УДК 629.78.533.6.013:621.45

А. Д. ИГНАТЬЕВ, Н. Д. КОВАЛЕНКО, Т. А. КОВАЛЕНКО, Н. С. ПРЯДКО, Н. П. СИРОТКИНА, Г. А. СТРЕЛЬНИКОВ, Е. Л. ТОКАРЕВА

УПРАВЛЕНИЕ ГАЗОВЫМИ ПОТОКАМИ В РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, Днепр, Украина, 49005; e-mail: ignatyevpg@gmail.com

Наводяться основні результати досліджень, які виконуються відділом термогазодинаміки енергетичних установок Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України (за останні п'ять років) з рішення деяких проблем, пов'язаних з керуванням газовими потоками в ракетному двигуні. Досліджено стійкість і керованість космічного ступеня ракети (типу «Циклон-4») в умовах її великої масової асиметрії, що змінюється при русі ступеня. Показано, що комбіновані органи керування вектором тяги, що включають механічну й газодинамічну системи, дозволять: збільшити область стійкості космічного ступеня ракети; підвищити характеристики керованості й надійність системи керування ступенем в цілому; вирішити завдання активного пригнічення поперечних коливань конструкції ступеня; суттєво спростити відпрацьовування двигуна (з високим степенем розширення сопла) у наземних умовах.

Розроблено біфункціональну систему керування вектором тяги ракетного двигуна, що окремо парирує статичну й динамічну складові збурюючих дій на об'єкт керування (ступінь ракети) й забезпечує стійкість його руху. Механічна частина цієї системи може базуватися на повороті двигуна або окремих його частин, що створюють тягу двигуна; газодинамічна – на збурюванні надзвукового потоку в соплі камери двигуна перешкодами різної природи, що установлені на внутрішній стінці сопла. Обґрунтовано й запатентовано різні схеми газодинамічної складової системи, що забезпечують можливість вибору оптимального варіанта при проектних розробках системи керування вектором тяги ракетного двигуна.

Приводятся основные результаты исследований, выполняемых отделом термогазодинамики энергетических установок Института технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (за последние пять лет) по решению некоторых проблем, связанных с управлением газовыми потоками в ракетном двигателе. Исследована устойчивость и управляемость космической ступени ракеты (типа «Циклон-4») в условиях ее большой массовой асимметрии, изменяющейся при движении ступени. Показано, что комбинированные органы управления вектором тяги, включающие механическую и газодинамическую системы, позволят: увеличить область устойчивости космической ступени ракеты; повысить характеристики управляемости и надежность системы управления ступени в целом; решить задачу активного подавления поперечных колебаний конструкции ступени; существенно упростить отработку двигателя (с высокой степенью расширения сопла) в наземных условиях.

Разработана бифункциональная система управления вектором тяги ракетного двигателя, раздельно парирующая статическую и динамическую составляющие возмущающих воздействий на объект управления (ступень ракеты) и обеспечивающая устойчивость его движения. Механическая часть этой системы может базироваться на повороте двигателя или отдельных его частей, создающих тягу двигателя; газодинамическая – на возмущении сверхзвукового потока в сопле камеры двигателя препятствиями различной природы, устанавливаемыми на внутренней стенке сопла. Обоснованы и запатентованы различные схемы газодинамической составляющей системы, обеспечивающие возможность выбора оптимального варианта при проектных разработках системы управления вектором тяги ракетного двигателя.

This paper presents the main results of the investigations conducted at the Department of Power Plant Thermogas Dynamics of the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine over the past five years with the aim to solve some problems involving rocket engine gas flow control. The stability and controllability of a Cyclone-4-type rocket space stage with a large variable mass asymmetry were studied. It was shown that combined thrust vector controls that include a mechanical and a gas-dynamic system make it possible to enlarge the space stage stability region, to improve the controllability characteristics and the reliability of the space stage control system as a whole, to solve the problem of active damping of stage structure lateral vibrations, and to significantly simplify the ground tryout of the engine (with a large nozzle divergence ratio).

