УДК 629.78.533.6.013:621.45

Т. А. КОВАЛЕНКО

БИФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ СО ВДУВОМ В СОПЛО ТУРБИННОГО ГАЗА

Сообщаются результаты исследования бифункциональной системы управления вектором тяги жидкостного ракетного двигателя, основанной на совместном использовании механической (качание двигателя) и газодинамической (вдув турбинного газа в сопло) систем управления. Исследуются различные варианты системы управления, расширяющие диапазон управления, повышающие надежность работы системы и уменьшающие энергозатраты на управление полетом космической ступени ракеты. Рассмотрены физические модели процессов в сопле при вдуве турбинного газа и предложены расчетные соотношения для определения характеристик возмущения потока в нем.

Повідомляються результати дослідження біфункціональної системи управління вектором тяги рідинного ракетного двигуна, заснованої на спільному використанні механічної (хитання двигуна) і газодинамічної (вдув турбінного газу в сопло) систем управління. Досліджуються різні варіанти системи управління, що розширюють діапазон управління, підвищують надійність роботи системи й зменшують енерговитрати на управління польотом космічного ступеню ракети. Розглянуто фізичні моделі процесів у соплі при вдуві турбінного газу й запропоновано розрахункові співвідношення для визначення характеристик збурювання потоку в ньому.

We report the results of the study bifunctional thrust vector control system liquid rocket engine based on the combined use of mechanical (engine swing) and gas-dynamic (blowing the gas turbine to the nozzle) control systems. Various options for the control system, expanding the range of control, increase system reliability and reduce energy consumption for space flight control stage of the rocket. The physical model of the processes in the nozzle when blowing gas turbine and the proposed settlement ratio for determining the characteristics of the flow disturbance in it.

Ключевые слова: *космическая ступень ракеты; управление полетом ступени; жидкостной ракетный двигатель; бифункциональная система управления вектором тяги; качание двигателя; возмущение сверхзвукового потока в сопле.*

Введение. Для управления полетом космической ступени ракеты с из–меняющейся в процессе полета массовой асимметрией предложена [1 – 3] бифункциональная система управления вектором тяги (БФСУВТ) маршевого двигателя, основанная на совместном использовании двух типов систем: механической (МСУВТ) и газодинамической (ГСУВТ). Примерами такой ступени могут быть перспективные космические буксиры с «багажником» (отсеком), последовательно наполняемым грузами большой массы, а также ступени, выводящие в разные точки пространства полезные грузы разной массы. Массово-центровочные характеристики и динамические качества такой космической ступени как объекта управления могут изменяться в широком диапазоне.

При возникновении на отдельных участках полета ступени массовой асимметрии исполнительный орган системы управления (ИОСУ) полетом должен создавать управляющий момент для парирования детерминированного возмущения, в несколько раз превышающего программные управляющие моменты. Расширение диапазона управляющих моментов приводит к увеличению загрузки ИОСУ и увеличению энергозатрат на управление полетом ступени. При этом требуются более мощные приводы органов управления вектором тяги и усложняется система управления движением ступени. Известные способы регулирования вектора тяги (ВТ) двигателя неспособны с достаточной надежностью и экономичностью выполнять указанные дополнительные функциональные задачи [4 – 8]. Такие задачи могут решать БФСУВТ посредством совместного использования двух типов СУВТ с рациональным распределением их функций.

В работе [9] применительно к модификации третьей ступени ракеты-носителя «Циклон-4» рассмотрена БФСУВТ – совокупность МСУВТ (поворот двигателя в кардановом подвесе), парирующей большие детерминированные возмущающие моменты, и ГСУВТ (впрыск в сопло жидкого окислительного компонента топлива через выдвигаемый в сопло интерцептор), парирующей случайные возмущения. Не меньший практический интерес для подобной ступени может представлять БФСУВТ по патенту № 108677, включающая МСУВТ (поворот двигателя) и ГСУВТ, основанную на вдуве в сверхзвуковую часть сопла турбинного газа двигателя.

Постановка задачи. В статье ставится задача обобщения результатов исследования различных *вариантов* (с использованием вдува турбинного газа) систем управления (СУ) вектором тяги маршевого двигателя 3-й ступени гипотетической ракеты-носителя (ГРН-XXI) [8], построения физических и математических моделей процессов в сопле двигателя при вдуве в него турбинного газа, исследования зависимости эффективности ГСУВТ от параметров системы вдува.

Методология исследований. При исследованиях характеристики ступени ГРН-XXI принимаются близкими к характеристикам космической ступени ракеты-носителя «Циклон-4». При этом полагается, что для повышения эффективности управления ступенью система вдува турбинного газа в сверхзвуковую часть сопла выполняет функции ГСУВТ для стабилизации полета ступени. Для минимизации энергозатрат двигательной установки на управление ВТ, упрощения конструкции и повышения надежности соплового блока двигателя принимается, что МСУВТ парирует детерминированные возмущающие факторы. Выходная часть сопла фиксируется относительно корпуса ступени, что исключает влияние возможных деформаций сопла на управляющие усилия при качании камеры. Варианты ГСУВТ исследовались исходя из принципа минимальной доработки системы вдува турбинного газа, подобной системе вдува двигателя РД861К («Циклон-4»).

Результаты исследований. *Вариант 1.* Наиболее простая (первый из исследуемых вариантов) ГСУВТ базируется на использовании системы кольцевого вдува выхлопного турбинного газа (рис. 1, а)). Коллектор вдува турбинного газа (в сечении *А-А*) разделен на четыре одинаковых сектора (рис. 1, б)), составляющих автономные узлы вдува в каждой четверти сопла (в плоскостях стабилизации полета ступени).

Турбинный газ отбирается из выхлопного коллектора турбины (рис. 1, а)) и подается в коллекторы вдува через газораспределители, снабженные высокоскоростными приводами, коммутированными с системой управления полетом ступени (рис. 1, б)). Газораспределители и приводы могут быть подобными используемым на двигателе 11Д25 (III ступень ракеты «Циклон-3»).

Двигатель с рассматриваемой ГСУВТ (рис. 1, а)) работает следующим образом. Турбонасосный агрегат (ТНА) подает компоненты топлива в камеру сгорания и газогенератор. Продукты сгорания топлива истекают из сопла, создавая тягу двигателя. Выхлопной газ от турбины (турбинный газ) по газоводам направляется к газораспределителям и через узлы вдува поступает в сопло. При вдуве газа в сопле возникает боковая сила и создается управляющий момент относительно центра масс ступени в плоскости стабилизации полета. По командам СУ привод изменяет расход вдуваемого газа до величины, обеспечивающей требуемую боковую силу с динамическими характеристиками, необходимыми для стабилизации полета ступени ракеты.

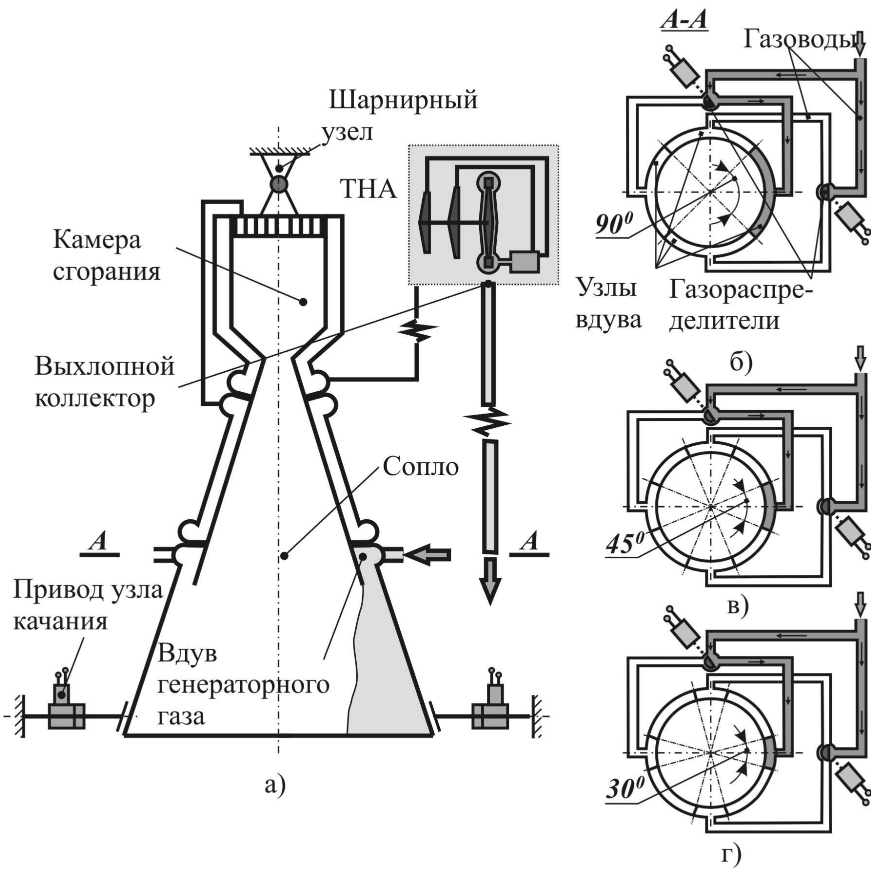


Рис. 1

Когда боковые силы не создаются, поток газа распределяется равномерно по периметру сопла. При этом турбинный газ вдувается вдоль поверхности сопла, практически не возмущая набегающий сверхзвуковой поток. Это обеспечивается смещением контура сопла в сечении вдува на величину, необходимую для истечения вдуваемого газа с требуемыми параметрами. Вниз по потоку от сечения вдува контур сопла профилируется с учетом расширения вдуваемой струи в потоке сопла. Угол вдува определяется углом конусности сопла в месте вдува (т. е. угол вдува газа из щели $\alpha_{вд} < 0$).

При создании боковой управляющей силы расход вдуваемого газа перераспределяется между диаметрально противоположными секциями коллектора вдува, создавая несимметричное возмущение потока газа в сопле.

Методы расчета управляющего усилия.

1) *Приближенные методы*. Боковую силу от возмущения потока в сопле можно определить, представив часть сопла за сечением вдува в виде насадка, смещенного на величину $\delta_{см}$ относительно оси сопла (рис. 2, а)). Такое смещение создает активную составляющую управляющей силы P_{Ya} за счет возмущения давления набегающего потока при разрыве контура сопла (уступ против набегающего потока и по потоку – с диаметрально противоположной стороны). На боковых поверхностях сопла с уступами возникают возмущения сверхзвукового потока и боковая сила от разницы возмущенного давления на противоположных стенках

$$T_1 - T_3 = \int_0^{2\pi} \left(p_{возм} - p_\infty\right) \cdot d\varphi,$$

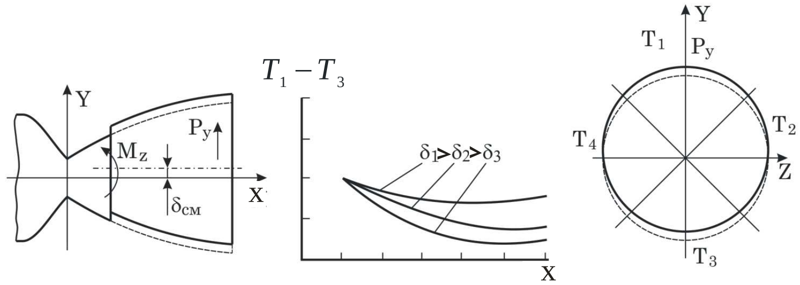
где φ – угол охвата периметра сопла в сечении вдува; $p_{возм}$ – возмущенное давление на стенке сопла; p_∞ – невозмущенное статическое давление набегающего потока в сопле; $T_1 - T_3$ – разница элементарных сил (на противоположных стенках сопла) в рассматриваемом сечении вдува X в плоскости стабилизации 1 – 3.

Боковая сила определяется соотношением

$$P_{Уa} = \int_{X_{вд}}^{X_a} \left(T_1 - T_3\right) \cdot dX,$$

где $X_{вд}, X_a$ – продольные координаты сечения вдува и среза сопла соответственно.

Элементарные силы от возмущения потока в сопле $\left(T_1 - T_3\right)$ уменьшаются вниз по потоку от сечения вдува и зависят от величины смещения $\delta_{см}$ контура сопла (рис. 2, б)) [10].



а) б) в)

Рис. 2

Генерируемую вдувом активную составляющую управляющей силы можно определять по эмпирическому соотношению

$$P_{Уa} = \dot{m}_{вд}^{Т_1} I_{P_0\,вд} K_{вд} - \dot{m}_{вд}^{Т_3} I_{P_0\,вд} K_{вд} = \left(\dot{m}_{вд}^{Т_1} - \dot{m}_{вд}^{Т_3}\right) I_{вд} K_{вд},$$

где $\dot{m}_{вд}^{Т_1}$, $\dot{m}_{вд}^{Т_3}$ – расход газа через щель по каналу управления «тангаж» и «рыскание» соответственно; $I_{P_0\,вд}$ – удельный импульс вдуваемого газа; $K_{вд}$ – коэффициент, зависящий от геометрических параметров щели вдува и параметров набегающего и вдуваемого потоков – определяется экспериментально (холодными продувками подобных сопл).

Точка приложения активной составляющей $P_{Уa}$ расположена несколько ниже сечения вдува по направлению основного потока сопла. Исследования [6] показали, что с допустимой в проектных оценках погрешностью можно принимать расположение точки приложения силы в сечении вдува, а направление силы – по нормали к поверхности сопла.

Реактивная составляющая управляющего усилия $P_{Ур}$ (реакция выдуваемого из щели газа) направлена вдоль поверхности сопла.

Результирующая управляющая сила $P_{у}$ определяется векторной суммой составляющих

$$\vec{P}_{у} = \vec{P}_{уа} + \vec{P}_{ур} .$$

Боковая и осевая составляющие управляющего усилия определяются соотношениями

$$P_{уу} = \left|\vec{P}_{ур}\right| \sin\theta_{с} + \left|\vec{P}_{уа}\right| \cos\theta_{с} ;$$

$$P_{ух} = \left|\vec{P}_{ур}\right| \cos\theta_{с} + \left|\vec{P}_{уа}\right| \sin\theta_{с} ,$$

где $\theta_{с}$ – угол конусности сопла в сечении вдува.

Управляющий момент для ступени ракеты определяется соотношением

$$M_{у} = P_{у\,у} L_{цм}^{х} + P_{у\,х} L_{цм}^{у} ,$$

где $L_{цм}^{х}$, $L_{цм}^{у}$ – плечи управляющих сил относительно центра масс ступени.

2) *Численный метод определения активной составляющей управляющей силы.* С использованием известных методов, например [6], строится поле возмущенного давления на стенке сопла $\left(p_{возм} - p_{\infty}\right) = f\left(\phi, X\right)$, генерируемое вдувом (из щели) газа в сверхзвуковой поток. Активная составляющая управляющего усилия (модуль силы) определяется интегрированием возмущенного давления по площади возмущенной зоны (отрыва пограничного слоя на стенке сопла).

$$\left|\vec{P}_{уа}\right| = \int_{0}^{2\pi} d\phi \int_{\theta_0}^{\theta_a} d\theta \int_{x_0}^{x_a} (p_{возм} - p_{\infty}) \cdot \cos\phi \cdot \cos\theta \cdot dx .$$

