

УДК 621.453

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СТРУЙ ШТАТНЫХ ЖРДМТ НА МОДЕЛИ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2011 С. А. Шустов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Излагаются методика и результаты экспериментального исследования теплового воздействия струй штатных ЖРДМТ тягой от 10 до 100 Н на самовоспламеняющихся компонентах топлива как для непрерывных, так и для импульсных режимов включений. Описывается влияние основных термогазодинамических факторов на величину теплового воздействия как в ближней, так и дальней области струи относительно среза сопла ЖРДМТ.

ЖРДМТ, импульс, командный сигнал, струя, вакуумный газодинамический стенд, удельный тепловой поток, число Маха, течение от источника.

Анализ состояния проблемы

Исследованию особенностей процессов, связанных с тепловым воздействием струй ракетных двигателей на элементы конструкции КА, посвящен ряд работ как зарубежных [1,2], так и отечественных авторов [3, 4, 5].

Анализ этих работ показывает, что решение проблемы теплового воздействия струй жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) связано с учетом следующих основных особенностей:

- сверх- и гиперзвуковой характер взаимодействия струи ЖРДМТ, истекающей в собственную внешнюю атмосферу (СВА), с элементами конструкции космического аппарата (КА), зависящий как от термогазодинамических параметров струи, так и от геометрии элементов конструкции в области взаимодействия струи ЖРДМТ с КА;

- возможная смена характера течения в струе (от сплошного до свободно-молекулярного) в области ее взаимодействия с элементами конструкции КА;

- работа ЖРДМТ как в непрерывных, так и импульсных режимах включений с различной скважностью, т.е. сочетанием длительности включения, длительности пауз между включениями и количества включений.

Поскольку применительно к отечественным штатным ЖРДМТ необходимая для учета этих особенностей информация практически отсутствует, потребовалось проведение специального экспериментального ис-

следования, результаты которого изложены ниже.

Результаты экспериментального исследования

Экспериментальное исследование проводилось в научно-исследовательском центре космической энергетики СГАУ (НИЦ КЭ СГАУ, ранее ОНИЛ-2 КуАИ) с целью получения информации о тепловом воздействии струй ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива АТин и НДМГ ЖРДМТ как на непрерывных, так и импульсных режимах включений. Эта информация необходима как для лучшего понимания физических процессов теплового воздействия струй ЖРДМТ на элементы космических аппаратов, так и для формирования физико-математических моделей этих процессов.

Объектами исследования являлись штатные ЖРДМТ тягой от 6 до 100 Н со струйной и струйно-центробежными системами смесеобразования. Номинальное входное давление в топливных магистралях составляло от 1.5 до 1.8 МПа, коэффициент избытка окислителя $\alpha_{ок} = 0.6$.

В данной работе излагаются результаты экспериментального исследования максимальной величины тепловых потоков, что соответствует «лобовому» воздействию струи ЖРДМТ на элементы конструкции космического аппарата, когда вектор скорости струи направлен перпендикулярно к элементу поверхности. Такая ситуация моделировалась обтеканием струей ЖРДМТ плоского торца цилиндра.

Схема проведения эксперимента по исследованию теплового воздействия струи ЖРДМТ на цилиндр с плоским торцом приведена на рис. 1.

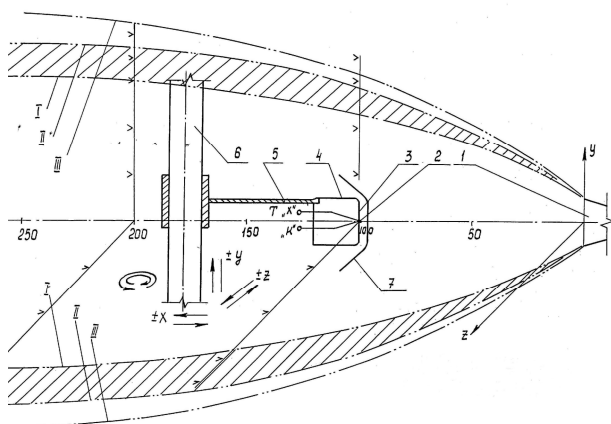


Рис. 1. Схема проведения эксперимента по тепловому воздействию струи штатного ЖРДМТ на цилиндр с плоским торцом

В струе продуктов сгорания, истекающих со сверхзвуковой скоростью из сопла ЖРДМТ 1, располагается приемник теплового потока, выполняемый в виде цилиндра 4. Толщина торца цилиндра изменялась в ходе экспериментов и составляла 0,2 и 0,5 мм. Цилиндр с диаметром 20 мм выполнен из нержавеющей стали 12Х18Н10Т. К стенке торца цилиндра с внутренней стороны приварена термопара 2, изготовленная из хромель-копелевых проволочек диаметром 0,2 мм. Диаметр спая составлял 0,5 мм. Приемник теплового потока с помощью державки 5 располагается на стойке 6, установленной на координатнике, имеющем четыре степени свободы. Стойка теплоизолирована от приемника теплового потока. Экспериментальное определение тепловых потоков осуществлялось методом «тонкой стенки» с помощью измерения температуры внутренней поверхности пластины ΔT за фиксируемый промежуток времени $\Delta \tau$.

