УДК 629.78.533.6.013:621.45

Т. А. КОВАЛЕНКО, Г. Н. КОВАЛЕНКО, Н. П. СИРОТКИНА

УПРАВЛЕНИЕ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ МАССОВОЙ АСИММЕТРИИ

Сообщаются результаты разработки и исследования системы управления вектором тяги жидкостного ракетного двигателя с целью управления космической ступенью ракеты-носителя типа «Циклон-4М» при возникновении массовой асимметрии. В статье предложены новые конструктивно-компоновочные схемы бифункциональных систем управления вектором тяги, основанных на совместном использовании механической (качание двигателя, установленного в карданном подвесе) и газодинамической (несимметричный вдув в сверхзвуковую часть сопла генераторного газа, отработанного на турбине) систем управления вектором тяги. Рассмотрены физические основы создания управляющих усилий, особенности алгоритмов управления вектором тяги и движением ступени. Показано, что применение бифункциональных систем управления вектором тяги позволяет существенно расширить диапазон регулирования вектора тяги при сохранении высокого динамического качества управления полетом ступени и ее энергомассовых и габаритных характеристик.

Повідомляються результати розробки і дослідження системи управління вектором тяги рідинного ракетного двигуна з метою управління космічним ступенем ракети-носія типу "Циклон-4М" при виникненні масової асиметрії. В статті запропоновані нові конструктивно-компонувальні схеми біфункціональних систем управління вектором тяги, які основані на спільному використанні механічної (качання двигуна, який встановлено в карданному підвісі) і газодинамічної (несиметричний вдув в надзвукову частину сопла генераторного газу, відпрацьованого на турбіні) систем управління вектором тяги. Розглянуті фізичні основи створення керуючих зусиль, особливості алгоритмів управління вектором тяги та рухом ступеня. Показано, що застосування біфункціональних систем управління вектором тяги дозволяє істотно розширити діапазон регулювання вектора тяги при збереженні високої динамічної якості управління польотом ступеня і її енергомасових і габаритних характеристик.

The results of the development and studies of the thrust-vector control system for a liquid rocket engine to control a space stage of the launch vehicle of the Cyclone-4M-type in case of mass asymmetry are reported. The paper discusses new structural and general-arrangement diagrams of bifunctional systems of the thrust-vector control, based on combined use of the mechanic (swinging the gimballed engine) and gas dynamic (asymmetrical injection into the supersonic section of nozzle of the pressurization gas used by the turbine) thrust-vector control systems. Physical fundamentals for creating controlled efforts, special features of algorithms of the thrust-vector control and the stage motion control are examined. It is shown that applications of bifunctional systems of the thrust-vector control allow for significant extending the range of the thrust-vector control on retention of a high dynamic quality of the stage flight control and its power-mass and overall dimensional characteristics.

Ключевые слова: *управление полетом, жидкостной ракетный двигатель; качание камеры двигателя; несимметричный вдув; бифункциональная система управления вектором тяги; диапазон регулирования; область устойчивости.*

Введение. Особенностью современных и перспективных верхних ступеней ракет-носителей является то, что они должны последовательно выводить на околоземные орбиты в разные точки пространства несколько космических аппаратов разной массы. При этом массово-центровочные характеристики и динамические качества космической ступени как объекта управления могут изменяться в широком диапазоне в течение времени полета. Обозначенные ступени ракеты в большинстве случаев имеют большой диаметр и малую длину. Такого типа космические ступени как объекты управления характеризуются собственной динамической и структурной неустойчивостью, при этом резко возрастают требования к быстродействию исполнительных органов системы управления (ИОСУ), к точности величины и времени действия управляющих усилий [1 – 3].

В подавляющем большинстве две основные функции системы управления (СУ) полетом отмеченных объектов (1 – ведение космической ступени по заданной расчетной траектории; 2 – стабилизация параметров полета при действии на космическую ступень случайных и детерминированных возмущающих факторов) выполняет один ИОСУ, который входит в состав двигателя и обеспечивает создание управляющих сил в плоскостях «тангажа» и «курса» путем регулирования вектора тяги (ВТ) двигателя [1, 3].

