

влияния на выборки рангов тех или иных изменений параметров и статистических закономерностей исследуемых измерений.

### Библиографические ссылки

1. Кобзарь А.И. Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных сотрудников / А.И. Кобзарь. – М. : Физматлит, 2006. – 816 с.
2. Гаек Я. Теория ранговых критериев / Я. Гаек, Е. Шидак // Главная редакция физико-математической литературы изд-во «Наука». – М. – 1971. – 376 с.
3. Лапий В.Ю. Устройства ранговой обработки информации / В.Ю. Лапий, А.Я. Калужный, Л.Г. Красный // Техніка. – Киев. – 1986. – 120 с.

Надійшла до редколегії 17.06.2016

УДК 629.78.533.6.013:621.45

Т. А. Коваленко<sup>1</sup>, Ю. Д. Шептун<sup>2</sup>, Н. П. Сироткина<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Институт технической механики Национальной академии наук Украины  
и Государственного космического агентства Украины*

<sup>2</sup> *Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

### СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРА ТЯГИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ–НОСИТЕЛЯ ТИПА «ЦИКЛОН-3» ПРИ ИЗМЕНЯЕМОЙ В ПОЛЕТЕ МАССОВОЙ АСИММЕТРИИ

Бифункциональная система управления вектором тяги, основанная на совместном использовании управляющих выхлопных сопел турбины и газодинамической системы управления вектором тяги, позволяет расширить диапазон регулирования вектора тяги двигателя при сохранении качества управления полетом ступени и ее габаритно-массовых характеристик.

*Ключевые слова:* система управления вектором тяги, совместное использование, диапазон регулирования, надежность работы, функциональные возможности.

Біфункціональна система управління вектором тяги, яка основана на сумісному використанні управляючих вихлопних сопел турбіни та газодинамічної системи управління вектором тяги, дозволяє розширити діапазон регулювання вектора тяги двигуна при збереженні якості управління польотом ступені та її габаритно-масових характеристик.

*Ключові слова:* системи управління вектором тяги, сумісне використання, діапазон регулювання, надійність роботи, функціональні можливості.

Bifunctional control system by the vector of traction, based on sharing of managing exhaust nozzles of turbine and gas-dynamic control system allows to extend the range of adjusting of vector of traction of engine the vector of traction at maintenance of management quality by flight of the stage and her overall-mass descriptions.

*Keywords:* control system by the vector of traction, sharing, range of regulation, reliability of work, functional possibilities.

© Т.А. Коваленко, Ю.Д. Шептун, Н.П. Сироткина, 2016

**Вступление.** Особенностью современных и перспективных верхних ступеней ракет-носителей, разгонных блоков и космических буксиров 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 быстрдействию исполнительных органов системы управления (ИОСУ), к точности величины и времени действия управляющих усилий [1–3]. В подавляющем большинстве основные функции системы управления (СУ) полетом отмеченных объектов (1 – ведение ступени по заданной траектории; 2 – стабилизация параметров полета при действии на ступень случайных и детерминированных возмущающих факторов) выполняет один ИОСУ, который входит в состав двигателя и обеспечивает создание управляющих сил путем регулирования вектора тяги (ВТ) двигателя [1; 3].

При периодически возникающей в полете ступени массовой асимметрии расширяется необходимый диапазон регулирования ВТ, возрастают потери энергии двигателя на управление полетом ступени ракеты, 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 [3–6]. В результате проектно-поисковых исследований предложено [7–10] совокупное (совместное) использование двух типов систем управления вектором тяги (СУВТ) с рациональным распределением функциональных задач: в настоящей статье они объединены общим названием «бифункциональные системы управления вектором тяги» (БФСУВТ) двигателя.

