

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВЕКТОРА ТЯГИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ КАК ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОРГАНЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ ВЕРХНИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ

Представлены результаты разработок и исследований новых газодинамических систем управления вектором тяги маршевых однокамерных жидкостных ракетных двигателей верхних ступеней ракет-носителей, полученные в течение последних 5 лет в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины. Отмечаются их преимущества перед известными механическими системами.

Наведено результати розробок і досліджень нових газодинамічних систем управління вектором тяги маршевих однокамерних рідинних ракетних двигунів верхніх ступенів ракет-носіїв, отримані протягом останніх 5 років в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. Відзначаються їх переваги перед відомими механічними системами.

The results of five-year developments and studies in new gas dynamic systems of thrust-vector control of cruise one-chamber liquid rocket engines for the upper stages of launch vehicles at the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine are reported. Their advantages over the known mechanical systems are noted.

Введение. В дальнейшем совершенствовании ракетно-космической техники особенно актуально расширение функциональных возможностей и повышение характеристик двигательной установки (ДУ) при выполнении задач управления полетом летательного аппарата (ЛА).

Известно из многих источников, в частности [1 – 5], что система управления (СУ) полетом ЛА, в том числе верхних ступеней ракет, выполняет две функции:

- 1 – управление движением ЛА по расчетной траектории, заданной до старта ракеты или формируемой в процессе полета;
- 2 – стабилизация параметров движения в узком диапазоне требуемых значений по траектории.

В большинстве ЛА обозначенные две функции исполняет один исполнительный орган системы управления (ИОСУ), который входит в состав маршевого двигателя и обеспечивает регулирование вектора тяги (ВТ), создавая управляющие усилия в плоскостях управления полетом по тангажу (Т), курсу (К) и крену (Кр).

Для верхних ступеней ракет, использующих однокамерные жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), широко используются следующие ИОСУ полетом [1 – 5]:

- 1 – реактивная – неподвижные и поворотные управляющие сопла, работающие на выхлопном газе турбины турбонасосного агрегата (ТНА);
- 2 – механическая – шарнирно закрепленная камера или двигатель в целом, качающиеся в любой плоскости;
- 3 – газодинамическая – несимметричная вторичная инжекция в сверхзвуковую часть сопла основных компонентов топлива или продуктов их сгорания.

Каждый из указанных ИОСУ обладает рядом особенностей по устройству, принципу действия, функционированию, стендовой и цеховой отработ-

ке, имеет ряд достоинств и недостатков, которые создают преимущества тому или иному ИОСУ в конкретных условиях применения.

В связи с разработкой новых и усовершенствованием известных систем управления вектором тяги (СУВТ) и двигателей требуются дальнейшие исследования и сравнительный анализ альтернативных вариантов ИОСУ в новых условиях применения.

Основные результаты разработок и сравнительного анализа. Из общего анализа следует, что СУВТ с управляющими соплами, работающими на выхлопном газе ТНА, используются наиболее часто из-за свойственной им простоты схемы, отработанной технологии производства и эксплуатации, высокого быстродействия регулирования ВТ двигателя. Однако эти СУВТ при оптимальном для турбины ТНА расходе выхлопного газа имеют недостаточный диапазон регулирования ВТ. Для создания боковых управляющих сил необходимо увеличить расход выхлопного газа турбины, что приводит к снижению экономичности двигателя (удельного импульса тяги), в большинстве случаев недопустимого. Кроме этого, компоновка управляющих сопел, располагающихся на удалении от оси камеры сгорания, ухудшает габаритно-массовые характеристики двигателя и ступени ракеты в целом. Перспективы дальнейшего совершенствования СУВТ с управляющими качающимися или неподвижными выхлопными соплами весьма ограничены. В большинстве случаев они не конкурентоспособны с двумя другими упомянутыми типами СУВТ, поэтому в дальнейшем не рассматриваются.

Второй и третий типы СУВТ относятся к более новым и наиболее перспективным для однокамерных жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) верхних ступеней ракет. Особый интерес представляют ЖРД со вдувом выхлопного турбинного газа в сверхзвуковую часть сопла [2, 4, 5].

Выбор оптимального варианта требует комплексных исследований с учетом механических, термогазодинамических, инерционных и других процессов формирования управляющих моментов, быстродействия систем регулирования вектора тяги, оптимизации энергомассовых, функциональных, эксплуатационных и других характеристик.

Сравнение механической и газодинамической СУВТ выполнено применительно к задаче управления полетом верхней ступени ракеты-носителя (РН) типа «Циклон-4», выполняющей функцию разгонного блока (РБ) космических аппаратов (КА).

Из анализа особенностей верхних ступеней РН следует, что при малой относительной длине ($L_a / D_a \approx 2 \div 4$, где L_a и D_a – длина аппарата и его диаметр в районе хвостового отсека) они обладают собственной статической неустойчивостью и в безатмосферной среде для стабилизации движения этих аппаратов должны применяться активные стабилизаторы, т. е. задачу стабилизации должны решать бортовые исполнительные органы, создающие управляющие усилия по всем каналам управления (по тангажу, курсу и крену). При этом задача управления движением усложняется, возрастает ее зависимость от характеристик ИОСУ движением ЛА. Учитывая, что ИОСУ полетом ЛА являются составной частью общей динамической системы, эффективность их оценивается с учетом характеристик ЛА как объекта управления.

Управляющий полетом ЛА момент, создаваемый ИОСУ, условно можно разделить на три составляющие:

$$M_{\text{упр}} = M_{\text{пр}} + M_{\text{возм}} + M_{\text{стаб}},$$

где $M_{\text{пр}}$ – программный управляющий момент, необходимый для ведения ЛА по программной траектории; $M_{\text{возм}}$ – момент для отработки возмущающих факторов, таких как эксцентриситет ВТ, эксцентриситет центра масс, несимметрия компоновки, деформации объектов конструкции и др. (этот момент может быть наибольшим); $M_{\text{стаб}}$ – момент, который развивается органами управления в процессе стабилизации полета; он сравнительно небольшой и зависит от быстродействия регулирования ВТ, качества переходных процессов, характеристик ЛА.

