

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ И РАЗРАБОТКИ СОПЕЛ ДВИГАТЕЛЕЙ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ С ВЫСОКОЙ ПЛОТНОСТЬЮ КОМПОНОВКИ

Представлены результаты исследований и разработки новых конфигураций сопел ракетных двигателей, главным образом кольцевых (с внутренним и внешним расширением потока), для плотных компоновок перспективных ступеней ракет и космических аппаратов, выполненных, в основном, в Институте технической механики НАНУ и НКАУ.

Представлені результати досліджень і розробки нових конфігурацій сопів ракетних двигунів, головним чином кільцевих (із внутрішнім і зовнішнім розширенням потоку), для щільних компонувань перспективних ступенів ракет і космічних апаратів, які виконано, в основному, в Інституті технічної механіки НАНУ й НКАУ.

The results of studies and development of new configurations of the nozzles of rocket engines, mostly circular (internal and external expansion of the flow) for dense configurations of perspective steps of rockets and the space vehicles, executed, basically, in Institute of technical mechanics of a national academy of sciences of Ukraine and national space agency of Ukraine are presented.

Для современного развития ракетно-космического двигателестроения важным направлением является поиск нетрадиционных решений по организации процесса в камере сгорания двигателя и последующего расширения потока в сопле. При этом, как показывают результаты проектно-поисковых исследований, выполненных в Институте технической механики НАН Украины и НКА Украины (ИТМ) и рядом отечественных и зарубежных организаций, в новых условиях применения, в частности при жестких требованиях по уменьшению габаритов и стоимости двигательной установки, оптимальными могут быть нетрадиционные технические решения, в частности по сопловым блокам двигателей [1 – 5]. Это вынуждает активизировать разработку новых технических решений и выполнять комплексный анализ, как новых сопловых блоков, так и известных ранее.

В условиях габаритных ограничений при создании ракет плотной компоновки преимущества имеют укороченные сопла, несмотря на несколько меньший их удельный импульс. Эквивалентные соотношения для удельного импульса двигательной установки I_V и длины соплового блока L_{CB} [4]

$$\frac{dI_V}{I_V} = C \frac{dL_{CB}}{L_{CB}}, \quad C = \frac{\mu_K - 1}{\mu_K \ln \mu_K} \frac{1}{\frac{L_{DV}}{L_{CB}} - 1}, \quad \mu_K = \frac{M_K}{M_0}$$

где M_K , M_0 – конечная и начальная масса ракеты, L_{DV} – длина двигательной установки, позволяют проанализировать влияние характеристик сопла на энергомассовые характеристики ступени ракеты.

В частности, анализ уравнения применительно к ступени ракеты позволяет сделать следующие выводы:

– уменьшение длины сверхзвуковой части сопла (L_{CB}) приводит к некоторому снижению удельного импульса тяги (I_V), которое компенсируется возможностью увеличения длины топливных баков и запасов топлива в прежних габаритах ступени;

– преимущества укороченных сопел с уменьшением μ_K и $L_{ДУ} / L_{СБ}$ (что характерно для двигателей верхних ступеней ракет) возрастают (величина C уменьшается), так как сопла двигателей верхней ступени выполняются с большой степенью расширения и без принятия особых решений могут иметь недопустимую длину.

Для сокращения длины сверхзвуковой части сопла предложены многочисленные конфигурации коротких сопел. Каждая конфигурация соплового блока (*СБ*) обладает рядом достоинств и недостатков и может быть оптимальной в некоторых конкретных условиях.

Исследованием газодинамики и разработкой схем и конструкций сопел ракетных двигателей занимались и продолжают заниматься многие авторы и многие организации в разных странах. В настоящее время имеется фундаментальная научно-техническая база по созданию сопел ракетных двигателей, в создание которой внесен вклад В. М. Ковтуненко и его учениками (в частности, [4, 6]). Вместе с тем, создание новых типов сопел ракетных двигателей для ступеней ракет, разгонных блоков и космических аппаратов является актуальным и относится к одной из важнейших задач создания нового поколения ракет и космических аппаратов.

Целью настоящей работы является анализ состояния разработок и направлений развития нетрадиционных схем сопловых блоков ракетных двигателей ступеней ракет и разгонных блоков *КА*, выполненных в Институте технической механики НАН Украины и НКА Украины и некоторых других организациях, и определение перспективных направлений дальнейших работ.

Разработки и исследования некоторых конфигураций укороченных сопел. В данной работе к соплам малой длины отнесены раздвижные или развертываемые сопла, укороченные сопла с цилиндрической обечайкой или с газодинамическим насадком, колоколообразные сопла. Упомянутые типы сопел разработаны или разрабатываются, в основном, применительно к односопловым ракетным двигателям твердого топлива (*РДТТ*) ступеней ракет с плотной компоновкой. Большинство таких *РДТТ* выполнено с центральным утопленным соплом Лавалья, при этом имеется некоторая оптимальная степень утопленности сопла в камере *РДТТ*. Для двигателей верхних ступеней ракет, имеющих сопла большой степени расширения, длина утапливаемой части сопла составляет не более десяти процентов его длины в рабочем положении.

Для сокращения длины переходного отсека ступени (рис. 1, д), а, следовательно, для улучшения габаритно-массовых характеристик ракеты, применяют раздвижные или развертываемые сопловые насадки [1, 4, 5], основные конструктивные схемы которых показаны на рис. 1, а – г.

Из возможных схем *СБ* с многосекционным раздвижным насадком в настоящее время чаще всего используются *СБ* с одним выдвигаемым насадком (рис. 1 а, поз. 2). Отработан процесс установки насадка до, во время и после запуска двигателя.

Ведутся разработки, конструктивные и технологические исследования по созданию более сложных двухсекционных раздвижных (рис. 1, а, поз. 2') и разворачивающихся (рис. 1, б) сопловых насадков; однако усложнение конструкции (по сравнению с односекционным раздвижным) сдерживает их практическое применение.

Для расчета параметров течения и импульсных характеристик сопла с насадком в развернутом положении используются известные методы (для расчета сопла Лавалия). Некоторые возмущения сверхзвукового потока из-за неизбежных уступов в местах стыковки не вызывают больших потерь удельного импульса тяги сопла, однако, как показали исследования ИТМ, могут приводить к повышенным эрозионным местным разрушениям обтекаемой поверхности. Могут также возникать проблемы обеспечения симметрии потока в сопле и его динамической стабильности [4].

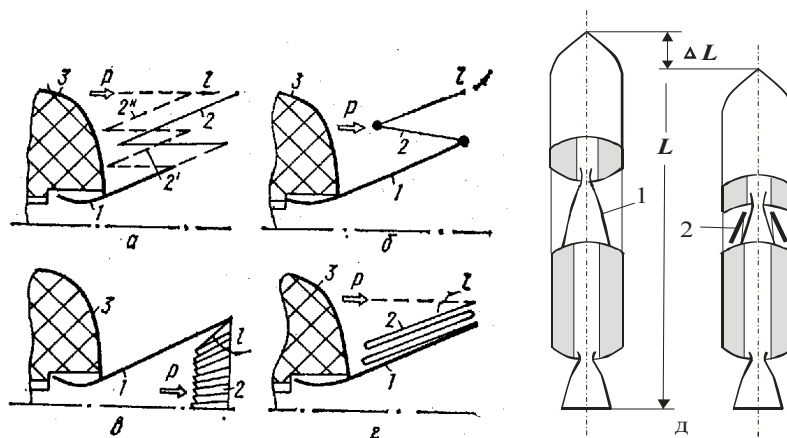


Рис. 1

Проводились исследования по созданию различных конструкций складных насадков (рис. 1, в, г), в частности изготавливаемых из эластомера и композитного материала [5]. Вследствие сложности и трудности обработки такие конструкции в настоящее время практически не применяются.

