

## О БОКОВЫХ СИЛАХ, УПРАВЛЯЮЩИХ ВЕКТОРОМ ТЯГИ, И ТЕПЛОМ В РЕЖИМЕ В СОПЛЕ КАМЕРЫ ЖРД ПРИ НЕСИММЕТРИЧНОМ КОЛЬЦЕВОМ ВДУВЕ ВЫХЛОПНОГО ГАЗА ТУРБИНЫ В СВЕРХЗВУКОВУЮ ЧАСТЬ СОПЛА

Рассмотрены некоторые конструктивно-компоновочные схемы устройств кольцевого вдува выхлопного газа турбины в сверхзвуковую часть сопла большой степени расширения с позиций оценки потенциальных возможностей использования их для регулирования вектора тяги и обеспечения надежности работы при многократных запусках.

Розглянуті деякі конструктивно-компоновальні схеми пристроїв кільцевого вдува вихлопного газу турбіни в надзвукову частину сопла великого ступеня розширення з позицій оцінки потенційних можливостей використання їх для регулювання вектора тяги і забезпечення надійності роботи при багаторазових запусках.

Some structural-arrangement charts of devices of circular insufflations exhaust gas of turbine in supersonic part of nozzle of large degree of expansion from positions of estimation of potential possibilities of the use of them for adjusting of vector of traction and providing of reliability of work at the frequent starts are considered.

**Введение.** Для улучшения габаритных и энергомассовых характеристик в двигателях верхних ступеней ракет применяют неохлаждаемый насадок сопла и кольцевой вдув выхлопного газа турбины в сверхзвуковую часть сопла [1 – 3]. Кольцевой вдув выполняется по направлению движущегося основного потока так, чтобы обеспечивалась теплозащита неохлаждаемого насадка сопла и возникали наименьшие возмущения в основном потоке. Результаты дальнейших исследований, в частности [3 – 6], показали, что сохранив функции теплозащиты стенки неохлаждаемого насадка, вдуваемый газ может быть эффективно использован для задач регулирования вектора тяги (ВТ) двигателя.

Исследования боковых сил, генерируемых в сверхзвуковой части сопла камеры жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) при случайном или преднамеренном несимметричном вдуве выхлопного газа турбины, актуальны для решения следующих задач:

- 1) определения эксцентриситета вектора тяги камеры с кольцевым нерегулируемым вдувом выхлопного газа, возникающего при технологической несимметричности расхода газа по кольцевому каналу вдува;
- 2) стабилизации вектора тяги камеры путем регулирования в узком диапазоне распределенного по четвертям расхода вдуваемого выхлопного газа;
- 3) создания кренового управляющего момента для управления ориентацией летательного аппарата (ЛА) путем тангенциального вдува газа через две (или четыре) секции сопла с закруткой в двух противоположных направлениях.

Для решения упомянутых задач разрабатываются специализированные системы кольцевого вдува выхлопного газа турбины, обладающие разными потенциальными возможностями и характеристиками режимов работы.

**Целью** данной работы является оценка потенциальных возможностей использования выхлопного турбинного газа, вдуваемого в сверхзвуковую часть сопла большой степени расширения, для решения задач стабилизации или регулирования вектора тяги двигателя, а также оценка тепловых режимов и работоспособности элементов конструкции соплового блока камеры ЖРД.

**Случайный или преднамеренно создаваемый эксцентриситет вектора тяги.** Задача оценки эксцентриситета вектора тяги сопла камеры решается для системы с нерегулируемым кольцевым вдувом газа. Для обеспечения симметричности давления газа перед кольцевой щелью вдува выхлопной газ подводят к кольцевому коллектору вдува с двух диаметрально противоположных сторон [3 – 6] или коллектор вдува выполняют профилированным, то есть с переменным диаметром проходного сечения [1].