Из анализа области применения следует, что особенностью современных и перспективных верхних ступеней РН является то, что они должны выполнять более сложные программы полета. Например, они должны выводить в разные точки околоземных орбит несколько КА одной и разной массы, выполнять быстродействующие маневры при формировании рабочих орбит КА и др. В связи с этим повышаются требования к ИОСУ полетом, в частности к способам регулирования ВТ двигателя. При выполнении более широких функциональных задач ЛА увеличиваются требования к быстродействию и точности регулирования ВТ двигателя, увеличивается нагрузка ИОСУ полетом; при этом существенно возрастают требуемые управляющие моменты для ведения ЛА по программным траекториям и для отработки возмущающих факторов. В связи с этим увеличиваются требуемый диапазон регулирования ВТ двигателя, требуемая мощность приводов регулирующих органов, возрастают требуемые запасы топлива на компенсацию потерь импульса тяги двигателя за счет управления полетом ЛА.

Из анализа конструктивных особенностей и опыта отработки следует, что механические СУВТ могут обеспечить необходимые большие требуемые управляющие боковые силы путем отклонения камеры (или двигателя в целом) на требуемый угол при минимальных затратах энергии двигателя на управление ВТ. Однако в связи с большой инерционностью качающейся системы и большой мощностью приводов при отработке режимов стабилизации полета могут возникать серьезные трудности в части обеспечения устойчивости процесса работы автомата стабилизации системы управления полетом [7, 8, 9]. Это обусловлено тем, что в составе этих СУВТ имеются массоёмкие подвижные агрегаты (камера или ЖРД в целом), сложные массоёмкие узлы шарнирной подвески, упругие (с нестабильными характеристиками) подвижные узлы подачи компонентов топлива в камеру сгорания. Для качания двигателя требуются мощные силовые агрегаты (приводы) и бортовые источники мощности для функционирования приводов. Кроме того, требуется свободное пространство для перемещений объекта качания, что затрудняет создание плотной компоновки ДУ.

В штатных условиях работы двигателя управляющее силовое воздействие на приводы поступает от бортового источника мощности, рабочим телом которого является один из компонентов топлива работающего двигателя, отбираемого из высоконапорной магистрали. До вступления в работу двигателя, а также для проведения предстартовых технологических операций используются дополнительные наземные или бортовые источники мощности, отсоединяемые после запуска двигателя. Это усложняет схему СУВТ, ее отработку и технологию ее эксплуатации [4, 9, 10].

Вполне очевидно, что карданный подвес, гидроприводы и все взаимодействующие компоненты системы должны быть способны с достаточным запасом выдерживать все нагрузки, действующие на расчетных установившихся и переходных режимах работы. В результате анализа известных исследований, в частности [9, 11], показано, что при стендовых испытаниях и при штатной работе в процессе запуска двигателя могут создаваться кратковременные боковые силы в сопле камеры; передаваемые при этом нагрузки на привод могут в несколько раз превышать нагрузки, действующие на установившемся режиме при штатном функционировании двигателя. В этой связи разработчик двигателя вынужден предусмотреть разработку более мощного привода либо допускать вступление его в работу после запуска двигателя и выхода его на установившийся режим.

Расчетными оценками показано, что эксцентриситет ВТ высотного ЖРД (с большой степенью расширения сопла) возрастает при увеличении угла отклонения двигателя в связи с появлением нестационарных динамических составляющих, обусловленных изменением направления статических и динамических нагрузок на элементы шарнирного узла и гидропривода, а также в связи с появлением неравномерности донного давления (на днище) при отклоненном положении двигателя. Упругость всей системы при качании работающего двигателя значительно превышает (в ряде случаев на порядок) упругость «холодного» (неработающего) двигателя, определяемую в цеховых условиях [9, 12].

При качании двигателя в одной плоскости (тангажа или курса), например на 5° , совместная работа двух каналов (приводов) может отклонять двигатель на угол 7° ; следовательно, СУВТ и двигатель должны разрабатываться на более широкий диапазон углов отклонений двигателя, либо в системе качания необходимо применять ограничители углов отклонения двигателя и логику их срабатывания.

Из анализа опыта обработки и результатов расчетных исследований [8, 9] следует, что в реальных условиях работы СУВТ двигателя с карданным подвесом, имеющим по одному приводу в плоскости управления ВТ по каналам тангажа или курса, может возникать взаимовлияние управления по этим каналам, что повлияет на устойчивость процесса управления. Указанное взаимовлияние состоит в том, что движение привода и элементов шарнирного узла в одной плоскости стабилизации воздействует на привод и элементы стабилизации в другой плоскости. Это может быть вызвано погрешностью расположения мощных приводов, погрешностью их установки и крепления к шарниру и опорному элементу корпуса ступени ракеты, недостаточной жесткостью элементов конструкции шарнирного узла и опорных элементов корпуса ступени ракеты и (или) двигателя. Большое взаимовлияние каналов при невысоком быстродействии системы может привести к потере устойчивости процесса управления [7, 8, 9].

Указанное выше ориентирует разработчика на использование гидроприводов с повышенным запасом по располагаемой мощности и прочности элементов конструкции. Однако запасы и без того мощных приводов еще более усложняют задачу по обеспечению устойчивости рабочих процессов СУВТ на режимах стабилизации полета ЛА.

Из результатов анализа следует, что СУВТ, основанные на качании камеры или ЖРД в целом, отличаются сравнительно большой сложностью,

гидросистемы и узлы автоматики требуют повышенного количества телеметрических каналов управления и контроля работы механической СУВТ.

При таком большом количестве сложных составных частей механическая СУВТ оказывается наименее защищенной от случайных или преднамеренных факторов, которые могут нарушить ее нормальную работу.