При возникающей в полете ступени ее массовой асимметрии ИОСУ должны выполнять дополнительные функции, а именно: создавать управляющие моменты для парирования детерминированных возмущающих моментов от массовой асимметрии ступени. Управляющие моменты, необходимые для парирования возмущающих моментов от возникающей в полете массовой асимметрии продолжительны во времени и могут в несколько раз превышать управляющие моменты, необходимые для ведения ступени ракеты по траектории.

Выполнение космической ступенью более широких функциональных задач требует расширения диапазона регулирования ВТ двигателя (в два и более раза), что приводит к увеличению загрузки ИОСУ, увеличению энергозатрат на управление полетом, при этом требуются более мощные приводы регуляторов ВТ, усложняется алгоритм и в целом вся система управления движением. Известные способы регулирования ВТ двигателя становятся неспособными с достаточной надежностью выполнять дополнительные функциональные задачи [4 – 6].

1 Постановка задачи. Отмеченное выше ставит задачу разработки и исследования новых систем управления векторм тяги (СУВТ), способных решать новые задачи без снижения качества управления ступенью при сохранении высоких энергомассовых и габаритных характеристик. В результате проектно-поисковых исследований предложено [7 – 10] совокупное (совместное) использование двух типов СУВТ с рациональным распределением функциональных задач; в [5] они объединены общим названием – бифункциональные системы управления вектором тяги (БФСУВТ) двигателя. Физические основы функционирования и структурные схемы БФСУВТ в сильной степени зависят от решаемых задач, особенностей схем и конструкции космической ступени, параметров систем регулирования ВТ (выбранных для совокупной работы), принципов взаимодействия автономных СУВТ между собой, с СУ ступенью и другими факторами. Это большой круг специальных задач, требующих решения в конкретных объектах и условиях. В работе [5] применительно к модификации третьей ступени ракеты-носителя «Циклон-4М» рассмотрена совокупность механической СУВТ (МСУВТ), основанной на повороте двигателя в карданном подвесе, совокупно с газодинамической СУВТ (ГСУВТ), основанной на впрыске в сопло жидкого окислительного компонента топлива через выдвигаемый в сверхзвуковой поток твердый интерцептор.

Не меньший практический интерес для этой ступени представляет разработка и исследование БФСУВТ по патенту № 108677, основанные на использовании МСУВТ, основанной на повороте двигателя в карданном подвесе, и решающей задачу парирования больших возмущающих моментов от возникающей в процесссе полета массовой асимметрии ступени в совокупности с ГСУВТ, основанной на регулировании ВТ двигателя вдувом в сверхзвуковую часть сопла выхлопного газа активной турбины турбонасосного агрегата двигателя. Большое преимущество этой БФСУВТ состоит в том, что требуется минимальная доработка двигателя при ее реализации.

2 Выбор объекта исследований. В качестве космической ступени для дальнейших исследований и разработки БФСУВТ принята третья ступень некоторой гипотетической ракеты-носителя ГРН-XXI, описанной в работах [4, 5]; конструктивно-компоновочная схема, габаритно-массовые характеристики и назначения которой близки к третьей ступени ракеты «Циклон-4» [1, 3].

Ступень ГРН-XXI содержит (рис. 1): блок полезного груза (1) (платформу с последовательно отделяемыми грузами разной массы); приборный отсек (2) системы контроля и управления полетом ступени; блок двигательной установки (ДУ), содержащий сферический (3) и конусообразный (4) топливные баки и однокамерный жидкостной ракетный двигатель (5) с турбонасосным агрегатом (6) подачи топлива в камеру сгорания с турбиной активного типа и с системой вдува выхлопного газа через кольцевой коллектор в сверхзвуковую часть сопла; двигатель (5) выполнен с карданным подвесом (7), расположенным над форсуночной головкой камеры сгорания, и приводами качания (8); ИОСУ, входящий в состав двигателя, обеспечивает создание управляющих сил в плоскостях тангажа и рыскания; двигатель содержит сверхзвуковое сопло (9) большой степени расширения с системой вдува газа через кольцевой коллектор (10) в сверхзвуковую часть сопла.