**Постановка задачи.** Отмеченное выше ставит задачу выбора оптимальных параметров и режимов работы автономных СУВТ, их работы в составе БФСУВТ двигателя как ИОСУ движением ступени; выбора оптимальной совокупности двух типов систем регулирования ВТ двигателя, базирующегося на распределении между ними функциональных задач управления движением ЛА в описанных выше экстремальных (нетипичных) условиях, при котором обеспечивается оптимальное управление ВТ двигателя при решении задач управления и стабилизации полета, а также оптимальное управление ВТ двигателя в обеспечение парирования детерминированных больших возмущающих факторов, обусловленных массовой асимметрией ступени без существенного снижения энергомассовых характеристик ЛА.

На начальном этапе полета 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 конусообразный (3) и торовый (4) топливные баки и однокамерный жидкостной ракетный двигатель (5) с турбонасосным агрегатом (6) подачи топлива в камеру сгорания с турбиной активного типа; выхлопные сопла (7), снабженные газораспределителем с приводом (8), служащие ИОСУ полетом ступени, которые обеспечивают создание

управляющих усилий в плоскостях тангажа и рыскания. Двигатель содержит сверхзвуковое сопло (9) большой степени расширения, нижняя часть которого, с целью обеспечения его работоспособности, соединена сегментами с нижним фланцем торового бака ДУ.

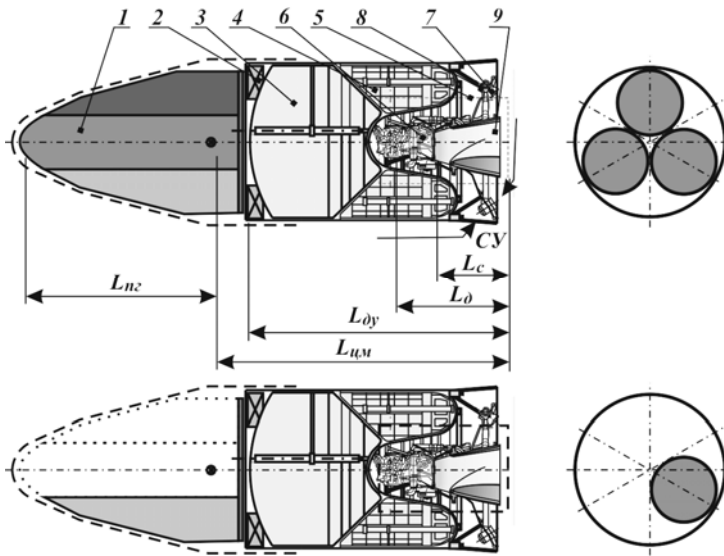


Рис. 1.

В работах [5; 11] применительно к модификации третьей ступени ракеты-носителя «Циклон-4М» рассмотрены совокупности механической СУВТ (МСУВТ), основанной на повороте двигателя в карданном подвесе, совместно с газодинамической СУВТ (ГСУВТ): в работе [5], основанной на впрыске в сопло жидкого окислительного компонента топлива, а в работе [11] для стабилизации ступени используются системы вдува выхлопного турбинного газа в сверхзвуковую часть сопла. Отмечаются высокие динамические качества БФСУВТ и малые затраты энергии на отработку возмущений от массовой асимметрии ступени.

Практический интерес представляют верхние космические ступени ракет с неподвижным маршевым двигателем типа «Циклон-3М», в котором ИОСУ полетом применяют управляющие сопла, работающие на выхлопном газе турбины.

**Методы и способы исследований.** В качестве космической ступени ракеты для дальнейшей разработки БФСУВТ с управляющими выхлопными соплами принята третья ступень некоторой гипотетической ракеты-носителя ГРН-XXI, описанной в работах [2; 4; 5]; конструктивно-компоновочная схема, габаритно-массовые характеристики и назначение которой близки третьей ступени ракеты «Циклон-4М», содержащей ДУ типа применяемой на ракете «Циклон-3». С этим двигателем ступень обозначим ГРН-XXIM.

Как показали результаты расчетных исследований, сообщаемых в [4], эта ступень характеризуется собственной динамической и структурной неустойчивостью, и потому на этапе проектирования исследуется как объект управления в сочетании с альтернативными вариантами ИОСУ полетом ступени.

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.