Все отмеченные особенности СУВТ, основанной на качании двигателя (или камеры), диктуют необходимость высочайшей точности и технологической дисциплины изготовления и сборки СУВТ, а также достаточного объема ее наземной отработки. Однако к одному из основных недостатков механической СУВТ высотных двигателей с высокой степенью расширения сопла, основанных на качании маршевого двигателя (камеры), относится то, что отработка ее в наземных условиях практически невозможна по большинству параметров (при автономных испытаниях и с аппаратурой системы управления).

В этих условиях не обеспечивается надежная сертификация двигателя и его СУВТ, так как доказательная документация о соответствии их требованиям технического задания может базироваться только на прогнозируемой надежности функционирования и параметров СУВТ со штатным (неукороченным) соплом двигателя, поскольку используются результаты цеховых и огневых стендовых испытаний с укороченным жесточенным соплом, полученные в условиях, существенно отличающихся от реальных и не поддающиеся физическому моделированию по многим факторам.

Все упомянутое диктует необходимость при проектировании и отработке СУВТ предусмотреть этап летно-конструкторской отработки СУВТ в составе двигателя штатной конструкции. Если основания для успешного завершения летно-конструкторских испытаний недостаточны, то в каждом конкретном объекте необходимо предусмотреть другой альтернативный вариант механической или газодинамической СУВТ.

Упомянутых выше недостатков не содержит газодинамическая СУВТ, основанная на вторичной инжекции в сверхзвуковую часть сопла основных компонентов топлива или продуктов их сгорания [2, 5, 9]. ЖРДУ с такой СУВТ не содержит массоемких подвижных агрегатов, мощных приводов их качания, бортовых источников мощности. Стационарно закрепленный двигатель обладает высокими габаритно-массовыми характеристиками. Газодинамическая СУВТ обладает высоким быстродействием и наименьшим потреблением энергии.

Преимущества газодинамических и сравнение их с указанными выше недостатками механических СУВТ (путем качания двигателя) были основанием для принятия в середине 60-х годов прошлого столетия решения по разработке под руководством М. К. Янгеля и его соратников принципиально новой в те времена газодинамической СУВТ в составе нового ЖРД (15Д12) с дожиганием в камере сгорания отработанного на турбине ТНА генераторного газа [2, 3, 5]. Использование двигателей 15Д12, 15Д169 с дожиганием выхлопного газа турбины в основной камере сгорания и газодинамической системой регулирования вектора тяги путем вдува в сверхзвуковую часть сопла газа, отработавшего на турбине ТНА, позволило создать в 60-х – 70-х годах прошлого столетия ступени ракет 8К99 и 15А15, не имеющие до настоящего времени аналогов по достигнутому высокому уровню характеристик [2, 3, 5, 13].

Дальнейшие многочисленные исследования, практика разработки и отработки газодинамических СУВТ подтверждают их преимущества: наиболее высокую (из всех известных в настоящее время СУВТ) чувствительность исполнительного органа к управляющему воздействию и наиболее высокое быстродействие регулирования ВТ; малые габариты и вес элементов регулирования, их приводов и источников питания; отсутствие массоемких подвижных элементов и сложной гидравлической системы, требующей выполнения регламентных работ при хранении и при выполнении предстартовых операций; возможность отработки элементов и всей СУВТ в наземных условиях, в том числе и комплексных испытаний с аппаратурой системы управления; малые необходимые запасы топлива для регулирования ВТ двигателя в обеспечение требуемого среднетраекторного наиболее вероятного импульса боковых управляющих усилий; малые габариты и высокая плотность компоновки ИОСУ в сочетании со стационарно закрепленным двигателем, что позволяет создать сверхплотную компоновку ДУ и ступени ракеты с регулируемым ВТ.

В последнее десятилетие в результате разноплановых фундаментальных и прикладных исследований в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИТМ НАНУ и ГКАУ) создана научно-техническая база и разработан ряд новых газодинамических СУВТ, ориентированных на ЖРД верхних ступеней ракет [13 – 25]. Как известно, ЖРД такого назначения выполняются без дожигания в камере сгорания выхлопного турбинного газа. В их составе нет большерасходного газогенератора, и поэтому описанная выше система газодинамического регулирования ВТ двигателя 15Д12 неприемлема для высотных ЖРД. Результаты многочисленных исследований [13, 14, 16, 20, 26] показали, что в составе таких ЖРД преимущества имеют системы газодинамического регулирования ВТ, основанные на использовании вторичной инжекции в сверхзвуковую часть сопла жидких компонентов топлива, отбираемых из высоконапорных топливных магистралей двигателя. Интенсивные разработки новых газодинамических СУВТ начались с текущего десятилетия в связи с разработкой новых типов ЖРД для верхних ступеней ракет. Это – двигатели с кольцевым вдувом отработанного на турбине генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла по направлению основного потока [4] и двигатели с дожиганием вдуваемого генераторного газа в сверхзвуковой части сопла [18]. Выхлопной газ турбины образует у стенки кольцевой слой низкотемпературного газа с большим избытком горючего и создает предпосылки для обеспечения высокой экономичности создания боковых сил в сопле при впрыске окислительного компонента топлива. В ЖРД с дожиганием выхлопного газа турбины в сверхзвуковой части сопла важнейшим является то, что для регулирования вектора тяги могут быть использованы его основные агрегаты – штатные системы вдува газа и впрыска окислительного компонента топлива; при этом не требуется дополнительное расходование топлива на управление ВТ двигателя. Применительно к этим новым двигателям открылись широкие перспективы повышения эффективности газодинамических СУВТ за счет разработки новых принципиальных схем и конструктивных решений, за счет выбора более рациональных режимов работы и программ функционирования при решении задач управления полетом ступени ракеты.

За последние 5 лет более 10 научно-технических решений (способов и устройств) по газодинамическому регулированию ВТ ЖРД выполнены на уровне изобретений и защищены патентами Украины. Основные результаты исследований новых СУВТ изложены ниже.

Новые СУВТ можно выделить в следующие группы:

1 – системы, использующие для управления ВТ вдуваемый в сопло двигателя генераторный газ и впрыскиваемый окислительный компонент топлива;

2 – системы, использующие для управления ВТ впрыск одного окислительного компонента топлива.