A bifunctional system of rocket engine thrust vector control was developed. The system separately counteracts the static and dynamic components of disturbing actions on the control object (rocket stage) and provides its motion stability. The mechanical part of the system may be based on the rotation of the engine or thrust-producing parts thereof, and its gas-dynamic part may be based on disturbing the supersonic flow in the engine nozzle with obstacles of various types mounted on the inside wall of the nozzle. Different designs of the gas-dynamic part were substantiated and patented, thus allowing one to choose the optimum alternative at the design stage of a rocket engine thrust vector control system. The new concept of rocket engine thrust vector control was shown to be applicable to different launch vehicle stages, both liquid-propellant and solid-propellant ones.

Ключевые слова: *ракетный двигатель; система управления вектором тяги; механическая система; газодинамическая система; бифункциональная система; новая концепция системы управления вектором тяги*.

Основным направлением исследований отдела термогазодинамики энергетических установок Института технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины является актуальная задача управления газовыми потоками в ракетных двигателях и газоструйных технологических процессах.

За последние пять лет исследования процессов в ракетных двигателях получены следующие результаты:

– уточнены механизмы возмущения сверхзвукового потока газа в сопле камеры ракетного двигателя (РД) препятствиями (на внутренней стенке сопла) различной природы (впрыск жидкости, вдув газа, твердое препятствие, их комбинация) и геометрии (отверстие, твердое препятствие различной конфигурации). Показано подобие картины возмущенного течения в соплах разной конфигурации (круглое, кольцевое, колоколообразное);

– усовершенствованы точные (интегрирование поля возмущенного давления на стенке сопла) и приближенные (полуэмпирические) методы расчета сил, возникающих при возмущении потока продуктов сгорания в сопле препятствием на стенке сопла и искажениями контура сопла, вызванными погрешностями изготовления, деформациями, эрозионными уносами внутренней поверхности сопла;

– разработаны и исследованы принципиально новые двигатели с детонационным горением топлива в камере сгорания. Показана перспективность использования детонационных устройств для: повышения эффективности управления вектором тяги ракетного двигателя; повышения эффективности ракетных комплексов (путем создания многоступенчатой ракеты с последовательно выгораемыми ступенями); отделения и увода обтекателя ступени ракеты; генерирования рабочего тела для управления космическим аппаратом и др.;

– усовершенствованы методы расчета тепломассообменных процессов в элементах жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Разработаны оптимальные решения по организации процесса дренажа топлива из камеры сгорания ЖРД после его останова, по организации процесса тепломассообмена («душированием» топлива) в элементах турбонасосного агрегата в паузах между многократными включениями ЖРД.

Полученные результаты базируются на теоретических исследованиях с использованием усовершенствованных математических моделей и экспериментальных исследованиях. Экспериментальная база отдела включает исследовательские комплексы: высокого расхода и давления воздуха; тонкой структуры управляемых газовых потоков; детонационных процессов; тепломассообмена; газоструйных технологических процессов.

Одним из важных направлений работ отдела являются исследования по созданию новой концепции управления вектором тяги ракетного двигателя. Ниже приводятся основные результаты работ по этому направлению.

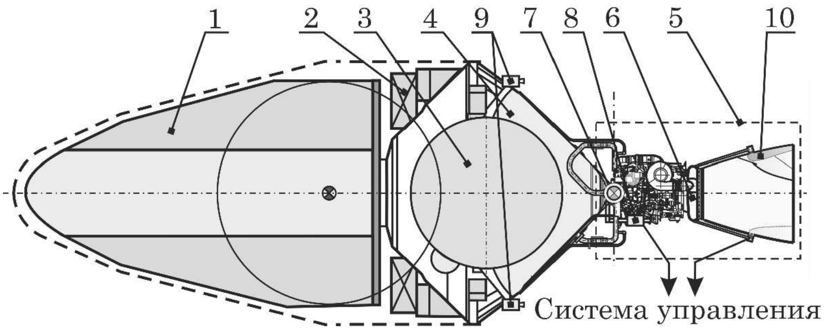
Новые задачи в области управления движением космической ступени ракеты [1, 2], в частности, в условиях изменяемой в полете массовой асимметрии ступени, потребовали новых подходов к проектированию исполнительных органов системы управления (ИОСУ) вектором тяги маршевого РД ступени.

При всем многообразии возможных типов ИОСУ для третьей ступени ракеты космического назначения класса «Циклон-4» предпочтение отдается повороту РД в кардановом шарнире. Достоинством такого ИОСУ является возможность создания практически неограниченного по величине управляющего усилия без существенных потерь энергетики (удельного импульса двигательной установки) на управление. Недостатком такого ИОСУ являются его сравнительно низкие динамические характеристики, повышение которых связано с необходимостью увеличения мощности приводов поворота двигателя [3, 4].