При каждом следующем включении маршевого двигателя степень характеризуется измененными массовой асимметрией и осевым смещением центра масс, обусловленными отделением части полезного груза и выработкой 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 инерционными характеристиками ступени; детерминированная (от массовой асимметрии) составляющая изменяется в широком диапазоне и может в несколько раз превышать максимальную суммарную от действия случайных факторов.

При парировании таких возмущающих факторов одним исполнительным органом будут возникать большие потери импульса тяги двигателя либо снижение динамических качеств ИОСУ. Процесс стабилизации полета летательного аппарата будет происходить при разных «нулевых» положениях ОИСУ, при этом характеристики их режимов стабилизации могут существенно отличаться от первоначальных. Выполненные исследования [2; 5] показали, что упомянутые потери энергии двигателя и некоторые изменения динамических характеристик режимов стабилизации могут оказаться не только нежелательными, но и неприемлемыми.

**Результаты и их обсуждение.** Ниже приведены 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.

Из обобщения результатов исследований и разработок, сообщаемых в [5; 7; 11], следует, что известные способы и устройства регулирования ВТ ЖРД, основанные на повороте камеры (или двигателя в целом), могут обеспечить широкий диапазон регулирования ВТ двигателя при сохранении высокой экономичности ДУ, однако они имеют низкие и нестабильные динамические характеристики. Следует еще отметить, что при разных эксцентриситетах масс они устанавливаются в другое нулевое положение, следовательно, могут обладать измененными характеристиками для решения задач стабилизации полета. Негативным фактором является то, что они не могут быть надежно отработаны в наземных условиях. Для высокой скорости качания двигателя приводы должны иметь большие запасы мощности и сложные гидравлические системы для их работы, это делает невозможным обеспечение высокой надежности режимов стабилизации полета [3; 4].

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

Известные газодинамические способы и системы управления вектором тяги 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. Исследования модификаций упомянутых типов СУВТ показали, что ни одна из известных не может в полной мере решать упомянутые новые задачи без снижения (в большинстве случаев недопустимого) характеристик ДУ или качества управления полетом ступени. Следовательно, ГСУВТ, основанная на впрыске в сопло компонентов топлива, может быть эффективно использована для решения задач управления и стабилизации движения ступени в полете и мало приемлема (неэкономична) для компенсации детерминированных возмущений от массовой асимметрии ступени; при наличии в двигателе штатной системы выхлопных сопел эта ГСУВТ не конкурентноспособна.

ГСУВТ при использовании крупногабаритных твердых интерцепторов с впрыском через них компонентов топлива может создать большие управляющие усилия кратковременные или продолжительные с приемлемыми энергетическими затратами. Эти ГСУВТ должны решать задачи парирования дискретных больших возмущающих факторов, однако они теряют свои высокие динамические качества.

Известные СУВТ, использующие для управления ВТ выхлопные сопла турбины, обладают высокими динамическими качествами, однако имеют ограниченные возможности по созданию больших управляющих усилий при оптимальном расходе газа на привод турбины. Как показано ниже, при увеличении расхода выхлопного газа до величины, необходимой для парирования детерминированных возмущающих факторов, в частности от массовой асимметрии ступени, резко увеличивается необходимый расход выхлопного газа и потери удельного импульса тяги маршевого двигателя. Следовательно, рассмотренные выше управляющие сопла успешно решают задачу управления и стабилизации движения ступени и неприемлемы для компенсации возмущений от массовой асимметрии ступени.

На основании результатов выполненного анализа для дальнейшей разработки БФСУВТ описанной выше ступени ракеты ГРН-XXIM принимается как оптимальная следующая совокупность СУВТ: МСУВТ – система управляющих реактивных сопел, работающих на выхлопном газе турбины штатной системы подачи топлива в камеру сгорания и ГСУВТ, основанная на выдвигании в сопло твердого интерцептора с впрыском через него компонента топлива.

