

УДК 629.13:621

А.Ю. ДРЕУС

*Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина***МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПАСТООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ**

В работе выполнено математическое моделирование температурного режима конструкции двигателя управляющего модуля космического аппарата, работающего на оригинальном высокотемпературном пастообразном топливе. Обоснована актуальность исследуемого вопроса. Выполнен анализ параметров газового потока вдоль тракта сопла и расчет теплоотдачи от продуктов сгорания. Представлены результаты численного исследования теплового состояния конструкции камеры сгорания и сопла ракетного двигателя, которые позволяют оценить его работоспособность в условиях глубокого дросселирования при работе в космосе.

Ключевые слова: тепловой режим, двигательная установка КА, пастообразное топливо, математическое моделирование.

Постановка проблемы

Идея использования пастообразного топлива для двигателей верхних ступеней космических аппаратов появилась во второй половине 70-х годов прошлого столетия. Необходимость обеспечения многократного включения и глубокого регулирования тяги двигателей головных частей ракет обусловила поиск новых технических решений, поскольку применяемые на тот момент ЖРД не удовлетворяли возросшим требованиям по указанным параметрам. Предполагалось, что использование пастообразного топлива позволит решить эти задачи и улучшить эксплуатационные характеристики КА. История становления и развития исследований в направлении создания конструкции такого двигателя достаточно полно изложена в работе [1], данные которой дают основание утверждать о приоритете отечественных разработок, в частности работы, выполненные А.Н. Иванченко в ГКБ «Южное» [2]. Однако, в силу ряда объективных и субъективных причин, широкое внедрение двигателей на пастообразном топливе на сегодняшний день не осуществлено.

Последнее время интерес к использованию пастообразного топлива растет. Так департамент научных исследований NASA объявил об испытании экологически чистого пастообразного ракетного топлива [3] на основе порошка алюминия. Следует отметить, что по данным СМН, в США достаточно активно ведутся исследования по созданию двигателей на сгелезированном топливе [4]. Интерес к разработке такого типа двигателя проявил и Евросоюз, который профинансировал проектные исследования в данном направлении. Энерговесовая

эффективность данного класса двигателей показана в работе [5]. Однако оригинальность конструкции двигателя выдвинула целый ряд проблем, одной из которых является обеспечение приемлемого теплового режима, поскольку конструкция двигателя не предусматривает активного внутреннего или наружного охлаждения камеры сгорания и соплового блока. Предварительный анализ показал, что снижение температуры за счет абляции незначительно, таким образом, основное охлаждение осуществляется путем аккумуляции тепла конструктивными материалами и с помощью радиационного сброса во внешнюю среду. Проведение проектных работ по созданию такого типа двигателя требует исследования температурного режима конструкции, что можно выполнить на основе вычислительного эксперимента.

Целью работы является анализ теплового состояния двигательной установки работающей на высокотемпературном пастообразном топливе. Для решения проблемы предложена математическая модель, и выполнено численное исследование температурных полей конструкции двигателя в условиях космоса.

Математическая модель

Рассматривался нестационарный режим работы двигательной установки при горении высокотемпературного пастообразного топлива ВПТ-11. Термодинамический расчет процесса сгорания такого топлива показал, что температура продуктов сгорания может достигать значений 3000 °С и выше.

Учитывая, что рассматриваемый двигатель предназначен для управляющего модуля КА, аэро-

динамический нагрев в настоящей модели не учитывается.

В качестве материала конструкции двигателя в данной работе рассмотрен углерод-углеродный композитный материал УПА-3 [6], который выдерживает воздействие температуры свыше 3000 °С. Отличительной особенностью материалов на основе углерода является существенная анизотропия их теплофизических и физико-механических свойств. В частности, коэффициент теплопроводности для УПА-3 изменяется от 175 Вт/м·К при 20 °С до 30 Вт/м·К при 2800 °С в направлении параллельно слоям и от соответственно от 6 Вт/м·К до 8,1 Вт/м·К в направлении перпендикулярно слоям. Такое поведение позволяет при проектировании варьировать конструктивную реализацию двигателя и управлять характером температурных полей по толщине оболочки.