Одна из принципиальных схем двигателя с кольцевым вдувом в сопло выхлопного газа и регулируемым ВТ показана на рисунке 1 [16]. Двигатель содержит камеру сгорания 1 с соплом 2, турбонасосную систему 3 подачи топлива в камеру сгорания. Выхлопной коллектор 4 турбины 5 соединен газопроводом 6 с кольцевым коллектором вдува газа 7, выполненном на камере в средней части сопла. Внутренняя полость коллектора 7 соединена кольцевой щелью Щ с внутренней проточной частью сопла. За щелью Щ вдува выхлопного газа турбины (в сечении А–А) в каждой четверти сопла в плоскостях стабилизации ЛА (I, III – тангажа, II, IV – курса) установлены инжектирующие узлы 8 управления вектором тяги. Каждый инжектирующий узел соединен с топливной высоконапорной окислительной магистралью двигателя и снабжен приводом 9, на который поступают командные сигналы от системы управления и стабилизации полета ЛА. Узел впрыска содержит форсунки впрыска, выполненные в стенке сопла или в интерцепторном устройстве впрыска (выноска ПН – нулевое положение интерцептора, IP – его рабочее положение).

Разработанная к настоящему времени научно-техническая и расчетно-методическая база [2] позволяет выполнить в полном объеме расчеты экономичности, термогазодинамических, теплообменных, прочностных, импульсных и расходных характеристик такой СУВТ.

Исследования характеристик подобных СУВТ показали возможность и практическую целесообразность использования вдуваемого в сопло выхлопного газа турбины для решения задачи управления полетом ступени. Так, в [15] предложено вдуваемый в сопло газ использовать для создания кренового момента. Для этого кольцевой коллектор 7 (рис.1) разделяется перегородками 10 на четыре симметричные секции (сечение (Б–Б)Кр). Коллекторы 11 диаметрально противоположных секций соединены газопроводами 12 с газораспределителем 13Кр, управляемым приводом 14Кр по командам от системы управления полетом ЛА. В «нулевом» положении газораспределителя 13Кр газ распределяется равномерно в противоположные секции, а в крайнем повороте (влево или вправо) 13Кр весь расход выхлопного газа направляется в одну из пар противоположных секций коллектора.

Было также показано, что вдуваемый в сверхзвуковую часть сопла газ может быть с высокой эффективностью использован для регулирования ВТ с малыми управляющими усилиями, необходимыми и достаточными для стабилизации полета ступени ракеты. При этом выхлопной газ направляется радиальными струями в каждую четверть (секцию) сопла. Каждые две диаметрально противоположные секции вдува (рис. 1, сечение (Б–Б)Т,К) соединены с газораспределителями по тангажу 13Т и курсу 13К управляемыми приводами 14Т и 14К по командам СУ полета.

Комплексные исследования энергомассовых характеристик ДУ с газодинамическим СУВТ показали, что в ряде случаев преимущества имеют СУВТ, основанные на совместном использовании выхлопного газа и впрыскиваемого окислительного компонента топлива, инжестируемого в набегающий сверхзвуковой поток сопла. При постоянной массе СУВТ можно повысить экономичность регулирования ВТ за счет последовательного применения указанных рабочих тел [1, 14, 21].

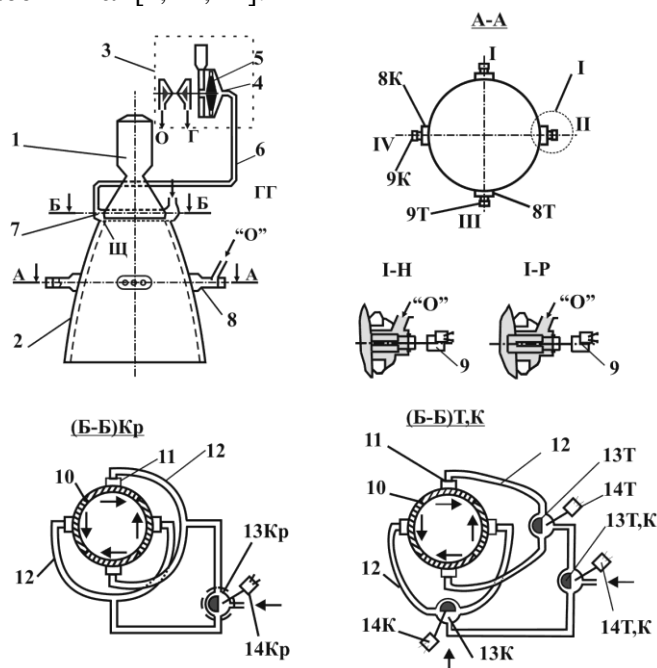


Рис. 1

В частности, предложенный в [21] способ регулирования ВТ предусматривает последовательное применение вначале регулируемого несимметричного вдува выхлопного газа в сверхзвуковой поток сопла камеры двигателя до полного его использования (для этого предложено распределять вдуваемый в сопло газ газораспределителем с приводом между узлами вдува каналов управления ВТ по тангажу и курсу); а для дальнейшего увеличения боковых управляющих усилий в сверхзвуковой поток за узлами вдува выхлопного газа турбины впрыскивается окислительный компонент топлива. При этом предложены разные способы распределения выхлопного газа и разные способы и устройства впрыска в сверхзвуковой поток компонента топлива, реагирующего с выхлопным газом.

Повышение экономичности создания боковых сил возможно путем интенсификации процессов в сопле с увеличением скорости выделения энергии инжестируемых потоков [16, 20]. При этом наибольший интерес представляют интерцепторные системы впрыска окислителя в пристеночный слой вдуваемого выхлопного газа турбины.