В последнее время разрабатываются конструкции складных насадков, выполненных из прорезиненных материалов, армированных металлом, или из композитных материалов (типа «углерод-углерод»).

Следует отметить, что применение разворачиваемых *СБ* сужает область возможных вариантов разделения ступеней ракет, запуска двигателя и способов регулирования вектора тяги. В большинстве случаев воспламенение в двигателе с разворачиваемым соплом может быть проведено только после отделения предыдущей ступени. Многие варианты *СБ* допускают запуск двигателя после разворачивания и фиксации насадка.

Для некоторых типов *РДТТ* представляют интерес укороченные *СБ* с насадком, образуемым обечайкой корпуса ступени ракеты (рис. 2) [1, 7].

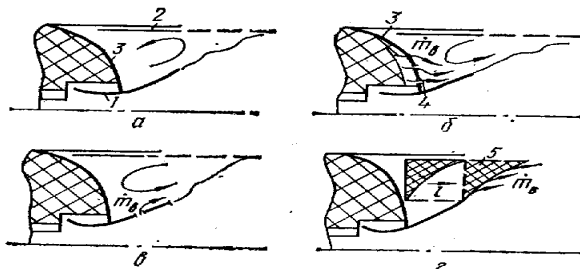


Рис. 2

Укороченное сопло с подвижной цилиндрической обечайкой (рис. 2, а) имеет неизменяемую часть 1 ограниченной длины, которая дает на выходе (участка без насадка) недорасширенную сверхзвуковую струю, разворачивающуюся на кромке (укороченной части) в окружающую среду. При выдвигании обечайки 2 струя газов достигает ее поверхности, давление в объеме между насадком и струей повышается (до донного давления). Это приводит к увеличению усилия, действующего на основание насадка, и следовательно, к увеличению тяги двигателя.

Несмотря на то, что экономичность двигателя с укороченным профилем и цилиндрическим насадком ниже базового *СБ* с расчетным профилем, уменьшение габаритов и массы ступени ракеты в ряде случаев полностью компенсируют потери энергии.

Укороченные сопла с цилиндрическим насадком могут эффективно использоваться в двигателях, работающих в условиях, когда давление окружающей среды изменяется в широком диапазоне и целесообразно регулирование высоты сопла. В этом случае базовое (укороченное) сопло профилируется на степень расширения, выбранную для высоких давлений окружающей среды (например, у поверхности Земли или иных планет, под водой и др.). При повышенном внешнем давлении сопло работает с утопленным насадком, создавая импульс тяги, близкий к оптимальному. При пониженном внешнем давлении цилиндрический насадок выдвигается и степень расширения *СБ* увеличивается. При этом эффективность выбранной конструкции *СБ* существенно зависит от диаграммы работы двигателя и изменения давления окружающей среды. По оценкам [4] применением подобной схемы *СБ* для двигателей с широким диапазоном регулирования тяги, работающих в условиях с изменяющимся давлением окружающей среды, среднетраекторный удельный импульс тяги можно увеличить до 2,5 %.

Эффективность укороченного сопла с цилиндрическим насадком можно повысить путем небольшого массоподвода (различными средствами) в область между соплом и цилиндрической обечайкой (рис. 2, б – со вдувом из камеры, в – со вдувом из сопла, г – с кольцевым зарядом) [7].

Улучшение габаритных и энергомассовых характеристик ступеней ракеты может быть достигнуто применением так называемого колоколообразного сопла (рис. 3, а, поз. 2). Его длина может быть существенно меньшей (до 40% от длины сопла, профилированного по линии тока) при сравнительно небольших потерях удельного импульса за счет этого (до 5%), которые зависят от конфигурации трансзвукового и сверхзвукового участка «колокола» и увеличиваются при уменьшении длины сопла [4, 5, 8]. Снижение удельного импульса

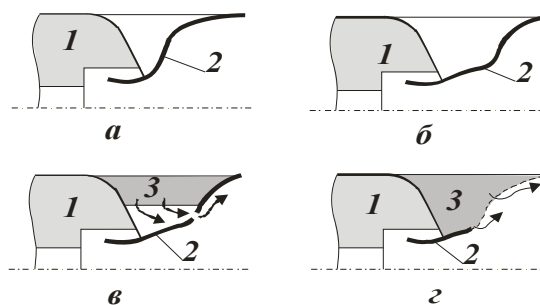


Рис. 3

тяги такого сопла может быть полностью компенсировано улучшением габаритных и массовых характеристик ступени ракеты.

Поиск оптимальных конфигураций колоколообразных насадков приобретает особую актуальность при разработке так называемых «интегрированных» ступеней ракет. Такие конфигурации могут быть конкурентоспособными базовому *СБ* тарельчатого типа (см. ниже), принятому в проекте [9].

Расчетные исследования [5] показали, что потери удельного импульса тяги возрастают с уменьшением длины профилированной (по линии тока) части сопла при разных контурах колоколообразного насадка (рис. 3, б). При этом для «интегрированной» компоновки твердотопливной ракеты целесообразно применение сопел с большой степенью утопленности и увеличенными углами раскрытия в месте стыка с колоколообразным насадком (с целью приближения формы насадка к форме корпуса переднего днища двигателя последующей ступени ракеты).

Потери удельного импульса тяги в колоколообразном насадке можно уменьшить путем массоподвода в области излома контура (рис. 3, в). Это уменьшает волновые потери удельного импульса в области стыка основного сопла с насадком и увеличивает давление на стенке насадка. Упомянутый массоподвод можно выполнить путем отбора газа из камеры сгорания. Однако больший интерес представляет решение (рис. 3, г), при котором источник рабочего тела выполнен в виде заряда низкотемпературного безметалльного твердого топлива (для попутного уменьшения температуры и эрозии стенки насадка), размещенного в объеме, ограниченном задним днищем двигателя 3, «неподвижной» обечайкой *СБ* 2 и обечайкой корпуса ступени ракеты.

Такой насадок имеет аналогию с «псевдосоплом», имеющим подвижную обтекаемую поверхность (обечайку) из твердого топлива. Работы по созданию *РДТТ* с таким соплом начаты в середине 60-х годов [10] с целью снижения стоимости двигателей. Формирование реактивной струи в таком (так называемом «бессоплом» *РДТТ*) происходит в канале заряда твердого топлива с малой скоростью горения. Внутренняя геометрия этого заряда представляет собой канал, имеющий форму сопла Лавалья, расширяющегося при работе двигателя, в общем случае неравномерно, по длине сопла (больше с приближением к выходному сечению). Такого типа *РДТТ* представляет интерес в составе комбинированного прямоточного воздушно-реактивного двигателя (*ПВРД*): после выгорания заряда камера *РДТТ* используется как камера *ПВРД*.

Кольцевые сопла. Кольцевые сопла с длиной, существенно меньшей длины круглого сопла Лавалья, и с высокими импульсными характеристика-

ми изучаются давно. Некоторые результаты сообщаются в книгах [4, 5, 11, 12] и ряде других публикаций [32 – 35], в том числе авторов настоящей статьи [13 – 22].