Камера сгорания двигателя и критическое сечение представляли двухслойную систему (внешняя оболочка и внутренний вкладыш) с разнонаправленными свойствами, а сверхзвуковая часть сопла однослойная.

Математическая модель процесса нагрева двигателя представляет собой систему нелинейных уравнений теплопроводности для двухслойной системы

$$c_i(T_i)\rho_i(T_i)\frac{\partial T_i}{\partial \tau} = \text{div}(\lambda_i(T_i)\text{grad } T_i) + W_i, \quad (1)$$

где c – теплоемкость материалов;

ρ – плотность материалов;

λ – теплопроводность материалов.

Индексы i принимают значение 1 и 2, что соответствует внутреннему слою (вкладышу) и внешней оболочке.

Источниковый член в уравнении (1) описывает тепловыделение в случае использования материалов, подверженных коксованию [7]

$$W_i = (\rho_i \cdot w) C_g \frac{\partial T_i}{\partial \tau} + \frac{\partial \rho_i}{\partial \tau} \cdot H_g, \quad (2)$$

где C_g – удельная теплоемкость продуктов разложения;

H_p – энтальпия разлагающегося материала;

w – скорость газового потока.

Первое слагаемое в (2) выражает конвективный перенос продуктов разложения, а второй является количеством тепла, выделяемым при термическом разложении. Начальная температура принимается известной и однородной по объему конструкции

$$T_i|_{\tau=0} = T_0. \quad (3)$$

Граничные условия для уравнения (1) являются нестационарными, поскольку рассматривался режим

работы двигателя с трехкратным включением. Для периода работы двигателя (включения) на внутренней поверхности камеры сгорания и тракта сопла теплообмен между стенкой и продуктами сгорания определялся совместным действием конвективного и взаимного радиационного теплообмена. Таким образом, для внутренней поверхности S_1 граничное условие имеет вид

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{S_1} = \alpha(T|_{S_1} - T_\infty) + \sigma \varepsilon (T_g^4 - T^4|_{S_1}), \quad (4)$$

где α – коэффициент конвективного теплообмена;

T_∞ – температура газового потока в текущем сечении;

n – внешняя нормаль в текущем сечении;

σ – постоянная Стефана–Больцмана;

ε – общая степень черноты системы газ–стенка.

Общая степень черноты определяется

$$\varepsilon = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_g} - 1},$$

где ε_1 – степень черноты внутренней поверхности сопла;

ε_g – степень черноты стенки.

Коэффициент конвективного теплообмена в тракте сопла определялся по широко используемой в практике расчета ракетных двигателей формуле Бартца

$$\alpha = \left[\frac{K}{d_{cr}^{0,2}} \left(\frac{\mu^{0,2} C_g}{Pr^{0,6}} \right) \left(\frac{B(k) P_0}{\sqrt{RT_0}} \right)^{0,8} \left(\frac{d_{cr}}{R_{cr}} \right)^{0,1} \right] \left(\frac{F_{cr}}{F} \right)^{0,9} \eta$$

где μ – коэффициент динамической вязкости газа;

d_{cr} – диаметр критического сечения;

F_{cr} – площадь критического сечения;

F – площадь текущего сечения;

R_{cr} – радиус скругления на входе в сопло;

P_0 – полное давление в камере сгорания;

T_0 – температура в камере сгорания;

Pr – критерий Прандтля;

R – газовая постоянная продуктов сгорания.

Остальные величины, входящие в формулу Бартца, определяются из следующих выражений

$$B(k) = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}},$$

$$\eta = \frac{1}{\left[\frac{1}{2} \frac{T_g}{T_0} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{0,65} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{0,15}},$$

где M – число Маха.

На цилиндрическом участке камеры сгорания можно принять, что скорость продуктов сгорания близка к нулю, а давление и температура к значениям заторможенного потока. В этом случае коэффициент теплоотдачи от продуктов сгорания к стенке конструкции следует определять на основе критериального уравнения для свободной конвекции в цилиндрических емкостях

$$\alpha = \frac{\lambda_g}{D} \sqrt[4]{Gr_D},$$

где λ_g – коэффициент теплопроводности газа;

D – диаметр камеры сгорания;

Gr_D – критерий Грасгофа, определяемый по диаметру камеры.