При решении задачи повышения эффективности системы управления вектором тяги в новых условиях применения была разработана новая концепция ИОСУ – так называемая бифункциональная система управления вектором тяги (БСУВТ) [5], позволяющая кроме повышения динамических характеристик системы управления решать ряд сопутствующих задач, возникающих при разработке и отработке высотного РД с исполнительными органами системы управления вектором тяги [6, 7].

Ниже приводится анализ устойчивости и управляемости космической ступени гипотетической ракеты-носителя (ГРН) с большой, изменяемой в полете массовой асимметрией (за счет сбрасываемой в полете полезной нагрузки).

Конструктивная схема ГРН изображена на рис. 1.



1 – полезная нагрузка; 2 – система управления; 3 – бак окислителя; 4 – бак горючего; 5 – двигательная установка; 6 – маршевый двигатель; 7 – карданный шарнир; 8 – приводы системы качания; 9 – двигатели малой тяги; 10 – система впрыска.

Рис. 1 – Конструктивная схема космической ступени с БСУВТ

Ступень характеризуется малым удлинением (вследствие плотной компоновки баков) и относительно большой свободной поверхностью жидкого наполнения топливных баков, что требует учета в динамической модели ступени колебаний жидкости в баках ракеты-носителя. Для анализа устойчивости движения ступени использовалась математическая модель ее углового движения (в плоскости рыскания) в виде [2, 8]:

$$
\begin{cases}
\ddot{z} - a'_{zz} \cdot \dot{z} - a'_{z\psi} \cdot \dot{\psi} - a_{z\psi} \cdot \psi - a''_{zs_1} \cdot s_1 - a''_{zs_2} \cdot s_2 = a_{z\delta_\psi} \cdot \delta_\psi, \\
\ddot{\psi} - a'_{\psi z} \cdot \dot{z} - a'_{\psi\psi} \cdot \dot{\psi} - a_{\psi\psi} \cdot \psi - a''_{\psi s_1} \cdot \ddot{s}_1 - a''_{\psi s_2} \cdot \ddot{s}_2 - a_{\psi s_1} \cdot s_1 - a_{\psi s_2} \cdot s_2 = a_{\psi\delta_\psi} \cdot \delta_\psi, \\
\ddot{s}_1 + \varepsilon_{s_1} \cdot \dot{s}_1 + \omega_{s_1}^2 \cdot s_1 - a''_{s_1 z} \cdot \ddot{z} - a''_{s_1\psi} \cdot \ddot{\psi} - a_{s_1\psi} \cdot \psi = 0, \\
\ddot{s}_2 + \varepsilon_{s_2} \cdot \dot{s}_2 + \omega_{s_2}^2 \cdot s_2 - a''_{s_2 z} \cdot \ddot{z} - a''_{s_2\psi} \cdot \ddot{\psi} - a_{s_2\psi} \cdot \psi = 0,
\end{cases}
\qquad (1)
$$

где ψ – угол поворота ступени в плоскости рыскания; z – координата, характеризующая перемещение центра масс ступени; s_1, s_2 – координаты, характеризующие колебания жидкости в топливных баках; δ – параметр, характеризующий состояние управляющих органов; a, ε, ω – постоянные коэффициенты, зависящие от конструктивных характеристик ступени.

Значения конструктивных, инерционных, центровочных характеристик, жидкого наполнения топливных баков и других параметров ступени ГРН, определяющие постоянные коэффициенты в (1), принимались близкими к соответствующим характеристикам третьей ступени ракеты космического назначения «Циклон-4» [7, 9, 10].

Анализ собственной динамической и структурной устойчивости космической ступени ГРН проводился решением системы (1) с использованием программного пакета MathCAD. Исследование годографов амплитудофазочастотных характеристик (АФЧХ) ступени с различными массами ($M_{ПГ}$) полезного груза (ПГ) показал, что при $M_{ПГ}$ < 5550 кг ступень неустойчива на всем активном участке движения ступени. При $M_{ПГ}$ > 5550 кг движение ступени устойчиво до момента ~ 300 с активного участка, после этого становится неустойчивой. Это, в основном, связано с изменением уровня жидкости в баках, влияющего на устойчивость движения.

