УДК 629.78.533.6.013:621.45

Н. П. СИРОТКИНА, Н. Д. КОВАЛЕНКО, А. Д. ИГНАТЬЕВ

О МОДИФИКАЦИЯХ ПЕРСПЕКТИВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ ТРЕТЬЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ТИПА «ЦИКЛОН»

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005? Днепр, Украина; e-mail: kovnd@ukr.net

Сообщаются результаты исследования вариантов бифункциональной системы управления вектором тяги жидкостного ракетного двигателя. Исследования проведены с целью управления полетом перспективной космической ступени ракеты-носителя (типа «Циклон») при возникновении большой массовой асимметрии. Рассмотрена система управления с использованием управляющих выхлопных сопел турбины (обеспечивающих управление и стабилизацию полета ступени) и газодинамических систем управления вектором тяги (обеспечивающих экономичное парирование продолжительных возмущающих факторов). Рассмотрены конструктивно-компоновочные схемы и физические особенности процессов создания управляющих усилий, алгоритмы управления вектором тяги двигателя. Показано, что применение бифункциональных систем управления вектором тяги позволяет существенно расширить диапазон его регулирования при сохранении высоких динамических качеств системы управления полетом ступени и ее энергомассовых и габаритных характеристик.

Повідомляються результати дослідження варіантів біфункціональної системи управління вектором тяги рідинного ракетного двигуна. Дослідження проведені з метою управління польотом перспективної космічної ступені ракети-носія (типу «Циклон») при виникненні великої масової асиметрії. Розглянуто систему управління з використанням керуючих вихлопних сопел турбіни (які забезпечують управління і стабілізацію польоту ступені) і газодинамічних систем управління вектором тяги (що забезпечують економічне парирування тривалих обурюючих факторів). Розглянуто конструктивно-компонувальні схеми і фізичні особливості процесів створення керуючих зусиль, алгоритми управління вектором тяги двигуна. Показано, що застосування біфункціональних систем управління вектором тяги дозволяє істотно розширити діапазон його регулювання при збереженні високих динамічних якостей системи управління польотом ступені і її енергомасових і габаритних характеристик.

The results of studies of bifunctional system versions for the thrust-vector control system of a liquid rocket engine are reported. Studies have been focused on the flight control of an advanced space stage of a launch vehicle (the Cyclone-type) at high mass asymmetry. The control system with the control exhaust nozzles of the turbine (for controlling and stabilizing the stage flight) and gas dynamic systems of the thrust-vector control (for economical compensating the long-term disturbing factors) has been considered. Structural arrangements and general-arrangement diagrams as well as the special physical features of creation of the control forces, the algorithms of the engine thrust-vector control have been examined. It was shown that the bifunctional systems of the thrust-vector control can significantly enhance the range of its control in saving the high dynamic qualities of the stage flight control system and its power-mass and overall dimensional characteristics.

Ключевые слова: *совместное использование; системы управления вектором тяги; диапазон регулирования; управляющие выхлопные сопла.*

Введение. Большинство современных и перспективных верхних ступеней ракет-носителей должны выводить на околоземные орбиты в разные точки пространства несколько космических аппаратов разной массы. При последовательной разгрузке космической ступени от объектов разных масс возникает ее массовая асимметрия, поэтому на отдельных участках полета на ступень будут действовать дополнительные детерминированные возмущающие моменты, величина которых может в несколько раз превышать допустимые максимальные возмущающие моменты. При этом массово-центровочные характеристики и динамические качества этих ступеней как объектов управления могут изменяться в широком диапазоне в течение времени полета. Космические ступени ракеты-носителя в большинстве случаев имеют большой диаметр и малую длину и, как объекты управления, характеризуются собственной динамической и структурной неустойчивостью, в связи с чем существенно возрастают требования к быстродействию исполнительных органов системы управления (ИОСУ), к точности величины и времени действия управляющих усилий [1 – 3].

Для обеспечения управляемости такой ступени необходим расширенный диапазон регулирования вектора тяги (ВТ), что приводит к дополнительным затратам энергетики двигателя на управление полетом ступени ракеты, мощности приводов регуляторов ВТ, усложнению алгоритма функционирования системы управления. Известные способы регулирования ВТ двигателя становятся неспособными с достаточной надежностью выполнять дополнительные функциональные задачи [3 – 6].