Выхлопные сопла турбины на многих ЖРД используются для управления ВТ. Применяются системы с качающимися и неподвижными соплами. В системах с качающимися соплами газ из выхлопного коллектора по газовадам направляется к двум парам сопел (оси которых параллельны оси камеры двигателя), управляющих ВТ по тангажу и рысканию; каждое сопло снабжено приводом качания, соединенным с СУ. Системы управления ВТ с неподвижными управляющими соплами (рис. 2) содержат две пары диаметрально противоположно расположенных под некоторым углом к оси параллельной оси камеры двигателя; каждая пара сопел соединена газоводом с газораспределителем, снабженным приводом, соединенным с СУ полетом ступени.

Выбор типа, конструктивно-компоновочной схемы и оптимальных параметров системы управляющих выхлопных сопел является большой комплексной задачей проектирования ступени ракеты, двигателя и системы управления ВТ. Не вдаваясь в детали научно-технической базы по этому кругу задач, для разрабатываемой БФСУВТ принята система неподвижных управляющих выхлопных сопел, применяемая в двигателе третьей ступени РН «Циклон-3».

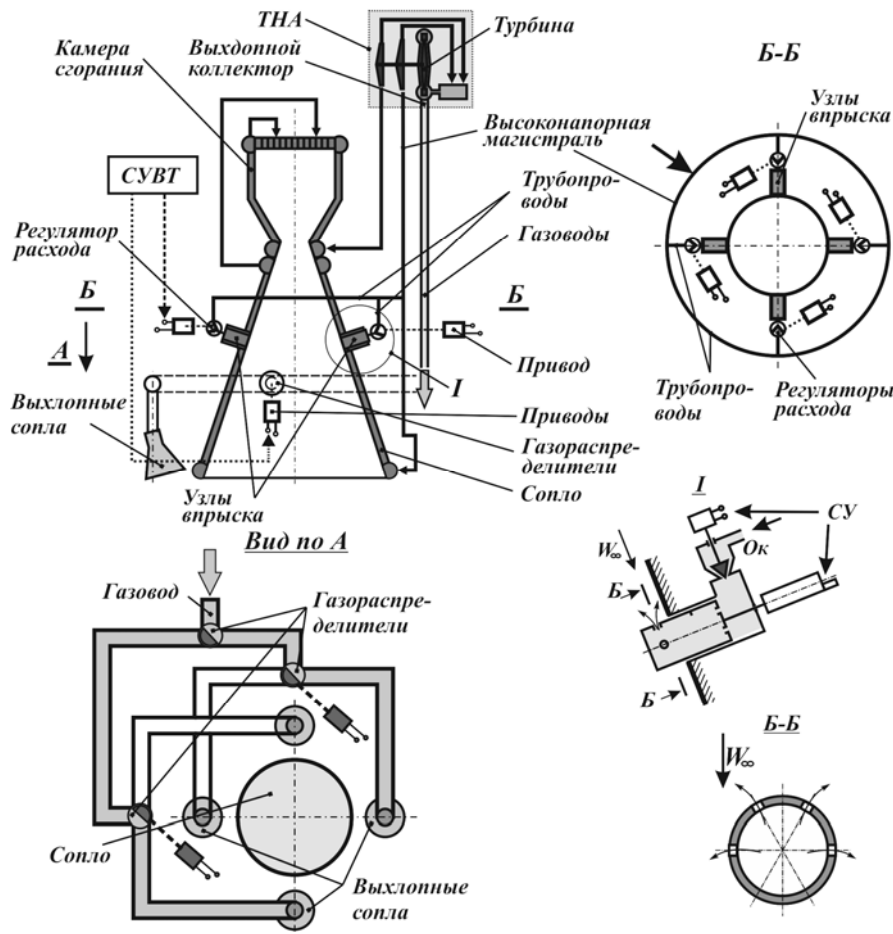


Рис. 2.

