

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОПЕЛ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ В КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМАХ МНОГОКАМЕРНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

*Докт. техн. наук В.К. Чванов, А.Э. Денисов (ОАО «ЭКА»),
канд. техн. наук П.С. Левочкин,
канд. техн. наук В.К. Старков,
докт. физ.-мат. наук Л.Е. Стернин,
канд. техн. наук В.Е. Ширшов (ОАО «ЭКА»),
канд. техн. наук В.Ю. Юрьев (ФГУП «ГКНПЦ имени
М.В. Хруничева»)*

Рассмотрены вопросы проектирования конструкций многокамерных двигательных установок (ДУ) с круглым или плоским штыревым соплом для ДУ ракет-носителей (РН) тяжелого и сверхтяжелого классов. Представлены разработанные новые конструктивно-компоновочные схемы одновременно начинающих работать с места старта ДУ первой и второй ступеней РН со штыревым соплом у ДУ первой ступени РН и тарельчатыми или обычными круглыми соплами у ДУ второй ступени, расположенной в укороченном центральном теле штыревого сопла ДУ первой ступени. Приведены также результаты ранее выполненных работ по штыревым и тарельчатым соплам.

Problems of design of multichamber propulsion units with round or flat pin nozzle for launch vehicles (LV) of heavy and super-heavy classes are reviewed. New design-layout schemes of propulsion units of first and second stages (simultaneously starting operation since the launch) with pin nozzle

at first stage of LV and plate or usual round nozzles of second stage propulsion unit, located in shortened central body of pin nozzle of first stage propulsion unit, are presented. Results of previously performed works on pin and plate nozzles are presented also.

Ключевые слова: Ракеты-носители, двигательные установки, жидкостные ракетные двигатели, сопла с центральным телом, компоновочные схемы.

Keywords: launch-vehicle, propulsion system, liquid propellant rocket engine, nozzle with central body, layout scheme.

Введение

Внимание разработчиков ракетных двигателей к кольцевым, в частности, тарельчатым и штыревым соплам проявилось ещё в конце 1950-х – начале 1960-х годов. Оно было обусловлено двумя причинами: 1) потребностями уменьшить продольный габарит ракетного двигателя за счёт существенного уменьшения длины сопла; 2) желанием повысить высотный (в полёте) удельный импульс ракетного двигателя за счёт адаптации степени расширения его сопла (сопел) к изменяющемуся с высотой полёта давлению окружающей среды (атмосферному давлению). Проводившиеся в то время в нашей стране и за рубежом научно-исследовательские работы показывали, что оба этих требования в определённой степени могут быть удовлетворены применением тарельчатых и штыревых сопел.

В начале 60-х годов прошлого века Г. Рао (США) предложил использовать такие сопла в качестве авторегулируемых для ЖРД [1]. На эту работу особое внимание обратил В.П. Глушко, по инициативе которого в ОКБ-456 (ныне НПО Энергомаш) был начат комплекс расчетно-конструкторских исследований по

анализу применимости тарельчатых, штыревых и других типов сопел для ЖРД тягой 1000 тонн.

В результате полуторалетных расчетно-конструкторских работ были выпущены два технических отчета [2, 3], в которых констатированы преимущества штыревых сопел по авторегулированию тяги в сравнении с тарельчатыми соплами. Однако там же было отмечено, что из-за большого периметра критического сечения таких сопел их охлаждение представляет большую и практически неразрешимую (на момент написания отчетов) проблему – тепловой поток к стенке при переходе от одиночного сопла Лаваля к штыревому осесимметричному соплу той же тяги возрастает примерно в 20 раз.

Аналогичными работами занимались также в США [4, 5], более того, в середине 1960-х годов в США в качестве маршевого двигателя для проектируемого тогда космического летательного аппарата Space Shuttle был разработан и успешно прошёл наземные испытания первый в мире кислородно-водородный ЖРД J-2Т со штыревым соплом Aerospike (с сегментными камерами сгорания, расположенными по тору вокруг круглого центрального тела) с тягой на земле 113 тс. Параллельно в США рассматривался также двухрежимный (с переходом от керосина к водороду в качестве горючего после достижения определённой высоты полёта) ЖРД с плоским штыревым соплом – Linear Aerospike [6]. Однако в 1970-х годах в США от использования ЖРД Aerospike на Space Shuttle отказались в пользу ЖРД SSME, на других ракетах он также не использовался, работы по таким ЖРД были прекращены, однако отдельные исследования, по крайней мере в СССР, продолжались. Так, в начале 1990-х годов, в связи с разработкой в нашей стране новых ЖРД для разгонных блоков, возобновился интерес к ЖРД с тарельчатыми соплами – в КБХА был создан и успешно прошёл наземные испытания первый в мире кислородно-водородный ЖРД РД-0126

«Ястреб» с размещением камеры сгорания в сверхзвуковой части сопла и разворотом потока в этом сопле на 180° [7].