Взаимодействие набегающего невозмущенного основного потока сопла с несимметричной кольцевой струей вдуваемого газа в первом приближении можно представить в виде обтекания насадка сопла с поперечным сдвигом оси оболочки насадка. При такой постановке для решения задачи можно использовать известные точные и приближенные методы расчета боковых сил и моментов сил, возникающих в сопле при смещении и перекосе выходной части раструба сопла, о некоторых из них сообщается в [7]. Упомянутые методы могут быть модифицированы для решения задачи о боковой силе и моменте сил, возникающих при преднамеренном несимметричном кольцевом вдуве газа с целью стабилизации или регулирования ВТ камеры.

Боковые  $P_y$  и осевые  $P_x$  силы определяются путем интегрирования возмущений давления  $\bar{p}' = (p - p_\infty) / p_\infty$  на противоположных стенках сопла при возникновении разнорасходности вдуваемого газа

$$P_y = \iint_{S_{вз}} \bar{p}' p_\infty \cos \theta_c dS_{вз}, \quad P_x = \iint_{S_{вс}} \bar{p}' p_\infty \sin \theta_c dS_{вс}, \quad (1)$$

где  $p_\infty$  и  $p$  – давление невозмущенного и возмущенного потоков в сопле,  $\theta_c$  и  $S_{вз}$  – полуугол конусности и площадь поверхности сопла в области возмущенного течения.

Возникающий управляющий момент  $M_{упр}$  относительно шарнира, расположенного в критическом сечении сопла, равен

$$M_{упр} = P_y (1 - 0,5 \bar{l}_{вд}) L_c + P_x D_{с вд} / 2, \quad (2)$$

где  $\bar{l}_{вд} = l_{вд} / L_c$  – расстояние узла вдува  $l_{вд}$  от среза сопла, отнесенное к длине  $L_c$  сверхзвуковой части сопла,  $D_{с вд}$  – диаметр сопла в месте вдува.

Для оценки боковых и осевых сил при преднамеренном несимметричном кольцевом вдуве газа с целью регулирования ВТ двигателя можно использовать экспериментальные данные о продувках моделей сопел [8], а также полуэмпирические зависимости, полученные в ряде работ путем обобщения экспериментальных данных, например полученные в [7], согласно которым величины боковых  $P_y$  и осевых  $P_x$  сил, создаваемые вдуваемым газом с расходом  $\dot{m}_{вд}$ , пропорциональны энергосодержанию вдуваемого газа  $I_{р вд}$  и коэффициентам газодинамической эффективности  $K_y, K_x$  взаимодействия его с набегающим потоком

$$P_y = \dot{m}_{вд} I_{р вд} K_y, \quad P_x = \dot{m}_{вд} I_{р вд} K_x. \quad (3)$$

Импульс давления  $I_{р вд}$  зависит от газовой постоянной  $R_{вд}$ , показателя политропы  $\chi_{вд}$  и температуры ( $T_{вд}$ ) вдуваемого газа

$$I_{р вд} = \frac{\sqrt{R_{вд} T_{овд}}}{A_{п}}; \quad A_{п} = \sqrt{\chi g} \left( \frac{2}{\chi + 1} \right)^{\frac{\chi + 1}{2(\chi - 1)}}. \quad (4)$$

Для коэффициентов боковых  $K_y$  и осевых  $K_x$  сил, зависящих от конструктивных и режимных параметров системы вдува, а именно: расположения отверстий вдува по длине сопла –  $\bar{l}_{вд}$ , угла вдува –  $\alpha_{вд}$ , угла сектора вдува –  $\beta_{вд}$ , величины расхода вдуваемого газа  $\dot{m}_{вд}$  в [7] получены следующие эмпирические уравнения:

$$K_y = 0,35 (0,75 + 1,3\alpha_{вд})(2,2 + 4,8\bar{l}_{вд} - 9\bar{l}_{вд}^2)(1 - 0,05\beta_{вд}^2), \quad (5)$$