В период паузы (выключения двигателя) внутренняя поверхность будет сбрасывать тепло за счет излучения, и граничное условие запишется

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{S_1} = \sigma \varepsilon_1 T^4 \Big|_{S_1}. \quad (5)$$

Для внешней поверхности S_2 граничное условие для обоих периодов имеет вид

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{S_2} = \sigma \varepsilon_2 T^4 \Big|_{S_2}, \quad (6)$$

где ε_2 – степень черноты внешней поверхности сопла.

Расчет параметров газа вдоль тракта сопла был выполнен по газодинамическим формулам [8].

Задача (1) – (6) представляет собой существенно нелинейную задачу математической физики и была решена с помощью численных методов. Результаты расчета по предложенной математической модели теплообмена в двигательной установке во время ее работы представлены на рис. 1 и 2.

Результаты исследования

Результаты расчета по длине двигательной установки КА представлены для случая работающего двигателя и соответствуют максимальным значениям на момент окончания периода включения. Критический радиус сопла $0,5 \cdot d_{cr} = 14,8$ мм.

Значение коэффициента теплоотдачи (рис. 1) минимальное на цилиндрическом участке камеры сгорания, где преобладающим механизмом теплообмена является свободноконвективный. Далее, по мере разгона газового потока теплоотдача растет, достигая максимальных значений в критическом сечении порядка 16 000 Вт / м·К. На сверхзвуковом участке сопла коэффициент теплоотдачи снижается за счет значительного снижения температуры газа.

Наибольших значений температура конструкции (рис. 2) достигает на коническом участке каме-

ры сгорания, где коэффициенты теплоотдачи и температура газа велики. Следует отметить, что как на этом участке, так и на цилиндрическом, наблюдается достаточно большой градиент температуры по толщине, что способствует развитию термических напряжений. В тоже время выбранный материал позволяет выдержать возникающие тепловые нагрузки.

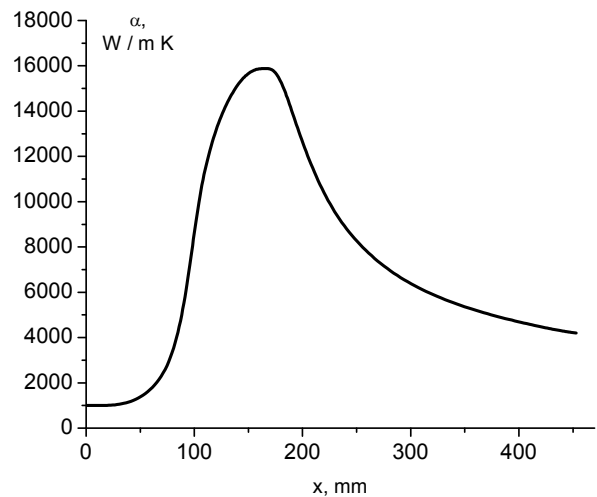


Рис. 1. Распределение коэффициента теплоотдачи по длине тракта

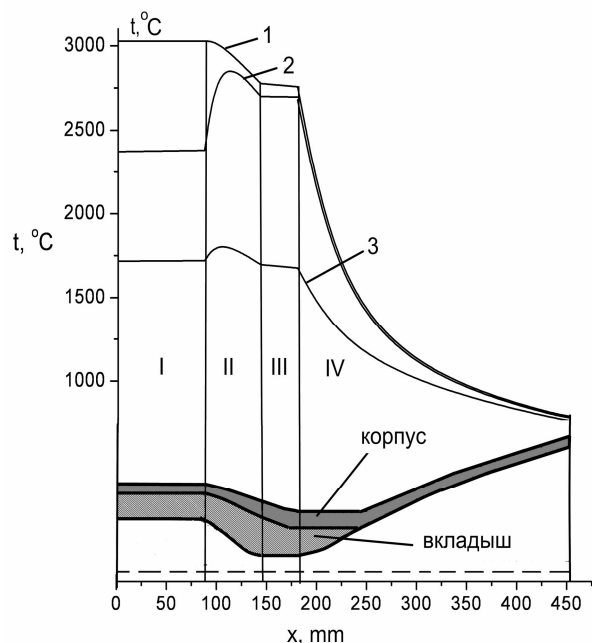


Рис. 2. Результаты расчета температуры по длине тракта сопла для режима включения двигателя:
1 – температура газа, 2 – температура внутренней поверхности, 3 – температура внешней поверхности,
I – цилиндрический участок КС,
II – конический участок КС, III – критика,
IV – сверхзвуковая часть сопла