Требуемые управляющие усилия создаются расходом выхлопного газа, поступающего из выхлопного коллектора турбины в два газохода, 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  $\dot{m}_{упр\ c\ max} = 0,5\dot{m}_T$  (одно из двух диаметрально противоположных) равен половине расхода газа турбины  $\dot{m}_0$  и регулируется газораспределителем от максимального значения до нуля; при нулевом положении заслонки газораспределителя  $\varphi_{гр} = 0^\circ$  выхлопной газ распределяется равномерно во все сопла

$$\dot{m}_{упр\ c} = f(\varphi_{гр}) = 0 \div 0,5\dot{m}_T; \quad \dot{m}_{упр\ c\ тан} + \dot{m}_{упр\ c\ рыск} = \dot{m}_T.$$

Величина реактивной тяги сопла, создающего управляющее усилие ( $P_{упр}$ ), зависит от расхода газа через сопло  $\dot{m}_{упр\ c}$ , энергосодержания выхлопного газа,

характеризуемого імпульсом тиску  $I_{р\text{,вихл.газа}}$  , і ефективністю його використання в сопелі, характеризуемого коефіцієнтом тяги сопла  $K_{р\text{,вихл.сопла}}$  ,

$$P_{упр} = \dot{m}_{упр.с} I_{р\text{,вихл.газа}} K_{р\text{,вихл.сопла}} .$$

При установці третього газорозподільця (Гр-ф – газорозподільць форсаж) з приводом в головному газопроводі можна змінити розподілення вихлопного газу між каналами тангажа і ризканія, тем самим можна кратковременно форсувати управляючі зусилля в одному з каналів.

Величина витрати газу через турбину залежить від вимогової потужності насосів турбонасосного агрегату ( $N_{н\text{,тн}}$ ) двигача і совершенства турбіни, характеризуемого удельною потужністю турбіни

$$\dot{m}_T = \dot{m}_{\text{вихл.сопла}} = N_{н\text{,тн}} / N_{уд\text{,т}} .$$

Один из наиболее совершенных двигателей современности РД861К [1; 5] содержит высокоэкономичную газовую турбину (двухвальный ротор, профилированные газовые каналы), удельная мощность которой  $N_{уд} = 641,8$  л/с.

При давлении в камере сгорания  $P_K = 90,5$  кгс/см<sup>2</sup> и тяге двигателя  $P_{дв} = 7916$  кгс расход высокоэкономичного генераторного газа для привода турбины составил  $\dot{m}_T = 0,798$  кг/с , отнесенный к расходу в камеру сгорания  $\dot{m}_T / \dot{m}_K = \bar{m}_T = 0,034$ .

Для рассматриваемой ступени ракеты (типа «Циклон-3») и применяемого двигателя максимальное управляющее усилие при первом включении двигателя составляет  $P_{упр} = 0,02 P_{дв}$  . При тяге двигателя  $P = 8000$  кгс имеем  $P_{упр} = 160$  кгс, расход газа  $\dot{m}_T$  через однодисковую турбину, отнесенный к расходу камеры  $\dot{m}_K$  , составляет  $\dot{m}_T / \dot{m}_K = 0,092$  . При этом потери удельного импульса тяги двигателя  $\Delta \bar{P}_{уд} = 0,05$  , определяемые по формуле

$$\begin{aligned} \Delta \bar{P}_{удк} &= P_{уд} - \frac{P_K + P_{в.с}}{\dot{m}_K + \dot{m}_{сo}} = P_{удк} \left[ 1 - \frac{1 - \frac{P_{уд.в.с}}{P_{уд.к}} \frac{\dot{m}_T}{\dot{m}_K}}{1 + \frac{\dot{m}_{в.с}}{\dot{m}_K}} \right] = P_{удк} \left[ 1 - \left( 1 + \frac{P_{уд.п}}{P_{уд.к}} \frac{\dot{m}_T}{\dot{m}_K} \right) \left( 1 + \frac{\dot{m}_T}{\dot{m}_K} \right)^{-1} \right] = \\ &= P_{удк} \left[ 1 - (1 + 0,5 \bar{m}_T) (1 + \bar{m}_T)^{-1} \right] \end{aligned}$$

и отнесенные к удельной тяге камеры сгорания, составляют  $\Delta P_{уд.вых} = \Delta P_{уд.вых} / P_{уд.к} = 0,034$  .