Теория кольцевых сопел с истечением идеального газа разработана достаточно полно. Для учета реальных свойств продуктов сгорания ракетных топлив при расчете кольцевых сопел требуются дальнейшие исследования.

Особенно сложны и мало изучены процессы истечения продуктов сгорания твердых металлизированных топлив.

Ниже рассмотрено шесть типов кольцевых сопел (рис. 4): а – кольцевое сопло со штыревым (неукороченным) центральным телом, б – сопло с укороченным центральным телом и развитой обечайкой, в – кольцевое сопло с внутренним расширением потока (тарельчатое сопло), г – сопло внешнего расширения с относительно протяженным центральным телом, д – сопло внешнего расширения с относительно коротким центральным телом, е – кольцевое сопло с «плоским» центральным телом и массоподводом в донную область («аэродинамическое» или «плоское» сопло). Каждый из них имеет ряд модификаций, отличающихся конфигурацией и размерами до-, транс- и сверхзвуковой частей.

Все типы и модификации представляют определенный интерес и могут быть применены в перспективных двигателях сверхплотных компоновок ракет.

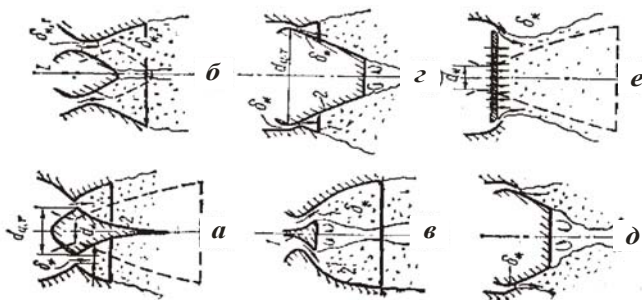


Рис. 4

Результаты проектно-поисковых исследований, в частности [4, 5], показали, что кольцевые сопла с внешним расширением (рис. 4, г, д), обладая в отдельных случаях более высокими импульсными и габаритными характеристиками по сравнению с круглым и тарельчатым соплами, наиболее сложные и труднореализуемые. Большие относительные диаметры центрального тела ($ЦТ$) $d_{ЦТ}$ и малый зазор кольцевого критического сечения δ_* создают трудности в решении задач надежного крепления $ЦТ$ и обечайки сопла; сложными остаются задачи по обеспечению достаточной равномерности и стабильности критического сечения в условиях больших давлений, температуры и эрозионного воздействия продуктов сгорания ракетных топлив. Большие габариты и масса штыревого $ЦТ$ делают эти сопла практически неприемлемыми для использования в ступенях ракет плотной компоновки. Укорочение $ЦТ$ влечет за собой уменьшение экономичности сопла. В наземных условиях эти сопла в процессе работы больше других подвержены влиянию внешнего потока, что приводит к нестабильности тяговых характеристик двигателя по модулю и направлению вектора тяги в условиях внешних возмущающих воздействий. Возможности регулирования вектора тяги этих сопел также крайне ограничены.

Плоское сопло (рис. 4, е), обладая недостатками сопел (рис. 4 г и рис. 4 д,) имеет наименьшие габариты и хорошие компоновочные качества, однако оно наименее экономично.

Описанные недостатки сопел с внешним расширением сдерживают их развитие и практическое использование, требуют поиска и разработки новых «прорывных» технических решений по камере сгорания и двигателю в целом. О некоторых решениях сообщается ниже.

В настоящее время более разработаны, исследованы и нашли практическое применение кольцевые сопла с внутренним расширением газового потока (рис. 5). В этих соплах газовый поток не подвержен внешним воздействиям, конструкции сопел обладают большими возможностями по обеспечению регулирования осевой тяги и созданию управляющих полетом ракеты боковых усилий. Модификации этих типов сопел позволяют выбрать конфигурации, приемлемые для условий жестких ограничений осевых габаритов.

Наибольший интерес зарубежных и отечественных исследователей привлекают кольцевые сопла с принудительным разворотом потока в критическом сечении (рис. 5), что обеспечивается выбором специального профиля ЦТ и обечайки. Такие сопла при практически одинаковых импульсных характеристиках имеют почти вдвое меньшую длину обечайки по сравнению с круглым соплом (Лавалья) и обеспечивают частичное авторегулирование высотности при работе в условиях переменного давления окружающей среды. Многие конфигурации таких сопел наиболее плотно компонуются в хвостовом отсеке ступени ракеты и имеют ряд других преимуществ, в частности по регулированию величины и направления вектора тяги.

Разработки и исследования тарельчатых сопел. Наиболее привлекательны для плотных компоновок ракет кольцевые сопла с внутренним расширением потока, которые включают и тарельчатые сопла (ТС). Тарельчатые сопла можно классифицировать по типу ЦТ и обечайки сопла: сопла с плоским непроточным (рис. 5, а) и проточным (рис. 5, б, в) ЦТ, с дискретным критическим сечением (рис. 5, д), шатровым ЦТ (рис. 5, г), шатровым ЦТ с центральным соплом (рис. 5, е). На рис. 5 обозначено: 1, 4, 5 – центральное тело, 2 – обечайка сопла.

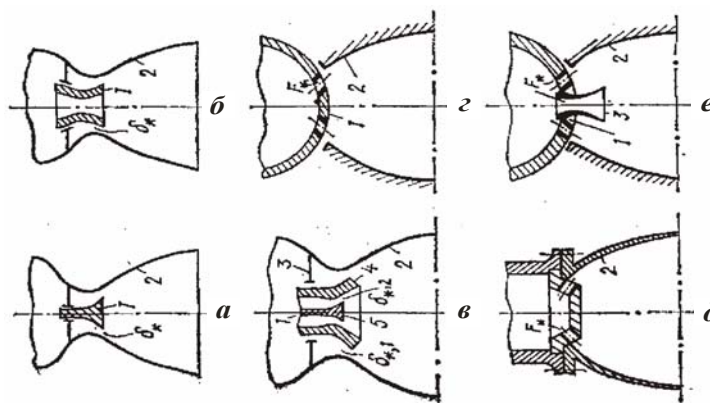


Рис. 5

Классическая схема ТС (рис. 5, а) обладает следующими преимуществами. При работе в атмосферных условиях обеспечивается частичное авторегулирование высотности сопла. Варьируя при проектировании сопла угол на входе в сверхзвуковую часть (θ_{BX}), можно выбрать оптимальные контур и

длину сопла, наиболее полно удовлетворяющие требованиям по экономичности и габаритным ограничениям. Малые размеры *ЦТ* создают благоприятные условия для его перемещения с целью регулирования и стабилизации тяги. Управление вектором тяги сопла может осуществляться путем вдува газа через окна, выполненные в обечайке сопла, выдвиганием в поток интерцептора, смещением или качанием *ЦТ*.

Основным недостатком этого сопла является трудность обеспечения работоспособности *ЦТ* и элементов его крепления (пилонов), а также стабильности тяговых характеристик при высокой температуре и эрозионном воздействии газового потока.