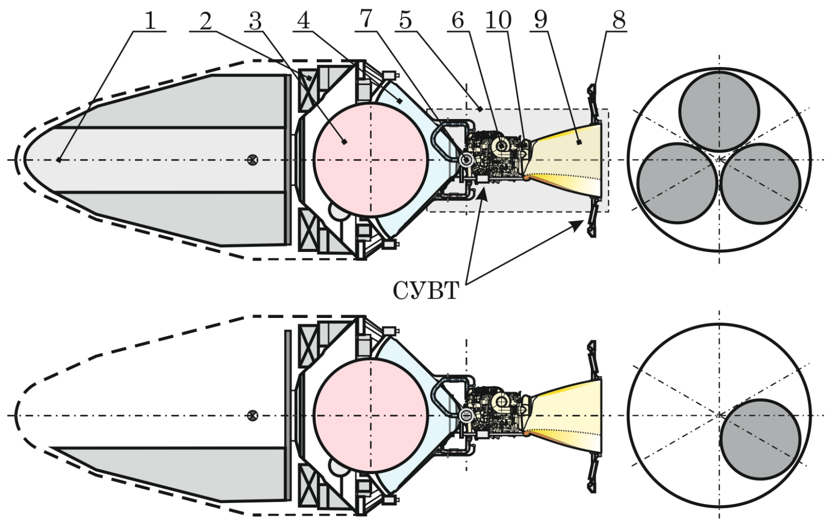

Рис. 1

Как показали результаты расчетных исследований, приведенных в [3], эта ступень характеризуется собственной динамической и структурной неустойчивостью как объект управления и требует оценки динамических и эксплуатационных характеристик в сочетании с альтернативными вариантами ИОСУ полетом ступени.

3 Результаты исследований. Ниже сообщаются результаты исследования и сравнительного анализа динамических и эксплуатационных характеристик СУ полетом ступени при автономном использовании упомянутых выше механической и газодинамической СУВТ, а также бифункциональной СУВТ. Как отмечается в ряде работ, в частности в [5, 11, 12], при использовании в упомянутой ступени штатной системы качания двигателя в карданном подвесе в диапазоне угла отклонения двигателя $\delta_{отк}$ от 0° до 5° не обеспечиваются требуемые высокие и стабильные динамические характеристики на режимах стабилизации полета ступени при разных эксцентриситетах масс в части быстродействия, точности и стабильности характеристик; кроме того, для достаточно высокой скорости качания двигателя необходимо использовать мощные скоростные приводы и сложные гидросистемы, что усложняет конструкцию двигателя и снижает его энергомассовые характеристики.

Для обеспечения высокого качества наведения и стабилизации полета ступени предложено использовать [7 – 10] штатную систему вдува выхлопного турбинного газа в сверхзвуковую часть сопла путем реконструкции ее в СУВТ, при этом регулирование ВТ производится в аналоговом режиме путем перераспределения генераторного газа, вдуваемого в сверхзвуковую часть сопла между диаметрально противоположными узлами вдува, выполненными в плоскостях управления полетом космической ступени (по «тангажу» и «курсу» соответственно) в диапазоне создаваемых сил, необходимом и достаточном для стабилизации полета ступени. МСУВТ (система качания двигателя в карданном подвесе) реконструируется в систему плавного или ступенчатого одноразового или периодического (по программе) отклонения двигателя на требуемый угол. При этом обеспечивается компенсация возникающих продолжительных детерминированных возущающих факторов, которые действуют за пределами, характерными для режимов стабилизации полета ступени.

Для реализации этого способа управления ВТ двигателя на месте (вместо) кольцевого профилированного коллектора вдува выхлопного турбинного газа изготовлены четыре автономных узла вдува в каждой четверти сопла в плоскостях управления полетом ступени (по «тангажу» и «курсу»). Каждые два диаметрально противоположных узла вдува соединены с выходными окнами газораспределителя, каждый газораспределитель соединен с выхлопным коллектором турбины и снабжен высокоскоростным приводом соединенным электрически с системой управления полетом ступени. Газораспределители и приводы могут быть заимствованы из двигателя 11Д25 третьей ступени ракеты-носителя «Циклон-3».