В середине 1990-х годов, в связи с поисками путей снижения стоимости выведения грузов на орбиту, в частности, с помощью многоразовых одно- и двухступенчатых РН обычных (Delta Clipper) и крылатых (Venture Star) схем и, соответственно, необходимости повышения энергетических характеристик ЖРД, работающих в большом диапазоне изменения давления окружающей среды, интерес к ЖРД со штыревыми соплами возобновился.

Особенно широко за рубежом были развёрнуты работы по ЖРД с линейными штыревыми соплами [8-10] в связи с намерением их использования на многоразовых одноступенчатых крылатых летательных аппаратах (ЛА) Venture Star в США и аналогичных ЛА, разрабатываемых по европейской программе FESTIP.

На Venture Star предполагалось установить семь двигателей RS-2200 с штыревым соплом, работающих на топливе кислород с водородом общей тягой около 1600 тонн в пустоте (1400 тонн на земле). Фирма "Локхид-Мартин" занималась разработкой демонстратора – уменьшенной копии Venture Star для проверки работоспособности натурального двигателя RS-2200 с штыревым соплом. Плоское, авторегулируемое по высоте полета штыревое сопло позволяет при увеличении его геометрической степени расширения существенно повысить удельный импульс в пустоте при небольших потерях из-за перерасширения на начальной части траектории полета ЛА.

По мнению фирмы "Локхид-Мартин" и NASA, высокая эффективность ЛА Venture Star из-за использования штыревого сопла с большой степенью расширения позволила бы заменить известную систему Space Shuttle и на порядок снизить стоимость вывода полезного груза на околоземную орбиту.

Двигатель RS-2200 имеет плоское штыревое сопло с геометрической степенью расширения по площади, равной 173. С каждой стороны от плоской поверхности штыря расположено по семь осесимметричных в дозвуковой части камер с предварительным расширением потока газов в соплах до числа Маха $M \approx 3,5$. При объединении "в линию" они образуют плоское сопло с 49 камерами с каждой из двух сторон (семь двигателей RS-2200 содержат 98 камер). Проблемой является надежное функционирование всех камер, для чего требуется тщательная доводка отдельных камер и двигателя в целом. Одиночный модуль двигателя RS-2200 с тягой на земле 93 тс успешно прошел наземные испытания.

Однако в 2001 г. из-за отсутствия дальнейшего финансирования программы создания X-33 и Venture Star были остановлены.

Расчётные и экспериментальные научно-исследовательские работы по характеристикам круглых и линейных штыревых сопел и сопловых компоновок проводились в НПО Энергомаш [11, 12] и ЦИАМ [13, 14].

В последние годы в связи с потребностью улучшения характеристик перспективных многоступенчатых ракет-носителей, многоразовых ракетно-космических и авиационно-космических систем возродился интерес к двигательным установкам с соплами с центральным телом.

В настоящей статье рассматриваются схемы компоновок многокамерных ДУ с круглым или плоским штыревым соплом для многоступенчатых ракет-носителей. Предложены новые конструктивно-компоновочные схемы, позволяющие использовать преимущество сопел с центральным телом – их авторегулируемость.

Многокамерные двигательные установки со штыревыми и тарельчатыми соплами

При разработке компоновочных схем многокамерных ДУ с соплами с центральным телом необходимо стремиться в полной мере реализовать основное преимущество ДУ с такими соплами – авторегулируемость на всех высотах, начиная с поверхности Земли и до очень низких давлений окружающей среды. При этом приходится учитывать габаритные ограничения, диктуемые ракетой-носителем, на которой предполагается устанавливать такие ДУ. С этим связано укорочение центрального тела ДУ для уменьшения продольного габарита и, как следствие, появление донного торца с нежелательными потерями удельного импульса.

Для компенсации этих потерь, а также снижения донного сопротивления РН в [15] впервые было предложено разместить ДУ второй ступени РН, начинающей работать одновременно с ДУ первой ступени этой РН, в центральном теле круглого штыревого сопла ДУ первой ступени, полностью заняв его. По оценкам [15], на РН типа «Союз» с такими ДУ при использовании на второй ступени этой РН четырёхкамерного ЖРД с обычными соплами Лавалья и использовании в ДУ первой ступени штыревого сопла увеличение грузоподъемности РН «Союз» без учета дополнительной массы укороченного центрального тела первой ступени РН составит ~3 % (180 кг) за счет авторегулирования степени расширения соплового блока ДУ первой ступени, с учётом ~119 сек работы ДУ первой ступени до её отделения на высоте ~46 км.

Позднее, в развитие этой идеи, НПО Энергомаш предложило использовать в такой конфигурации ДУ первой и второй ступеней тарельчатое сопло для ДУ второй ступени, что оформлено совместными патентами НПО Энергомаш, ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева» и ОАО «ЭКА» [16, 17].