Исследования устойчивости ступени с учетом нештатных ситуаций (например, аномальной массовой асимметрии) с возрастающими требованиями к характеристикам исполнительных органов управления вектором тяги показали необходимость: обоснования и выбора оптимальных параметров автомата стабилизации; снижения внутренних возмущающих движение ступени факторов; снижения взаимовлияния каналов тангаж, рыскание, крен при их совместной работе.

Проведены сравнительные исследования характеристик управляемости ступени при использовании различных органов управления вектором тяги, в частности: поворотный маршевый двигатель; поворотные сопла, работающие на турбинном газе; газодинамические органы (впрыск компонентов топлива в сверхзвуковую часть сопла, выдвижение в сопло твердого интерцептора с впрыском через него окислительного компонента); комбинация двух подсистем управления вектором тяги – механической (поворот двигателя) и газодинамической (возмущение сверхзвукового потока в сопле). Показано, что по критерию управляемости (возможности создания требуемых управляющих усилий) указанные органы могут применяться для управления полетом космической ступени ракеты. При этом, основное отличие механической и газодинамической систем управления вектором тяги (СУВТ) состоит в потерях импульса двигателя на управление, которые для механической системы минимальны (практически нулевые).

Проведены сравнительные оценки характеристик механической системы управления вектором тяги (МСУВТ) и газодинамической системы (ГСУВТ) как звеньев системы управления ступенью, влияющих на управляемость и устойчивость ступени, на быстродействие в переходных и установившихся режимах работы системы управления.

Оценки управляемости ступени проведены для условий действия «внутренних» возмущений, таких как асимметрия вектора тяги, деформация элементов конструкции, технологические погрешности компоновки ступени и др.

Математическая модель углового движения замкнутой динамической системы «ступень с автоматом стабилизации» (в плоскости рыскания) относительно центра масс с механической системой управления вектором тяги принималась в виде [7]:

$$\begin{cases} p^2 \cdot \psi = a_{\psi\psi} \cdot p \cdot \psi + a^{м}_{\psi\delta}\,\delta + M_{в}, \\ (T_1 \cdot p + 1)\cdot(T_2^2 \cdot p^2 + 2 \cdot T_2 \cdot \xi \cdot p + 1)\cdot \delta = K_1^{м} \cdot p \cdot \psi + K_0^{м} \cdot \psi. \end{cases} \tag{2}$$

При использовании газодинамической системы управления вектором тяги соответствующая математическая модель имеет вид:

$$\begin{cases} p^2 \cdot \psi = a_{\psi\psi} \cdot p \cdot \psi + M^{г}_{у}(\delta) + M_{в}, \\ \delta = K_1^{г} \cdot p \cdot \psi + K_0^{г} \cdot \psi, \end{cases} \tag{3}$$

где $p = d/dt$ – оператор дифференцирования, принятый при стандартной форме записи динамических уравнений; $a_{\psi\psi}, a_{\psi\delta}$ – коэффициенты управляемости; ξ – коэффициент демпфирования; $K_i^{м,г}$ – коэффициенты усиления, определяемые характеристиками СУВТ; T_i – постоянные времени, учитывающие инерционность механической системы; $M_{в}$ – возмущающий момент; $M^{г}_{у}$ – управляющий момент газодинамической системы.

Слагаемое $(a^{м}_{\psi\delta} \cdot \delta)$ в математической модели МСУВТ (2) имеет вид:

$$a^{м}_{\psi\delta}\delta_{м} = -\frac{M^{м}_{у}}{I_z} = -\frac{P^{м}_{у} X^{м}_{у}}{I_z},$$

где $M^{м}_{у}$ – управляющий момент, создаваемый МСУВТ; I_z – момент инерции ступени; $P^{м}_{у}$ – управляющая сила; $X^{м}_{у}$ – плечо управляющей силы МСУВТ.

Управляющим воздействием (координата $\delta_{м}$) на регулируемый параметр ψ в случае МСУВТ является угол поворота двигателя $\varphi_{п}$ относительно оси летательного аппарата (ЛА), измеряемый в процессе работы системы управления вектором тяги

$$P^{м}_{у}(\delta_{м}) = P_{д} \cdot \sin\varphi_{п} \approx P_{д} \cdot \varphi_{п},$$

где $P_{д}$ – тяга двигателя.