$$K_x = 0,65 (1 - 0,4\alpha_{вд})(1 + 4\bar{l}_{вд}^2). \quad (6)$$

В ряде случаев, когда удается с достаточной точностью определить осевую добавку тяги камеры двигателя  $\Delta P_k$  от расхода вдуваемого газа, можно для оценки сил вдува использовать коэффициент  $K_{y, x}$ , устанавливающий соотношение между боковой и осевой силами вдува

$$K_{y, x} = P_{y вд} / P_{x вд}. \quad (7)$$

Принимая в первом приближении осевую силу вдува, равной осевой добавке тяги, создаваемой одной четвертью сопла, т.е.  $P_{x вд} = 0,25\Delta P_k$ , а коэффициент  $K_{y, x}$ , равным тангенсу полуугла конусности  $\theta_{c y}$  сопла в месте вдува газа, получим:

$$P_{y вд} = P_{x вд} \operatorname{tg}(\theta_{c y}) = 0,25 \Delta P_k \operatorname{tg}(\theta_{c y}). \quad (8)$$

На рисунке 1 показаны схемы моделей сопел с узлами вдува (а), а также экспериментальные зависимости относительных боковых сил  $\bar{P}_y = P_y / P_k$  от расхода вдуваемого газа  $\dot{m}_{вд} = \dot{m}_{вд} / \dot{m}_k$  ( $\dot{m}_k$  – суммарный расход компонентов топлива через камеру сгорания), заимствованные из [8] и приведенные к условиям, характерным для вдува выхлопного газа турбины в сверхзвуковую часть сопла (б).

Результаты оценок по уравнениям (3) и (8) существенно не отличаются и удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными, представленными на рисунке 1.

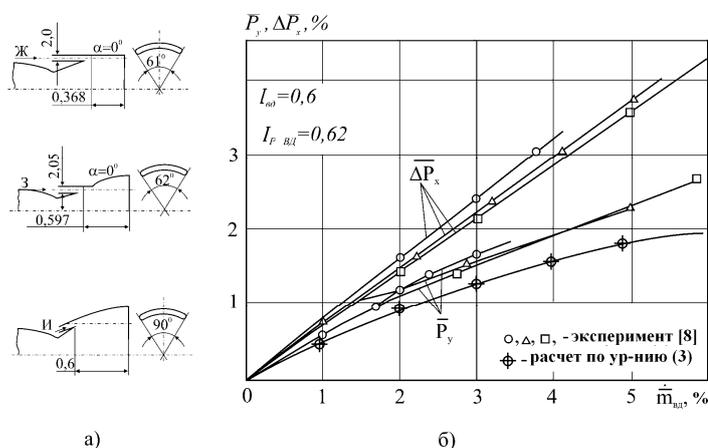


Рис. 1

Расчетные оценки выполнены применительно к ЖРД типа РД 861К, работающему на высококипящих компонентах топлива с тягой в пустоте  $P^\infty \approx 80$  кН, давление в камере сгорания  $p_k \approx 8825$  кПа, давление на срезе сопла  $p_a \approx 3$  кПа,

температура торможения и импульс давления продуктов сгорания в камере соответственно равны  $T_{\text{тсг}} \approx 3000 \text{ К}$  и  $I_{p_0} \approx 1600 \text{ м/с}$ .

Конструктивная схема и геометрические параметры сопла и узла кольцевого вдува выхлопного газа турбины показаны на рисунке 2.