Результаты исследований показали, что применительно к верхним ступеням ракет, где авторегулирование высотности не требуется, преимуществами обладают сопла с проточным *ЦТ* (рис. 5, б, в). Вдув газа в донную область *ЦТ* увеличивает донное давление увеличивая удельный импульс сопла. С повышением расхода газа на поддув в донную область его влияние на величину удельного импульса снижается, но в этом случае канал в *ЦТ* может выполняться в виде профилированного сопла – круглого (рис. 5, б) или тарельчатого (рис. 5, в). Центральная струя, истекающая из *ЦТ*, позволяет снизить нагрузки на него и более полно использовать мидель сопла. Кроме того, сопла с проточным *ЦТ* обладают большими возможностями по регулированию вектора тяги, так как для управления им может быть использована центральная струя. При этом они могут быть выполнены короче, чем обычное *ТС* (рис. 5, а). Если малое (внутреннее) *ТС* сделать регулируемым путем осевого перемещения малого *ЦТ*, то стабилизацию и регулирование осевой тяги можно реализовать с особенно высокой точностью, и при этом энергомассовые затраты на регулирование могут быть резко снижены по сравнению с соплами рис. 5, а и рис. 5, б, где надо перемещать основное *ЦТ*.

ТС с дискретным критическим сечением (рис. 5, д) упрощает технологию изготовления сопла и проблемы обеспечения точности и стабильности критического сечения. Дискретная критика может быть выполнена либо в виде ряда круглых отверстий, либо в виде набора щелевых проходных сечений по периферии *ЦТ*.

ТС с шатровым *ЦТ* (рис. 5, г, е) может оказаться проще в конструктивном отношении, однако оно не позволяет применять большие углы на входе обечайки, следовательно, будет более длинным.

Характер течения газа в *ТС* с дискретным критическим сечением резко усложняется вследствие появления отрывных зон между окнами или за пилонами. Осесимметричная теория для такой трансзвуковой области неприменима из-за трехмерного течения. На выходе из критического сечения наблюдаются зоны повышенного давления вследствие слияния потоков из отдельных критических сечений. Между каналами давление несколько ниже, чем по оси потока, вследствие наличия отрывных зон. Ниже по потоку струи смешиваются, давление на стенке в окружном направлении выравнивается, образуется кольцевой поток, но и в этой зоне надо учитывать влияние предшествующих трехмерных эффектов.

Расчетные исследования показали, что несмотря на упомянутые различия в распределении статического давления для разных конфигураций критического сечения, удельный импульс для них оказался практически одинаковым. Коэффициент расхода в большей мере зависит от конфигурации критического сечения.

Конфигурации обечайки сопла 2, кроме показанных на рис. 5, по аналогии с обычными круглыми соплами, могут быть выполнены сжатыми, с изломом контура, с цилиндрическими и колоколообразными насадками, развертываемыми.

Особенности профиля и степень расширения сопла надо учитывать при проектировании регулируемого сопла, т. е. когда ЦТ перемещается в осевом направлении на относительно большие расстояния.

Газодинамические аспекты регулируемого тарельчатого сопла. Задача по оптимизации контура регулируемого ТС формулируется, например, следующим образом: известны изменения тяги, наружного давления $P_0(t)$, $p_H(t)$ и допустимые потери удельного импульса на управление $\Delta I_{уп}$, заданы ограничения на длину и диаметр среза сопла L_c , d_a . Надо найти контур, при регулировании которого в обеспечение $P(t)$ требуемое количество топлива будет минимальным. Наиболее сложно решение этой задачи в том случае, когда площадь критического сечения сопла F_* , давление на входе в сопло p_0 и наружное давление p_H могут изменяться независимо; при этом число сочетаний параметров режимов работы сопла резко возрастает.

Можно использовать следующий упрощенный подход к профилированию регулируемого ТС. Для некоторого базового режима работы, выбираемого на основе анализа циклограммы $P(t)$ и зависимостей $p_0(t)$, $p_H(t)$, определяются расчетные значения площади критического сечения F_*^0 и числа Маха на выходе сопла M_a^0 . Ввиду неоднозначности выбора базового режима получаемый в результате последующих расчетов контур сопла будет одним из многих различных приближений к оптимальному. В случае, когда циклограмма $P(t)$ состоит из нескольких участков постоянных значений тяги, в качестве базового можно выбрать такой из режимов, на котором через сопло расходуется наибольшая доля суммарной массы m_T рабочего тела. Если зависимость $P(t)$ непрерывная, но имеются интервалы времени, внутри которых изменение тяги сравнительно невелико (например, не более 10 %), то в качестве базового можно выбрать режим, соответствующий среднему моменту времени какого-либо из указанных интервалов при условии, что этот интервал составляет значительную часть общего времени работы. Для более общего вида циклограммы $P(t)$ такой подход, по-видимому, не всегда будет приводить к удовлетворительным результатам.

После того как будут определены параметры F_*^0 и M_a^0 (верхний индекс «0» соответствует расчетным значениям), рассчитывается искомый контур.

Ряд вариантов контуров ТС, соответствующих различным значениям отношения диаметров тарели и выходного сечения сопла (d_T / d_a), будет ограничен конструктивными требованиями, а также требованиями к надежности ЦТ и энергомассовой эффективности сопла. С увеличением отношения d_T / d_a , при прочих равных условиях, длина сверхзвуковой части ТС уменьшается, однако увеличиваются относительная масса ЦТ и периметр участков стенок обечайки и ЦТ, примыкающих к критическому сечению и поэтому подвергающихся наиболее неблагоприятным температурным воздействиям. Одновременно с этим уменьшается кольцевой зазор в критическом сечении

между ЦТ и обечайкой сопла, что понижает точность задания площади критического сечения. Кроме того, при выборе отношения d_T/d_a следует учитывать влияние его на тягу посредством влияния на донное давление за ЦТ, причем это влияние увеличивается с уменьшением отношения F_*/F_*^0 , где F_* – текущее значение регулируемой площади критического сечения, F_*^0 – ее расчетное (номинальное) значение. К числу основных параметров, определяющих конфигурацию сверхзвуковой части ТС, относится также угол θ_{BX} между осью симметрии и касательной к контуру обечайки в точке его пересечения с линией минимального зазора, т. е. угол входа в сверхзвуковую часть сопла. Этот угол определяется параметрами F_*^0, M_a^0 и отношением диаметров тарели и среза сопла d_T/d_a .

Достаточно подробно газодинамические характеристики ТС исследовались в работах [13 – 22 и др.]. Было установлено, что кольцевой поток в ТС имеет на неавтономных режимах бочкообразную структуру и неравномерное распределение статического давления по обечайке (рис. 6, а, линии 3, 5, 6 на рис. 6, в), на автономном режиме – замкнутую донную область за ЦТ и равномерное распределение давления по обечайке (рис. 6, б, линия 1 на рис. 6, в). На рис. 6, в обозначено: линия 1 – распределение относительного (к полному давлению) $\frac{P_D}{P_0} = 0,01$; линии 2, 5 – 0,04; линии 3, 6 – 0,086; точки 4 – эксперимент.

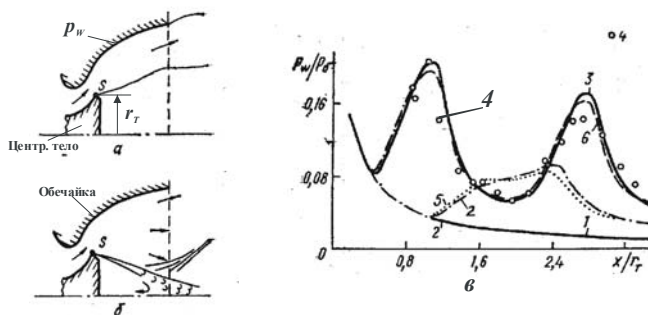


Рис. 6

Важной задачей в теории регулируемого ТС является определение положения (h) и площади минимального сечения (F_*), которое в общем случае не совпадает с сечением минимального зазора (F_0) между ЦТ и обечайкой. Эта задача сводится к вариационной задаче нахождения уравнения некоторой линии в меридиональной плоскости сопла с концевыми точками на контурах обечайки и ЦТ. Для решения такой задачи при проектировании ТС был разработан приближенный метод [13, 14, 19, 20], позволяющий определять положение критического сечения при различных положениях ЦТ.