В математической модели ГСУВТ управляющий момент определяется соотношением:

$$M_y^{г}(\delta) = -\frac{P_{yz}^{г}(\delta)X_y^{г} + P_{yx}^{г}(\delta)Z_y^{г}}{I_z},$$

где $P_{yz}^{г}, P_{yx}^{г}$ – величины боковой и осевой силы, соответственно; $X_y^{г}$, $Z_y^{г}$ – плечо управляющей силы в проекциях на оси X и Z, соответственно.

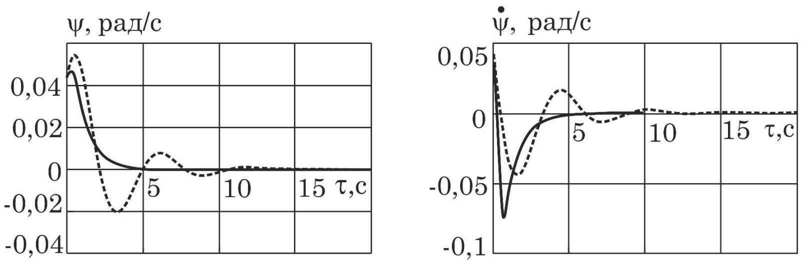
Исследования устойчивости ступени при различных значениях инерционности (T_i) МСУВТ показали, что ступень наименее устойчива при $T_1 \neq 0$, $T_2 = 0$. Показано, что в реальных системах управления вектором тяги (механических и газодинамических) $T_1 \neq 0$, $T_2 \neq 0$. Это увеличивает область устойчивого движения ступени.

В обоснование преимуществ БСУВТ необходимо отметить следующее. Основные трудности при создании МСУВТ возникают при обеспечении режима стабилизации полета ступени (на активном участке). В этом случае МСУВТ работает в режиме колебаний сравнительно высокой частоты (до 6 Гц) и малой амплитуды (до $\sim 20'$). Такие углы поворота соизмеримы с погрешностью изготовления двигателя и карданного шарнира (технологический перекос вектора тяги двигателя составляет $\pm 15'$). При этом следует учитывать возможные упругие и остаточные деформации элементов конструкции двигательной установки (ДУ), также оказывающие влияние на линию действия вектора тяги двигателя. В этих условиях [11] возможно появление зон нечувствительности в работе системы управления полетом ступени, усиление взаимовлияния работы каналов тангаж, рыскание и крен. Система управления может потерять устойчивость. Эти проблемы возрастают, если стабилизация осуществляется при углах поворота >3°.

Следует также отметить существенные трудности отработки динамических характеристик МСУВТ двигателя с большой степенью расширения сопла в наземных условиях. Основная проблема заключается в обеспечении качания двигателя в барокамере (эжекторной установке и др.). Указанное заставляет разработчика повышать запас располагаемых усилий приводов поворота двигателя, что, в свою очередь усложняет задачу по обеспечению устойчивости полета ступени.

Эти проблемы исключает применение БСУВТ, поскольку подсистема ГСУВТ (дополняющая МСУВТ) обладает высоким быстродействием, повышенной чувствительностью к возмущающим воздействиям, большой точностью регулирования вектора тяги и стабильностью регулировочных характеристик.

По результатам расчетных исследований управляемости ступени сделан вывод о незначительном влиянии инерционности (T_i) системы на управляемость.



а) б)

-------------- – механическая СУВТ;

———— – газодинамическая СУВТ.

Рис. 2 – Переходной процесс для характеристик поворота ступени в системе управления ступенью с механической и газодинамической СУВТ

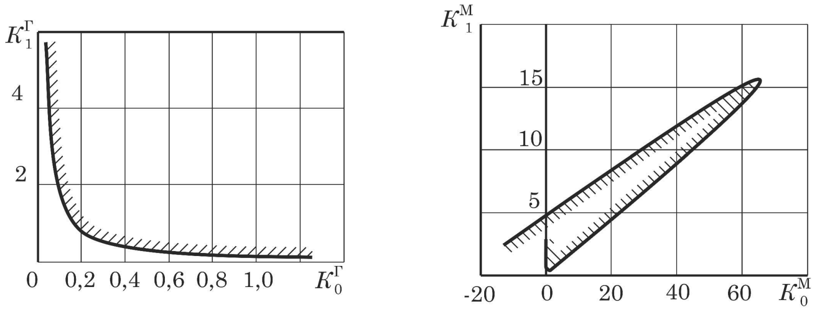
Анализ результатов расчетных исследований переходного процесса при управлении вектором тяги показал (см. рис. 2):

– переходной процесс $\psi(\tau)$ для ступени с МСУВТ имеет колебательный характер, с ГСУВТ – апериодический с меньшей продолжительностью;

– величина перерегулирования для ступени с МСУВТ больше, чем с ГСУВТ.