В результате проектно-поисковых исследований предложено [7 – 10] совокупное (совместное) использование двух типов (механической и газодинамической) систем управления вектором тяги (СУВТ) с рациональным распределением функциональных задач. В опубликованных работах [5, 11, 12] и в настоящей статье такие системы названы бифункциональными системами управления вектором тяги (БФСУВТ) двигателя.

1 Постановка задачи. В статье ставится задача о необходимости выбора рациональной совокупности двух типов СУВТ, оптимальных параметров и режимов работы при работе их в составе БФСУВТ двигателя как ИОСУ движением ступени.

2 Методология исследований. Выполнен сравнительный анализ трех альтернативных вариантов БФСУВТ в составе космической ступени некоторой гипотетической ракеты-носителя ГРН-XXI, описанной в работах [2, 4, 5]. Ее конструктивно-компоновочная схема, габаритно-массовые характеристики и назначение аналогичны третьей ступени ракеты «Циклон-4М», содержащей двигательную установку (ДУ) типа применяемой на ракете «Циклон-3», именуемой далее ГРН-XXIМ.

На начальном этапе полета ступень ГРН-XXIМ включает (рис. 1): блок полезного груза (1) (платформу с последовательно отделяемыми грузами разной массы), приборный отсек (2) системы контроля и управления полетом

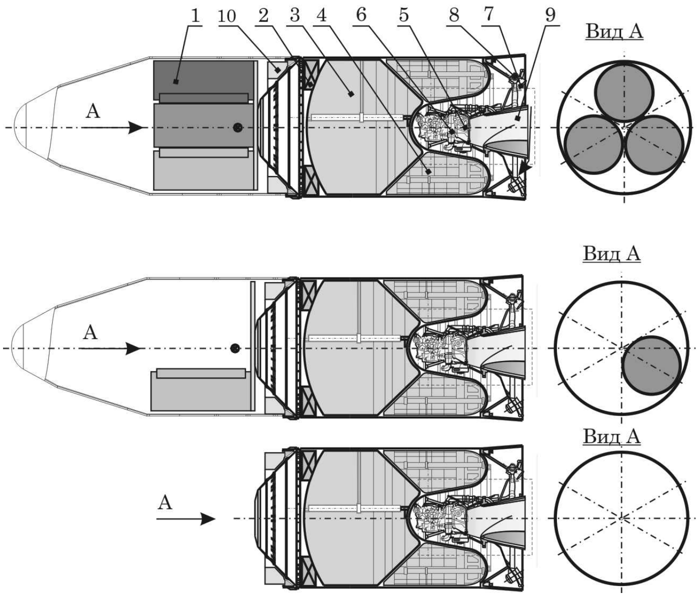

Рис. 1

ступени, конусообразный (3) и торовый (4) топливные баки, однокамерный жидкостной ракетный двигатель (5) с турбонасосным агрегатом (6) подачи топлива в камеру сгорания с турбиной активного типа, выхлопные сопла (7), снабженные газораспределителями с приводами (8), которые служат ИОСУ полетом ступени, обеспечивают создание управляющих усилий в плоскостях тангажа, рыскания и крена.

Двигатель содержит сверхзвуковое сопло (9) большой степени расширения, нижняя часть которого, с целью обеспечения его работоспособности, соединена сегментами с нижним фланцем тороидального бака ДУ. В процессе полета ступени комплектующие полезного груза (постепенно по заданной программе) отделяются от ступени. Будем считать, что отделение полезного груза происходит при неработающем маршевом двигателе. После отделения полезного груза платформа освобождается для работы тормозного двигателя (10) [13].

При каждом следующем включении маршевого двигателя, после отделения полезного груза (рис. 1), ступень характеризуется измененными по сравнению с предыдущим включением массовой асимметрией и осевым смещением центра масс вследствие отделения части полезного груза и выработки компонентов топлива. Таким образом, на управляемый полет ступени на разных участках полета ступени действует разная совокупность случайных и детерминированных возмущающих факторов. Случайные составляющие изменяются в узком диапазоне, их изменения обусловлены изменениями координаты центра масс и инерционных характеристик ступени. Детерминированная составляющая изменяется в широком диапазоне, в несколько раз превышающем максимальную суммарную составляющую от действия случайных факторов.

Система управляющих выхлопных сопел обеспечивает высокие динамические качества и экономичность управления полетом ступени в узком диапазоне регулирования ВТ [6]. Однако для парирования детерминированных возмущающих моментов требуются более чем в два раза большие управляющие усилия [4], для создания которых требуется более чем в два раза увеличить расход низкотемпературного генераторного выхлопного газа турбины. Это неизбежно повлечет резкое снижение удельного импульса тяги и увеличение топлива, необходимого для управления полетом ступени.

Парирование возмущающих факторов, включающих большие продолжительные детерминированные составляющие, возможно при использовании ИОСУ, основанных на качании двигателя (или камеры сгорания), установленного в карданном подвесе. Однако из-за большой инерционности этого ИОСУ резко снижаются динамические качества системы управления. Кроме того, процесс стабилизации полета космической ступени будет происходить при разных «нулевых» положениях ИОСУ, при этом характеристики их режимов стабилизации могут существенно отличаться от первоначальных. Выполненные исследования [2, 5] показали, что обусловленные этим потери энергетики двигателя и изменения динамических характеристик режимов стабилизации могут оказаться не только нежелательными, но и неприемлемыми.

3 Результаты исследований. Ниже сообщаются результаты исследований по выбору оптимальной совокупности двух известных СУВТ; рассмотрены динамические, энергомассовые и эксплуатационные характеристики известных СУВТ при автономном их использовании и в составе БФСУВТ.

Вполне очевидно, что механическая СУВТ (МСУВТ), основанная на качании двигателя, неприемлема при использовании выхлопных управляющих сопел. Использование СУВТ, основанной на механическом отклонении автономно от камеры двигателя, вполне приемлемо при создании новых ступеней ракет, в котором они решают задачи компенсации возмущений от массовой асимметрии ступени. Однако при этом ухудшаются габаритно-компоновочные характеристики ступени ракеты.

Известные газодинамические системы управления ВТ (ГСУВТ) камеры двигателя путем несимметричной инжекции в сверхзвуковую часть сопла компонентов топлива или продуктов их сгорания [3 – 6] обладают высокими динамическими качествами и габаритно-массовыми характеристиками. Однако для создания больших управляющих усилий требуются большие расходы топлива на вторичную инжекцию и при продолжительном действии возмущающего момента необходимые запасы топлива на управление становятся недопустимо большими.

ГСУВТ, основанные на использовании крупногабаритных интерцепторов с впрыском через них одного из компонентов топлива, могут создать большие управляющие усилия, кратковременные или продолжительные с приемлемыми энергетическими затратами. Эти мощные ГСУВТ целесообразно использовать для парирования дискретных больших возмущающих факторов.

На основании результатов выполненного анализа для дальнейшей разработки БФСУВТ описанной выше ступени ракеты ГРН-XXIM рассматриваются следующие варианты совокупностей систем управления. Механическая СУВТ (система управляющих реактивных сопел, работающих на выхлопном газе турбины штатной системы подачи топлива в камеру сгорания) совокупно с: 1 – газодинамической СУВТ, основанной на выдвижении в сопло крупногабаритного интерцептора; 2 – газодинамической СУВТ, основанной на выдвижении в сопло интерцептора оптимальных размеров с впрыском через него окислительного компонента топлива.

В настоящее время разработаны научно-технические основы и накоплен большой опыт по проектированию, отработке и использованию ряда модификаций систем управляющих выхлопных сопел турбины. Применяются системы с поворотными (качающимися) и неподвижными выхлопными управляющими соплами. Не вдаваясь в детали научно-технической базы по этому кругу задач, для предлагаемой БФСУВТ принята система неподвижных управляющих выхлопных сопел, применяемая в двигателе третьей ступени РН «Циклон-3».

Принципиальная схема БФСУВТ с управляющими выхлопными соплами и крупногабаритной интерцепторной ГСУВТ показана на рисунке 2. Основной вклад в создание управляющего усилия вносит интерцептор, жидкий компонент топлива подается в сопло для тепловой защиты интерцептора.

Усилия, требуемые для управления и стабилизации полета ступени без массовой асимметрии, создаются расходом выхлопного газа, поступающего из выхлопного коллектора турбины в два газовода, и газораспределителями, каждый из которых снабжен приводом, направляющим газ требуемыми порциями в два диаметрально противоположных сопла в соответствии с командами СУ полетом ступени ракеты.

При одинаковой загрузке каналов «тангаж» и «рыскание» максимальный расход газа через каждое управляющее сопло $\dot{m}_{\text{упр с max}} = 0{,}5\dot{m}_{\text{т}}$ (одно из двух диаметрально противоположных) равен половине расхода газа турбины

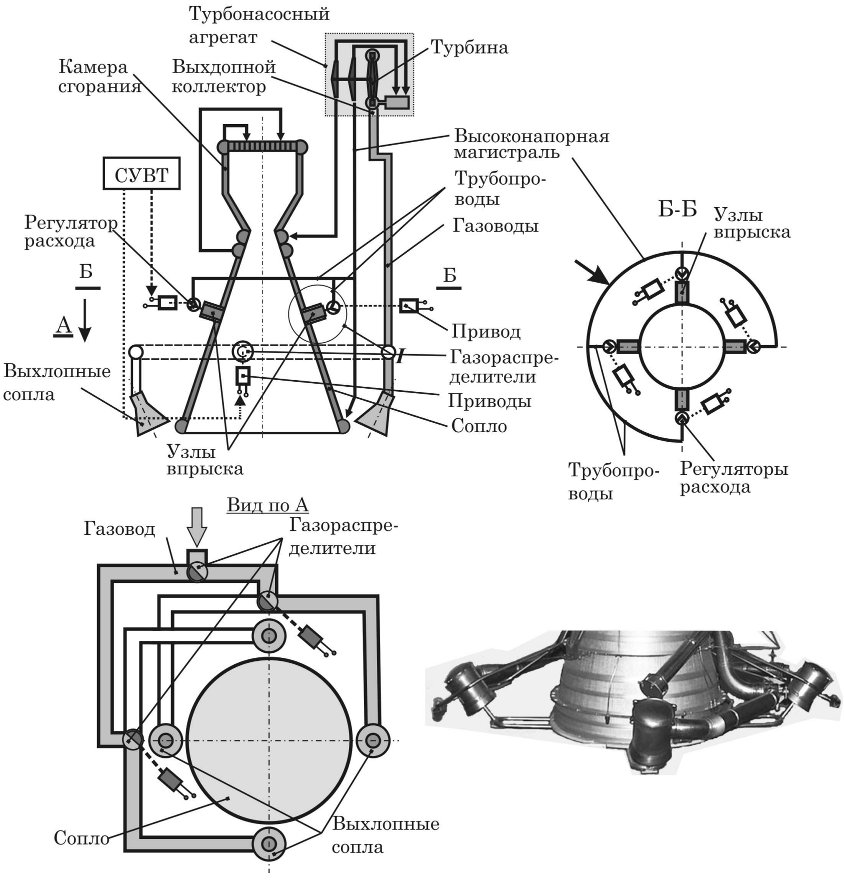

Рис. 2

$\dot{m}_{\text{т}}$ и регулируется газораспределителем от максимального значения до нуля; при нулевом положении заслонки газораспределителя $\varphi_{\text{гр}} = 0^{\circ}$ выхлопной газ распределяется равномерно во все сопла

$$\dot{m}_{\text{упр с}} = f\left(\varphi_{\text{гр}}\right) = 0 \div 0{,}5\dot{m}_{\text{т}}; \quad \dot{m}_{\text{упр с танг}} + \dot{m}_{\text{упр с рыск}} = \dot{m}_{\text{т}},$$

где $\dot{m}_{\text{упр с танг}}, \dot{m}_{\text{упр с рыск}}$ – расход газа через управляющее сопло по каналу «тангаж» и «рыскание» соответственно.

Величина реактивной тяги сопла, создающего управляющее усилие $\left(P_{\text{упр}}\right)$, зависит от расхода газа через сопло $\dot{m}_{\text{упр. с}}$, энергосодержания выхлопного газа (характеризуемого импульсом давления $I_{\text{р выхл газа}}$), эффективности его использования в сопле (характеризуемой коэффициентом тяги сопла $K_{\text{р.выхл.сопла}}$) и угла отклонения оси выхлопного сопла от оси камеры двигателя $\sim_{\text{выхл. с}}$

$$P_{\text{упр}} = \dot{m}_{\text{упр. с}} I_{\text{р выхл газа}} K_{\text{р.выхл.сопла}} \cos\sim_{\text{выхл. с.}} .$$

Формирование больших управляющих усилий в ГСУВТ обеспечивается введением в сверхзвуковой поток интерцептора цилиндрической или другой формы. На обтекаемой поверхности образуется развитая область возмущенного течения, которая ограничивается криволинейной ударной волной 1 (скачок уплотнения), которая пересекается с поверхностью сопла по кривой, близкой к параболе, в результате чего в сверхзвуковом потоке формируются скачки уплотнения (рис. 3, а)).

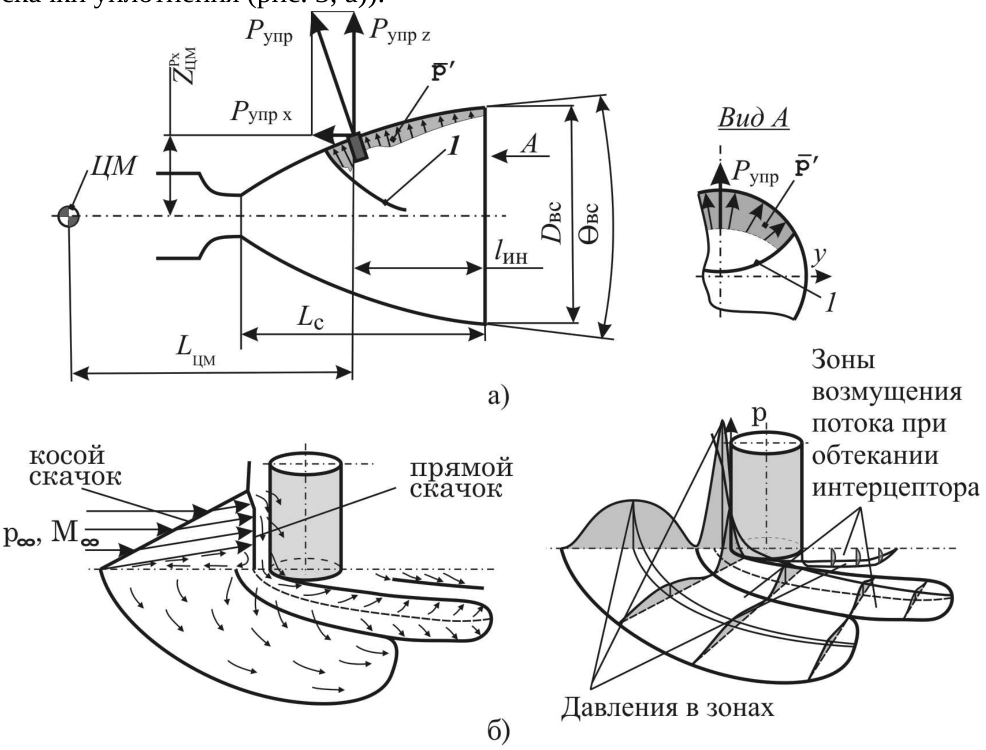

Рис. 3

На рисунке 3 изображены управляющие силы, создаваемые в сопле камеры РД газодинамической СУВТ и приняты следующие обозначения: а) – возмущения давления вдоль оси сопла, б) – эпюра элементарных боковых сил вдоль оси сопла; 1 – скачок уплотнения; ЦМ – центр масс ЛА; $L_{цм}$ – расстояние линии действия бокового усилия и смещения осевых сил впрыска от центра масс изделия; $L_с$ – длина сверхзвуковой части сопла; $l_{ин}$ – расстояние от интерцептора до выходного сечения сопла; $Z_{цм}^{P_x}$ – расстояние от оси сопла до места выдвижения интерцептора; $\overline{p'}$ – возмущения давления; $P_{упр\ x}$ – осевая неуравновешенная сила, параллельная продольной оси камеры; $P_{упр\ z}$ – боковая неуравновешенная сила, перпендикулярная продольной оси камеры двигателя; $D_{вс}$, $\theta_{вс}$ – диаметр и угол конусности в выходном сечении сопла.

Максимальные возмущения давления на поверхности сопла возникают в области препятствия $\overline{p'} = (p - p_\infty)/p_\infty$, где p и p_∞ – давления в возмущенном и невозмущенном потоке на обтекаемой поверхности. Они весьма неравномерны как вдоль поверхности сопла, так и в поперечных сечениях; с приближением к срезу сопла эпюры возмущения давления сглаживаются (рис. 3, б)).

Управляющие усилия по осям X и Z определяются как интеграл возмущенного давления по всей поверхности сопла в виде двух составляющих: боковой – $P_{\text{упр z}}$ – перпендикулярной продольной оси камеры двигателя, и осевой – $P_{\text{упр x}}$ – параллельной продольной оси камеры (рис. 3, а)), смещенной от оси сопла (на половину диаметра сопла) в месте выдвижения интерцептора

$$P_{\text{упр z}} = \iint_S \left(\overline{\text{p}'} - \text{p}_\infty\right) dzdx, \qquad P_{\text{упр x}} = \iint_S \left(\overline{\text{p}'} - \text{p}_\infty\right) dydx.$$

Координаты точки приложения боковых и осевых сил определяются интегрированием элементарных боковых сил вдоль оси сопла по координатам X и Z, заданным уравнением $\text{y} = f(x, z)$

$$X_{\text{P}_{\text{упр x}}} = \int_0^x \int_0^z x_i \left(\overline{\text{p}'} - \text{p}_\infty\right) dxdz \Big/ \int_0^x \int_0^z \left(\overline{\text{p}'} - \text{p}_\infty\right) dxdz,$$

$$Z_{\text{P}_{\text{упр z}}} = \int_0^x \int_0^z z_i \left(\overline{\text{p}'} - \text{p}_\infty\right) dxdz \Big/ \int_0^x \int_0^z \left(\overline{\text{p}'} - \text{p}_\infty\right) dxdz.$$

Эпюра элементарных сил вдоль оси сопла имеет четко выраженный максимум в районе интерцептора. И в первом приближении, достаточном для проектных расчетов в задачах по управлению летательного аппарата, линию действия управляющего усилия можно принять проходящей через точку, где выдвигается интерцептор.

Для рассматриваемого летательного аппарата (большой мидель и малая длина) при газодинамическом регулировании ВТ управляющий момент формируется указанными боковыми и осевыми силами. Согласно рисунку 3, а), имеем

$$M_{\text{упр}} = P_{\text{упр z}} L_{\text{ц.м}} + P_{\text{упр x}} Z_{\text{ц.м.}}^{P_\text{x}}.$$

При практических расчетах удобно пользоваться равнодействующей боковых и осевых сил, расположив ее в плоскости среза сопла

$$P_{\text{упр z}} = P_{\text{упр}} \left[1 - \frac{X_{\text{ц.м.}}^{\text{P}_\text{z}}}{L_{\text{ц.м.}}} + \frac{P_{\text{упр x}}}{P_{\text{упр z}}} \cdot \frac{Z_{\text{ц.м.}}^{\text{P}_\text{x}}}{L_{\text{ц.м.}}} \right],$$

при этом координаты линии действия управляющего усилия удобно представить в зависимости от формулярных габаритных параметров двигателя

$$\text{X}_{\text{ц.м.}}^{\text{P}_\text{z}} = 0{,}8 \overline{l_{\text{ин}}} L_\text{c}; \; \text{Z}_{\text{ц.м.}}^{\text{P}_\text{x}} = 0{,}5 \left(D_{\text{вс}} - \overline{l_{\text{ин}}} L_\text{c} \operatorname{tg} \theta_{\text{вс}} \right),$$

где $\overline{l_{\text{ин}}} = l_{\text{ин}} / L_\text{c}$ – относительное расстояние отверстий впрыска от выходного сечения сопла; $\text{X}_{\text{ц.м.}}^{\text{P}_\text{z}}$ – координата точки приложения боковой силы.

Величина боковых и осевых сил при введении в сверхзвуковой поток интерцептора в наибольшей мере зависит от степени загромождения поперечного сечения сопла интерцептором. В первом приближении на основании обобщения экспериментальных данных эти зависимости можно принять линейными и аппроксимировать уравнениями вида

$$\overline{P}_{упр} = P_{упр} / \mathrm{P}_{к\,дв} = \mathrm{K}_{ин}\overline{F}_{ин} = \mathrm{K}_{ин}F_{ин} / F_{с}, \qquad \mathrm{P}_{x} = 0{,}22\mathrm{P}_{y},$$

где $P_{упр}$ – управляющая сила; $\mathrm{P}_{к\,дв}$ – тяга двигателя; $\mathrm{K}_{ин}$ – экспериментально полученный коэффициент [6], который находится в диапазоне от 0,9 до 0,95 и зависит от формы интерцептора и места установки его по длине сопла; $\overline{F}_{ин}$ – степень загромождения интерцептором поперечного сечения сопла камеры; $F_{ин}$, $F_{с}$ – соответственно площадь поперечного сечения интерцептора и площадь поперечного сечения сопла в месте ввода интерцептора; $\mathrm{P}_{x}, \mathrm{P}_{y}$ – проекции осевой и боковой силы на оси.

Для обеспечения работоспособности интерцептора создается тепловая защита его рабочих поверхностей. В рабочем положении интерцептора (выдвинут в сверхзвуковой поток) производится впрыск через него жидкого компонента через струйные форсунки, выполненные в теле интерцептора под некоторым углом навстречу набегающему потоку таким образом, чтобы распыленная жидкость омывала боковые и торцевые рабочие части поверхности. В закрытом (нерабочем) состоянии интерцептор утоплен заподлицо с обтекаемой поверхностью сопла в свой корпус, выполненный на наружной поверхности сопла. В этом положении по каналам интерцептора подается в сопло некоторый расход компонента топлива, который в режиме испарения защищает торцевую поверхность рабочей части интерцептора от перегрева. Впрыскиваемая через интерцептор жидкость создает некоторую добавку осевой тяги (величина которой мала и ею можно пренебречь) и некоторую боковую силу, которую следует учитывать как составную часть управляющего усилия.

Интерцептор может быть выполнен двухпозиционным или плавно выдвигаемым в сверхзвуковой поток на требуемую глубину, для этих целей он может быть снабжен соответствующим приводом, соединенным с системой управления полетом ступени.

Описанная выше газодинамическая СУВТ с интерцептором может обеспечить полное выполнение требований по управляемости ступени в составе БФСУВТ при минимальных затратах топлива на управление ступенью (охлаждение рабочей части интерцептора). Вместе с тем, она имеет большие габариты интерцептора, более мощные приводы и, как следствие, большую массу конструкции интерцепторного узла.

Выполненные проектно-конструкторские проработки и исследования показали, что в зависимости от энергомассовых эквивалентов ступени ракеты $dm_{т}/dm_{к}$, а также от относительной среднетраекторной загрузки управляющих органов может оказаться оптимальной СУВТ с интерцептором и впрыском через него жидкого компонента топлива. Из анализа экспериментальных данных об эффективности создания боковых сил $\overline{\mathrm{P}}_{x}, \overline{\mathrm{P}}_{y}$ при впрыске окислительного «О» и восстановительного «Г» компонента топлива в сопло (рис. 4), работоспособности камеры двигателя и узла впрыска следует, что большие преимущества имеет СУВТ с интерцептором и впрыском через него окислительного компонента топлива [6].

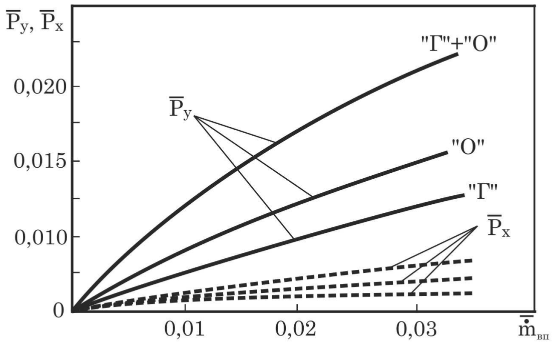

Рис. 4

К разрабатываемой в этой статье БФСУВТ высокие требования по динамическим характеристикам ГСУВТ не предъявляются. Приоритетные требования относятся к обеспечению минимального расходования топлива на управление движением ступени ракеты. Регулирование ВТ может осуществляться ступенчато или плавно в ответ на требуемые изменения. Принципиальная схема интерцепторного узла впрыска крупногабаритной интерцепторной ГСУВТ показана на рисунке 5, а) и 5, б).

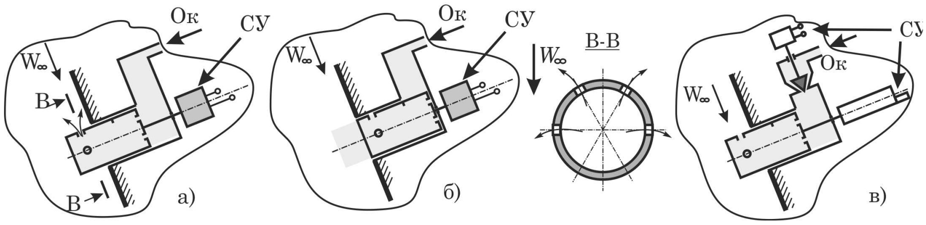

Рис. 5

При ступенчатом регулировании ВТ приводы движения интерцептора конструктивно проще (рис. 5, а), б)) в сравнении с системой управления (СУ), обеспечивающей плавное регулирование ВТ (рис. 5, в)) и основанной на выдвижении в сопло интерцептора оптимальных размеров с впрыском через него окислительного компонента топлива.

Для повышения эффективности управляющего воздействия на сверхзвуковой поток сопла впрыскивание окислителя «Ок» (рис. 5) через интерцептор производят с большой скоростью через струйные форсунки навстречу набегающему потоку W_∞ и в боковые стороны, при этом образуется растянутое по ширине струйное препятствие и область взаимодействия его со сверхзвуковым потоком.

Величина боковых и осевых управляющих усилий, создаваемых при помощи интерцептора с впрыском жидкости, определяется суперпозицией интерцепторной и «жидкостной» составляющей ВТ. Первая является следствием взаимодействия сверхзвукового потока с выдвигаемым над поверхностью сопла интерцептором. Вторая вызвана дополнительным возмущением сверхзвукового потока впрыскиваемой жидкостью, которая по мере испарения и сгорания в потоке соплового газа создает дополнительную преграду на пути основного потока сопла.

Выводы. Предложены альтернативные варианты бифункциональных систем управления вектором тяги маршевого жидкостного ракетного двигателя верхней ступени ракеты-носителя типа «Циклон-3М», которые могут служить основой для выбора оптимального варианта в конкретных условиях модернизации или разработки новых ступеней. Описаны физические и математические модели формирования управляющих боковых и осевых сил, которые могут быть использованы на этапе проектно-поисковых исследований и позволят разработать методики расчета и проектирования газодинамических СУВТ для БФСУВТ. Показано, что наиболее перспективна ГСУВТ, использующая интерцептор с впрыском через него окислительного компонента топлива, при этом обеспечивается экономичное регулирование ВТ в широком диапазоне изменения характеристик космической ступени и высокие динамические характеристики ступени ракеты.

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

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

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

4 *Шептун Ю. Д., Коваленко Н. Д., Коваленко Т. А.* Управление ступенью ракеты с массовой асимметрией. 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. Коваленко Н. Д., Сироткина Н. П.* Бифункциональная система управления вектором тяги космической ступени ракеты-носителя. Техническая механика. 2015. № 1. С. 42 – 54.

6 *Коваленко Н. Д.* Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет. 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. a 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. a 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. a 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. a 2013 08511; заявл. 08.07.2013; опубл. 25.05.15, Бюл. № 10. 9 с.

11 *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.

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

13 Патент на корисну модель 104833 Україна, МПК F02K 9/00, F02K 9/10, F02K 9/95. Пристрій з детонаційним ракетним двигуном для гальмування космічного ступеня ракети-носія / *Коваленко М. Д., Ігнатьєв О. Д., Коваленко Г. М., Кіріченко О. О., Горяна О. Г., Коваленко Т. О.*; заявник і патентоволодар ІТМ НАНУ і ДКАУ. u 2015 07098; заявл. 16.07.2015; опубл. 25.02.2016, Бюл. № 4. 7 с.

Получено 10.06.2016,
в окончательном варианте 14.12.2016