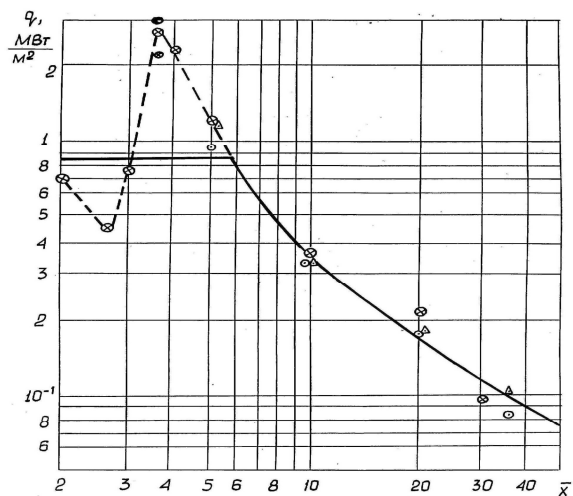
Оценка величины теплового потока q проводится по формуле

$$q = \zeta \delta C_p \frac{\Delta T}{\Delta \tau}, \quad (1)$$

где ζ – плотность материала стенки, C_p – теплоемкость, δ – толщина стенки. Термопары перед испытаниями прошли индивидуальную градуировку в электрической печи в диапазоне температур от 0 до 800°C. Регист-

рация измеряемой температуры осуществлялась одновременно на шлейфовом осциллографе и ЭВМ.

Влияние расстояния от приемника до сопла на величину теплового потока в осевой зоне струи показано на рис. 2. В эксперименте, результаты которого приведены на рисунке, в качестве источника струи использовался штатный ЖРДМТ тягой 6 Н на самовоспламеняющихся компонентах топлива. В исследованном диапазоне расстояний ($x = 5 \dots 400$ мм) величина q изменяется от 3 до 0,1 МВт/с. Наиболее сильное влияние координаты x проявляется в области влияния среза сопла. В диапазоне $2 \leq \bar{x} \leq 6$ наблюдается существенная немонотонность зависимости $q(\bar{x})$, обусловленная немонотонным изменением числа Маха (см. рис. 2). В этой области существенную роль играет двухмерный характер течения в струе, обусловленной влиянием ударно-волновой структуры, источником которой является сопло. При $\bar{x} \geq 6$ величина q монотонно уменьшается по мере увеличения \bar{x} , что обусловлено расширением струи. В этой области влияние двухмерного характера течения несущественно и можно использовать модель течения от источника. В рамках такого подхода была разработана численная модель теплового воздействия струи ЖРДМТ на элемент поверхности, расположенный перпендикулярно вектору скорости струи. Результаты сравнения расчетной и экспериментальной зависи-



○ - Ø 20 мм, δ = 0.2 мм; △ - Ø 20 мм, δ = 0.5 мм; ◻ - Ø 10 мм, δ = 0.15 мм
— - результаты расчета

Рис. 2. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов по тепловому воздействию на торец цилиндра струи штатного ЖРДМТ 6Н

мостей, приведенные на рис. 2, свидетельствуют об их удовлетворительном согласовании.

На основе полученных результатов была разработана полуэмпирическая методика теплового воздействия струй ЖРДМТ на элементы конструкции КА.

В основу данной методики положена модель теплового воздействия при «лобовом» воздействии струи ЖРДМТ в области сплошного течения на стационарном режиме включения (при «лобовом» воздействии вектор скорости струи и нормаль к поверхности тела в точке взаимодействия совпадают). Эта модель позволяет получить величину максимальной величины теплового воздействия.

Методика перехода от «лобового» к «боковому» характеру теплового воздействия при несовпадении вектора скорости струи и нормали к поверхности тела в точке взаимодействия в области сплошного течения на стационарном режиме включения ЖРДМТ изложена в [1].