Таким образом, ГСУВТ обладает лучшими качествами управления космической ступенью ракеты.

На рисунке 3 приведены результаты расчетов областей устойчивости ступени в случае управления газодинамической (3, а)) и механической (3, б)) системой (область устойчивого движения обозначена штриховкой).



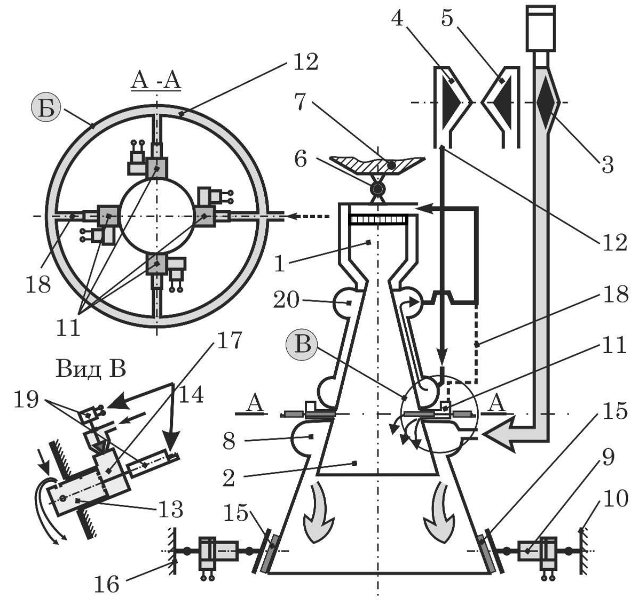
а) б)

Рис. 3 – Область устойчивости (заштрихована) ступени с ГСУВТ (а) и МСУВТ (б)

Показано, что при управлении ступенью ГСУВТ область устойчивости существенно больше, чем при управлении МСУВТ. В основном, это объясняется большей инерционностью МСУВТ по сравнению с быстродействующей ГСУВТ.

Таким образом, результатом исследований устойчивости и управляемости космической ступени ракеты и систем управления вектором тяги была разработка новой концепции управления вектором тяги ракетного двигателя [12, 13] посредством оптимального (с минимальными потерями удельного импульса двигателя на создание управляющего усилия) разложения (системой управления) возмущающих воздействий (на объект) на статическую и динамическую составляющие. Эти воздействия парируются подсистемами БСУВТ – механической и газодинамической. Оптимальной оказалась комбинация в одной СУВТ механической подсистемы (на базе, например, поворота двигателя, отклонения элементов сопла в шарнире и др.) и газодинамической (возмущением газового потока в сопле двигателя препятствиями различной природы на стенке сопла) [5]. Разработаны различные схемы такой бифункциональной системы управления вектором тяги [14 – 18].

На рис. 4 приведена одна из возможных схем БСУВТ [18], включающая поворот двигателя в карданном шарнире (6) и систему возмущения потока в сопле камеры несимметричным впрыском. Впрыскиваемый в сопло (2) окислитель отбирается из коллектора (20) после охлаждения камеры и догорает в потоке восстановительного генераторного газа, отбираемого за турбиной (3) турбонасосного агрегата и вдуваемого в сопло за сечением впрыска.



1 – камера сгорания; 2 – сопло; 3 – турбина; 4 – насос окислителя; 5 – насос горючего; 6 – шарнирный узел; 7 – фланец топливного бака; 8 – коллектор вдува выхлопного турбинного газа; 9 – привод качания; 10 – корпус ступени; 11 – интерцепторный узел; 12 – магистраль окислителя; 13 – интерцептор; 14 – система управления; 15 – бандаж; 16 – хвостовой отсек; 17 – регулятор расхода; 18 – трубопроводы; 19 – приводы; 20 – коллектор окислителя