На рис. 7 приведены расчетная схема «горла» ТС и расчетные зависимости относительной (к минимальной F_0) критической (F_*) площади от относительного (к минимальному зазору δ_0) положения (h_x) ЦТ.

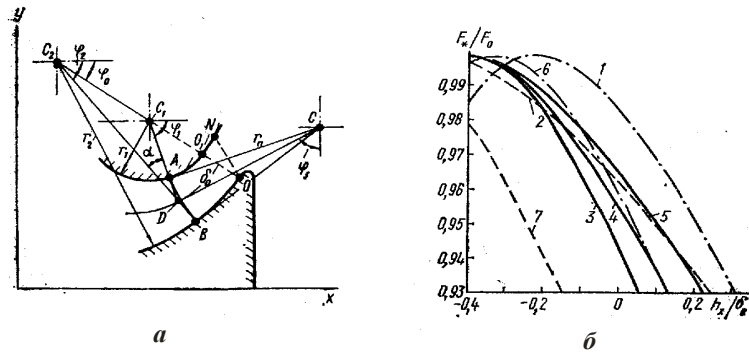


Рис. 7

На рис. 7, б линии 1, 2 соответствуют относительному критическому зазору $\bar{\delta}_0 = \frac{\delta_0}{r_T} = 0,2$; $\bar{r}_1 = \frac{r_1}{r_T} = 0,2$; $\bar{r}_2 = \frac{r_2}{r_T} = 1,0$; $\theta_0 = 45^\circ$ и 75° соответственно; линии 3, 4, 5 – $\bar{r}_1 = 0,3$; $\theta_0 = 60^\circ$; $\bar{r}_2 = 0,8; 1,0; 1,5$; линии 6, 7 – $\bar{r}_1 = 0,4$; $\bar{r}_2 = 1,0$; $\theta_0 = 45^\circ$ и 75° .

Как видно, при номинальном (расчетном) положении ЦТ ($h_x = 0$) площадь F_* меньше F_0 на $1,6 \div 11\%$. С увеличением \bar{h}_x (смещение ЦТ на открытие горловины сопла) $\frac{F_*}{F_0}$ уменьшается. При уменьшении \bar{h}_x от его номинального значения величина $\frac{F_*}{F_0}$ в определенном диапазоне увеличивается, а затем снова может уменьшиться после достижения максимума (характерно для случаев 1 и 6).

В процессе исследований в Институте технической механики НАНУ и НКАУ была создана научно-методическая база, позволяющая рассчитать расходные и тяговые характеристики ТС с подвижным ЦТ и выбрать его оптимальные геометрические параметры для заданных условий применения.

Исследовано двухконтурное ТС с регулируемым критическим сечением от максимального значения до нуля, обеспечивающее высокую точность и быстродействие регулирования тяги в составе двигателя 15Д203, разработанное ГП КБ «Южное» и использованное в составе специального космического аппарата [16, 17]. На рис. 8, а приведена конструктивная схема двухконтурного ТС (с двумя ступенями регулирования критического сечения), в котором вспомогательное сопло тарельчатого типа 3 выполнено в тарельчатом ЦТ 2 основного сопла 1. При этом центральная часть торца тарели основного сопла представляет собой срез вспомогательного сопла.

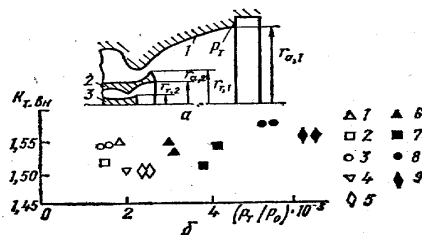


Рис. 8

На рис. 8, б – приведены результаты испытаний модели этого сопла с широкодиапазонным регулированием тяги – зависимость коэффициента тяги от степени расширения потока, где точки 1–9 соответствуют суммарной

площади горла сопла $F_{*\Sigma} = 0,93 \div 5,0 \text{ см}^2$. Сверхзвуковые части основного и вспомогательного сопел были спрофилированы по методу прямолинейных характеристик на число Маха на выходе $M_a^0 = 8$ для $\gamma = 1,667$, $F_{*1\text{max}} = 4 \text{ см}^2$ и $F_{*2\text{max}} = 0,3 \text{ см}^2$. Сопла укорочены до значений полууглов раствора на срезе соответственно $\theta_{a1} = 11,8^\circ$ и $\theta_{a2} = 13,9^\circ$, диаметры ЦТ (по кромке тарели) $d_{T1} = 54 \text{ мм}$, $d_{T2} = 12 \text{ мм}$, диаметры выходных сечений $d_{a1} = 108 \text{ мм}$ и $d_{a2} = 26 \text{ мм}$. Эксперименты проводились на холодном $T_0 = (250 \div 300) \text{ К}$ сжатом газе (аргон $\gamma = 1,667$ и воздух $\gamma = 1,4$).

Результаты исследований показали, что в тарельчатых соплах могут быть эффективно использованы известные газодинамические способы регулирования вектора тяги. Вместе с тем, наличие в сопле сравнительно малогабаритного ЦТ позволяет использовать новые механические способы, основанные на поперечном перемещении или на качании ЦТ (рис. 9). Проведенные в ИТМ НАНУ и НКАУ теоретические и экспериментальные исследования этого способа позволили установить его приемлемую эффективность, не уступающую другим газодинамическим способам [4, 5, 18, 21].

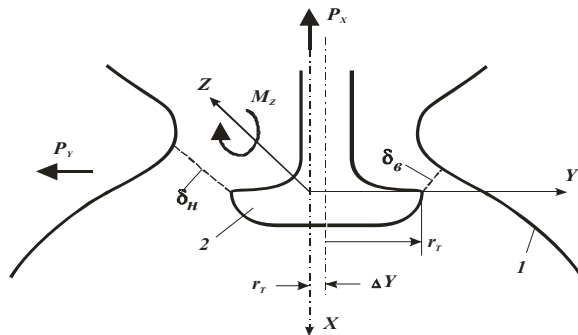


Рис. 9

На рис. 9 обозначено: 1 – обечайка; 2 – центральное тело; δ – критический зазор («в» – верхний, «н» – нижний); r_t – радиус ЦТ; ΔY – величина поперечного перемещения ЦТ; x, y, z – оси координат; P_x – осевая составляющая тяги сопла; P_y – боковая составляющая тяги.

Несоосность ЦТ нарушает осевую симметрию течения в сопле и распределения статического давления по стенкам обечайки и ЦТ. Вектор поверхностных сил, приложенных к соплу можно представить как нормальную к оси X боковую силу P_y и момент M_z относительно оси Z [21]:

$$P_y = P_y^0 + P_y^1 + P_y^2,$$

$$M_z = M_z^0 + M_z^1 + M_z^2,$$

где верхний индекс определяет: «0» – интеграл сил давления по обечайке сопла и ЦТ вверх от начального сечения (критического), «1» – по обечайке (вниз по потоку от начального сечения), «2» – по центральному телу (вниз от начального сечения).

На рис. 10 приведены расчетные зависимости управляющих сил от величины смещения ЦТ для газа с показателем адиабаты $\gamma = 1,4$ и относительным давлением на торце ЦТ $\frac{P_d}{P_0} = 0,01$ (автомодельное течение – с замкнутой донной областью за ЦТ). Здесь обозначено: 1, 1У, 3 – боковая сила; 2, 2У, 4 – момент; 1, 2 – полная длина обечайки.; 1У, 2У – укороченная вдвое обечайка; 3, 4 – без обечайки

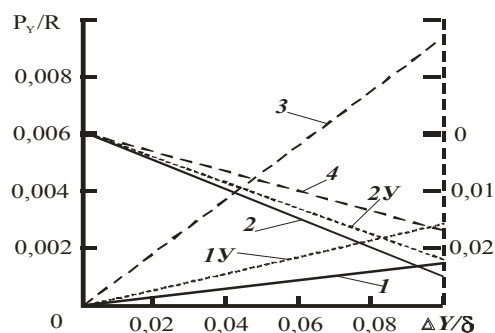


Рис. 10

Как видно, зависимости сил и моментов – линейные. При укорочении сопла (зависимости 1У и 2У) практически пропорционально уменьшению длины сверхзвукового участка обечайки увеличивается значение боковой силы и момента, достигая максимума при полном исключении обечайки (зависимости 3 и 4).

Тарельчатые сопла представляют наибольший интерес при создании твердотопливных ракет высокой и сверхвысокой (совместимой) плотности ступеней [23 – 25]. Примером может служить интегральная компоновка твердотопливной ракеты (рис. 11) в проекте США [9]. На рис 11 обозначены: а – компоновка ступеней на базе утопленного сопла Лавалья с выдвигаемым насадком; б – компоновка на базе ТС.

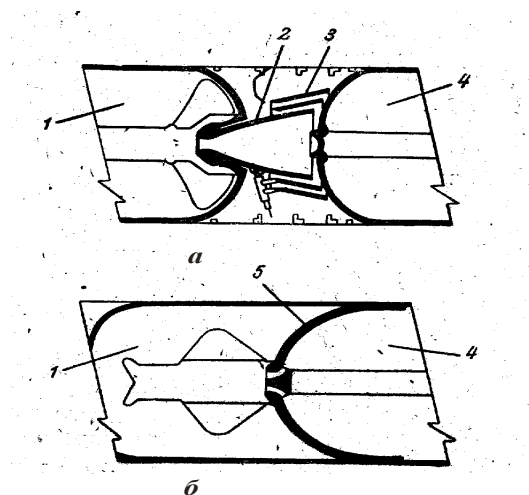


Рис. 11

где 1 – верхняя ступень ракеты; 2 – сопло; 3 – разворачивающийся в полете насадок; 4 – нижняя ступень; 5 – верхняя часть конструкции нижней ступени, служащая соплом для двигателя верхней ступени.

Создание таких ступеней требует решения многих актуальных научно-технических задач, в том числе в области газодинамики сопловых блоков.

Некоторые перспективные схемы кольцевых сопел.

Для реализации двигателя с кольцевым соплом были разработаны различные конструктивные схемы. Среди них следует отметить схему двигателя с тороидальной камерой сгорания и аэродинамическим штыревым центральным телом (рис. 12, где 1 – ДУ с соплом Лавалья; 2 – ДУ с аэродинамическим ЦТ (\dot{m}); 3 – тороидальная камера сгорания) и многокамерного двигателя с камерами сгорания, расположенными по периметру штыревого ЦТ, для первых ступеней мощных космических носителей (рис. 13, где а – отдельные камеры сгорания; б – камеры с уменьшенным зазором между соплами; в – камеры с криволинейными соплами; 1 – камера; 2 – ЦТ).

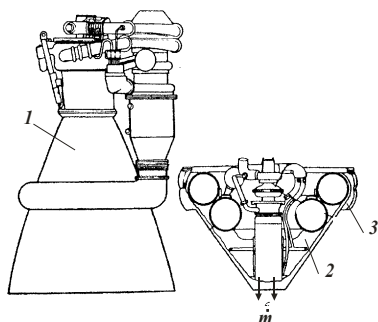


Рис. 12

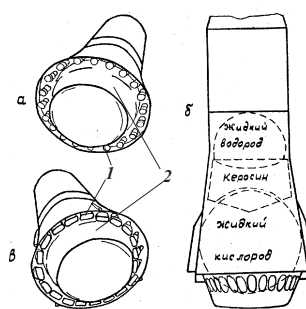


Рис. 13

Как видно, ДУ со штыревым соплом (рис. 12, поз. 2) существенно меньше по длине по сравнению с ДУ с соплом Лавалья (рис. 12, поз. 1) [35]. Тепло-массоподвод \dot{m} в донную область ЦТ позволяет при существенно меньшей длине ДУ со штыревым соплом получить практически такой же удельный импульс, что и с соплом Лавалья.

Кольцевые сопла с тороидальной камерой сгорания и штыревым ЦТ обладают рядом недостатков, которые для известных схем ЖРД и РДТТ создают практически не решаемые проблемы по созданию реальных конструкций. Прежде всего, это относится к созданию торообразной камеры сгорания с дефлаграционным сжиганием топлива. Большинство разработок предусматривало создание многосекционной кольцевой камеры сгорания (рис. 13, а). При этом для уменьшения потерь удельного импульса сопла камер имели сложную форму (рис. 13, б – желобообразная форма сопла камеры, рис. 13, в – эллипсовидная или прямоугольная форма).

Описанные выше сопловые блоки с камерами сгорания ЖРД разрабатывались ранее и разрабатываются в настоящее время применительно к крупногабаритным ЖРД большой тяги. Актуальность разработки таких двигательных установок обусловлена прежде всего тем, что не требуется создание новой сверхмощной камеры сгорания; вместо нее могут быть использованы в совокупности серийные (отработанные) камеры сгорания. Кроме того, для

такой ДУ легко решаются задачи регулирования вектора тяги двигателя путем форсирования – дросселирования расходов диаметрально противоположных камер.

В последнее десятилетие интерес к соплу с внешним расширением и тороидальной камерой сгорания резко возрос в связи с большими преимуществами использования его в перспективных ЖРД и РДТТ с детонационной газификацией топлива. Известно [26 – 31], что детонационные ракетные двигатели (ДРД) обладают рядом преимуществ в сравнении с ЖРД и РДТТ в части энергетических и габаритных характеристик. В настоящее время разрабатываются многие типы ДРД, работающие на газообразных, жидких или твердых топливах и отличающиеся способами организации рабочего процесса в камере сгорания, схемой и конструкцией сопловых устройств.

Из анализа достигнутого уровня разработки [29] следует, что к наименее простым и наиболее компактным относятся сопловые блоки ДРД твердого топлива (ДРДТТ) с круглым соплом. Оптимальная конфигурация такого сопла зависит от конструктивно-компоновочной схемы камеры сгорания и особенностей организации рабочего процесса в ней, в частности может выполняться в виде сопла Лавалья (рис. 14, а), цилиндрической обечайки без

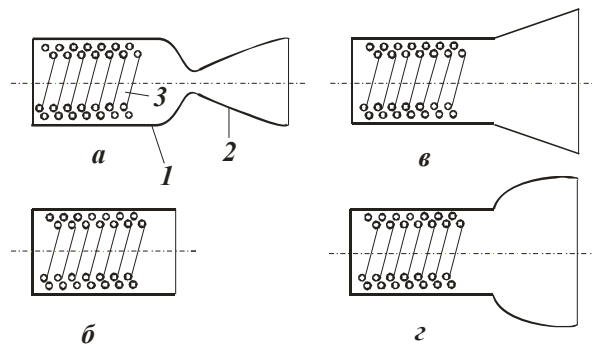


Рис. 14

критического сечения (рис. 14, б), цилиндрической обечайки с расширяющимся коническим или колоколообразным насадком (рис. 14, в, г). На рис. 14 обозначено: 1 – камера сгорания; 2 – сопло; 3 – шнуровой заряд топлива.