Результаты комплексного анализа и сравнения многочисленных вариантов впрыскивающих устройств показали, что среди предложенных наиболее просты и близки к реализации устройства впрыска в сопло через центробежные форсунки или через выдвигаемые в сопло твердые интерцепторы перегретого окислительного компонента топлива, отбираемого из выходного кол-

лктора охлаждающего тракта камеры двигателя. При подаче такой жидкости в сопло она превращается в парожидкостную смесь и быстро испаряется практически без затрат энергии набегающего потока. При этом интенсивность взаимодействия с набегающим потоком резко повышается, в результате чего повышается экономичность создания боковых управляющих усилий, экономичность системы регулирования ВТ и двигателя в целом.

Особый интерес представляют газодинамические СУВТ в составе ЖРД с дожиганием отработанного на турбине генераторного газа в сверхзвуковой части сопла. Такой двигатель разработан в ИТМ НАНУ и ГКАУ и описан в патенте [18]. Двигатель обладает рядом преимуществ перед известными: в нем достигается высокая удельная тяга, характерная для двигателей с дожиганием отработанного на турбине генераторного газа, и при этом сохраняются высокие массовые характеристики, которые имеют двигатели с выхлопом в окружающую среду отработанного на турбине газа, поступающего из малорасходного газогенератора с давлением, примерно равным давлению в камере сгорания.

На рисунке 2 представлена принципиальная схема ЖРД с дожиганием генераторного газа в сверхзвуковой части сопла [18].

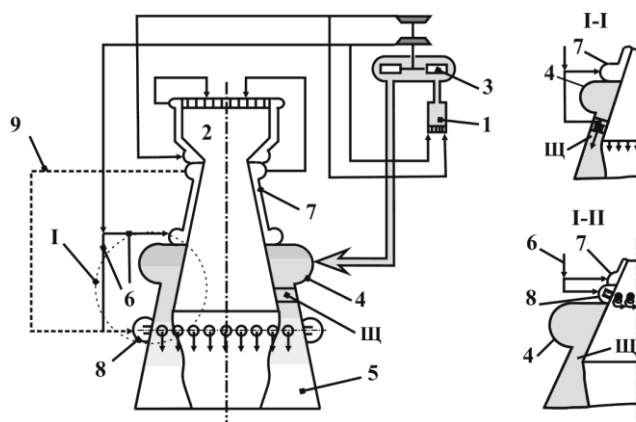


Рис. 2

Генераторный газ турбины активного типа, полученный в газогенераторе 1 с рабочим давлением, приблизительно равным давлению продуктов сгорания компонентов топлива в камере сгорания 2 двигателя, и отработанный на турбине 3, направляется в кольцевой коллектор 4 и через кольцевую щель Щ в сверхзвуковой поток сопла 5. Одновременно с кольцевым выхлопом генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла подают окислительный компонент топлива, отбираемый из магистрали 6 или из выходного коллектора за охлаждающим трактом 7 камеры, направляют в коллектор впрыска 8 по магистрали 9 и далее в сопло камеры для обеспечения дожигания вдуваемого восстановительного генераторного газа, поступающего из щели.

Для увеличения протяженности зоны взаимодействия в сопле вдуваемого выхлопного газа турбины и впрыскиваемого окислителя (с целью повышения полноты дожигания вдуваемого газа) коллектор впрыска 8 располагается после щели вдува газа (рис. 2), в щели (рис. 2, выноска I-I) или до щели (рис. 2, выноска I-II) [18]. Требуемый диапазон регулирования ВТ обеспечивается путем разделения кольцевых узлов вдува газа и впрыска жидкости на четыре секции и регулируемого несимметричного распределения газа и окислительного компонента топлива между диаметрально противоположными секция-

ми. Для этого системы вдува и впрыска должны быть оснащены распределительно-регулирующими устройствами и приводами, соединенными с системой управления полетом ЛА.

В зависимости от требуемого диапазона регулирования ВТ, от требований к технологичности, к эксплуатационным и другим характеристикам ЛА предложены [20, 23] разные способы и устройства газодинамических СУВТ двигателей с дожиганием отработавшего на турбине генераторного газа в сверхзвуковой части сопла.

Выполненные расчетные и экспериментальные исследования показали, что для крупногабаритных ЖРД (типа применяемых на третьей ступени ракеты космического назначения «Циклон-4», имеющих сопла с большим критическим сечением и большой степенью расширения газа в нем) преимуществами обладают СУВТ, использующие нерегулируемую систему выхлопа турбинного газа, равномерную по кольцевой щели, выполненной на сверхзвуковой части сопла. Они более просты конструктивно, не влияют на работу турбины ТНА и выхлопной системы, используют более простую функциональную схему работы. Несмотря на то, что вдуваемый газ функционально не участвует в создании боковых сил, однако он создает пристеночный слой горячего газа, при взаимодействии с которым повышается эффективность создания боковых сил впрыскиваемым окислительным компонентом топлива.

Показано, что в ЖРД с нерегулируемым кольцевым вдувом выхлопного турбинного газа эффективно может быть использовано два типа схем системы управления вектором тяги:

1 – системы с распределенным по поперечному сечению впрыском окислительного компонента топлива (рис. 2);

2 – системы с сосредоточенным в плоскостях управления ВТ впрыском окислительного компонента топлива (рис. 1).

Первый тип СУВТ представляет наибольший интерес применительно к двигателю новой схемы, а именно с дожиганием выхлопного турбинного газа в сверхзвуковой части сопла [18]. Выбор расположения и конструктивных особенностей устройств, впрыскивающих окислитель в пристеночный слой вдуваемого генераторного газа (за щелью вдува, в щели или перед щелью вдува) с целью его дожигания, является задачей, требующей решения. Вместе с тем уже на данном этапе исследований показано, что в любом варианте решения этой задачи можно организовать эффективное дожигание генераторного газа и повысить удельный импульс тяги двигателя, а также организовать эффективное регулирование ВТ сопла камеры двигателя путем перераспределения впрыскиваемого окислительного компонента топлива между диаметрально противоположными сторонами сопла.