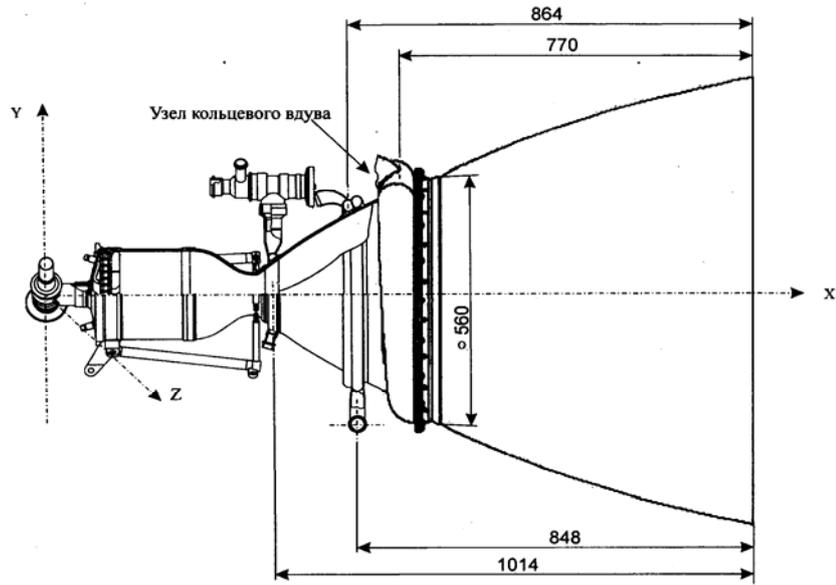


Рис. 2

При расходе  $\dot{m}_{\text{вд}} \approx 0,06$  получено, что система кольцевого вдува выхлопного турбинного газа может обеспечить регулирование вектора тяги в диапазоне не более  $\bar{P}_{\text{уупр}} = P_{\text{уупр}} / P_{\text{к}}^{\infty} = (0 \div 0,5) 10^{-2}$ , эксцентриситет  $\bar{P}_{\text{уэк}}$  вектора тяги двигателя при нерегулируемой системе кольцевого вдува при высокой точности изготовления кольцевой щели и коллектора вдува составит не более  $0,3 \cdot 10^{-3}$ . Боковые  $P_{\text{у вд}}$  и осевые  $P_{\text{х вд}}$  силы согласно экспериментальным данным и результатам расчета мало зависят от угла вдува  $\alpha_{\text{вд}}$  в диапазоне углов по направлению обтекаемой поверхности и по оси сопла.

**Управляющий креновый момент.** Момент крена, создаваемый тангенциальным вдувом выхлопного газа в плоскости ZOY относительно оси X, при разделении газа на две части, создающие закрутку потоков в противоположные стороны [5], можно определить, используя уравнение, предложенное в [4]:

$$M_{\text{кр}} = \xi_{\text{кр}} \Delta \dot{m}_{\text{вд}} P_{\text{уд вд}}^{\text{реак}} L_{\text{кр}} \cos \alpha_{\text{вд}}, \quad (9)$$

где  $\Delta \dot{m}_{\text{вд}} = \dot{m}_{\text{вд}1} - \dot{m}_{\text{вд}2}$  – разность расходов вдуваемого выхлопного газа в коллекторы вдува, которые закручивают потоки вдуваемого газа в противоположные стороны;  $P_{\text{уд вд}}^{\text{реак}}$  – удельный импульс реактивной силы струи, истекающей из сопел вдува (окон решетки);  $L_{\text{кр}} = r_{\text{вд}} \sin \beta_{\text{кр}}$  – приведенное плечо приложения импульса тяги сопел вдува (окон решетки) в плоскости ZOY с учетом влияния косых срезов сопел вдува;  $r_{\text{вд}}$  – радиус основного сопла в месте вдува;  $\beta_{\text{кр}}$  – угол между осью сопел вдува (осью окон решетки) и плоскостью, про-

ходящей через ось сопла двигателя, то есть угол тангенциальной закрутки потока на выходе из щели вдува;  $\alpha_{вд}$  – угол вдува газа, то есть угол между осью сопел вдува в проекции на продольную плоскость сопла и осью сопла двигателя;  $\xi_{кр}$  – коэффициент, учитывающий потери реактивной силы сопел вдува за счет вязкого взаимодействия вдуваемой струи с основным потоком, за счет косых срезов сопел вдува и других неучтенных факторов.