Для наиболее перспективных ДРДТТ с торцевым шнуровым зарядом твердого топлива могут применяться бессопловые детонационные камеры сгорания (рис. 14, б). В процессе экспериментальных исследований упомянутых ДРДТТ влияния длины цилиндрического свободного объема камеры не замечено. Присоединением к камере (без критического сечения) конического раструба (рис. 14, в) можно увеличить удельный импульс до ~ 10%.

В настоящее время известен ряд проектов и экспериментальных образцов перспективных ЖРД, реализующих процесс с вращающейся (спиновой) детонацией топлива в кольцевой камере с кольцевым соплом внешнего расширения газа (рис. 15, б), а также перспективных РДТТ со шнуровым зарядом, в котором эффективно используется упомянутое кольцевое сопло (рис. 15, в). На рис. 15, а для сравнения габаритов приведена камера сгорания ЖРД той же степени расширения.

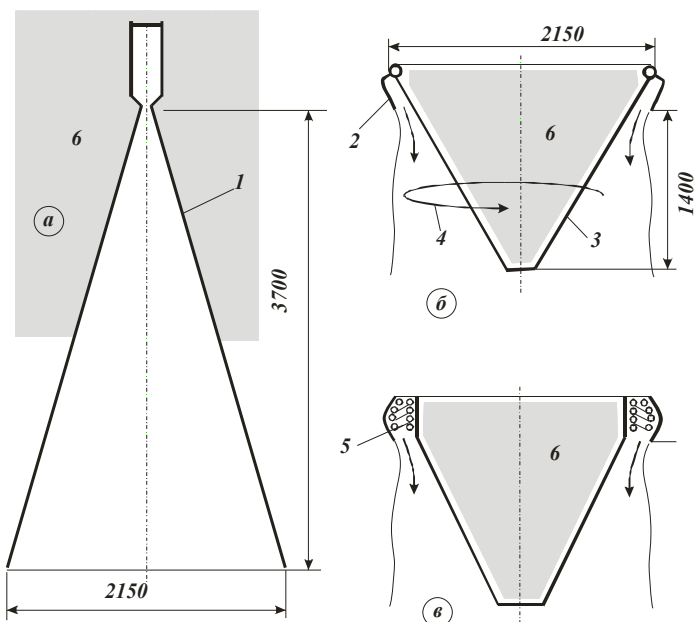


Рис. 15

Цифрами на рис. 15 обозначены: 1 – сопло Лавая; 2 – кольцевая камера со спиновой детонацией; 3 – штыревое ЦТ; 4 – вращающаяся (спиновая) детонация в кольцевом потоке газа; 5 – камера сгорания с детонирующим шнуром твердого топлива; 6 – элементы ДУ

В таблице 1 приведены результаты расчетных оценок характеристик детонационного жидкостного ракетного двигателя CDWE [36] со спиновой детонацией и штыревым ЦТ, и ЖРД с соплом Лавая при одинаковом давлении в камере сгорания.

Таблица 1 Сравнительные характеристики CDWE и ЖРД

d_a м	$\frac{F_a}{F_*}$	$\frac{p_a}{p_K}$	$\frac{V_X}{V_\tau}$	J_{CD} с	$J_{ЖРД}$ с	$\frac{J_{CD} - J_{ЖРД}}{J_{ЖРД}}$
0,4	1,333	0,6337	1,1	326	296	0,101
1,1	10,08	0,0399	1,486	396	383	0,034
2,15	38,5	0,0073	1,623	424	415	0,022

Обозначения в таблице 1: d_a – диаметр среза сопла, F_a – площадь среза, F_* – площадь критического сечения, p_a – статическое давление на срезе сопла, p_K – давление в камере сгорания, V_X – осевая составляющая скорости потока в сопле, V_τ – тангенциальная составляющая скорости, J_{CD} – удельный импульс CDWE, $J_{ЖРД}$ – удельный импульс ЖРД.

Как видно, детонационный ЖРД имеет существенно меньшие продольные габариты. Различие в их удельном импульсе уменьшается с ростом давления в камере и увеличении степени расширения сопла. При этом давление подачи топлива в ДЖРД (2,2 МПа) существенно меньше, чем для ЖРД (7,0 МПа) [36].

Выводы. В условиях жестких габаритных ограничений для твердотопливных многоступенчатых ракет нового поколения оптимальным соплом является кольцевое сопло тарельчатого типа с газодинамическим управлением вектором тяги.

В составе многокамерных ЖРД и в составе перспективных двигателей с детонационной газификацией топлива наибольший интерес представляют кольцевые сопла с внешним расширением и с укороченным центральным телом штыревого типа.

Для детонационного РДТТ со шнуровым зарядом твердого топлива и соплом Лавала оптимальны сопла без критического сечения с конфигурацией расширяющегося конуса или колоколообразного насадка [37].

Расчетные оценки показали, что при тех же импульсных характеристиках ДУ с детонационным горением топлива и соплом внешнего расширения имеют существенно меньшие продольные габариты по сравнению с ДУ на базе сопла Лавала.

Поиск оптимальных схем и задачи газодинамики сопловых блоков для перспективных ракетных двигателей остаются актуальными.