Согласно этим патентам предлагается для ДУ со штыревым соплом в качестве камер сгорания с соплами предварительного расширения использовать уже существующие ЖРД,

выполненные по схеме с дожиганием генераторного газа, но с укороченными соплами и измененными конфигурациями их выходных сечений, не затрагивая при этом наиболее сложные, напряженные и дорогостоящие агрегаты (камера сгорания, турбонасосные агрегаты):

- использовать в ДУ первой ступени РН уже существующие, разработанные в НПО Энергомаш, кислородно-керосиновые ЖРД типа РД120 и РД191 с укороченными соплами с косым выходным сечением, располагаемые вокруг общего для них штыревого сопла с укороченным до 30% от первичной длины центральным телом;

- использовать для камер ДУ второй ступени общее для них тарельчатое сопло, располагаемое в торце укороченного центрального тела ДУ первой ступени;

- изготавливать укороченное центральное тело ДУ первой ступени из композиционного материала (УУКМ или УККМ) без наружного проточного охлаждения.

Результаты предварительной конструкторской проработки варианта использования таких штыревых сопел с тарельчатым соплом в укороченном центральном теле представлены на рис. 1 и 2 с формами и поперечными размерами потоков газов, истекающих из составного соплового блока на различных высотах полета двухступенчатой РН: на рис. 1 на уровне земли при $p_a = 1,03 \text{ кг/см}^2$; на рис. 2 – на высоте ~40км при давлении окружающей среды $p_a = 0,003 \text{ кг/см}^2$. На этих рисунках указаны следующие позиции:

1 – топливный бак первой ступени РН; 2 – топливный бак второй ступени РН; 3 – укороченное центральное тело; 4 – внутренняя полость укороченного центрального тела; 5 – донная часть укороченного центрального тела; 6 – единое тарельчатое сопло многокамерной ДУ второй ступени РН; 7 – сопла предварительного расширения камер ЖРД многокамерной ДУ первой ступени РН; 8 – струя продуктов сгорания, истекающих из сопел предварительного расширения камер ЖРД многокамерной ДУ первой ступени; 9 – струя продуктов сгорания, истекающих из единого тарельчатого сопла

многокамерной ДУ второй ступени; 10 – внутренняя граница струй продуктов сгорания, истекающих из камер в тарельчатом сопле многокамерной ДУ второй ступени; 11 – дозвуковое возвратное течение; 12 – внешняя граница струи продуктов сгорания, истекающих из сопел предварительного расширения камер ЖРД многокамерной ДУ первой ступени; 13 – внутренняя граница струи продуктов сгорания, истекающих из сопел предварительного расширения камер ЖРД многокамерной ДУ первой ступени; 14 – камеры сгорания многокамерной ДУ первой ступени РН; 15 – внутренняя граница струи продуктов сгорания камер на выходе из тарельчатого сопла многокамерной ДУ второй ступени; 16 – камеры сгорания многокамерной ДУ второй ступени РН.

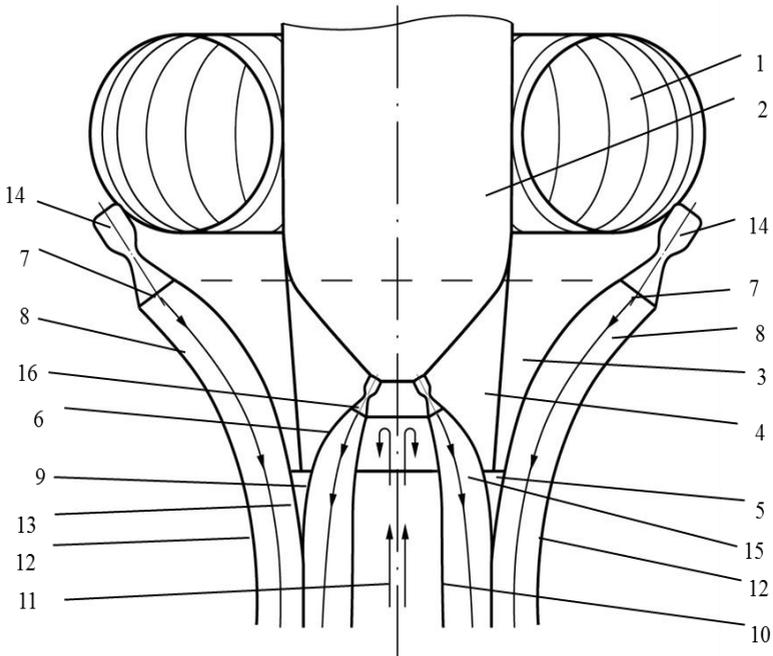


Рис. 1. Картина истечения потоков газа из соплового блока многокамерной ДУ при $p_h = 1,03 \text{ кг/см}^2$