Рис. 4 – Схема ЖРД с бифункциональной системой управления вектором тяги

Механическая СУВТ базируется на повороте двигателя в карданном шарнире (6), установленном на фланце (7) топливного бака. Приводы качания (9) установлены в плоскости, близкой к плоскости среза сопла, и соединены одним концом с бандажом (15), установленном на наружной поверхности выходной части сопла (2), а другим концом – с корпусом (10) хвостового отсека ступени с плотной компоновкой двигателя (утопленного в топливный бак). ГСУВТ содержит четыре узла впрыска (11), установленных на охлаждаемой части сопла перед коллектором вдува (8) турбинного газа в сопло. Каждый узел впрыска содержит подвижный твердый интерцептор (13) и регулятор (17) расхода жидкости, соединенный трубопроводом (18) с коллектором (20) на выходе из охлаждающего тракта (окислителя) сопла и снабженный приводом (19).

Интерцептор (13) работает в двухпозиционном режиме: 1 – полностью утоплен в стенку сопла, 2 – выдвинут в сопло.

При необходимости форсирования боковых усилий расход жидкости увеличивается (выше расхода, требуемого для охлаждения интерцептора) и регулируется в необходимом для управления вектором тяги диапазоне.

При работе в релейном режиме ГСУВТ обеспечивает стабилизацию летательного аппарата. Для ведения его по траектории и парирования случайных возмущающих моментов используется режим плавного регулирования величины управляющих боковых сил изменением расхода жидкости, подаваемой в сопло через вводимый в поток интерцептор.

На рис. 5 приведена блок-схема БСУВТ. Управляющий сигнал $y_з(t)$ в программном блоке Δ оптимально разделяется на статическую и динамическую составляющие управляющего воздействия на объект (ступень ракеты). Оптимальность разделения управляющего сигнала определяется минимизацией потерь импульса двигателя на управление вектором тяги, поскольку в БСУВТ потери на управление в основном определяются работой ГСУВТ.

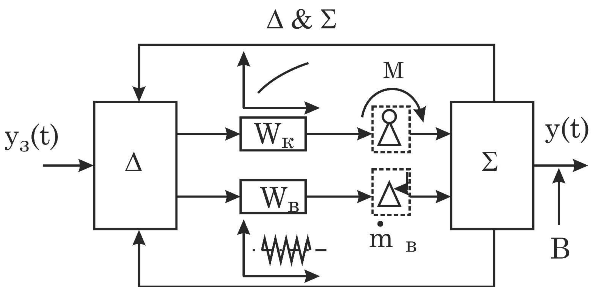


Рис. 5 – Блок–схема БСУВТ

Из блока Δ сигналы подаются на органы управления «М» (МСУВТ) и «$\dot{m}_В$» (ГСУВТ). В блоке Σ сигналы суммируются и сравниваются с заданным управляющим воздействием $y_з(t)$. При рассогласовании сигналов $y_з(t)$ и $y(t)$ обратная связь $\Delta \& \Sigma$ подает сигнал в блок Δ на корректирование управляющего сигнала $y_з(t)$. В блоке Δ из общего сигнала на управление $y_з(t)$ выделяется его среднестатистическая составляющая (статическая составляющая боковой силы), которая парируется механической СУВТ. Выделенная в блоке Δ динамическая составляющая управляющего усилия парируется газодинамической СУВТ. Динамическая составляющая управляющего усилия в основном решает задачи стабилизации ступени и может использоваться для активного подавления поперечных колебаний конструкции объекта. Такое распределение функций подсистем БСУВТ позволит уменьшить мощность приводов МСУВТ за счет исключения динамической составляющей управляющего усилия в МСУВТ, которая парируется ГСУВТ, обладающей высоким быстродействием. При этом БСУВТ является «задублированной», т. е. более надежной, поскольку в случае выхода из строя одной из подсистем управления вектором тяги задача управления объектом будет выполнена (возможно, с большими потерями на управление, но без аварийного исхода работы объекта).

Выводы. Обоснована новая концепция управления вектором тяги маршевого ракетного двигателя космической ступени ракеты на активном участке ее движения – бифункциональная система управления вектором тяги. Показано, что оптимальным для БСУВТ является комбинация механической (поворотом двигателя в карданном шарнире) и газодинамической (возмущением сверхзвукового потока в сопле двигателя) подсистем. Такая комбинация управляющих подсистем позволит уменьшить мощность приводов поворота двигателя, повысить быстродействие системы управления вектором тяги и ее надежность, упростить ее отработку в наземных условиях.