Рассчитанный по формуле (9) при  $\xi_{кр} = 1,0$  креновый момент хорошо согласуется с экспериментальными данными, полученными при летных испытаниях системы вдува двигателя ЗД65 в составе ракеты ЗМ65. Упомянутая система вдува содержит восемь нерадиальных сопел вдува (по два в каждой плоскости управления полетом ракеты), четыре из которых создают вращающий момент в одну сторону, а остальные в другую; угол между осью сопла вдува и радиусом сопла камеры составляет  $\sim 10^\circ$ . При такой нерадиальности направляющих ребер решетки кольцевой щели вдува следует ожидать, что коэффициент  $\xi_{кр}$  будет меньше единицы. Расчетные оценки показали, что при кольцевом вдуве газа через щель с тангенциальными направляющими коэффициент  $\xi_{кр}$  для ориентировочных расчетов можно принять равным (0,6 – 0,7) в диапазоне углов  $\beta_{кр.} = (10^\circ - 15^\circ)$ .

**Тепловой режим элементов конструкции сопла с кольцевым вдувом выхлопного газа турбины.** К одной из важнейших задач при разработке описанной выше системы кольцевого вдува газа в сопло с неохлажденным насадком относится обеспечение прочности и целостности элементов конструкции узла вдува и неохлаждаемой части сопла при действии на них реальных нестационарных тепловых нагрузок.

Исследованию теплового режима конструкций сложной геометрической формы, выполненных с элементами оболочек вращения с существенно изменяющимися по длине диаметром и переменной толщиной, работающих в условиях нестационарного существенно неравномерного по длине интенсивного теплоподвода посвящен ряд работ, в частности [9 – 12]. К таким элементам конструкции относятся кольцевой коллектор вдува газа с неохлаждаемой выходной частью сопла. Тепловой режим соплового блока описывается нелинейным уравнением двумерной нестационарной теплопроводности

$$c(T)\rho \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{r\partial} \left[ \lambda(T) \frac{\partial T}{\partial r} \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \lambda(T) \frac{\partial T}{\partial x} \right], \quad (10)$$

где  $r$  – радиус;  $x$  – продольная координата;  $c$  – теплоемкость,  $\rho$  – плотность,  $\lambda$  – теплопроводность. Уравнение (10) дополняется краевыми условиями и решается известными методами (элементарного баланса, конечных элементов, граничных конечных элементов) [10 – 12].

Известны некоторые экспериментальные данные о тепловом режиме охлаждаемого и неохлаждаемого насадка сопла при кольцевом вдуве генераторного газа, полученные при огневых испытаниях серийной камеры ЖРД с экспериментальными насадками выходного раструба и кольцевым вдувом газа при разных расходах газа и разных углах вдува (в частности описанных в [2]).

Из результатов расчетных и экспериментальных исследований известно, что время выхода на установившийся тепловой режим всей конструкции соизмеримо со временем непрерывной работы камеры, равно  $\tau \geq 60$  с. При этом отдельные элементы, в том числе неохлаждаемый насадок, выходят на установившийся

ся тепловой режим в первые секунды работы двигателя. Особенности конструктивного выполнения и условий теплового нагружения соплового блока с узлом вдува способствуют возникновению в них значительных градиентов температуры по кольцевому коллектору и вдоль оси, что приводит к интенсивному распространению тепла от элементов огневой стенки к наружным в поперечном и продольном направлениях. Возникает большая неравномерность распределения температуры в элементах узла вдува, в том числе в месте соединения его с оболочкой неохлаждаемой части сопла.

В период работы двигателя с момента его запуска температура отдельных элементов конструкции принимала установившиеся значения в существенно разное время (от 2 с до более 40 с) и достигала значений, находящихся в диапазоне от температуры выхлопного турбинного газа ( $T_{o\text{вд}} = 900 \text{ К}$ ) до температуры огневой стенки сопла ( $T_{o\text{ст}} = 1850 \text{ К}$ ).