Анализ показывает, что для определения теплового воздействия в области сплошного течения в струе ЖРДМТ можно применять приближение пограничного слоя. При таком подходе тепловой поток определяется параметрами обтекающей поверхность рабочего тела, температурой стенки, а также градиентом температуры на стенке, который, в свою очередь, зависит от характера течения (ламинарного, турбулентного или переходного) и параметров пограничного слоя. Величина теплового потока q_w вычисляется по формуле

$$q_w = \alpha(T^* - T_w), \quad (2)$$

где T^* - эффективное значение температуры; T_w - температура стенки; α - коэффициент теплоотдачи.

Температуру T^* называют также температурой восстановления и определяют по формуле

$$T^* = T_\infty \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right), \quad (3)$$

где T_∞ , M_∞ - температура и число Маха в невозмущенной части струи ЖРДМТ, обтекающей тело; r - коэффициент восстановления, определяемый формулой

$$r = (T^* - T_e) / (T_\infty - T_e), \quad (4)$$

где индекс «e» относится к параметрам потока на границе между пограничным слоем и вязким течением.

При сплошном (континуумном) характере течения в струе в отсутствие интерференции ударных волн, отраженных от элементов КЛА величина коэффициента теплоотдачи α в формуле (2) будет определяться прежде всего характером течения в пограничном слое на поверхности обтекаемого тела. В общем случае характер течения при обтекании элемента конструкции КА в процессе воздействия на него струи ЖРДМТ может быть как ламинарным, так и турбулентным. Условие перехода от ламинарного к турбулентному характеру течения определяется при течении с градиентом давления с критическим числом Рейнольдса по местным характеристикам пограничного слоя. При выборе в качестве размера толщины потери энергии ν_T критическое число Рейнольдса определяется по зависимости

$$Re_{\nu_T} = \frac{u_1 \rho_1 \nu_T}{\eta^1}, \quad (5)$$

где индекс «1» относится к статическим параметрам потока на границе пограничного слоя.

Оценка характера течения на элементах поверхностей КЛА, обтекаемых струей ЖРДМТ, показывает, что характер течения, как правило, ламинарный. Это объясняется как низким диапазоном чисел Рейнольдса Re_{ν_T} для ЖРДМТ по сравнению с ЖРД больших тяг, так и быстрым уменьшением плотности продуктов сгорания ЖРДМТ в процессе расширения в струе, истекающей в СВА КА. В связи с этим в дальнейшем для расчета континуумного обтекания используется модель течения в ламинарном пограничном слое. Для учета влияния числа Кнудсена в переходной и свободномолекулярных областях используются зависимости работы [1], позволяющие определить поправочные коэффициенты, с помощью которых можно на базе модели сплошного течения учесть эффекты, связанные с влиянием нарушения сплошности рабочей струи в области её взаимодействия с элементами конструкции КА.

Изложенные выше результаты справедливы при отсутствии интерференции струи с элементами конструкции КА, а также при условии непрерывного режима включений ЖРДМТ ($\tau_{\text{и}} \geq 1$ с). При интерференции струй с корпусом КЛА или между собой, а также при импульсных режимах включений сложность расчета процесса теплового воздействия резко возрастает. В настоящее время отсутствуют надежные методы расчета теплового воздействия струй ЖРДМТ с учетом этих факторов. Разработка таких методов, а также проверка адекватности изложенной выше методики численного расчета параметров теплового воздействия струй ЖРДМТ требуют получения надежных экспериментальных данных.

Ниже излагаются результаты исследования, связанные с определением тепловых потоков при воздействии струй ЖРДМТ для импульсных режимов включений.

Для определения величины удельного теплового потока на оси струи $q^{\text{имп}}(\bar{x})$ при импульсных режимах включений была получена экспериментальная зависимость

$$q^{\text{имп}}(\bar{x}, \tau_{\text{вкл}}) = q(\bar{x}) \cdot \bar{q}(\tau_{\text{вкл}}). \quad (6)$$

Зависимость $q(\bar{x})$ в уравнении (6) характеризует удельный тепловой поток для непрерывного режима включений, а зависимость $\bar{q}(\tau_{\text{вкл}})$ характеризует влияние длительности включения $\tau_{\text{вкл}}$ на уменьшение удельного теплового потока при импульсных режимах включений по сравнению с непрерывным режимом.

Экспериментальная зависимость $\bar{q}(\tau_{\text{вкл}})$ представлена на рис. 3. Для её аналитического описания используются следующие зависимости:

$$\bar{q}(\tau_{\text{вкл}}) = 0.293 + 1.87 \tau_{\text{вкл}} - 1.04 \tau_{\text{п}} + 0.127 n \quad \text{при } (0.02 \text{ с} \leq \tau_{\text{вкл}} \leq 0.05 \text{ с}), \quad (7)$$

$$\bar{q} = 0.538 + 0.480 \tau_{\text{вкл}} - 0.466 \tau_{\text{п}} + 0.137 n \quad \text{при } (0.05 \text{ с} \leq \tau_{\text{вкл}} \leq 0.1 \text{ с}). \quad (8)$$

В зависимостях (7), (8) $\tau_{\text{вкл}}$ – длительность командного сигнала, $\tau_{\text{п}}$ – длительность паузы между импульсами, n – количество импульсов. Для получения этих аппроксимирующих зависимостей была использована технология дробного факторного эксперимента.

Таким образом, полученные в данной работе результаты позволяют существенно повысить точность определения теплового

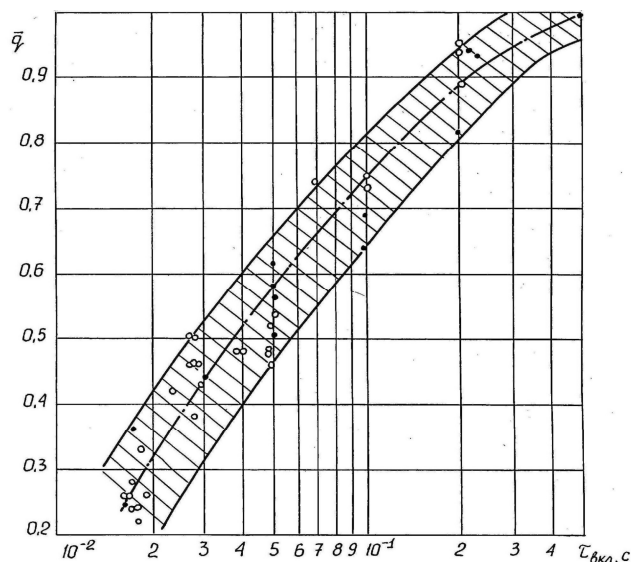


Рис. 3. Результаты экспериментального определения зависимости относительного удельного теплового потока \bar{q} от длительности единичных включений:

○ - эксперимент при $\bar{x} = 5$; ● - эксперимент при $\bar{x} = 20$ ($\alpha_{\text{ок}} = 0.6$, $p_{\text{вх}}^{\text{о.з}} = 14 \text{ атм}$)

воздействия струй ЖРДМТ на элементы конструкции КА и на этой основе обеспечить надежность их функционирования.

Библиографический список

1. Мейер, Э. Тепловое воздействие ракетного двигателя на плоскую поверхность [Текст] / Э. Мейер, Р. Прикетт // Аэрокосмическая техника. - 1988. - № 4. - С. 36-41.
2. Мэддокс, А.Р. Взаимодействие недорасширенных струй с примыкающими поверхностями [Текст] / А.Р. Мэддокс // Ракетная техника и космонавтика. - 1968. - № 7. - Т.6 – С. 187-195.
3. Тепловое воздействие свободно расширяющейся струи газа на плоскую преграду [Текст] / [В.М. Антохин и др.] // Изв. АН СССР, Механика жидкости и газа. - 1981. - № 2. - С.169-175.
4. Тепловое воздействие сильно недорасширенных струй на элементы конструкции аппаратов сложной формы [Текст] / Ю.П. Балашов, Ю.Н. Герасимов, Б.П. Плотников [и др.] // Изв. АН СССР, Механика жидкости и газа. - 1980. - №1. - С.113-119.
5. Исследование теплового воздействия сильно недорасширенной газовой струи на плоскую поверхность [Текст] / [А.А. Васильев и др.] // Тр. IV Всесоюз. конф. по динамике разреженного газа и молекулярной газовой динамике. - М.: ЦАГИ, 1977. - С. 636-642.

**EXPERIMENTAL RESEARCH OF THERMAL YET INFLUENCE OF STAFF LTRE
UPON THE CONSTRUCTION MODELS OF AIRSPACE DEVICES**

©2011 S. A. Shustov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov
(National Research University)

The methods and results of experimental research of thermal yet influence of staff LTRE with thrust from 10 N to 100 N with hypergolic propellant under continuous and impulse engaging conditions are expounded. The influence of basic thermo gas and dynamic factors on the thermal influence dimension in the near and far yet part relative to the nozzle cut is described.

LTRE, impulse, command signal, yet, vacuum gas and dynamic test bench, specific thermal stream, Mach's number, source stream.

Информация об авторах

Шустов Станислав Алексеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: shustov.st@yandex.ru. Область научных интересов: термозодинамика двигателей летательных аппаратов.

Shustov Stanislav Alekseevich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of aircraft engines department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: shustov.st@yandex.ru. Area of Research: thermo and gas dynamic of aircraft engines.