Второй тип СУВТ с сосредоточенным впрыском окислителя в сверхзвуковую часть сопла может быть эффективно использован в ЖРД как с дожиганием выхлопного газа в сопле, так и в схемах без дожигания. К таким двигателям, в частности, относится двигатель РД 861 с выхлопом турбинного газа через выхлопные сопла, а также двигатель РД 861К с кольцевым вдувом турбинного газа в сверхзвуковую часть сопла.

Для организации инъекции в сопло компонентов топлива этих двигателей рассмотрен ряд вариантов конструктивных и схемных решений, отличающихся объемом и содержанием доработки штатных конструкций сопловых блоков. Так как система регулирования ВТ двигателя совмещена с системой

дожигания газа, при регулировании ВТ практически не возникают потери удельного импульса тяги двигателя.

Среди разработанных вариантов сосредоточенного (локального) впрыска окислительного компонента топлива в пристеночный слой газового потока в сопле, описанных в патентах [16, 17], наибольший интерес представляют варианты устройств впрыска окислителя через выдвигаемый в поток твердый интерцептор.

Интерцепторная система впрыска основана на выдвигении в сверхзвуковой поток сопла (примерно в средней его части) твердого интерцептора (круглого или плоского) относительно небольших размеров с одновременным впрыском через него жидкого компонента топлива. Впрыском жидкости решается задача защиты интерцептора от высокотемпературного и эрозионного воздействия сверхзвукового потока, создаются дополнительные легко регулируемые по величине боковые усилия и снижаются размеры твердого интерцептора. В этом случае, в течение основного времени работы СУВТ на стабильном участке полета изделия, когда требуются сравнительно небольшие управляющие усилия $P_{упр}$, основную (большую) часть управляющего усилия создает твердый интерцептор, а на кратковременных участках с повышенными боковыми управляющими силами увеличение управляющих сил обеспечивается форсированием расхода впрыскиваемой жидкости. При этом используется твердый интерцептор малых размеров, а кратковременный форсированный впрыск жидкости не требует большого увеличения запасов топлива на работу СУВТ. При впрыске жидкости через интерцептор обеспечивается более глубокое проникновение жидкости в боковые стороны над обтекаемой поверхностью и повышается экономичность инъекции, так как при этом резко расширяются возможности организации рационального распыливания впрыскиваемой жидкости в пристеночном слое обтекаемой поверхности сопла, а следовательно, удастся интенсифицировать процессы сгорания топлива в пристеночном слое. Импульсные характеристики и работоспособность конструкции исполнительных органов СУВТ с интерцепторным впрыском окислителя подтверждены многочисленными экспериментальными исследованиями при огневых испытаниях опытных конструкций в составе ЖРД и РДТТ [1, 8, 27, 28], а также летными испытаниями в составе серийного двигателя 11Д25 [29, 30].

Исследования газодинамической СУВТ для ЖРД с дожиганием в сопле отработанного на турбине генераторного газа с совмещенной системой управления ВТ показали, что наиболее рациональна схема с постоянным суммарным расходом окислителя на впрыск в сопло в диаметрально противоположные узлы впрыска по каждому каналу управления ВТ (по тангажу или курсу) с плавным перераспределением расходов гидрораспределителем (тангажа или курса) в противоположные секции сопла в пропорциях, соответствующих требуемому управляющему усилию (в соответствии с командами от системы управления полетом ЛА). В нулевом положении гидрораспределителя окислительный компонент топлива поступает с одинаковыми расходами в обе противоположные секции сопла.

Отмеченные особенности вариантов схем и рабочих процессов в сопле оказывают определенное влияние на статические, динамические, энерго-массовые и эксплуатационные характеристики СУВТ, однако при этом сохраня-

ются все преимущества газодинамической СУВТ перед механической СУВТ, отмеченные ранее [9, 13, 14, 16, 19, 29 – 31].

В качестве средств контроля функционирования и соответствия параметров СУВТ заданным значениям могут быть использованы применяемые на многих двигателях и их СУВТ параметры, характеризующие положение приводов гидрораспределителей и давление перед форсунками впрыска окислителя. При летных испытаниях в качестве обратной связи могут быть использованы телеметрические данные о параметрах управления ориентацией ЛА.

Использование в рассмотренных новых схемах ДУ стационарного двигателя позволяет создавать ступени ракеты с высокой плотностью компоновки за счет использования торовых топливных баков, как это реализовано на третьей ступени РН «Циклон-3» и второй ступени ракеты 15А15. Для ДУ типа третьей ступени РН «Циклон-4» могут быть использованы торовые баки, сбрасываемые после первого выключения двигателя, как это реализовано на разгонном блоке «Фрегат-СБ» [19, 22].

В последние годы в ИТМ НКАУ и ГКАУ разрабатываются и исследуются комбинированные СУВТ, использующие совместно механические и газодинамические СУВТ, выполняющие раздельно задачи ведения ступени по траектории полета и задачи стабилизации полета. Актуальность упомянутых работ обусловлена тем, что современные и перспективные верхние ступени ракет-носителей должны выполнять все более сложные программы полета. Например, они должны выводить в разные точки околоземных орбит несколько КА одной или разных масс, выполнять кратковременные маневры и др. В связи с этим возрастают требования к ИОСУ полетом, в частности к системам управления ВТ маршевых двигателей: увеличивается нагрузка СУВТ, повышаются требования к быстродействию, увеличиваются максимальные потребные управляющие моменты для программного ведения ЛА по заданной траектории и для компенсации больших возмущающих моментов, увеличивается требуемый диапазон регулирования ВТ двигателя, требуемая мощность приводов. Существенное увеличение $M_{пр}$ и $M_{возм}$ неизбежно приводит к снижению динамических качеств СУВТ и возможностей исполнительных органов одного типа выполнять упомянутые две функциональные задачи (управление и стабилизация). В таких условиях некоторые из известных способов регулирования ВТ двигателя оказываются неспособными с достаточной надежностью исполнять дополнительные или расширенные функциональные задачи.

Предварительные исследования показали, что новые более широкие задачи управления могут быть успешно решены в новой схеме ДУ при дооснащении примененных уже в двигателе известных механических СУВТ дополнительными (или резервными) газодинамическими СУВТ. Наиболее перспективной является схема, в которой для создания больших управляющих полетом боковых сил используется СУВТ с качанием маршевой камеры сгорания (или двигателя в целом). Для создания малых боковых сил, необходимых и достаточных для стабилизации полета, используется высокодинамическая (быстрореагирующая) газодинамическая СУВТ.

Выводы.

1. Разработаны основы научно-технической базы для проектирования и отработки ЖРД с новыми газодинамическими системами регулирования век-

тора тяги как исполнительного органа системы управления полетом верхней ступени ракеты-носителя, разгонного блока космических аппаратов.

2. Обоснованы возможность создания и преимущества новых газодинамических систем регулирования вектора тяги, обладающих наиболее высоким быстродействием и надежностью работы, высокими энергомассовыми и габаритно-компоновочными характеристиками, более высокими функциональными возможностями и технологичностью полной наземной отработки.

3. Несмотря на то, что анализ особенностей механической и газодинамической систем управления ВТ выполнен в основном на обобщении результатов научно-исследовательских работ ИТМ НАНУ и ГКАУ, а также опыта проектирования и отработки СУВТ ЖРД второй ступени ракеты 8К99 и третьей ступени ракеты «Циклон-4», большинство рассмотренных особенностей могут быть характерными для ряда других жидкостных ДУ верхних ступеней ракет.

4. Затронутые в статье вопросы создания двух типов СУВТ не охватывают всех проблем, которые еще могут возникать. Некоторые положения, сформулированные в настоящей работе, могут быть дискуссионными, однако в частности и в целом могут представлять интерес и быть использованными при проектировании и отработке новых или модернизируемых ДУ верхних ступеней ракет с регулируемым ВТ.

1. Ракета как объект управления / *И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун* / Под ред. *С. Н. Конохова*. – Днепропетровск : АРТ-Пресс, 2004. – 541 с.
2. *Коваленко Н. Д.* Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет / *Н. Д. Коваленко*. – Днепропетровск : Институт технической механики НАНУ и НКАУ, 2003. – 412 с.
3. *Конохов С. Н.* Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / Под ред. *С. Н. Конохова*. – Днепропетровск : ООО «Колор-Граф» ; ООО РА «Тандем-У», 2001. – 240 с.
4. Эскизный проект. Космический комплекс «Циклон-4». Система управления вектором тяги и электроприводы. «Циклон-4». ПЗ 2.14.4 / ГКБЮ. – Днепропетровск, 2003. – 91 с.
5. *Назаренко В. Ф. И. И. Иванов* – конструктор, ученый, организатор / *В. Ф. Назаренко* // Техническая механика. – 2003. – № 2. – С. 6 – 17.
6. А. с. 41014. Способ регулирования вектора тяги ЖРД «открытой» схемы / *Н. Д. Коваленко, А. И. Животов, Г. А. Стрельников*. – 983819/40-23 ; заявл. 01.07.67 ; опубл. 25.02.68. Бюл. № 11. – 3 с.
7. *Герасюта Н. Ф.* О стабилизации ракеты с поворотным управляющим органом большой массы / *Н. Ф. Герасюта, И. М. Игдалов, В. М. Морозов, Н. Е. Зыков и др.* // Ракетная и космическая техника. – Сер. 1: Теория расчета, проектирования и конструирования ракетно-космической техники. – ГОНТИ-3. – 1981. – Вып. 3. – С. 18 – 32.
8. *Sieter K Huzel, Et al.* DESIGN OF LIQUID PROPELLENT ROCKET ENGINES SECOND EDITION // NATIONAL AERONAUTICK AND SPACE ADMINISTRATION . – 1971. – № 71-29405-416. – 460 с.
9. *Коваленко Н. Д.* Особенности отработки системы управления вектором тяги высотных ЖРД / *Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников, А. Д. Игнатъев, Г. Н. Коваленко, Ю. Д. Шептун* // Вісник ДНУ. Ракетно-космічна техніка. – 2008. – № 10/1. – С. 49 – 63.
10. Ракета-носитель «Зенит 3SL». Технические характеристики. Исполнительные органы системы управления полетом первой ступени / ГП «КБ «Южное». – Днепропетровск, 2000. – 121 с.
11. *Шнякин В. Н.* Экспериментальное определение боковых усилий, действующих на камеру двигателя при запуске в барокамере / *В. Н. Шнякин, А. Н. Коваленко, В. Н. Коваленко, А. В. Родькин, А. П. Мако-тер* // Авиационная и ракетно-космическая техника. Вестник самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – № 3 (19). – С. 54 – 63.
12. *Игнатъев А. Д.* Приближенный метод определения возмущений давления и несимметричных боковых сил, возникающих в сопле Лавала при наличии малых, в том числе и локальных возмущений поверхности / *А. Д. Игнатъев* // Аэродинамика и нестационарный теплообмен. – Киев : Наук. думка, 1983. – С. 20 – 24.
13. Достигнутый уровень и некоторые направления создания ракетных двигателей / *Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников, А. Е. Золотко, Г. Н. Коваленко* // Техническая механика. – 2005. – № 2. – С. 38 – 49.
14. *Коваленко Н. Д.* Некоторые тенденции развития двигателестроения в ракетно-космической технике / *Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников* // Материалы XII международного конгресса двигателестроителей : Авиационно-космическая техника. – ХАИ, 2007. – № 7 (43). – С. 67 – 71.
15. Патент на винахід 70261 Україна, МПК F02K 9/00. Рідинний ракетний двигун з регулюванням вектором тяги / *М. Д. Коваленко, Г. О. Стрельников, Г. М. Коваленко, Т. О. Коваленко* ; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – a20031213429 ; заявл. 31.12.2003 ; опубл. 15.11.2006. Бюл. № 11. – 3 с.