Оптимальный (по энергомассовому критерию для турбины) расход на турбину  $\bar{m}_T = 0,094$  вполне достаточный для режимов стабилизации ступени ракеты в полете.

Повышение максимальных управляющих усилий до уровня, необходимого для парирования детерминированных возмущений, требует практически пропорционального повышения расхода турбинного газа, что влечет за собой недопустимое снижение удельного импульса тяги двигателя.

В рабочем диапазоне угла поворота заслонки газораспределителя  $\varphi_{згр}$ , характеризуемого углом поворота вала привода, зависимости управляющего усилия  $P_{упр}$  и момента сил  $M_{упр}$  на плече от среза сопла до центра масс  $X_{ц.м.}$  можно считать линейными, зоны нечувствительности пренебрежительно малы.

$$M_{упр}^{ср}(\varphi_{згр}) = P_{упр} X_{ц.м.}^{ср} = P_{удвд} \dot{m}_{вд}(\varphi_{згр}) X_{вд}^{ср},$$

$$M_{упр}^{мех} = \frac{P_{упр}(\delta_{отк}) X_{упр}^{мех}}{I_{инер}}, \delta_{отк} = f(\varphi_{мех}).$$

Физические основы формирования больших управляющих усилий в ГСУВТ состоят в том, что в сверхзвуковой поток вводится прерыватель (возмутитель) потока (твердый или струйный интерцептор цилиндрической или другой формы), в результате чего в сверхзвуковом потоке формируются скачки уплотнения и возникает неуравновешенная сила  $P_{упр}$ , которую представляют в виде двух составляющих: боковой  $P_{упрz}$ , перпендикулярной продольной оси камеры двигателя, и осевой  $P_{упрx}$ , параллельной продольной оси камеры (рис. 3), смещенной от оси сопла на половину диаметра сопла в месте выдвижения интерцептора.

Области возмущенного давления ограничиваются криволинейной ударной волной 1 (скачок уплотнения), которая пересекается с поверхностью сопла по кривой, близкой к параболе (рис. 3а). Возмущения давления  $\bar{p}' = (p - p_{\infty})/p_{\infty}$ , где  $p$  и  $p_{\infty}$  – давления в возмущенном и невозмущенном потоке на обтекаемой поверхности, весьма неравномерны как вдоль поверхности сопла (рис. 3 б), так и в поперечных сечениях (рис. 3в).

Управляющие усилия по оси  $Z$  и  $X$  определяются как интеграл возмущенного давления по всей поверхности сопла

$$p_{упрz}^{\Gamma} = \iint_S \bar{p}' p_{\infty} dz dx, \quad p_{упрx}^{\Gamma} = \iint_S \bar{p}' p_{\infty} dy dx.$$

На рис. 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; в) – возмущения давления в поперечных сечениях сопла; 1 – скачок уплотнения; 2 – граница области возмущенного давления; ЦМ – центр масс ЛА;  $L_{цм}^z$  – расстояние линии действия бокового усилия и смещения осевых сил впрыска от центра масс изделия;  $\bar{p}'$  – возмущения давления;  $P_{упрx}^{\Gamma}$  – осевая неуравновешенная сила параллельная продольной оси камеры;  $P_{упрz}^{\Gamma}$  – боковая неуравновешенная сила перпендикулярная продольной оси камеры двигателя;  $P_{zi}^{\Gamma}$  – элементарные боковые силы вдоль сопла в плоскости симметрии возмущенной зоны.