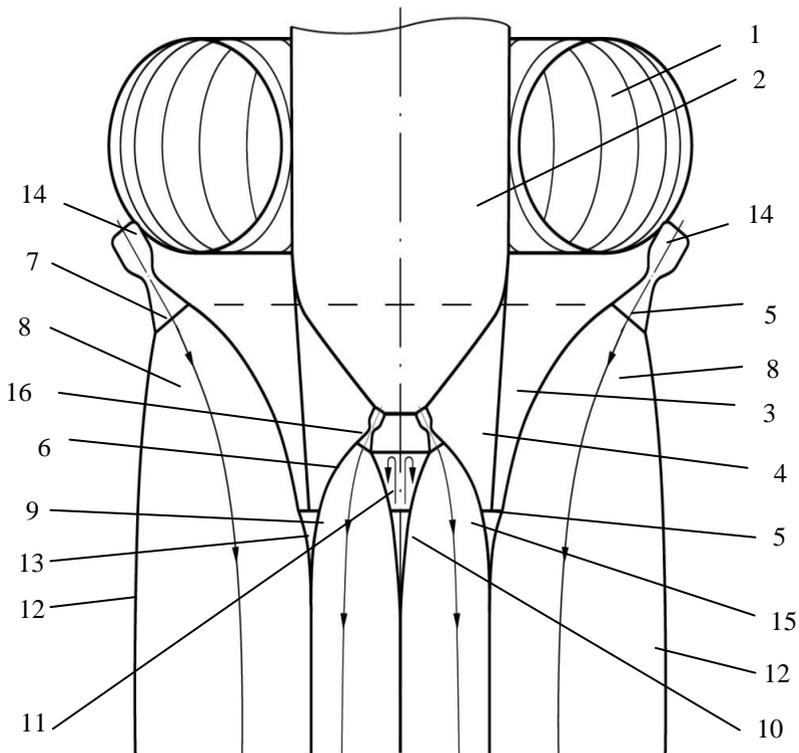


Рис. 2. Картина истечения потоков газа из соплового блока многокамерной ДУ на больших высотах полета ($p_h = 0,003 \text{ кг/см}^2$)

Из сравнения этих двух картин истечения потоков газа из соплового блока многокамерной ДУ при разных давлениях окружающей среды (на земле и на большой высоте полета) наглядно видно кардинальное изменение картины истечения газов из камер в тарельчатом сопле многокамерной ДУ второй ступени.

На рис. 3 и 4 показаны варианты конструкции предлагаемого соплового блока с круглыми плоскими штыревым и тарельчатым соплами. Позиции на рисунках такие же, как и на рис. 1 и 2.

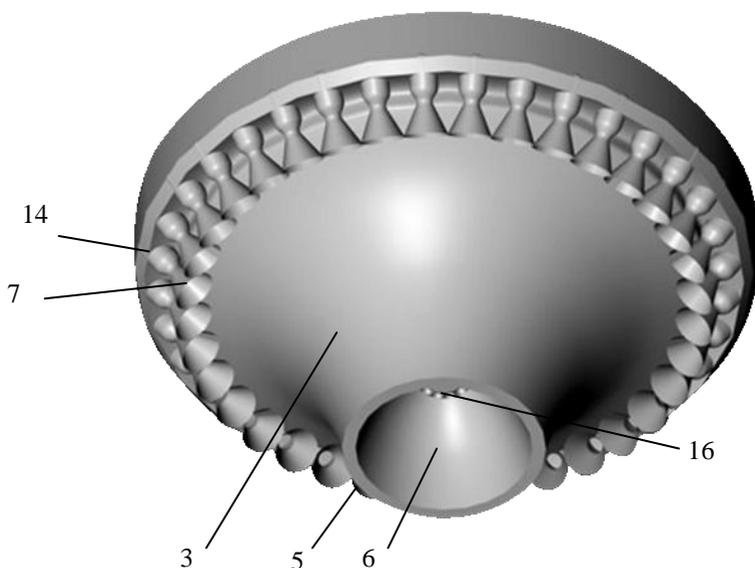


Рис. 3. Общий вид составного соплового блока с круглым штырем многокамерной ДУ и укороченного ЦТ (поз. 3) круглой формы первой ступени РН с вложенным в его внутреннюю полость единым тарельчатым соплом ЖРД круглой формы (поз. 6) многокамерной ДУ (поз. 16) второй ступени РН