1. Коваленко Н. Д. Газодинамика сверхзвуковых укороченных сопел / Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников // *Материалы IV Украинско-Российско-Китайского симпозиума по космической науке и технике*. – Киев, 1996. – С. 35 – 43.
2. Коваленко Н. Д. Достигнутый уровень и некоторые направления создания ракетно-космических двигателей / Н. Д. Коваленко, Г. Н. Коваленко, А. Е. Золотко, Г. А. Стрельников // *Техническая механика*. – 2005. – № 2. – С. 38 – 49.
3. Коваленко Н. Д. Некоторые тенденции развития двигателестроения в ракетно-космической технике / Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников // *Авиационно-космическая техника*. – 2007 – № 7 (43). – С. 67 – 71.
4. Гора Ю. В. Газодинамика сверхзвуковых укороченных сопел / Ю. В. Гора, Л. З. Гребенюк, Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников // Киев : Наукова думка, 1993 – 224 с.
5. Стрельников Г. А. Регулируемые сверхзвуковые сопла малой длины / Г. А. Стрельников // *Днепропетровск : ДГУ*, 1994. – 192 с.
6. Беляев Н. М. Управление вектором тяги и теплообмен в ракетных двигателях на твердом топливе / Н. М. Беляев, В. М. Ковтуненко, Ф. И. Кондратенко, П. П. Логачев, В. И. Сидов. – М. : Машиностроение, 1969. – 199 с.
7. Коваленко Н. Д. Экспериментальные исследования укороченных сопловых блоков с цилиндрическим насадком и массоподводом в донную область / Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников // *Тр. н/т семинара по проблемам теории, конструкции и проектированию ракет и ракетных двигателей*. – Саратов : СВВКИУ, 1990. – Вып. 21. – С. 14 – 17.
8. Стрельников Г. А. Сверхзвуковые сопла с укороченным профилем обечайки / Г. А. Стрельников // *Техническая механика*. – 1995. – № 4. – С. 36 – 39.
9. США, НИР по интегрированной ступени ISC // РКТ. – 1987. – №19. – С. 2 – 10.
10. Albert Zon. Nozzleless booster hardware demonstration progress to date / Albert Zon // *AIAA Pap.* – 1988. – N 3366. – P. 1 – 8.
11. Степанов Г. Ю. Квазиодномерная газодинамика сопел ракетных двигателей / Г. Ю. Степанов, Л. В. Гогши. – М. : Машиностроение, 1973. – 168 с.
12. Пирумов У. Г. Газовая динамика сопел / У. Г. Пирумов, Г. С. Росляков. – М. : Наука, 1990. – 368 с.
13. Гора Ю. В. О некоторых особенностях профилирования осесимметричных тарельчатых сопел / Ю. В. Гора, Н. Д. Коваленко // *Прикладные задачи гидрогазодинамики и теплообмена в энергетических установках*. – Киев : Наукова думка, 1989. – С. 82 – 87.
14. Коваленко Н. Д. Приближенный расчет регулируемого тарельчатого сопла / Н. Д. Коваленко, Л. З. Гребенюк, Г. А. Стрельников // *Сб. тр. ИТМ "Динамика насосных систем"*. – Киев : Наукова думка, 1980, – С. 63 – 67.
15. Коваленко Н. Д. Расчет импульсной характеристики регулируемого тарельчатого сопла / Н. Д. Коваленко, Л. З. Гребенюк, Г. А. Стрельников // *Тр. н/т семинара по проблемам теории, конструкции и проектированию ракет и ракетных двигателей*. – Саратов : СВВКИУ, 1980. – Вып. 12. – С. 15 – 18.
16. Коваленко Н. Д. Импульсная характеристика тарельчатого сопла с двумя ступенями регулирования критического сечения / Н. Д. Коваленко, Л. З. Гребенюк, Г. А. Стрельников // *Сб. тр. ИТМ "Математические модели рабочих процессов в гидродневомагистральных"*. – Киев : Наукова думка, 1981. – С. 7 – 11
17. Коваленко Н. Д. Исследование импульсной характеристики регулируемого тарельчатого сопла / Н. Д. Коваленко, Л. З. Гребенюк, Г. А. Стрельников // *Сб. тр. ИТМ "Гидрогазодинамика энергетических установок"*. – Киев : Наукова думка, 1982. – С. 12 – 18.

18. Коваленко Н. Д. Исследование характеристик модели регулируемого двухконтурного сверхзвукового тарельчатого сопла / Н. Д. Коваленко, Л. З. Гребенюк, Г. А. Стрельников // Сб. тр. ИТМ "Аэрогазодинамика и нестационарный теплообмен". – Киев : Наукова думка, 1983 – С. 26 – 31.
19. Коваленко Н. Д. Экспериментальное исследование возмущения сверхзвукового потока в тарельчатом сопле с препятствием на стенке для управления вектором тяги / Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников // Тр. н/т семинара по проблемам теории, конструкции и проектированию ракет и ракетных двигателей. – Саратов: СВВКИУ, 1989. – Вып. 21. – С. 8 – 11.
20. Стрельников Г. А. Влияние отношения удельных теплоемкостей газа на характеристики тарельчатого сопла / Г. А. Стрельников // Техническая механика. – 1995. – №4. – С. 93 – 95.
21. Гора Ю. В. Численный расчет смешанных течений в тарельчатых соплах / Ю. В. Гора, Н. Д. Коваленко // Космич. исслед. на Украине. – 1982. – Вып. 16. – С. 20 – 24.
22. Гребенюк Л. З. Влияние несоосности центрального тела на асимметрию сил в тарельчатом сопле / Л. З. Гребенюк, Н. Д. Коваленко // Проблемы высокотемпературной техники. – Днепропетровск : ДГУ, 1984. – С. 52 – 62.
23. Коваленко Н. Д. Укороченные сверхзвуковые сопла для плотных компоновок двигательных установок твердого топлива / Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников // Тр. Всесоюз. конф. по проектированию и отработке энергосиловых установок на основе системного подхода. – Москва : НИИАС, 1990 – С. 48 – 52.
24. Коваленко Н. Д. Сверхзвуковые укороченные сопла для плотных компоновок ЛА / Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников // Тр. 11 н-т конференции по проблемам газовой динамики ДУ. – Москва : ЦИАМ, 1990. – С. 16 – 18.
25. Коваленко Н. Д. Сверхзвуковые сопловые блоки для плотной компоновки твердотопливной баллистической ракеты / Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников // Тр. 11 межотраслевой н-т конф. по вопросам проектирования и экспериментальных исследований регулируемых энергоустановок. – Миасс : КБ Машиностроения, 1991 – С. 37 – 41.
26. Коваленко Н. Д. Органы управления вектором тяги укороченных сверхзвуковых сопел для плотных компоновок твердотопливных ракет / Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников, А. К. Токарев // Тр. Всесоюз. конф. по проектированию и отработке энергосиловых установок на основе системного подхода. – Москва : НИИАС, 1990. – С. 63 – 67.
27. Импульсные детонационные двигатели / Под ред. д. ф.-м. н. С. М. Фролова. – М. : ТАРУС ПРЕСС, 2006 – 592 с.
28. Lu F. K. Prospects for Detonation in Propulsion / F. K. Lu // ISAF, 9 Paper, № L-2, 2009.
29. Коваленко Н. Д. О состоянии разработки и перспективах применения реактивных двигателей с детонационной газификацией топлива / Н. Д. Коваленко, А. Е. Золотко, А. О. Кириченко // Техническая механика. – 2001. – № 2. – С. 17 – 21.
30. Daniau R. Pulsed and Rotating Detonation Propulsion System: First Step Toward Operation Engines / R. Daniau, F. Falempin, F. A. Bykovskii, S. A. Zhdan // AIAA Paper 2005 – 3233.
31. Falempin F. Continuous Detonation Wave Engine Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft / F. Falempin // Educational Notes RTO- EN- AVT-150, Paper 8.- Neuilly-sur-Seine, France : RTO, 2008. – P. 8 – 16.
32. Хамфрис Построение сопел с центральным телом, обладающих максимальной тягой при заданной геометрии входа / Хамфрис, Томсон, Гофман // Ракетная техника и космонавтика. – 1971. – №8. – С. 179 – 188.
33. Мигдал Д. Сверхзвуковые кольцевые сопла / Д. Мигдал // Вопросы ракетной техники. – 1972. – №8. – С. 35 – 42.
34. Денисова Н. В. Численный расчет профилированных сверхзвуковых сопел с центральным телом / Н. В. Денисова // Тр. ЦАГИ. – 1974. – Вып. 1571. – 53 с.
35. Гогши Л. В. Классификация и приближенный метод профилирования кольцевых сопел // Л. В. Гогши, Г. Ю. Степанов // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. – 1966. – №4. – С. 166 – 171.
36. Глебов Г. А. Течение и теплообмен в соплах внешнего расширения / Г. А. Глебов. – Казань, 1981. – 72 с.
37. Двигательные установки с пульсирующей и вращающейся детонацией // Тр. Американского института аэронавтики и астронавтики. – 2010. – Т. 1. – С. 105 – 112.

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск

Получено 11.07.11,
в окончательном варианте 12.09.11