Двигатель с БФСУВТ показан на рисунке 2 и работает следующим образом. Турбонасосный агрегат подает компоненты топлива в камеру сгорания и газогенератор. Продукты сгорания топлива истекают из сопла камеры, создавая реактивную тягу двигателя. Выхлопной газ турбины из коллектора по газоводам поступает к газораспределителям и далее к узлам вдува и далее в сопло. Для создания управляющих усилий по «тангажу» и «курсу» включаются в работу один или два диаметрально противоположных узла вдува газодинамической системы управления ВТ в плоскостях I – III и II – IV, что обеспечивается перераспределением расхода выхлопного газа газораспределителями. При вдуве газа в сопло в нем возникает боковая сила и создается управляющий момент относительно центра масс космической ступени. Для управления ВТ в узком диапазоне с целью стабилизации полета космической ступени приводами по командам СУ полетом изменяют расходы газа до величин, обеспечивающих требуемые боковые силы, при этом обеспечивается требуемое быстродействие, статические и динамические характеристики

СУВТ, обеспечивающие типовые программы стабилизации полета летательного аппарата.

ГСУВТ может быть создана поэтапно от наиболее простой по схеме и по технологии изготовления до обладающей наиболее высокими энергомассовыми и эксплуатационными характеристиками. На первом этапе может быть опробована СУВТ, выполненная путем разделения штатного кольцевого коллектора вдува на четыре секции; каждые две диаметрально противоположные секции соединены с газораспределителем, соединенным с выхлопным коллектором турбины (рис. 2б). На втором этапе в каждой плоскости стабилизации ступени по «тангажу» и «курсу» изготавливают узел вдува с оптимальными параметрами по энергомассовым и импульсным характеристикам (рис. 2в). По предварительным оценкам оба варианта СУВТ обеспечивают требования по стабилизации, но обладают разными уровнями совершенства рабочих процессов и энергомассовых характеристик. Для определения расходных и импульсных характеристик описанной выше системы вдува не требуются предварительные огневые испытания, рабочие процессы в сопле для этапа проектирования в настоящее время достаточно исследованы, сертификационные испытания этой ГСУВТ могут быть проведены в стендовых условиях в полном объеме [11].

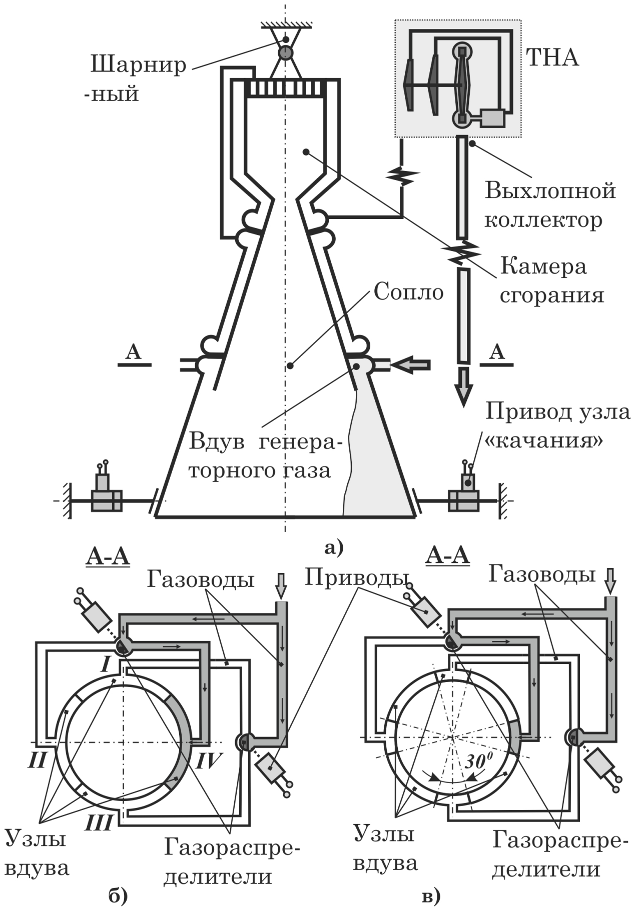

Рис. 2

Для решения задач стабилизации полета ступени требуемые управляющие усилия создаются расходом выхлопного газа, поступающего в два газовода с газораспределителями, каждый из которых снабжен приводом и направляет газ требуемыми порциями в два диаметрально расположенных узла вдува в соответствии с командами СУ полетом ракеты. Выхлопной газ, истекая из узла вдува, взаимодействует со сверхзвуковым потоком в сопле камеры. В результате создается боковая управляющая сила $P_{упр\,вд}$, зависящая от величины расхода газа через узел вдува $\dot{m}_{вд}$, энергосодержания выхлопного газа, характеризуемого импульсом давления I_{P_0} и эффективностью его взаимодействия со сверхзвуковым потоком в сопле (коэффициент вдува $K_{вд}$, величина которого зависит от совершенства узла вдува и измеряется в диапазоне $K_{вд} = 2 - 1{,}4$ [6])