Выводы

Представленная в работе математическая модель позволяет проводить анализ тепловых процессов в двигателе космического аппарата для условий работы в космосе. Выполненные исследования позволили оценить тепловое состояние конструкции соплового блока ракетного двигателя на пастообразном топливе и определить наиболее уязвимые с точки зрения возникающих температур и температурных градиентов участки конструкции.

Представленная работа выполнена в рамках проекта № 4049 по гранту Украинского научно-технологического центра.

Литература

1. Иванченко А.Н. Состояние разработки дроселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / А.Н. Иванченко, С.Г. Бондаренко // Проблемы высокотемпературной техники. РИО ДНУ, – Дн-ск, 2008. – С. 40-50.
2. Иванченко А.М. Особливості ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі / А.М. Иван-

ченко // *Космічна наука і технологія* – 1999, – Т. 5, № 4. – С. 3-10.

3. Lewis P. New NASA rocket fuel 'could be made on Moon, Mars' [Електронний ресурс] // *The Register. Physics, August 2009.* – Режим доступу: http://www.theregister.co.uk/2009/08/24/nasa_alice_test.

4. Разработка гелеобразного ракетного топлива в США [Електронний ресурс] // *Наука 21 век.* – Режим доступу: <http://nauka21vek.ru/archives/2175>.

5. Бондаренко. С.Г. К оценке энергетической эффективности ракетных двигателей на пастообразном топливе с глубоким дроселированием / С.Г. Бондаренко, П.Г. Хорольский, Л.В. Адамчик // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2008. – № 7 (54). – С. 148-150.

6. Твердопаливні ракетні двигуни. Матеріали і технології / Ф.П Санін., Л.Д. Кучма, Є.О. Джур та інш. – Д.: Вид-во Дніпропетровського ун-ту, 1999. – 318 с.

7. Температурные режимы КА с учетом воздействия внешних факторов: уч. пособие / К.Ф. Герасименко, А.А. Кочубей, Т.Ф. Лычагина, и др. – Д.: Изд-во Днепропетровского национального университета, 2007. – 347 с.

8. Лойцянский Л.Г. *Механика жидкости и газа* / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука 1987. – 840 с.

Поступила в редакцию 5.05.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. кафедрой аэрогидромеханики О.Г. Гоман, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ И ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМУ ДВИГУНА КОСМІЧНОГО АПАРАТУ НА ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ

А.Ю. Дреус

В роботі виконано математичне моделювання температурного режиму двигуна керуючого модулю космічного апарату, що працює на оригінальному пастоподібному паливі. Представлені результати чисельного дослідження теплового стану камери згоряння та сопла ракетного двигуна, що дають змогу оцінити його працездатність в умовах глибокого дроселювання під час роботи у космосі.

Ключові слова: температурний режим, ракетний двигун, пастоподібне паливо, математичне моделювання.

MATHEMATICAL MODEL AND STUDY OF THE THERMAL MODE OF ROCKET ENGINE ON PASTELIKE FUEL

A.J. Dreus

In this paper the mathematical modeling of a temperature mode of the engine of the operating module of the space vehicle that uses original pastelike fuel is carried out. Results of numerical study thermal condition of the combustion chamber and nozzle of the rocket engine which allow to estimate working capacity of engine in the conditions of deep throttling in space are presented

Key words: thermal mode, rocket engine, pastelike fuel, mathematical modeling

Дреус Андрей Юльевич – канд. техн. наук, доцент кафедры прикладной газовой динамики и теплообмена Днепропетровского национального университета им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина.