

О ФОРМЕ УПРАВЛЯЮЩЕГО СТРУЙНОГО ПРЕПЯТСТВИЯ В СОПЛЕ ЖРД С КОЛЬЦЕВЫМ ВДУВОМ ВЫХЛОПНОГО ТУРБИННОГО ГАЗА

Предложены подход и методика расчета управляющего струйного препятствия сверхзвуковому потоку в сопле ЖРД с кольцевым вдувом выхлопного турбинного газа при впрыске в пристеночный слой окислительного компонента топлива через выдвигаемый в поток твердый интерцептор. Рассмотрены принципиальные схемы одноточечного и многоточечного управляющих воздействий интерцепторного устройства на сверхзвуковой поток сопла с целью регулирования его вектора тяги.

The approach and calculation procedure of control jet obstacle to a supersonic stream in a nozzle of the liquid-propellant rocket engine with ring blowing of the exhaust turbine gas at injection of a fuel oxidizing component to a wall layer through a rigid interceptor are proposed. Basic schemes of one- and multi-point control actions of the interceptor onto a supersonic stream of a nozzle with the purpose of its traction vector adjustment are considered.

Для регулирования вектора тяги ракетных двигателей большой интерес представляют газодинамические системы, основанные на выдвигении в сверхзвуковой поток твердого интерцептора с впрыском через него жидкого компонента топлива. Впрыск жидкости через интерцепторы и ее двойное использование, а именно, для тепловой защиты интерцептора и для создания боковых усилий, управляющих вектором тяги сопла, позволяет создать работоспособную конструкцию интерцептора, выполненного из широко применяемой конструкционной жаропрочной стали, и высокоэкономичную систему регулирования вектора тяги, обладающую высокими и стабильными динамическими и статическими характеристиками [1 – 3]. Особый интерес и преимущества имеют описанные системы впрыска при регулировании вектора тяги ЖРД со вдувом выхлопного турбинного газа в сверхзвуковую часть сопла.

Создаваемое интерцепторным узлом впрыска боковое усилие, управляющее вектором тяги, представляют [1] в виде двух составляющих: жидкоструйной и твердого интерцептора. Оптимальное соотношение вкладов каждой составляющей и рациональная организация процесса впрыска окислителя могут повысить энергомассовые и конструктивные характеристики системы регулирования вектора тяги [3]. Известные интерцепторные узлы впрыска, успешно прошедшие огневые испытания в камере ЖРД и описанные в [1, 4], создавали такие условия для распыла, испарения и сгорания жидкости, чтобы формировалось трехмерное управляющее препятствие максимальных размеров.

Рабочие процессы при впрыске жидкости через интерцепторы в пристеночный слой выхлопного турбинного газа и вся система регулирования вектора тяги [2, 3] имеют свои особенности и существенно отличаются от исследованных ранее. Исследование упомянутых особенностей по организации процессов в сопле и по определению параметров струйного интерцепторного устройства с впрыском окислительного компонента топлива являются целью настоящей работы.

Из общего анализа следует, что эффективность и параметры упомянутых составляющих интерцепторной системы впрыска в сильной степени зависят от энергомассовых эквивалентов двигательной установки и от величин среднетраекторных управляющих усилий [1 – 3, 5]. При малых среднетраекторных управляющих усилиях \bar{D}_0 на $\delta\delta$, характерных для двигателей верхних ступеней ракет, доля системы впрыска в создании максимальных управляющих усилий возрастает. Твердый интерцептор при этом выполняется малых размеров, следовательно, имеет небольшую массу конструкции интерцепто-

ра и его привода. Эквивалентная (суммарная) масса системы управления вектором тяги ЖРД с увеличением доли жидкостной составляющей в создании управляющих усилий возрастает сравнительно мало, так как рабочее тело расходуется, главным образом, на создание максимальных управляющих усилий, которые требуются кратковременно [5].

Особенностью процессов термогазодинамического регулирования вектора тяги ЖРД с кольцевым вдувом выхлопного турбинного газа (рис. 1) является то, что газовый поток камеры 1, истекающий из сопла 2, имеет двухслойную структуру за коллектором 3 кольцевого вдува отработанного на турбине 4 газа, вырабатываемого в газогенераторе 5, при этом в пристеночном слое газа ЗПС имеем по сравнению с основным потоком сопла 2 ОП большой избыток горючего компонента, в связи с чем для впрыскиваемого через интерцепторный узел 6 окислительного компонента топлива «О» резко улучшаются условия для химического взаимодействия его с набегающим потоком. В результате этого повышается эффективность создания жидкостной составляющей управляющего бокового усилия. Интерцептор 7, снабженный приводом 8, выполняется с минимальными размерами, достаточными для организации впрыска жидкости в сопло и для создания части среднетраекторного управляющего усилия. Первостепенной задачей интерцептора становится обеспечение формирования развитой области смешения впрыскиваемого окислителя с пристеночным слоем ЗПС генераторного газа ГГ.

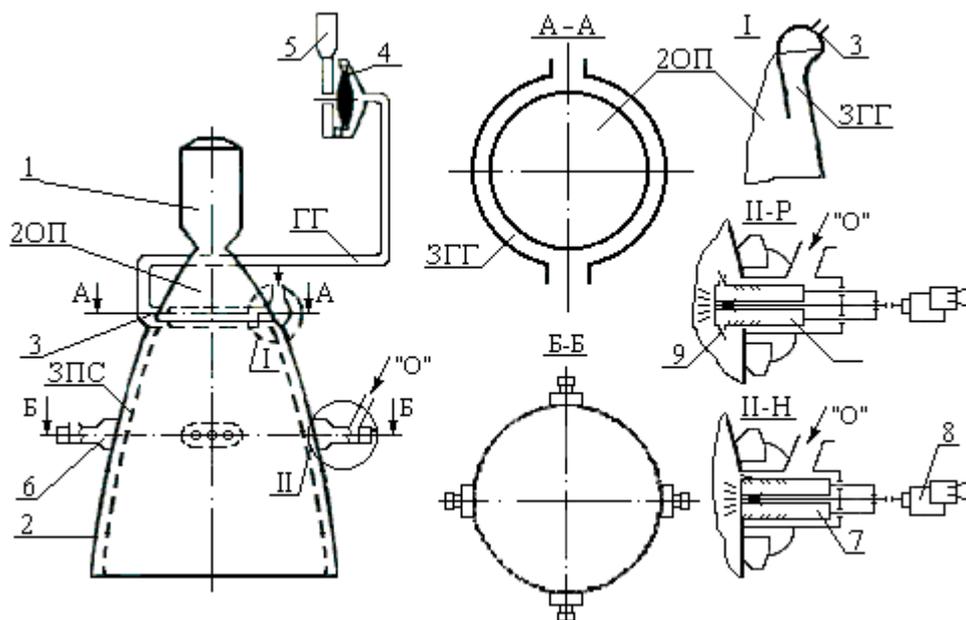


Рис. 1

Из этого следует, что высота интерцептора над обтекаемой поверхностью должна выбираться в пределах толщины пристеночного слоя, впрыск через интерцептор окислительного компонента топлива, процессы распыла, испарения и сгорания жидкости должны протекать в тонком пристеночном слое.

Для обеспечения такого режима взаимодействия двухслойного набегающего потока газа и вторичного потока жидкости «О» необходимо на форсунках 9 создать перепад давления, достаточный для проникновения жидкости в

поперечное сечение сопла. При этом для достижения большой глубины проникновения жидкости в поток оси боковых форсунок впрыска целесообразно направить под небольшим углом ($\alpha_{\text{вп}} < 15^\circ$) навстречу набегающему потоку [6]. Учитывая относительно малую долю бокового усилия, создаваемого твердым интерцептором, а также рекомендованные выше параметры впрыска жидкости, интерцептор целесообразно выполнять с двухпозиционным положением; нулевое П-Н – утоплен заподлицо в стенку; рабочее П-Р – максимально выдвинуто в поток (рис. 1). При этом достигается простота конструкции и функциональной схемы интерцепторного узла впрыска.