$$P_{упр\,вд} = \dot{m}_{вд} I_{P_0} K_{вд}\,.$$

При одинаковой загрузке каналов «тангаж» и «курс» максимальный расход газа через управляющий узел вдува равен половине расхода выхлопного газа турбины и регулируется газораспределителем от максимального значения до нуля. При нулевом положении заслонки газораспределителя (угол поворота заслонки газораспределителя $\varphi_{з\,гр} = 0^\circ$) выхлопной газ распределяется равномерно во все узлы вдува; величина расхода через турбину $\dot{m}_{вых\,т\,max}$ зависит от требуемой мощности турбины $N_т$ и ее совершенства. При повороте заслонки приводом от нулевого положения до крайне открытого на рабочий угол, например $\varphi_{з\,гр\ max} = 30^\circ$, расход газа, а следовательно, и управляющее усилие $P_{упр}$ изменяются от нуля до некоторого максимального значения

$$\dot{m}_{вд} = f(\varphi_{з\,гр}) = 0 \div 0{,}5\dot{m}_{вых\,т\,max}(N_т),$$

$$P_{упр} = f(\varphi_{з\,гр}) = 0 \div 0{,}5P_{упр\,max}(\dot{m}_{max}).$$

Моменты сил $M_{упр}^{ср}\left(\ddot{\ }_{з\,гр}\right)$ – при изменении диапазона угла поворота заслонки газораспределителя $\varphi_{з\,гр}$ для ГСУВТ и $\overline{M}_{упр}^{мех}$ – при угле отклонения приводов $\varphi_{мех}$ для МСУВТ представлены ниже

$$M_{упр}^{ср}\left(\ddot{\ }_{з\,гр}\right) = P_{упр}X_{упр}^{ср} = P_{уд\,вд}\dot{m}_{вд}\left(\ddot{\ }_{з\,гр}\right)X_{вд}^{ср},$$

$$\overline{M}_{упр}^{мех} = \frac{P_{упр}(\varphi_{мех})X_{упр}^{мех}}{\mathrm{I}_{инер}}, \delta_{отк} = f(\varphi_{мех}),$$

где $P_{упр}$ – управляющее усилие, $X_{упр}$ – плечо до центра масс, $I_{инер}$ – момент инерции, $\delta_{отк}$ – угол отклонения двигателя.

При использовании разработанной системы вдува в составе третьей ступени ракеты ГРН-XXI максимальное управляющее усилие при тяге двигателя $P = 8000$ кгс составляет $P_{упр} = 0{,}02P_{дв} = 160$ кгс, расход газа $\dot{m}_{вых\,т}$ через однодисковую турбину, отнесенный к расходу камеры $\dot{m}_{к}$, составляет $\dot{m}_{вых\ т}/\dot{m}_{к} = 0{,}092$, при этом потери удельного импульса тяги составляют $\Delta\overline{P}_{уд} = 0{,}05$ (двигатель типа 11Д25 «Циклон-3»); при использовании более экономичной двухдисковой турбины (аналогичной двигателю РД 861К РН «Циклон-4») расход на выхлоп $\dot{m}_{вых\ т}$ меньший и обеспечивает управляющее усилие $P_{упр} = 0{,}01P_{дв}$, достаточное для режима стабилизации полета ступени.

МСУВТ в этой БФСУВТ может быть заимствована из двигателя РД861К третьей ступени РН «Циклон-4», при этом можно существенно упростить конструкцию и реализовать мероприятия по повышению надежности ее функционирования. В частности, сложные гидроприводы и их силовые механизмы могут быть выполнены с умеренным быстродействием, без высоких требований к амплитудо-фазо-частотным характеристикам системы и к линейностям регулировочных характеристик, рекомендации, описанные выше, по исключению взаимовлияния работы каналов «тангажа» и «курса» можно не выполнять. Мероприятия по повышению надежности МСУВТ рассматриваются при разработке конкретной БФСУВТ.

Снижение требований к режимам качания двигателя чрезвычайно важно для всех альтернативных вариантов СУВТ двигателя РД861К, в том числе и штатного, так как до настоящего времени не подтверждена работоспособность и динамические характеристики соплового блока камеры двигателя как ИОСУ полетом ступени ракеты без крепления свободной сверхзвуковой выходной части сопла к жестким неподвижным фрагментам конструкции хвостовой части ступени ракеты. Такого типа решения были приняты по двигателю 11Д25 третьей ступени ракеты «Циклон-3», установленному неподвижно в ДУ, а также предложены в ряде работ [9, 10]. Сущность упомянутого предложения состоит в том, что силовые элементы приводов расположены в плоскости поперечного сечения ступени ракеты, близкой к выходному сечению сопла двигателя, и соединены одним концом с бандажным кольцом сопла камеры, а другим концом – с силовым кольцом рамы ДУ. В упомянутых работах с целью повышения надежности работы соплового блока и СУВТ рассматривались и другие предложения по совершенствованию компоновочной схемы ДУ, в частности предлагалось использовать в свободном пространстве хвостового отсека ступени подвесные сбрасываемые после первого останова двигателя дополнительные топливные баки.

Следует отметить, что поворот линии действия тяги до совмещения с центром масс ступени обусловит появление боковой силы сноса ступени и таким образом приведет к уходу ступени от начальной плоскости стрельбы.

Выполнено математическое моделирование бокового движения третьей ступени упомянутой выше ракеты-носителя ГРН-XXI, результаты которого показали, что уход ступени от начальной плоскости стрельбы, обусловленный поворотом двигателя до совмещения линии действия тяги с центром масс ступени на $\alpha_0 = 1^\circ$, может достигать 300 м. Возможности современных систем управления позволяют учесть указанный уход в полетном задании и исключить заметное влияние поворота линии действия тяги двигателя относительно корпуса ступени на наведение ступени в заданную точку пространства.

Из анализа динамики управления следует также, что БФСУВТ успешно функционирует с современной системой управления космической ступенью ракеты. Кроме отмеченных выше преимуществ (увеличение диапазона регулирования ВТ при сохранении высоких динамических качеств и точности регулирования ВТ; повышение надежности и эксплуатационных ИОСУ ступенью ракеты), в системе управления полетом ступенью можно реализовать некоторые возможности минимизации энергии, которая тратится системой управления на отработку возмущающих факторов. Это обусловлено тем, что детерминированный возмущающий момент в случае большого эксцентриситета масс в большинстве случав в несколько раз может превышать суммарный возмущающий момент от случайных факторов и действует продолжительное время. На компенсацию таких детерминированных возмущающих факторов ИОСУ тратится много энергии, в частности большое количество топлива. Предложен способ управления космической ступенью ракеты, позволяющий при использовании БФСУВТ приблизить к нулю затраты на компенсацию детерминированного возмущающего момента от массовой асимметрии ступени. Оценочные расчеты показали, что на ступени ГРН-XXI при общей массе топлива 9,9 т можно сэкономить 109 кг топлива.

Важнейшим преимуществом этой БФСУВТ является то, что она в полном объеме может быть отработана и сертифицирована в наземных стендовых условиях до начала летных испытаний [11, 12].

Выводы. Разработана бифункциональная система управления вектором тяги маршевого жидкостного ракетного двигателя космической ступени ракеты-носителя типа «Циклон-4М», основанная на совместном использовании модифицированной (упрощенной) штатной системы качания двигателя и реконструированной в СУВТ штатной системы вдува, позволяющая в несколько раз расширить диапазон регулирования ВТ двигателя при сохранении высоких статических и динамических характеристик ИОСУ полетом ступени ракеты, расширить область устойчивости режимов стабилизации полета, повысить надежность работы и уменьшить энергозатраты на управление полетом ступени ракеты. Предложенные схемные и конструктивные решения позволяют выбрать рациональные параметры и алгоритмы функционирования отдельных составляющих системы и их совместной работы, при этом открываются перспективы повышения энергомассовых и эксплуатационных характеристик жидкостного ракетного двигателя, системы управления полетом и в целом ступени ракеты. Некоторые вопросы по схемам и алгоритмам управления ВТ требуют дальнейшего изучения.