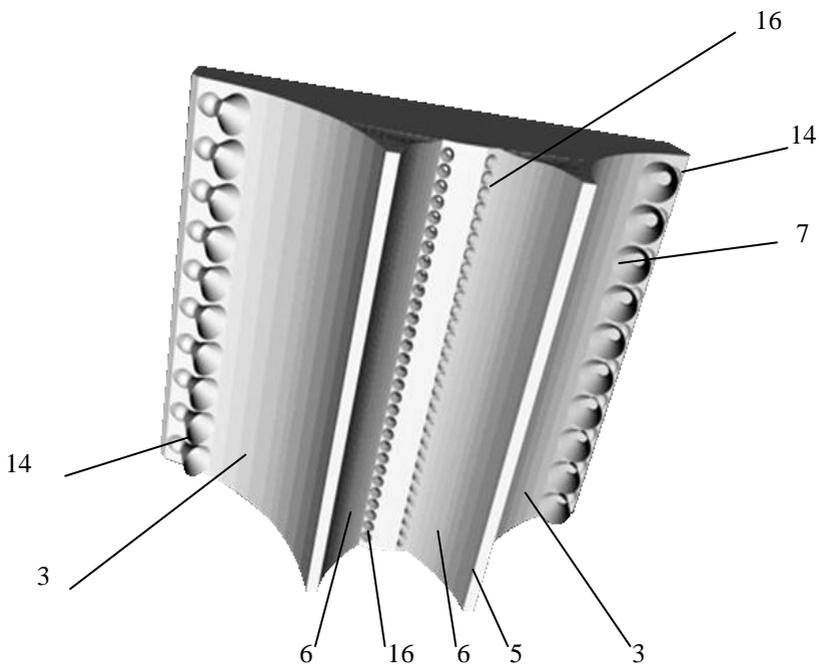


Рис. 4. Общий вид составного соплового блока с плоским штырем многокамерной ДУ и укороченного ЦТ плоской формы (поз. 3) первой ступени РН с установленным в его внутренней полости единым тарельчатым соплом ЖРД плоской формы (поз. 6) многокамерной ДУ (поз. 16) второй ступени РН

На рис. 5 показана компоновка многокамерной ДУ двухступенчатой РН сверхтяжелого класса «Вулкан» с составным сопловым блоком, доработанная с использованием патентов [16, 17].

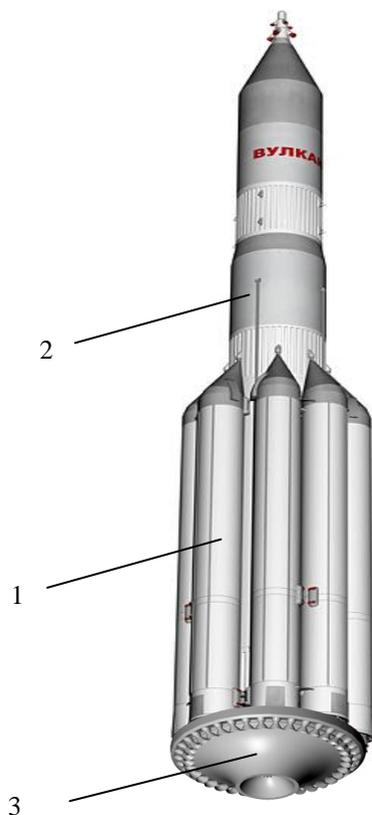


Рис. 5. Компоновка маршевой многокамерной ДУ двухступенчатой РН сверхтяжелого класса типа «Вулкан» с составным сопловым блоком: 1 – топливные баки первой и 2 – второй ступеней РН; 3 – многокамерная ДУ

В 2013 году в рамках НИР, выполненной ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева», были проведены проектные исследования по вариантам космических ракетных комплексов с РН тяжелого и сверхтяжелого классов и средств межорбитальной транспортировки для космодрома

«Восточный» на основе созданного задела при разработке РН «Ангара» и проектных разработок по многоразовой космической системе (МРКС), с разработкой и обоснованием предложений в проект ТЗ на аванпроекты по таким РН [18]. В результате проведенного анализа предложенных в [16, 17] компоновочных схем перспективных многоступенчатых РН получено, что показанные на рис. 1–4 компоновки позволяют улучшить основные летные и тактико-технические характеристики перспективных РН типа «Алдан» за счёт улучшения высотных характеристик ЖРД (повышение до ~5% среднего по траектории полета удельного импульса многокамерных ДУ первой и второй ступеней) и уменьшения аэродинамического донного сопротивления РН, а также уменьшить общую стоимость создания ДУ первой и второй ступеней РН за счет использования уже существующих ЖРД конструкции НПО Энергомаш РД120 и РД191, работающих по схеме с дожиганием газогенераторного газа.

В компоновках многокамерных ДУ с общим центральным телом и с симметрично расположенными по его окружности камерами с круглыми соплами для уменьшения донного сопротивления на атмосферном участке полета РН желательно размещать эти камеры как можно ближе друг к другу. Для этого можно использовать сопла с косым срезом, изменять форму сверхзвуковой части сопел – плавно переходя от круглых поперечных сечений к выходному сечению прямоугольной формы и т.д.

Примеры таких компоновок маршевой ДУ двухступенчатой РН тяжелого класса типа "Вулкан" показаны на рис. 6 – 9. Позиции на рис. 7 – 9 такие же, как на рис. 1.