1 *Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шептун Ю. Д.;* под ред. *С. Н. Конюхова*. Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и их космических ступеней. Днепропетровск, 2010. 254 с.

2 *Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шептун Ю. Д.;* под ред. *С. Н. Конюхова*. Ракета как объект управления. Днепропетровск, Арт – Пресс, 2004. 544 с.

3 *Коваленко Н. Д.* Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет. Днепропетровск, ИТМ НАН и НКА Украины, 2003. 412 с.

4 *Коваленко Т. А., Коваленко Н. Д., Шептун Ю. Д.* Сравнение органов управления космической ступени носителя. Вестник ДНУ. Ракетно-космическая техника. 2011. Том. 1. № 14. С. 64–71.

5 *Kovalenko N. D., Sheptun U. D., Kovalenko T. A., Strelnikov G. A.* The new concept of thrust vector control for Rocket engine. System technologies. Dnipro, 2016. № 6 (107). P. 120–127.

6 *Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Шептун Ю. Д., Коваленко Г. Н., Игнатьев А. Д.* Особенности отработки системы управления вектора тяги высотных ЖРД. Вестник ДНУ. Ракетно-космическая техника. 2008. № 14/1. С. 49–63.

7 *Коваленко Н. Д., Сироткина Н. П., Игнатьев А. Д.* О модификациях перспективной системы управления вектором тяги двигателя третьей ступени ракеты-носителя типа «Циклон». Техническая механика. 2016. № 4. С. 14–23.

8 *Колесников К. С.* Динамика ракет. М. «Машиностроение». 1980, 376 с.

9 *Коваленко Т. А., Шептун Ю. Д.* Космические ступени как объект управления. Материалы научной конференции «Информационные технологии в управлении сложными системами». Днепропетровск. Изд-во «Свидтер А. Л.». 2011. С. 210–213.

10 *Шептун Ю. Д., Коваленко Н. Д., Коваленко Т. А.* Управление ступенью ракеты с массовой асимметрией. Материалы международной научной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее». (19–21 мая 2015 г., Днепропетровск). Днепропетровск. 2015. С. 57–60.

11 Ракета космического назначения «Циклон-4». Буклет ГП КБ «Южное». Днепропетровск. 2001. 15 с.

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

13 *Коваленко Т. А., Коваленко Г. Н., Сироткина Н. П.* Управление вектором тяги ЖРД космической ступени ракеты-носителя при возникновении массовой асимметрии. Техническая механика. 2016. № 1. С. 51–59.

14 *Коваленко М. Д., Стрельников Г. О., Шептун Ю. Д., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П.* Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун для його здійснення: пат. 103528 Україна: МПК F02K 9/00. № a 201114384; заявл. 05.12.2011; опубл. 25.10.2013, Бюл. № 20. 11 с.

15 *Коваленко М. Д., Шептун Ю. Д., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П.* Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун для його здійснення: пат. 105214 Україна: МПК F02K 9/56, F02K 9/82. № a 2011 12467; заявл. 24.10.2011; опубл. 25.04.2014, Бюл. № 8. 10 с.

16 *Коваленко М. Д., Стрельников Г. О., Шептун Ю. Д., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П., Коваленко Г. М.* Спосіб керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун з його застосуванням: пат. № 108677 Україна: МПК F02K 9/00. № 201308511; заявл. 08.07.2013; опубл. 25.05.2015, Бюл. № 10. 9 с.

17 *Шептун Ю. Д., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П., Коваленко Г. М.* Рідинний ракетний двигун з турбонасосною системою подачі палива в камеру згоряння і системою газодинамічного регулювання вектора тяги: пат. 111995 Україна: МПК F02K 9/00. № a201410644; заявл. 29.09.2014; опубл. 11.07.2016, Бюл. № 13. 7 с.

18 *Коваленко М. Д., Стрельников Г. О., Шептун Ю. Д., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П., Коваленко Г. М.* Спосіб керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна з турбонасосним агрегатом подачі компонентів палива в камеру згоряння та рідинний ракетний двигун з його застосуванням: пат. 107270 Україна: МПК F02K 9/00. № a 2013 06211; заявл. 20.05.2013; опубл. 10.12.2014, Бюл. № 23. 11 с.

Получено 14.08.2018,
в окончательном варианте 28.09.2018