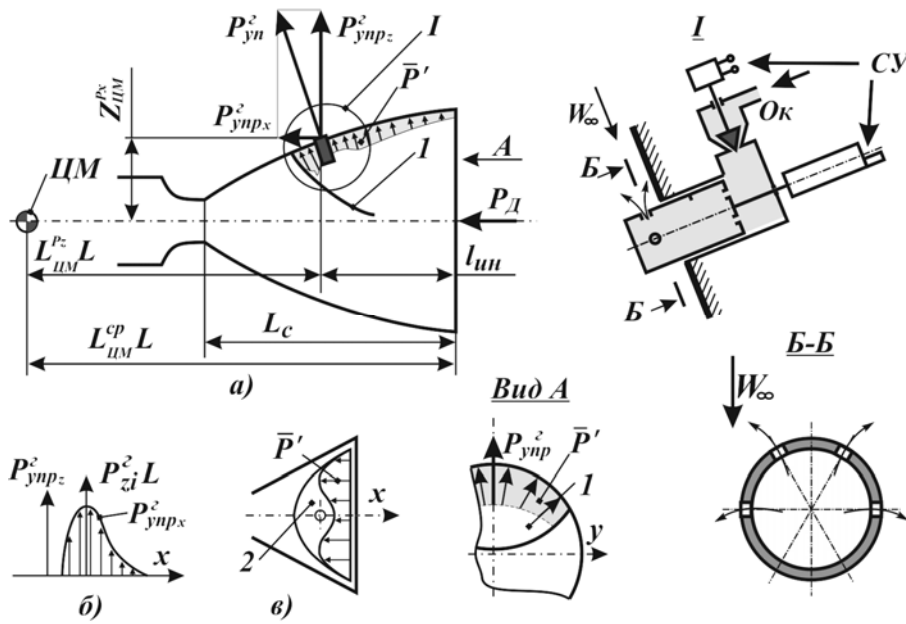


Рис. 3

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

$$X_{P_{упр\ x}} = \frac{\int_0^{xz} \int_0^{xz} x_i z_i \bar{p}' p_{\infty} dx dz}{\int_0^{xz} \int_0^{xz} \bar{p}' p_{\infty} dx dz}.$$

Эпюра элементарных сил вдоль оси сопла имеет крутой максимум в районе инжектора и в первом приближении, достаточном для проектных расчетов в задачах по управлению ЛА, линию действия управляющего усилия можно принять проходящей через точку, где выдвигается инжектор.

К рассматриваемому летательному аппарату (большой мидель и малая длина) при газодинамическом регулировании ВТ управляющий момент формируется указанными боковыми и осевыми силами, согласно рис. 3 а, имеем

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

Для практических расчетов удобно пользоваться равнодействующей боковых и осевых сил, расположив ее в плоскости среза сопла

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

Для практических задач по управляемости полетом ступени ракеты координаты линии действия управляющего усилия удобно представить в зависимости от формулярных габаритных параметров двигателя

$$X_{P_z} = 0,8 \bar{l}_{вп} L_c; \quad Z_{P_x} = 0,5 (D_{вс} - \bar{l}_{вп} L_c \text{tg} \theta_{вс}),$$

где  $L_c$  – длина сверхзвуковой части сопла;  $D_{вс}$ ,  $\theta_{вс}$  – диаметр и угол конусности в выходном сечении сопла;  $\bar{l}_{вп} = l_{вп} / L_c$  – относительное расстояние отверстий

впрыска от выходного сечения сопла;  $l_{\text{вп}}$  – расстояние отверстий впрыска от выходного сечения сопла.

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

$$\bar{P}_{\text{уин}} = P_{\text{уин}} / P_{\text{кдв}} = K_{\text{ин}} \bar{F}_{\text{ин}} = K_{\text{ин}} F_{\text{ин}} / F_{\text{с}}, \quad P_{\text{х}} = 0,22P_{\text{у}},$$

где  $K_{\text{ин}}$  – экспериментально полученный коэффициент, который находится в диапазоне от 0,9 до 0,95 и зависит от формы интерцептора и места установки его по длине сопла;  $\bar{F}_{\text{ин}}$  – степень загромождения интерцептором поперечного сечения сопла камеры;  $F_{\text{ин}}$ ,  $F_{\text{с}}$  – соответственно площадь поперечного сечения интерцептора и площадь поперечного сечения сопла в месте ввода интерцептора.

Для обеспечения работоспособности интерцептора создается тепловая защита его рабочих поверхностей. В рабочем его положении (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.

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

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.

Величина боковых и осевых управляющих усилий, создаваемых твердым интерцептором и впрыскиваемой жидкостью, определяется суперпозицией интерцепторной и «жидкостной» составляющей. Первая – является следствием взаимодействия сверхзвукового потока с выдвигаемым над поверхностью сопла твердым 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.

Схема габаритной интерцепторной ГСУВТ показана на рис. 2.

Для рассматриваемой в этой статье БФСУВТ высокие требования по динамическим характеристикам ГСУВТ не предъявляются, приоритетными требованиями следует считать обеспечение минимального расхода топлива на управление ВТ. В этих условиях основной вклад в создание боковых и осевых управляющих усилий вносится твердым интерцептором, жидкий компонент топлива подается в сопло для тепловой защиты интерцептора.

Для разрабатываемой в этой СУВТ системы газодинамического парирования возмущений от ступенчатого изменения массовой асимметрии может быть использовано ступенчатое и плавное регулирование ВТ. При ступенчатом регулировании ВТ приводы и система управления будут проще, однако такая ГСУВТ обладает меньшими функциональными возможностями и ориентирована на раздельное управление.

Для повышения эффективности управления через интерцептор в сопло впрыскивают окислительный компонент навстречу набегающему потоку и в боковые стороны над обтекаемой выхлопным газом поверхностью сопла. Для этого в лобовой и боковых стенках интерцептора на той рабочей части, что вводится в сверхзвуковой поток, изготовлены струйные форсунки, объединенные внутренними каналами и соединенные с полостью узла впрыска.

**Выводы.** Разработана БФСУВТ маршевого ЖРД верхних ступеней ракет-носителей типа «Циклон-3М», позволяющая в несколько раз расширить диапазон регулирования ВТ двигателя при сохранении высоких статических и динамических характеристик ИОСУ полетом ЛА, расширить область устойчивости режимов стабилизации полета, повысить надежность работы и уменьшить энергозатраты на управление полетом ЛА. Предложен ряд схемных и конструктивных решений по рациональной реализации системы, рекомендации по оптимальному функционированию, выбору режимов работы отдельных составляющих системы.

Механическая и газодинамическая СУВТ могут функционировать автономно и могут быть объединены механически или электрически для совместной работы.

### Библиографические ссылки

1. Шестидесять лет в ракетостроении и космонавтике / под общ. ред. 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: сб. докл. науч. конф. – 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: матер. Междунар. науч. конфер., 19 – 21 мая 2015 г., Днепропетровск.. – 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. **Коваленко Т. А.** Управление вектором тяги ЖРД космической ступени ракеты-носителя при возникновении массовой асимметрии / Т.А. Коваленко, Г.Н. Коваленко, Н.П. Сироткина // Техническая механика. – 2016. – № 1. – С. 51–59.
12. 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.
13. **Шептун Ю. Д.** Сравнение органов управления космической ступени носителя / Ю. Д. Шептун // Вестник ДНУ. Ракетно-космическая техника. – 2011. – № 14/1. – С. 64–71.
14. **Шептун Ю. Д.** Релейное управление космической ступенью ракеты-носителя / Ю. Д. Шептун, Н. Д. Коваленко, Т. А. Коваленко // Вестник ДНУ. Ракетно-космическая техника. – 2015. – № 1. – С. 41–46.

Надійшла до редколегії 19.04.2016

УДК 629.78

**П. В. Кустов, А. М. Кулабухов, В. А. Масальский, А. В. Тищенко**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **АВТОМАТИЗАЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ И ПРИЕМА СПУТНИКОВОЙ ИНФОРМАЦИИ**

**Предложен способ автоматического дистанционного управления наземной станцией приема информации со спутников дистанционного зондирования Земли.**

*Ключевые слова:* спутниковая связь, наземный комплекс, автоматизация приема.

**Запропоновано спосіб автоматичного дистанційного керування наземною станцією прийому інформації зі супутників дистанційного зондування Землі.**

*Ключові слова:* супутниковий зв'язок, наземний комплекс, автоматизація прийому.

**A method of ground station automatic remote control is proposed for receiving information from remote sensing satellites.**

*Keywords:* satellite communications, ground station, receiver automation.