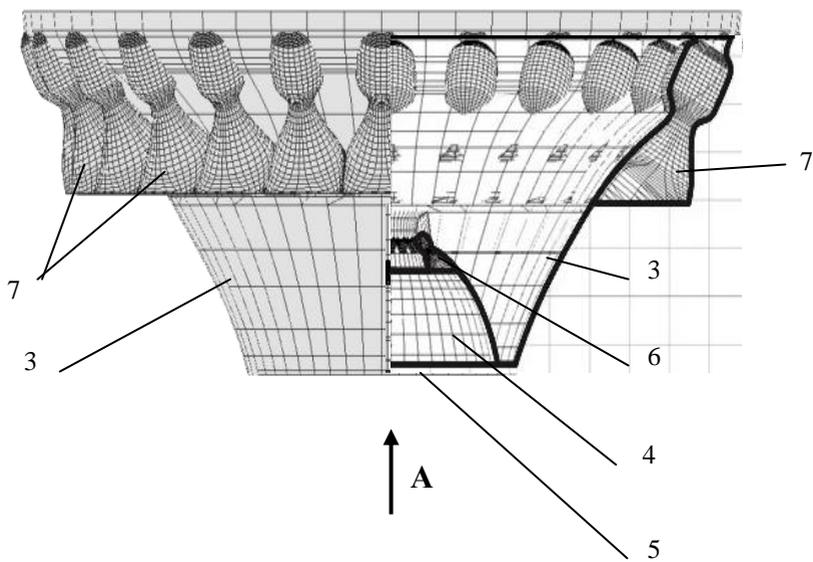


Рис. 6. Компоновка маршевой многокамерной ДУ двухступенчатой РН сверхтяжелого класса типа «Вулкан» – вид сбоку на разрез $\frac{1}{4}$ конструкции маршевых многокамерных ДУ и баков РН, полученный с помощью фронтальной и профильной секущих плоскостей конструкции компоновочной схемы маршевых многокамерных ДУ РН на рис. 1, где обозначены: 3 – обечайка укороченного ЦТ; 4 – единое тарельчатое сопло; 5 – нижняя кромка в донной части укороченного ЦТ; 6 – первичные укороченные сопла камер сгорания ЖРД в многокамерной ДУ второй ступени РН; 7 – первичные укороченные сопла камер сгорания ЖРД в многокамерной ДУ первой ступени РН

Вид А

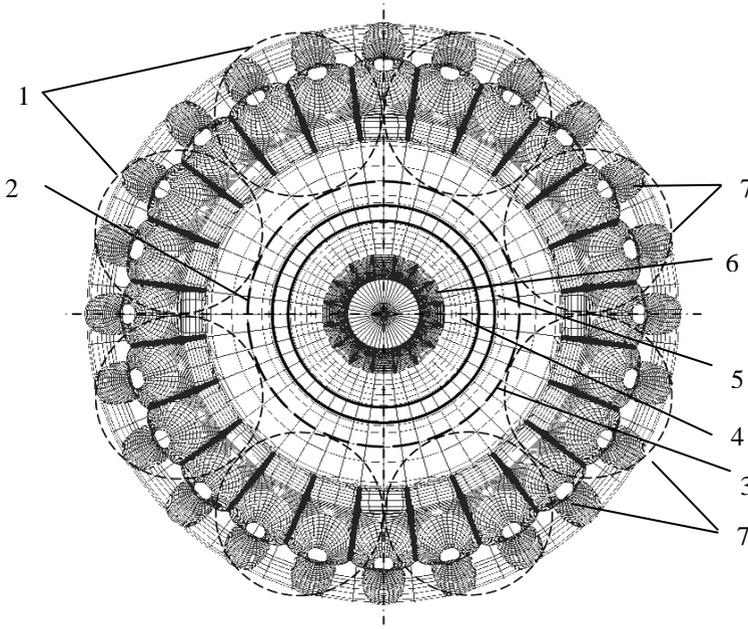


Рис. 7. Вид А на компоновку маршевой многокамерной ДУ двухступенчатой РН тяжелого класса типа "Вулкан": 1 – топливный бак первой ступени РН; 2 – топливный бак второй ступени РН; 3 – укороченное центральное тело; 4 – внутренняя полость укороченного центрального тела; 5 – донная часть укороченного центрального тела; 6 – единое тарельчатое сопло многокамерной ДУ второй ступени РН; 7 – сопла предварительного расширения камер ЖРД многокамерной ДУ первой ступени РН

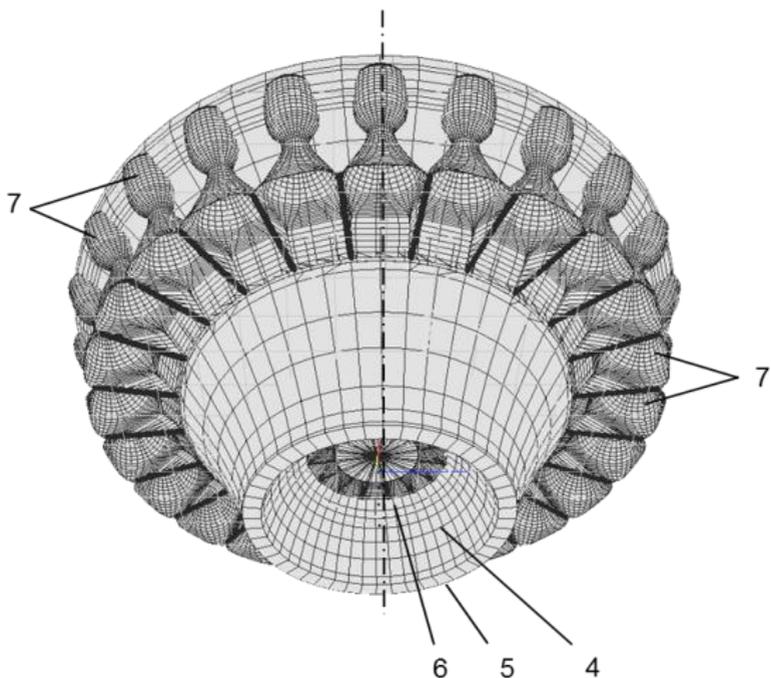


Рис. 8. Общий вид на нижнюю часть компоновки маршевой многокамерной ДУ двухступенчатой РН сверхтяжелого класса типа "Вулкан": 4 – внутренняя полость укороченного центрального тела; 5 – донная часть укороченного центрального тела; 6 – единое тарельчатое сопло многокамерной ДУ второй ступени РН; 7 – сопла предварительного расширения камер ЖРД многокамерной ДУ первой ступени РН

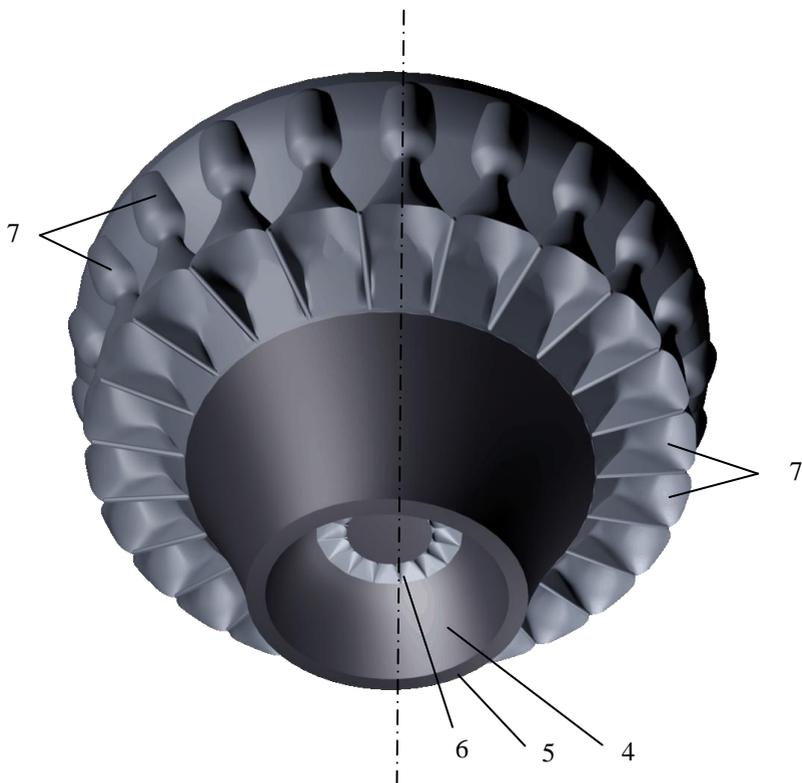


Рис. 9. Общий вид на нижнюю часть газодинамической модели компоновки маршевой многокамерной ДУ двухступенчатой РН тяжелого класса типа "Вулкан"

Влияние "плотности" размещения отдельных сопел по окружности общего центрального тела – расстояния между соплами исследовалось в экспериментах на холодном рабочем теле [19]. В этих экспериментах использовалась модель 24-сопельной компоновки с общим центральным телом. Влияние расстояния между отдельными соплами было изучено на компоновках с 12 и 8 симметрично расположенными

отдельными соплами. При больших расстояниях между соплами происходило заметное ухудшение характеристики – отношения измеренной силы тяги к тяге, вычисленной в предположении изэнтропического расширения до давления окружающей среды. Ухудшение характеристики происходило вследствие уменьшения давления в пространстве между соплами.

Продемонстрировано, что при близко расположенных отдельных соплах многосопельная компоновка с центральным телом по рабочим характеристикам практически идентична кольцевому соплу с центральным телом.

Для реализации на практике компоновок многокамерной ДУ, показанных на рис. 8 и 9, можно использовать, как уже говорилось выше, кислородно-керосиновые двигатели конструкции НПО Энергомаш, например двигатель РД191, с доработанными камерами – камерами с соплом с косым срезом, или с прямоугольным выходным сечением сопла.

Выводы

1. Многосопловые ДУ с общим центральным телом соплового блока, позволяющие оптимизировать изменение удельного импульса по траектории полета многоступенчатых РН, начиная с поверхности Земли до больших высот, могут использоваться при разработке перспективных отечественных ракет-носителей тяжелого и сверхтяжелого классов. Их использование позволит увеличить относительную массу полезного груза и улучшить аэродинамические характеристики РН.