Особенности нестационарных тепловых режимов элементов конструкции кольцевого коллектора вдува турбинного газа создают предпосылки для неравномерных тепловых деформаций, в результате чего могут возникать перекосы соплового насадка, соизмеримые с газодинамическим эксцентриситетом вектора тяги от неравномерности давления газа по периметру сопла. Разные тепловые режимы и деформации элементов узла вдува и неохлаждаемого насадка сопла приводят к термическим напряжениям в местах их соединений, которые могут превысить допустимые при многократном запуске двигателя и нарушить целостность конструкции.

Работа систем регулирования вектора тяги с использованием вдуваемого в сверхзвуковую часть сопла выхлопного турбинного газа не исключает выполнение последним функции теплозащиты стенки сопла. Большое уменьшение расхода вдуваемого газа в одну из четвертей сопла (более чем в два раза) за счет перераспределения его в противоположную четверть сопла будет кратковременным ( $\sim 0,3 \text{ с}$ ), о чем свидетельствует анализ загрузки исполнительных органов системы управления (ИОСУ) полетом [6, 13], а меньшее перераспределение газа вполне допустимо, о чем свидетельствуют результаты измерения температуры стенки неохлаждаемого насадка сопла при огневых испытаниях экспериментальной конструкции сопла (рис. 3) с кольцевым вдувом генераторного газа (рис. 4).

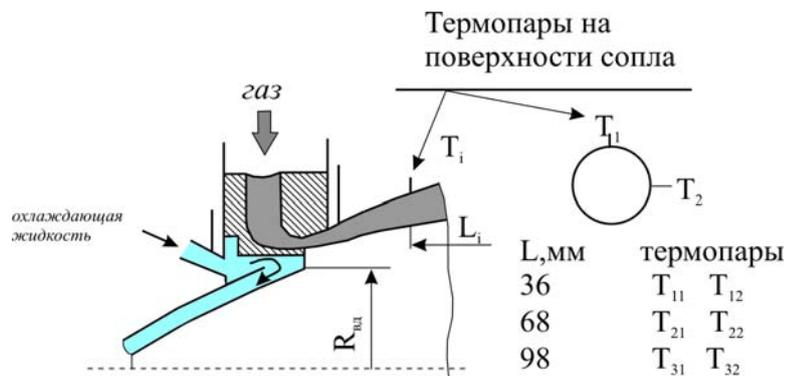


Рис. 3

Генераторный газ с большим избытком горючего, температурой  $T_{o\text{вд}} \approx 1200 \text{ К}$ , подавался из кольцевого коллектора равномерно по окружности через кольцевую щель в пристеночный слой основного потока с малым

избытком горючего по направлению оси сопла (один из вариантов конструкции) и вдоль обтекаемой поверхности (другой вариант конструкции). Температура торможения набегающего потока  $T_{ок} = 3300$  К, давление в камере  $p_k = 7,3$  МПа, давление на срезе сопла  $p_a = 0,025$  МПа. Диаметр среза соплового насадка  $D_a = 198,6$  мм, диаметр сопла по выходной кромке щели вдува составлял  $D_b = 114$  мм, относительное расстояние от щели вдува до среза сопла  $\bar{l}_{вд} \approx 0,71$ , высота щели составляла  $h = 1,5$  мм, угол конусности  $\theta_{вд} = 17^\circ 30'$ . Неохлаждаемые насадки изготавливались из стали ЭИ – 868 с толщиной стенки  $\delta = 2$  мм. Температура поверхности насадка измерялась контактными термомпарами, приваренными к наружной поверхности насадка в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Интерес представляют также испытания камеры с охлаждаемым насадком. При этом получено, что подогрев охлаждающей насадок жидкости при кольцевом вдуве генераторного газа в сопло с относительным расходом  $\bar{m}_{вд} \approx 0,047$ , в сравнении с подогревом до кольцевого вдува газа снижался на 25 %. При уменьшении расхода вдуваемого газа до  $\bar{m}_{вд} = 0,034$  снижение подогрева уменьшалось до 21 %. Некоторые результаты измерений температуры стенки  $T_c$  представлены на рисунке 4. Зависимость 1 получена в сечении, удаленном от среза сопла  $\bar{l} = (L-L_1)/L = 0,4$ ; зависимость 2 – при  $\bar{l} = 0,59$ ; 3 – при  $\bar{l} = 0,78$ .

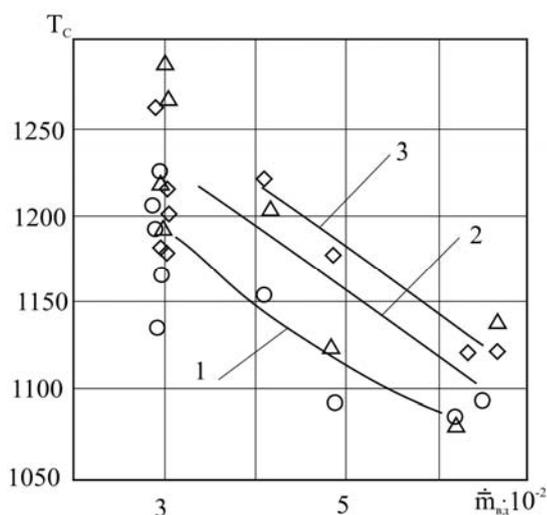


Рис. 4

Испытания упомянутой выше камеры с неохлаждаемым насадком проведены в широком диапазоне режимов работы камеры (по изменению давления  $p_k$  и соотношению расходов компонентов топлива) и системы вдува генераторного газа: по расходу  $\bar{m}_{вд} = (0,03 - 0,065)$ ; по давлению  $P_{о вд} = (6,9 - 3,0)$  МПа; по температуре  $T_{о вд} = (1050 - 1200)$  К. В процессе испытаний и при дефектации насадка после испытаний замечаний к работоспособности узлов вдува и неохлаждаемого насадка не было, дефектов на обтекаемых поверхностях не обнаружено. Из обобщения результатов расчетных и экспериментальных данных следует, что установившиеся тепловые режимы насадков при огневых испытаниях близки к расчетным. Время выхода на установившийся тепловой режим коллектора вдува на порядок больше времени выхода

на установившийся тепловой режим стенок неохлаждаемого насадка и существенно отличается для разных конструкций коллекторов вдува.

**Выводы.** На основании результатов исследований можно сформулировать некоторые предложения и рекомендации по проектированию штатных конструкций узлов кольцевого вдува генераторного газа в сопло камеры ЖРД с неохлаждаемым насадком.

Автономная система кольцевого вдува в сопло ЖРД турбинного газа может быть применена для стабилизации вектора тяги при действии небольших возмущающих факторов. Для регулирования ВТ с целью управления полетом ступени ракеты располагаемый диапазон недостаточен, вместе с тем при наличии в составе двигательной установки специальной системы управления ВТ применение дополнительной системы стабилизации ВТ может быть целесообразным. В обоих этих случаях при столь малом эксцентриситете вектора тяги двигателя от возможной неравномерности расхода по кольцевому каналу узла вдува требования к профилированию коллектора вдува могут не предъявляться, а вдув газа может выполняться по направлению оси сопла.

Возможно использовать систему вдува выхлопного турбинного газа в сверхзвуковую часть сопла для создания кренового управляющего момента, организовав тангенциальный вдув выхлопного газа.

Особое внимание следует уделить тепловому проектированию узла вдува. Так как штатные конструкции узла вдува существенно отличаются от испытанных экспериментальных по своим высоким конструктивно-массовым характеристикам, то следует ожидать, что нестационарные тепловые процессы в них будут протекать более интенсивно, что повлечет за собой возникновение больших тепловых неравномерных деформаций и напряжений в элементах конструкции кольцевого коллектора и неохлаждаемого насадка, прежде всего в области соединения этих элементов. Для повышения надежности конструкции высотных ЖРД с большой степенью расширения сопла необходимо кольцевой коллектор вдува выполнять симметричным, равнонапряженным по периметру с двумя диаметрально расположенными подводами выхлопного турбинного газа.

- 1 Коцюхов С. Н. Украина космическая. Задача – удержаться на высокотехнологической орбите / С. Н. Коцюхов // Экспо 2003, индустрия Украины. – 2003. – № 4(29). – С. 38 – 42.
- 2 Коваленко Н. Д. К вопросу об охлаждении стенки сопла ЖРД с кольцевым вдувом выхлопного турбинного газа / Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников, Г. Н. Коваленко // Техническая механика. – 2004. – № 2. – С. 78 – 85.
- 3 Патент на винахід 71862 Україна, МПК F02K9/00. Рідинна ракетна двигунна установка щільного компонування з регулюванням вектором тяги / Коваленко М. Д., Стрельников Г. О., Коваленко Г. М.; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – 20031213350; заявл. 31.12.2003; опубл. 15.05.2006, Бюл. № 5. – 5с.
- 4 Коваленко Г. Н. Термогазодинамическое регулирование вектора тяги ЖРД при вдуве в сверхзвуковую часть сопла выхлопного газа турбины / Г. Н. Коваленко // Проблемы высокотемпературной техники. – 2005. – № 10. – С. 15 – 60.
- 5 Патент на винахід 70261 Україна, МПК F02K9/00. Рідинний ракетний двигун з регулюванням вектором тяги / Коваленко М. Д., Стрельников Г. О., Коваленко Г. М., Коваленко Т. О.; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – 20031213429; заявл. 31.12.2003; опубл. 15.05.2006, Бюл. № 11. – 3с.
- 6 Коваленко Н. Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет / Н. Д. Коваленко. – Днепропетровск : Институт технической механики НАН и НКА Украины, 2003. – 412 с.
- 7 Коваленко Н. Д. Управление сверхзвуковыми газовыми потоками в реактивных соплах / Н. Д. Коваленко. – Киев : Наукова думка, 1992. – 206 с.
- 8 Управление вектором тяги и теплообмен в ракетных двигателях на твердом топливе / Н. М. Беляев, В. М. Ковтуненко, Ф. И. Кондратенко, П. П. Логачев, В. И. Сидов. – М. : Машиностроение, 1968. – 198 с.

- 9 Орлов В. В. Теоретическое исследование теплового режима неохлаждаемых камер сгораний двигателей летательных аппаратов / В. В. Орлов, Н. Д. Коваленко, В. Г. Переверзев // Косм. исслед. на Украине. – 1977. – № 11. – С. 34 – 37.
- 10 Махин В. В. Реализация метода конечных элементов на ЭЦВМ для решения осесимметричной нелинейной нестационарной задачи теплопроводности / Махин В. В. // Аэрогазодинамика и нестационарный теплообмен. – Киев : Наук думка, 1983. – С. 133 – 137.
- 11 Махин В. В. Метод граничных конечных элементов для расчета тепловых полей в областях сложной формы / В. В. Махин, Н. Е. Махина / Проектирование летательных аппаратов и их систем. – Киев : Наук думка, 1986. – С. 139 – 143.
- 12 Нестационарные тепловые процессы в энергетических установках летательных аппаратов / Н. Д. Коваленко, А. А. Шмукин, М. И. Гужва, В. В. Махин. – Киев : Наукова думка, 1988. – 224 с.
- 13 Ракета как объект управления / И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шентун. – Днепропетровск : Арт – Пресс, 2004. – 541 с.

Институт технической механики  
НАН Украины и НКА Украины,  
Днепропетровск

Получено 02.03.11,  
в окончательном варианте 11.03.11