16. Патент на винахід 71862 Україна, МПК F02K 9/42. Рідинна ракетна двигунна установка щільного компонування з регульованим вектором тяги / *М. Д. Коваленко, Г. О. Стрельников, Г. М. Коваленко*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – а20031213350; заявл. 31.12.2003; опубл. 15.05.2006. Бюл. № 5. – 6 с.
17. Патент на винахід 86958 Україна, МПК F02K 9/00. Рідинний ракетний двигун з регульованим вектором тяги / *М. Д. Коваленко, Г. О. Стрельников, Г. М. Коваленко, О. В. Хоменко, Т. О. Коваленко, Н. П. Сироткіна*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – а200607625; заявл. 07.07.2006; опубл. 10.06.2009. Бюл. № 11. – 10 с.
18. Патент на винахід 86966 Україна, МПК F02K 9/42. Спосіб допалювання відпрацьованого генераторного газу турбіни турбонасосного агрегату рідинного ракетного двигуна та пристрій для його застосування / *М. Д. Коваленко, Г. М. Коваленко, О. В. Хоменко, Т. О. Коваленко, Н. П. Сироткіна*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – а2006 10599; заявл. 06.10.2006; опубл. 10.06.2009. Бюл. № 11. – 16 с.
19. Патент на винахід 88761 Україна, МПК F02K 9/42. Рідинна ракетна двигунна установка щільного компонування з регульованим вектором тяги / *М. Д. Коваленко, Г. О. Стрельников, Г. М. Коваленко*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – а2005 08030; заявл. 15.08.2005; опубл. 25.11.2009. Бюл. № 22. – 10 с.
20. Патент на винахід 94359 Україна, МПК F02K 9/00. Рідинний ракетний двигун з допалюванням відпрацьованого на турбіні генераторного газу та з регульованим вектором тяги / *М. Д. Коваленко, Г. О. Стрельников, Г. М. Коваленко, О. Д. Ігнат'єв, Т. О. Коваленко, Н. П. Сироткіна*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – а2010 05331; заявл. 30.04.2010; опубл. 26.04.2011. Бюл. № 8. – 10 с.
21. Патент на винахід 95575 Україна, МПК F02K 9/00. Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун з його застосуванням / *М. Д. Коваленко, Г. О. Стрельников, Г. М. Коваленко, О. Д. Ігнат'єв, Т. О. Коваленко, Н. П. Сироткіна*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – а2010 07629; заявл. 18.06.2010; опубл. 10.08.2011. Бюл. № 15. – 12 с.
22. Патент на винахід 96096 Україна, МПК F02K 9/00. Рідинна ракетна двигунна установка щільного компонування з регульованим вектором тяги / *М. Д. Коваленко, Г. О. Стрельников, Г. М. Коваленко, О. Д. Ігнат'єв*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – а2010 11468; заявл. 27.09.2010; опубл. 26.09.2011. Бюл. № 18. – 6 с.
23. Патент на винахід 98431 Україна, МПК F02K 9/00. Рідинний ракетний двигун з допалюванням в надзвуковій частині сопла відпрацьованого на турбіні генераторного газу та з регульованим вектором тяги / *М. Д. Коваленко, Г. М. Коваленко, Н. П. Сироткіна*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – а2011 07964; заявл. 23.06.2011; опубл. 10.05.2012. Бюл. № 9. – 8 с.
24. Заявка а 2011 12467 Україна, МПК F02K 9/00. Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун з його застосуванням / *М. Д. Коваленко, Т. О. Коваленко, Н. П. Сироткіна, Ю. Д. Шептун*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – Заявл. 24.10.11; опубл. 02.11.11. Бюл. № 12. – 10 с.
25. Заявка а 2011 14384 Україна, МПК F02 K 9/00. Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун з його застосуванням / *М. Д. Коваленко, Ю. Д. Шептун, Г. О. Стрельников, Т. О. Коваленко, Н. П. Сироткіна*; заявник Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – Заявл. 05.12.2011; опубл. 02.11.11. Бюл. № 12. – 11 с.
26. *Коваленко Н. Д.* Исследование интерцепторов с впрыском жидкости в сверхзвуковой поток / *Н. Д. Коваленко, В. В. Харитонов* // Техническая механика ракетно-космических систем. – Сб. науч. трудов ИТМ НАНУ и НКАУ. – Киев: Изд. «Наук. думка», 1986. – Вып. 2. – С. 150 – 153.
27. *Коваленко Н. Д.* Некоторые принципиальные схемы систем термогазодинамического регулирования вектора тяги жидкостных ракетных двигателей / *Н. Д. Коваленко, Г. Н. Коваленко, Г. А. Стрельников* // Техническая механика. – 2003. – № 2. – С. 33 – 40.
28. *Коваленко Н. Д.* Исследование термогазодинамических процессов в элементах энергоустановок и технологического оборудования / *Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников, Г. Н. Коваленко, Е. Л. Токарева и др.* // Техническая механика. – 2008. – № 2. – С. 43 – 57.
29. *Коваленко Н. Д.* Определение боковых сил в сопле ЖРД при впрыске компонентов топлива в сверхзвуковую часть сопла по телеметрической информации летных испытаний / *Н. Д. Коваленко, В. Н. Шнякин, О. А. Аксюта, Г. Н. Коваленко и др.* // Космическая техника. Ракетное вооружение. – ГП «КБ «Южное». – 2008. – № 1. – С. 91 – 105.
30. *Коваленко Н. Д.* О работоспособности камеры ЖРД при впрыске в сверхзвуковую часть сопла окислительного компонента топлива / *Н. Д. Коваленко, А. В. Макаров, О. Е. Аксюта, Е. Л. Токарева* // Космическая техника. Ракетное вооружение. – ГП «КБ «Южное». – 2010. – № 1. – С. 86 – 102.
31. *Коваленко Т. А.* Сравнение органов управления космической ступени ракеты-носителя / *Т. А. Коваленко, Н. Д. Коваленко, Ю. Д. Шептун* // Вісник ДНУ. Ракетно-космічна техніка. – 2011. – № 14. – С. 64 – 71.

Институт технической механики
НАНУ Украины и ГКА Украины,
Днепропетровск

Получено 09.10.13,
в окончательном варианте 24.10.13