2. Предложены новые схемы компоновок многокамерных ДУ с формированием круглых или плоских штыревых сопел ДУ первой ступени РН, в укороченном центральном теле которых располагается ДУ второй ступени, начинающей работать одновременно с ДУ первой ступени, что уменьшает донное

сопротивление РН. Предложены схемы компоновки соплового блока с "плотным" расположением камер по окружности общего центрального тела, уменьшающие потери из-за подсоса окружающего воздуха в донную область РН на атмосферном участке полета ракеты-носителя.

Литература

1. *Paо Г.* Исследование новых типов ракетных сопл // Исследование ракетных двигателей на жидком топливе: Пер. с англ. / Под ред. В.А. Ильинского. М.: Мир, 1964, с. 440-449.
2. *Каторгин Б.И., Стернин Л.Е., Агафонов С.П.* и др. Исследование характеристик различных типов камер сгорания для ЖРД большой тяги. Технический отчет ОКБ-456, №527-11, 1961.
3. *Каторгин Б.И., Стернин Л.Е., Агафонов С.П.* и др. Расчетно-конструкторский анализ ЖРД большой тяги. Технический отчет ОКБ-456, №527-13, 1962.
4. Huang D.R Aerspike Engine Technology Demonstration for Space Propulsion, AIAA Paper No. 74 – 1080, presented at AIAA/SAE 10 th Propulsion Conference, October 1974.
5. Beichel R. Nozzle Concepts for Single-Stage Shuttle. Aeronautics and Astronautics. June 1975. pp. 16-27.
6. Sobin A.Y. and Martinez A. Linear rocket engines for advanced Space Transportation systems. AIAA paper No. 75-1251, presented at AIAA/SAE 11 th Propulsion Conference, September 29 – October 1, 1975.
7. *Афанасьев И.* Воронеж удивляет // Новости космонавтики. 1999. № 8. Изд. РАКА. С. 34-35.
8. H. Immich, F. Nasuti, M. Onofry, M. Caporicci. Experimental and numerical analysis of linear plug nozzles. AIAA Paper 98-1603.
9. T. Tomita, M. Takahashi, T. Onodera, H. Tamura. Thrust loss due to design of linear aerospike nozzles. AIAA Paper 2000-3290.
10. Weegar R. Rocketdyne Aerospike Key to SSTO Missions/ Launchspace. The Magazine of the Space industry. March 15, 1997. pp. 31-33.

11. *Каторгин Б.И., Стернин Л.Е., Старков В.К. и др.* Исследование характеристик многокамерного ракетного двигателя с общим плоским штыревым соплом на топливах кислород-водород и кислород-керосин. Технический отчет №769-79-97 НПО Энергомаш. 1997.

12. *Каторгин Б.И., Чванов В.К., Киселев А.С., Клепиков И.А., Стернин Л.Е.* Тяговые характеристики ЖРД со штыревыми соплами // Труды НПО Энергомаш. М., № 19, 2001. С. 18 – 37.

13. *Бафталовский С.В., Крайко А.Н., Тилляева Н.И.* Профилирование авторегулируемых сопел с центральным телом, оптимальных при работе в пустоте, и определение их тяги на старте с Земли, Избранные труды XXII научных чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П.Королева и других ученых-пионеров освоения космического пространства, «Война и мир», М., 1998.

14. *Крайко А.Н., Тилляева Н.И.* Профилирование сопел с центральным телом и определение оптимального направления их первичных потоков // Изв. РАН. МЖГ. 2007. № 2, с. 194-203.

15. *Ширшов В.Е., Власкин А.М.* Двигательная установка. Авторское свидетельство на изобретение № 169899 от 01.03.1982 г.

16. *Стернин Л.Е., Ширшов В.Е., Денисов А.Е.* Способ создания аэродинамического сопла многокамерной двигательной установки и составной сопловой блок для осуществления способа. Патент РФ № 2511800 от 19.10.2012.

17. *Чванов В.К., Стернин Л.Е., Ширшов В.Е., Денисов А.Е., Юрьев В.Ю.* Компоновка многоступенчатой ракеты-носителя. Патент РФ № 2532445 от 13.03.2013.

18. *Чванов В.К., Стернин Л.Е., Ширшов В.Е., Денисов А.Е.* Способ создания аэродинамического сопла многокамерных двигательных установок ракет-носителей сверхтяжелого класса. Труды Всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы улучшения тактико-технических характеристик ракетно-космической техники, ее создания, испытаний и эксплуатации». Том 2, стр. 160-163, ВКА им Можайского. 2014.

19. *Мигдал, Хорган, Чемей.* Экспериментальная оценка характеристик многосопельной компоновки с общим центральным

телом. Доклад на конференции ARS по реактивным двигателям. 1 3 февраля 1961. Пер. с англ. Ракетная техника. 1964.

Поступила 07.11.14 г.