1 Шестьдесят лет в ракетостроении и космонавтике / Под общей редакцией *А. В. Дегтярева*. – Днепропетровск : Арт-пресс, 2014. – 540 с.

2 *Коваленко Т. А.* Космические ступени как объект управления / *Т. А. Коваленко, Ю. Д. Шептун* // Информационные технологии в управлении сложными системами : научная конференция : сборник докладов. – Днепропетровск : Изд-во «Свидтер А. Л.», 2011. – С. 210 – 213.

3 Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и их космических ступеней / *И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун* ; под ред. *С. Н. Конюхова*. – Днепропетровск : Изд-во Днепропетр. Нац. ун-та, 2010. – 254 с.

4 *Шептун Ю. Д.* Управление ступенью ракеты с массовой асимметрией / *Ю. Д. Шептун, Н. Д. Коваленко, Т. А. Коваленко* // Космические технологии: настоящее и будущее : международная научная конференция, 19 – 21 мая 2015 г., Днепропетровск : сборник докладов и тезисов. – Днепропетровск, 2015. – С. 57 – 60.

5 *Коваленко Т. А.* Бифункциональная система управления вектором тяги космической ступени ракеты-носителя / *Т. А. Коваленко, Н. Д. Коваленко, Н. П. Сироткина* // Техническая механика. – 2015. – № 1. – С. 42 – 54.

6 *Коваленко Н. Д.* Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет / *Н. Д. Коваленко*. – Днепропетровск : ИТМ НАН и НКА Украины, 2003. – 412 с.
7 Патент на винахід 103528 Україна, МПК F02K 9/00. Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун для його здійснення / *Коваленко М. Д., Шептун Ю. Д., Стрельников Г. О., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П.* ; заявник і патентоволодар ІТМ НАНУ і НКАУ. – а 2011 14384 ; заявл. 05.12.2011 ; опубл. 25.10.2013, Бюл. № 20. – 11 с.
8 Патент на винахід 105214 Україна, МПК F02K 9/56, F02K 9/82. Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун для його здійснення / *Коваленко М. Д., Шептун Ю. Д., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П.* ; заявник і патентоволодар ІТМ НАНУ і НКАУ. – а 2011 12467 ; заявл. 24.10.2011; опубл. 25.04.2014 , Бюл. № 8. – 10 с.
9 Патент на винахід 107270 Україна, МПК F02K 9/00. Спосіб керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна з турбонасосним агрегатом подачі компонентів палива в камеру згоряння та рідинний ракетний двигун з його застосуванням / *Коваленко М. Д., Стрельников Г. О., Шептун Ю. Д., Коваленко Г. М., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П.* ; заявник і патентоволодар ІТМ НАНУ і ДКАУ. – а 2013 06211 ; заявл. 20.05.2013 ; опубл. 10.12.2014, Бюл. № 23. – 11 с.
10 Патент на винахід 108677 Україна, МПК F02K 9/00. Спосіб керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун з його застосуванням / *Коваленко М. Д., Стрельников Г. О., Шептун Ю. Д., Коваленко Г. М., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П.* ; заявник і патентоволодар ІТМ НАНУ і ДКАУ. – а 2013 08511 ; заявл. 08.07.2013 ; опубл. 25.05.15, Бюл. № 10. – 9 с.
11 Особенности отработки системы управления вектора тяги высотных ЖРД / *Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников, Ю. Д. Шептун, Г. Н. Коваленко, А. Д. Игнатьев* // Вестник ДНУ. Ракетно-космическая техника. – 2008. – № 14/1. – С. 49 – 63.
12 Сравнение органов управления космической ступени носителя / *Т. А. Коваленко, Н. Д. Коваленко, Ю. Д. Шептун* // Вестник ДНУ. Ракетно-космическая техника. – 2011. – Т. 1, № 14. – С. 64 –71.

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и
Государственного космического
агентства Украины,
Днепропетровск

Получено 29.02.2016,
в окончательном варианте 29.03.2016