Направление вектора активной составляющей управляющего усилия в плоскостях XOY и YOZ определяется выражениями

$$\mathrm{tg}\theta_{уа} = \frac{\int_{0}^{2\pi} d\phi \int_{\theta_0}^{\theta_a} d\theta \int_{x_0}^{x_a} (p_{возм} - p_{\infty}) \cdot \cos\phi \cdot \sin\theta \cdot dx}{\int_{0}^{2\pi} d\phi \int_{\theta_0}^{\theta_a} d\theta \int_{x_0}^{x_a} (p_{возм} - p_{\infty}) \cdot \cos\phi \cdot \cos\theta \cdot dx} ,$$

$$\mathrm{tg}\phi_{уа} = \frac{\int_{0}^{2\pi} d\phi \int_{\theta_0}^{\theta_a} d\theta \int_{x_0}^{x_a} (p_{возм} - p_{\infty}) \cdot \sin\phi \cdot \cos\theta \cdot dx}{\int_{0}^{2\pi} d\phi \int_{\theta_0}^{\theta_a} d\theta \int_{x_0}^{x_a} (p_{возм} - p_{\infty}) \cdot \cos\phi \cdot \cos\theta \cdot dx} .$$

Боковая и осевая составляющие управляющего усилия определяются соотношениями

$$P_{уа\,y} = \left|\vec{P}_{уа}\right| \cos\theta_{уа} \cos\phi_{уа} ,$$

$$P_{уа\,x} = \left|\vec{P}_{уа}\right| \sin\theta_{уа} \sin\phi_{уа} .$$

Вариант 2 ГСУВТ. Основным недостатком рассмотренного *варианта 1* является низкая экономичность процесса создания боковых сил в сопле ввиду несовершенства конструкции узла вдува как следствие большого угла охвата щели вдува ($\beta_{вд}$) и направления вдуваемого потока вдоль стенки сопла ($\alpha_{вд} < 0$). При оптимальном для турбины расходе выхлопного газа создаваемые в рассмотренном варианте 1 СУВТ боковые силы могут оказаться недостаточными для надежной стабилизации полета ступени. В связи с этим рассмотрен второй вариант усовершенствования системы вдува с другим распределением (по периметру сопла) вдуваемого турбинного газа, повышающим экономичность создания управляющего усилия.

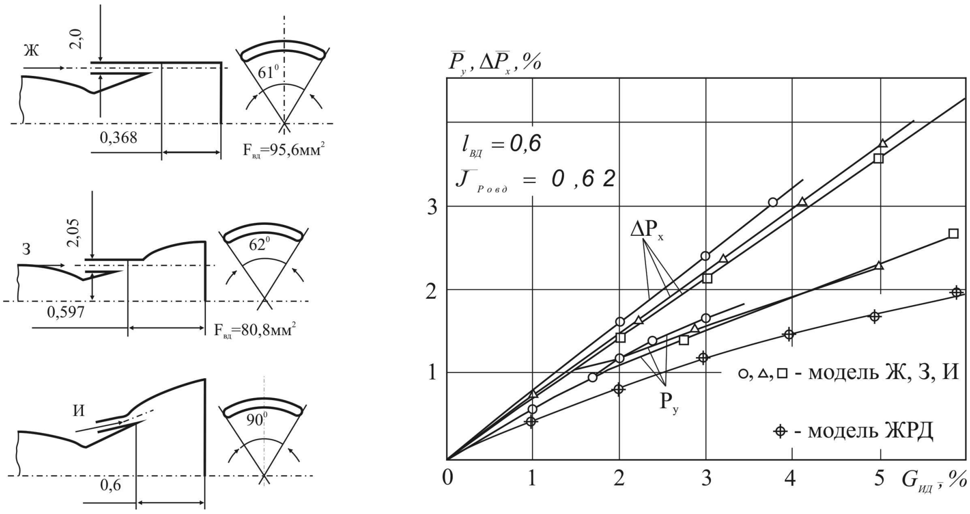
Кольцевой коллектор вдува разделяется на восемь секторов вдува с углом охвата сектора вдува в плоскости стабилизации $\beta_{вд} = 45^0$ (рис. 1, в)), либо $\beta_{вд} = 30^0$ (рис. 1, г)) в зависимости от возможного максимального расхода вдуваемого газа. Указанные секторы вдува располагаются в плоскостях управления вектором тяги («тангаж» и «рыскание») и соединены с газораспределителями. Четыре других сектора соединены газоводами с дополнительным газораспределителем. Все газораспределители соединены газоводами с выхлопным коллектором турбины.

Система вдува функционирует следующим образом. Когда управляющая сила не создается, все газораспределители нормально открыты и выхлопной газ распределяется равномерно во все узлы вдува. Для создания управляющих усилий в какой-либо плоскости стабилизации турбинный газ перераспределяется (основными газораспределителями) между диаметрально противоположными узлами вдува этой плоскости ($\beta_{вд} = 45^0$ (рис. 1, в)) $\beta_{вд} = 30^0$ (рис. 1, г)) в диапазоне от нуля до максимального значения (равного полному расходу по этому каналу). Для форсирования боковых сил может быть задействован дополнительный (форсажный) газораспределитель, направляющий вдуваемый газ в дополнительные секторы, симметрично расположенные относительно узла вдува с максимальным расходом газа. Снижение расхода на вдув происходит в обратной последовательности: вначале расход уменьшается дополнительным газораспределителем, а затем – основным. Газораспределение в плоскостях стабилизации осуществляется автономно.

Включение дополнительного газораспределителя для форсирования управляющего усилия может вызывать возмущение работы турбины и дополнительные потери удельного импульса двигателя. Анализ действующих на космическую ступень возмущений [4] показывает малую вероятность и кратковременность требуемых для парирования этих возмущений управляющих усилий, и влиянием работы форсажного газораспределителя на энергомассовые характеристики двигателя ступени, подобной 3-й ступени РН «Циклон-4», можно пренебречь.

Взаимодействие вдуваемого и основного потока газа в сопле отличается большим разнообразием характерных зон возмущения при разных расходах вдуваемого газа. Так, течение газа между узлами вдува подобно течению при отсутствии вдува через щель. При работе узлов вдува на форсированных режимах с перераспределением газа между диаметрально противоположными узлами расход газа в сектор щели может уменьшиться до нуля. При этом набегающий сверхзвуковой поток обтекает указанный сектор щели с «вогнутой поверхностью» вниз по потоку от щели вдува. Для расчета параметров течения в этих зонах могут применяться известные методы малых возмущений [6].

На рисунке 3, а) показаны схемы сопл со вдувом газа вдоль оси сопла (варианты Ж и З) и вдоль стенки сопла (вариант И). На рис. 3, б) приведены результаты [6] экспериментальных исследований характеристик подобных сопл при холодных продувках и при испытании ЖРД. Здесь $\bar{P}_y = \dfrac{P_y}{P_0}$ – относительное управляющее усилие при вдуве газа через щель (P_0 – импульс основного сопла); $\Delta\bar{P}_x = \dfrac{\Delta P_x}{P_0}$ – относительная осевая сила вдува (добавка к импульсу основного сопла); $l_{вд} = 0{,}6$ – расстояние узла вдува от среза сопла, $J_{P_{0вд}} = 0{,}62$ – удельный импульс вдуваемого газа – относятся к модели ЖРД. Эксперименты [6] показали небольшое преимущество варианта Ж при создании боковой и осевой силы. Эти результаты можно использовать при проектировании рассматриваемых ГСУВТ.



а) б)

Рис. 3

Рассмотренный вариант ГСУВТ обеспечивает стабилизацию движения ступени, однако имеет сложную компоновку и большие габариты газораспределительной системы выхлопного газа турбины.

Вариант 3 ГСУВТ. Более перспективным следует считать СУВТ, в которой упрощена газораспределительная система (см. ниже), а конструктивные параметры узлов вдува выбраны на основании имеющихся экспериментальных данных (рис. 4) [6]. Эксперименты показывают (рис. 4) существенное влияние углов $\alpha_{вд}$ (угол вдува) и $\beta_{вд}$ (угол охвата сектора щели вдува) на эффективность создания боковых сил (коэффициент $K_у$) и незначительное – на эффективность создания осевой силы (коэффициент $K_х$).

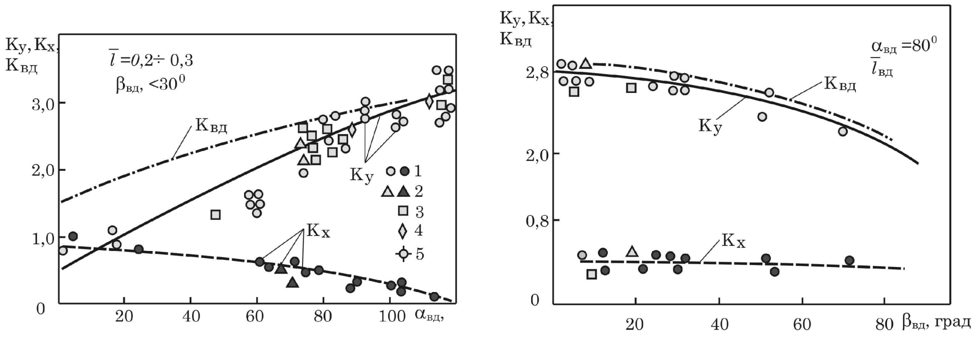
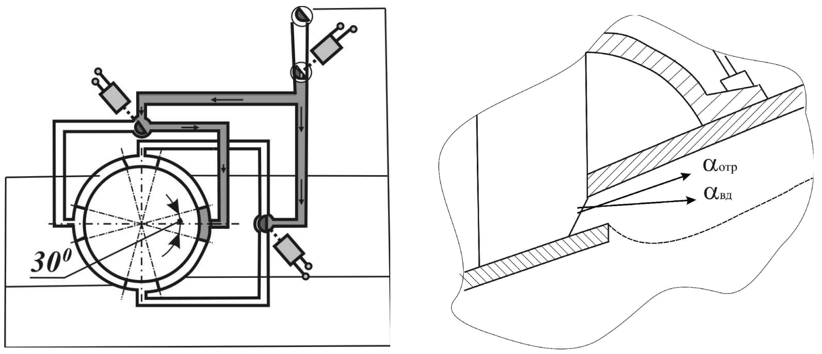


Рис. 4

В рассматриваемом варианте СУВТ из газораспределительной системы исключается дополнительный (форсажный) газораспределитель. Газовод подачи турбинного газа в нерабочие (не создающие управляющую силу) секторы щели вдува снабжен расходной шайбой (в верхней части рис. 5, а)), обеспечивающей подачу газа (по трубопроводам, изображенным на рис. 5, а) сплошными линиями) для теплозащиты стенки сопла двигателя. Рабочий узел вдува (управляющий ВТ) выполнен с углом охвата щели вдува $\beta_{вд} = 30^\circ$. Щель вдува в нерабочем состоянии (в режиме охлаждения сопла) обеспечивает угол вдуваемого потока относительно оси сопла $\alpha_{вд} < 0^\circ$ (вдуваемый поток направлен вдоль стенки сопла). В рабочем состоянии (в режиме создания управляющего усилия) – $\alpha_{вд} = 0^\circ$ (вдуваемый поток направлен по оси сопла) (рис. 5, б)). Это обеспечивает (как следует из рис. 3, 4) максимальную эффективность вдува (боковую P_y и осевую ΔP_x силы) и надежное охлаждение стенки сопла.



а) б)

Рис. 5

При проектировании подобных ГСУВТ можно использовать ниже приведенные соотношения (аппроксимирующие результаты холодных продувок подобных узлов вдува) для определения эффективности вдува через щель

$$K_у = 0{,}35\left(0{,}75 \div 1{,}3\alpha_{вд}\right)\left(2{,}2 + 4{,}8l_{вд} - 9l_{вд}^2\right)\left(1 - \beta_{вд}^2\right),$$

$$K_х = 0{,}65\left(1 - \alpha_{вд}\right)\left(1 + 4l_{вд}^2\right).$$

где $l_{вд}$ – относительное (к длине сверхзвуковой части сопла) расстояние сечения вдува от среза сопла (остальные обозначения приведены выше).

При условии определения с достаточной точностью осевой добавки к тяге камеры двигателя $\Delta P_{\text{х}}$ от расхода вдуваемого газа можно для оценки боковых сил, обусловленных вдувом, использовать коэффициент $K_{\text{у, х}}$, устанавливающий соотношение между боковой и осевой силами от вдува

$$P_{\text{у вд}} = K_{\text{у,х}} P_{\text{х вд}}.$$

Принимая в первом приближении осевую силу от вдува равной осевой добавке тяги, создаваемой одной четвертью сопла ($P_{\text{х вд}} = 0{,}25\Delta P_{\text{к}}$), а коэффициент $K_{\text{у, х}}$ – равным тангенсу полуугла конусности сопла в месте вдува газа ($\theta_{\text{с у}}$), получим из предыдущего выражения

$$P_{\text{у вд}} = P_{\text{х вд}} \operatorname{tg}\theta_{\text{с у}} = 0{,}25\Delta P_{\text{к}} \operatorname{tg}\theta_{\text{с у}}.$$

Оценки эффективности создания управляющих сил рассматриваемой ГСУВТ показывают, что при расходе вдуваемого газа $\dot{m}_{\text{вд}} \approx 0{,}06\dot{m}_{\text{к}}$ (где $\dot{m}_{\text{к}}$ – расход продуктов сгорания камеры двигателя) и осевой добавке тяги камеры (при $\alpha_{\text{вд}} = 0^{\circ}$), приближенно равной осевой тяге выхлопных сопел, система кольцевого вдува выхлопного турбинного газа может обеспечить регулирование ВТ в диапазоне не более $(0 \div 0{,}5)10^{-2} P_{\text{у}} / P_{\text{к}}^{\infty}$, где $P_{\text{к}}^{\infty}$ – тяга камеры двигателя в пустоте.

На данном этапе исследований эффективности ГСУВТ было принято: $\beta_{\text{вд}} = 30^{\circ}$, $\alpha_{\text{вд}} = 0$. Дальнейшее повышение эффективности может быть достигнуто совершенствованием конструкции узла вдува, в частности увеличением угла вдува ($\alpha_{\text{вд}} > 0$).

Выводы. Исследованы три *варианта* последовательного совершенствования системы вдува турбинного газа в сопло маршевого двигателя космической ступени ракеты с бифункциональной системой управления вектором тяги – комбинацией механической (МСУВТ – качанием двигателя) и газодинамической (ГСУВТ – вдувом турбинного газа в сопло двигателя) систем. Показаны преимущества каждого из вариантов при решении задач проектирования исполнительных органов управления вектором тяги, в частности: первый вариант не требует больших доработок существующих систем вдува турбинного газа в сопло, второй вариант позволяет форсировать управление вектором тяги, третий вариант упрощает систему газораспределения вдуваемого газа при форсировании управления. Любой из этих вариантов ГСУВТ в комбинации с МСУВТ позволяет расширить диапазон управляющих усилий, обеспечивает высокие динамические характеристики СУВТ в целом, повышает надежность работы СУВТ и уменьшает энергозатраты на управление космической ступенью ракеты, в частности при парировании в полете больших детерминированных возмущений.

Обоснованы (для применения в проектных оценках) *методы* расчета характеристик системы вдува турбинного газа в сопло двигателя для создания управляющего усилия в нем, в частности: метод, основанный на аналогии с течением в смещенном в поперечном направлении насадке; метод, основанный на аппроксимациях холодных продувок подобных сопл со вдувом; точный метод определения активной составляющей управляющего усилия посредством интегрирования поля возмущенного давления на стенке сопла двигателя.

1 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.
2 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.
3 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.
4 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.
5 *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.
6 *Коваленко Н. Д.* Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет / *Н. Д. Коваленко*. – Днепропетровск : ИТМ НАНУ и НКАУ, 2003. – 412 с.
7 *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.
8 Шестьдесят лет в ракетостроении и космонавтике / Под общей редакцией *А. В. Дегтярева*. – Днепропетровск : Арт-пресс, 2014. – 540 с.
9 *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.
10 *Игнатьев А. Д.* К вопросу определения параметров потока в несимметричных соплах Лаваля / *А. Д. Игнатьев, С. И. Мигур* // в кн. «Гидрогазодинамика и процессы тепломассообмена». – Киев : Наукова думка, 1984. – С. 63 – 71

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

Получено 10.06.2016,
в окончательном варианте 06.10.2016