При описанном впрыске жидкости струйно-интерцепторное препятствие на пути набегающего сверхзвукового потока (рис. 2) имеет форму тела 10 сложной структуры и конфигурации, примыкающего вдоль сопла 2 к обтекаемой поверхности, полупроницаемого для набегающего потока. Конфигурация и размеры этого препятствия в меньшей мере зависят от размеров выдвигаемой части твердого интерцептора 7, а больше всего от боковых размеров δ_ϕ и протяженности $\hat{a}_{\text{под}}$ факела распыла впрыскиваемой жидкости (рис. 2 – I).

Передняя зона факела распыла жидкости ЗП вместе с твердым интерцептором 7 при одноточечной инъекции жидкости (рис. 2 – по А) практически непроницаема для набегающего потока. Последнему приходится обтекать эту зону подобно обтеканию твердого препятствия.

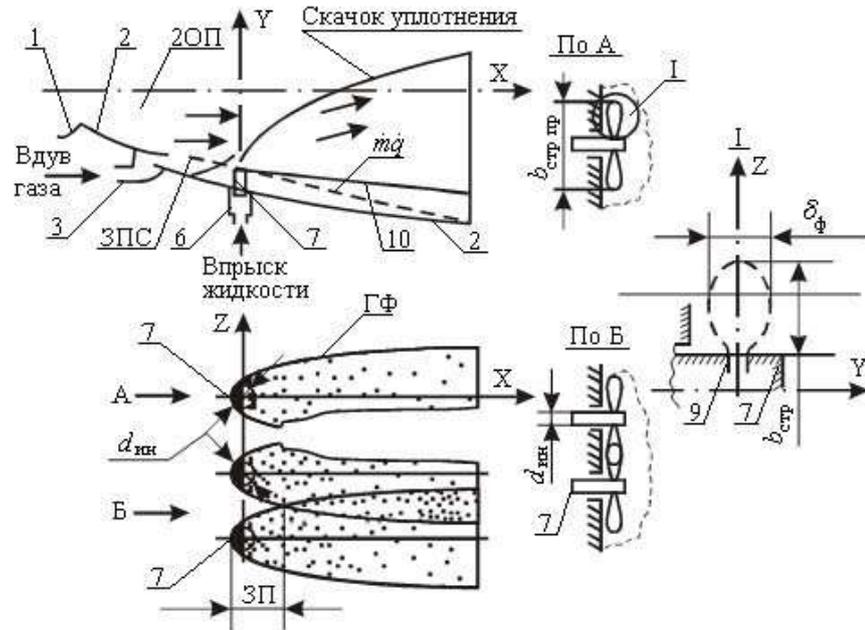


Рис. 2

За передней зоной факел распыла жидкости расширяется и может становиться полупроницаемым для набегающего потока; в этой области реализуется сложное течение двухфазного потока с интенсивным испарением и выгоранием впрыскиваемой жидкости. Скорость испарения и выгорания впрыскиваемой жидкости можно характеризовать мощностью источников массы и

тепла, расположенных в объеме неадиабатического течения за сечением впрыска вниз по потоку сопла. Следовательно, при боковом распыливании жидкости в пристеночном слое вдуваемого газа передняя зона факела и ниже по потоку зона массотеплоподвода в поперечном сечении могут быть представлены в форме прямоугольника, скругленного по бокам. По мере удаления от сечения впрыска форма прямоугольника размывается, размеры поперечного сечения и его газовая проницаемость зависят от изменения мощности источников массы \dot{m} и тепла \dot{q} . Для реальных условий (впрыск окислительного компонента топлива в поток высокотемпературного восстановительного газа) зону теплоподвода в продольном сечении сопла можно принять с максимальной мощностью источников в области впрыска жидкости и снижающейся до нуля у среза сопла.

При одноточечном впрыске жидкости через круглый интерцептор диаметром d_{ei} ширина струйного препятствия $\hat{a}_{\text{h}\ddot{o}\ddot{o}\text{ i}\ddot{o}}$ (рис. 2 – по А) определяется глубиной бокового проникновения струи $\hat{a}_{\text{h}\ddot{o}\ddot{o}}$, так что

$$\hat{a}_{\text{h}\ddot{o}\ddot{o}\text{ i}\ddot{o}} = 2\hat{a}_{\text{h}\ddot{o}\ddot{o}} + d_{\text{ei}}.$$

Пренебрегая влиянием стенки сопла на параметры взаимодействия струи с набегающим потоком, величину $\hat{a}_{\text{h}\ddot{o}\ddot{o}}$ можно определить, используя уравнение, полученное в [7] для глубины проникновения боковой струи в свободное пространство над поверхностью, обтекаемой сверхзвуковым потоком

$$\hat{a}_{\text{h}\ddot{o}\ddot{o}} = D_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{i}}} M_{\infty}^{0,25} \bar{q}_{\text{ж}}^{0,625} = (D_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{i}}} / M_{\infty}) (\rho_{\text{o}\hat{\text{a}}\ddot{\text{i}}} / \rho_{\infty})^{0,625},$$

здесь $D_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{i}}}$ – диаметр отверстия впрыска, $\bar{q}_{\text{ж}}$ и $\rho_{\text{o}\hat{\text{a}}\ddot{\text{i}}}$ – относительный скоростной напор и давление впрыскиваемой жидкости, l_{∞} , $\check{\delta}_{\infty}$ – число Маха и статическое давление набегающего потока.

Высоту твердого интерцептора $h_{\text{ei}\ddot{o}}$ можно принять равной толщине слоя выхлопного газа $\delta_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{u}}\ddot{o}\ddot{\text{a}}}$, зависящей от соотношения расходов и параметров основного и вдуваемого потоков в месте впрыска жидкости

$$h_{\text{ei}\ddot{o}} = \delta_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{u}}\ddot{o}\ddot{\text{a}}} \approx \frac{D_{\hat{\text{n}}} \check{\delta}_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{a}}} \rho_{\infty} W_{\infty}}{4 \check{\delta}_{\infty} \rho_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{a}}} W_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{a}}}},$$

здесь $\dot{m}_{\text{вд}}$ и \dot{m}_{∞} – расходы вдуваемого и основного потоков через сопло; $\rho_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{a}}}$, $W_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{a}}}$, ρ_{∞} , W_{∞} – плотности и скорости вдуваемого и основного потока сопла в сечении сопла с диаметром $D_{\text{с}}$, в котором выполнялся впрыск жидкости.

Поперечные размеры факела распыла единичной струи жидкости по высоте $\delta_{\ddot{o}}$ интерцепторного препятствия определяются динамикой разрушения струи и распыливания жидкости, в данном случае для расчетных оценок используется эмпирическая зависимость, полученная в [7],

$$\delta_{\ddot{o}} \approx 2,7 D_{\hat{\text{a}}\ddot{\text{i}}} (\check{\delta}_{\text{o}\hat{\text{a}}\ddot{\text{i}}} / \check{\delta}_{\infty})^{0,133}.$$

Остается определить место расположения инжектирующего отверстия на выступающей части твердого интерцептора. Следует заметить, что при вдуве

газа через аналогичный интерцептор навстречу набегающему потоку рекомендуется [8] инжектирующие отверстия располагать ближе к обтекаемой поверхности, при этом создаются большая отрывная область и большие боковые силы, управляющие вектором тяги. В рассматриваемом случае впрыска жидкости картина взаимодействия потоков существенно отличается от упомянутой в [8], поэтому рекомендации могут быть приняты только для впрыска в переднюю отрывную область.

Для расположения форсунок впрыска на боковой поверхности интерцептора необходимо определить оптимальное сочетание параметров $h_{\text{e}\hat{\text{i}}\hat{\text{o}}}$, $\delta_{\hat{\text{o}}}$, $\delta_{\hat{\text{a}}\hat{\text{u}}\hat{\text{o}}\hat{\text{a}}}$, $\hat{\text{a}}_{\hat{\text{n}}\hat{\text{o}}\hat{\text{d}}}$, $D_{\hat{\text{a}}\hat{\text{i}}}$ с учетом количества $n_{\hat{\text{i}}\hat{\text{o}}\hat{\text{a}}}$ отверстий впрыска. Если $\delta_{\hat{\text{o}}} \geq h_{\text{e}\hat{\text{i}}\hat{\text{o}}} = \delta_{\hat{\text{a}}\hat{\text{u}}\hat{\text{o}}\hat{\text{a}}}$, то отверстия впрыска следует выполнять на удалении от стенки сопла, равном

$$h_{\hat{\text{i}}\hat{\text{o}}\hat{\text{a}}\hat{\text{e}}\hat{\text{i}}\hat{\text{o}}} = 0,5\delta_{\hat{\text{o}}} = 1,35D_{\hat{\text{a}}\hat{\text{i}}}\left(\hat{\text{d}}_{\hat{\text{a}}\hat{\text{i}}}/\hat{\text{d}}_{\infty}\right)^{0,133};$$

если $h_{\text{e}\hat{\text{i}}\hat{\text{o}}} = \delta_{\hat{\text{a}}\hat{\text{u}}\hat{\text{o}}\hat{\text{a}}} \approx 2\delta_{\hat{\text{o}}}$, то целесообразно выполнять по высоте интерцептора два ряда отверстий впрыска и т.д.

Протяженность $\hat{\text{a}}_{\hat{\text{n}}\hat{\text{o}}\hat{\text{d}}}$ и поперечные размеры $\delta_{\hat{\text{o}}}$ факела распыла жидкости зависят от угла наклона $\alpha_{\hat{\text{a}}\hat{\text{i}}\hat{\text{e}}\hat{\text{i}}}$ отверстий впрыска к вектору скорости набегающего потока, слияние которого можно учесть коэффициентом $\hat{E}(\alpha)$, тогда

$$\hat{\text{a}}_{\hat{\text{n}}\hat{\text{o}}\hat{\text{d}}\alpha} = (D_{\hat{\text{a}}\hat{\text{i}}}/l_{\infty})\left(\hat{\text{d}}_{\hat{\text{a}}\hat{\text{i}}}/\hat{\text{d}}_{\infty}\right)^{0,625}[1 + K(\alpha)],$$

$$\delta_{\hat{\text{o}}} = 2,7D_{\hat{\text{a}}\hat{\text{i}}}\left(\hat{\text{d}}_{\hat{\text{a}}\hat{\text{i}}}/\hat{\text{d}}_{\infty}\right)^{0,133}[1 + K(\alpha)].$$

Для увеличения протяженности и ширины факела распыла единичной струи боковые отверстия впрыска в данном случае следует выполнять под небольшим углом ($\alpha_{\hat{\text{a}}\hat{\text{i}}\hat{\text{e}}\hat{\text{i}}\hat{\text{o}}} \leq 15^{\circ}$) навстречу набегающему потоку [8, 9]. Величина $K(\alpha)$ определяется экспериментально и в первом приближении оценивается равной $\sim 0,05$.

В реальных конструкциях газодинамических систем регулирования вектора тяги применяют многоточечную инжекцию в сопло газа или жидкости, т.е. в каждой четверти сопла устанавливают в секторе сопла $\beta_{\hat{\text{a}}\hat{\text{i}}} < 30^{\circ}$ несколько инжекторов ($n_{\hat{\text{e}}\hat{\text{i}}\hat{\text{e}}} = 2, 3, 4, \dots$). Тогда протяженность лобового струйного препятствия при впрыске окислителя в пристеночный слой сопла ЖРД будет равна

$$\hat{\text{a}}_{\hat{\text{n}}\hat{\text{o}}\hat{\text{d}}\hat{\text{i}}\hat{\text{o}}}^{\text{n}} = 2[(n_{\hat{\text{e}}\hat{\text{i}}\hat{\text{e}}} - 1)K_{Z\hat{\text{n}}\hat{\text{o}}\hat{\text{d}}} + 1]\hat{\text{a}}_{\hat{\text{n}}\hat{\text{o}}\hat{\text{d}}} + n_{\hat{\text{e}}\hat{\text{i}}\hat{\text{e}}}d_{\hat{\text{o}}} \approx n_{\hat{\text{e}}\hat{\text{i}}\hat{\text{e}}}(2K_{Z\hat{\text{n}}\hat{\text{o}}\hat{\text{d}}}\hat{\text{a}}_{\hat{\text{n}}\hat{\text{o}}\hat{\text{d}}} + d_{\hat{\text{o}}}),$$

где $K_{Z\hat{\text{n}}\hat{\text{o}}\hat{\text{d}}}$ – коэффициент совмещения факелов распыливания впрыскиваемых струй.

Известно, что в процессе проникновения боковой струи в набегающий сверхзвуковой поток образуется факел распыливания жидкости с неравномерной концентрацией газа по длине и в поперечном сечении факела [10 – 12]. Граничная линия факела распыла жидкости ГФ по длине факела (координата X) описывается в [10] логарифмической зависимостью (рис. 2 – линия ГФ), в других работах – кривой, близкой к параболе, в частности в [11] предложено

$$Z / D_{\text{âi}} = 3,7 \bar{q}_{\text{æ}}^{0,414} X^{0,230} .$$

Форму струйного факела распыла в поперечном сечении представляют [11, 12] в виде эллипса, усеченного со стороны обтекаемой поверхности с большей вертикальной осью. Из анализа физической картины процессов и экспериментальных данных [10 – 12] форму упомянутого эллипса в сечении $X = h_{\text{âi}}$ можно записать уравнением

$$\frac{(Z - 0,5h_{\text{âi}})^2}{(0,5h_{\text{âi}})^2} + \frac{O^2}{D_{\text{âi}}^2} = 1 .$$

Конфигурация и структура струйного препятствия при многоточечной инъекции показаны на рисунке 2 – вид по Б. Известно, что граничную линию факела распыла жидкости формируют крупные капли, однако решетка движущихся крупных капель наиболее прозрачна для набегающего потока. Учитывая это, а также то, что с лобовой поверхности инжектора подается некоторый расход жидкости, необходимый для теплозащиты интерцептора, можно считать, что на периферии факела распыла жидкости концентрация газа будет намного большей, чем в ядре факела. С этих позиций целесообразно несколько выровнять концентрацию газа по сечению зоны массотеплоподвода путем совмещения периферийных зон соседних факелов распыла жидкости. Из анализа профилей концентрации капель по длине факела распыла боковых струй жидкости [11, 12] следует, что расстояние между двумя соседними интерцепторами целесообразно сократить на (10-15) %, т.е. коэффициент $K_{Z \text{ пòд}} \approx (0,85 \div 0,9)$. В этом случае (20-30) % длины встречных факелов будут совмещены. Конкретные значения коэффициента $K_{Z \text{ пòд}}$ определяются из конструктивных условий размещения интерцепторных устройств впрыска при угле сектора впрыска $\beta_{\text{âi}} < 30^\circ$. Высота струйного препятствия мало зависит от количества инжекторов и может определяться с использованием соотношений, полученных для одноточечной инъекции.

Выводы. Описанный подход и методика расчета являются основой расчетно-методической базы для исследований по выбору принципиальных схем и расчета геометрических параметров управляющего струйного препятствия в сопле ЖРД, возникающего при интерцепторном впрыске окислительного компонента топлива в пристеночный слой вдуваемого восстановительного газа. Показано, что в отличие от конструкции известных интерцепторных систем впрыска, для управления вектором тяги ЖРД с кольцевым вдувом выхлопного турбинного газа в сверхзвуковую часть сопла следует применять многоточечные интерцепторные устройства, обеспечивающие максимальное проникновение впрыскиваемого компонента топлива в боковые стороны. В результате анализа и обобщения многочисленных экспериментальных данных предложены зависимости геометрических параметров создаваемого струйно-интерцепторного препятствия от параметров инжектирующих устройств и параметров двухфазного газового потока сопла, приемлемые для инженерных расчетов на этапе проектирования систем регулирования вектора тяги ЖРД.

1. Коваленко Н.Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет. – Днепропетровск: Институт технической механики НАНУ и НКАУ, 2003. – 412 с.
2. Коваленко Н.Д., Стрельников Г.А., Коваленко Г.Н. Некоторые принципиальные схемы систем термодинамического регулирования вектора тяги жидкостных ракетных двигателей // Техническая механика. – 2003. – № 2. – С.33 – 40.
3. Патент Украины на винахід № 71862. Рідинна ракетна двигунна установка щільного компонування з регулюванням вектором тяги / Коваленко М.Д., Стрельников Г.О., Коваленко Г.М. – Рішення 15.05.2006 за заявою № 20031213350 від 31.12.2003 р. – Бюл. 5, 2006.
4. Коваленко Н.Д., Харитонон В.В. Исследование интерцепторов с впрыском жидкости в сверхзвуковой поток // Прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов. – 1986. – С.150 – 153.
5. Коваленко Г.Н. О формировании диаграмм управляющих усилий для управления полетом баллистических ракет и ракет-носителей // Вестник ДНУ. Ракетно-космическая техника. – 2006. – № 7. – С.45 – 53.
6. Коваленко, Г.Н., Сироткина Н.П. Гидродинамика боковых струй, управляющих сверхзвуковым потоком // Проблемы высокотемпературной техники. – Днепропетровск: ДНУ. – 2007. – С.54 – 60.
7. Колтин, Хорн, Райхенбах. Исследование проникновения струи жидкости, впрыскиваемой в сверхзвуковой поток. // Ракетная техника и космонавтика. – 1968. – № 5. – С.101 – 108.
8. Коваленко Н.Д., Стрельников Г.А., Коваленко Г.Н. Взаимодействие сверхзвукового потока в сопле Лаваля с цилиндрическим препятствием на стенке и инжектируемым через него газом // Техническая механика. – 2002. – № 2. – С.71 – 77.
9. Джоши, Шец. Влияние формы инжекционного отверстия на глубину и ширину проникновения струи жидкости в поток газа // Ракетная техника и космонавтика. – 1975. – № 9. – С.12 – 14.
10. Прудников А.Г., Волынский А.С., Сагалович В.Н. Процессы смесеобразования и горения в воздушно-реактивных двигателях. – М.: Машиностроение, 1971. – 356 с.
11. Шайхутдинов З.Г., Клеванский В.М. Распространение и смешение жидкости, впрыскиваемой в сверхзвуковой сносящий поток // ИВУЗ. Авиац. техника. – 1976. – № 1. – С.99 – 108.
12. Шерман, Шец. Распад жидких пленок и струй в сверхзвуковом потоке газа // Ракетная техника и космонавтика. – 1971. – № 4. – С.154 – 163.

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск

Получено 12.03.08,
в окончательном варианте 07.04.08