

УДК 629.7.023:620.178.3

*Р. В. Мормуль*Научно-производственное объединение «Искра», Пермь  
Пермский национальный исследовательский политехнический университет  
*С. Н. Мерзляков*Пермский национальный исследовательский политехнический университет  
*М. Ю. Егоров*

Научно-производственное объединение «Искра», Пермь

*А. В. Порубов*Научно-производственное объединение «Искра», Пермь  
Пермский национальный исследовательский политехнический университет

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ КОРПУСА РДТТ НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

*Построена математическая модель сопряженной задачи по распределению параметров теплового состояния корпуса ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) в режиме «пассажир», в которой одновременно учитывался конвективный и радиационный теплообмен, теплопроводность и теплообмен, обусловленный взаимодействием частиц конденсированной фазы с материалами тепловой защиты, нелинейные теплофизические характеристики (ТФХ) материалов конструкции.*

*Для различных траекторий полета, т. е. линий движения (ЛД) энергетической установки (ЭУ), проведен расчет температурного состояния цилиндрической части корпуса в сечении по заднему экватору в зоне минимальной толщины теплозащитного покрытия (ТЗП).*

*При расчетах учитывался подогрев корпуса изнутри в результате перераспределения тепловой энергии излучением в процессе остывания прококсованных слоев ТЗП. По результатам расчета получено, что номинальная масса уносимых материалов корпуса (в результате коксования внутреннего ТЗП и выгорания манжет) составляет 12 кг на конец работы двигателя.*

**Ключевые слова:** численное моделирование, ракетный двигатель твердого топлива, теплозащитное покрытие, излучение, аэродинамический нагрев, термодеструкция, степень черноты, продукты сгорания, метод конечных элементов, унос масс.

Надежность работы и энергомассовое совершенство разрабатываемого ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) во многом определяется правильным выбором материалов и конструкцией ТЗП.

Для адекватной оценки результатов дефектации ТЗП после огневых стендовых испытаний необходимо «восстанавливать» глубины термической деструкции покрытия, соответствующей окончанию работы РДТТ. Основные требования, предъявляемые к теплозащитным материалам, – уменьшение значений коэффициента температуропроводности и снижение уровня разбросов теплозащитных свойств, понижения коэффициента вариации глубины термодеструкции.

Объектом исследования является силовая оболочка корпуса (СОК), выполненная намоткой из высокомодульного волокна и представляющая собой конструкцию типа «кокон» с двумя полюсными отверстиями для стыковки с передней крышкой и сопловым блоком.

Внутренние теплозащитные покрытия (ТЗП) переднего и заднего днищ служат для защиты СОК от воздействия продуктов сгорания и имеют переменный профиль толщин, определяемый условиями теплового воздействия и скоростей обтекания продуктов сгорания (ПС).

Силовая оболочка изготовлена методом спирально-кольцевой намотки органожгута, пропитанного эпоксидным связующим. Вмотанные в центральные полюсные отверстия переднего и заднего днищ СОК закладные фланцы (рис. 1) из титанового сплава обеспечивают шпоночное соединение корпуса с крышкой передней и соплом.

Для соединения корпуса РДТТ со смежными отсеками предусмотрены передний и задний узлы стыковки, выполненные из чередующихся слоев органостеклоткани, спиральных и кольцевых слоев органожгута. Передний и задний узлы стыковки соединены оболочкой второго кокона, состоящей из спиральных и кольцевых слоев органожгута. В районе стыковочных торцов в узлах стыковки выполнены радиальные и осевые отверстия для установки элементов штифто-шпилечного соединения. Для уменьшения эффектов концентрации напряжений в районе стыка узлов стыковки с силовой оболочкой установлены резиновые клинья. Функцию стыковочных элементов РДТТ с отсеками изделия выполняют шпильки из стали, вворачиваемые в штифты из титанового сплава.

Внутренняя поверхность СОК и закладных фланцев (рис. 1) облицована теплозащитным покрытием (ТЗП) из резин. Для надежного скрепления элемента с корпусом и защиты от миграции компонентов топлива в ТЗП служит пластификаторостойкий слой из резины.

Толщина ТЗП максимальна у полюсных отверстий и уменьшается к периферии днищ с уменьшением времени воздействия и скоростей обтекания ПС.

Выбор минимальных потребных толщин внутреннего ТЗП проводился из условия обеспечения допустимого уровня нагрева силовой оболочки корпуса к концу работы двигателя. Для органопластика (ОП), выполненного из органожгута, допустимая температура принята равной 70 °С.

Толщины ТЗП определялись в характерных сечениях расчетным путем с использованием экспериментальных данных по величинам деструкции ТЗП, полученным для двигателей-аналогов разработки ПАО НПО «Искра».

Величины деструкции ТЗП определялись по формуле:

$$\delta = k \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \xi (\sqrt{\tau} - \zeta). \quad (1)$$

В соотношении (1) введены обозначения:  $\xi$  – коэффициент, определяемый на основе анализа результатов испытаний ТЗП в двигателях-аналогах;  $\tau$  – время воздействия продуктов сгорания в расчетном сечении;  $\zeta$  – коэффициент, учитывающий процесс нестационарного прогрева ТЗП до температуры на-

чала деструкции;  $k_1$  и  $k_2$  – коэффициенты, учитывающие влияние деформации ТЗП и полетной перегрузки ЭУ на глубину коксования ТЗП;  $k$  – нормативный коэффициент запаса, обеспечивающий требуемую надежность работы ТЗП, принятый равным 1,32.

Влияние деформации на глубины деструкции учитывалось в области раскрепления днищ в зонах вершин закладных элементов. Значения поправочных коэффициентов принимались в соответствии с рекомендациями ИЦ им. Келдыша.

Наружная поверхность корпуса подвергается воздействию теплового потока в период работы РДТТ. При полете по баллистической траектории на наружную поверхность корпуса действует переменный по времени тепловой поток.

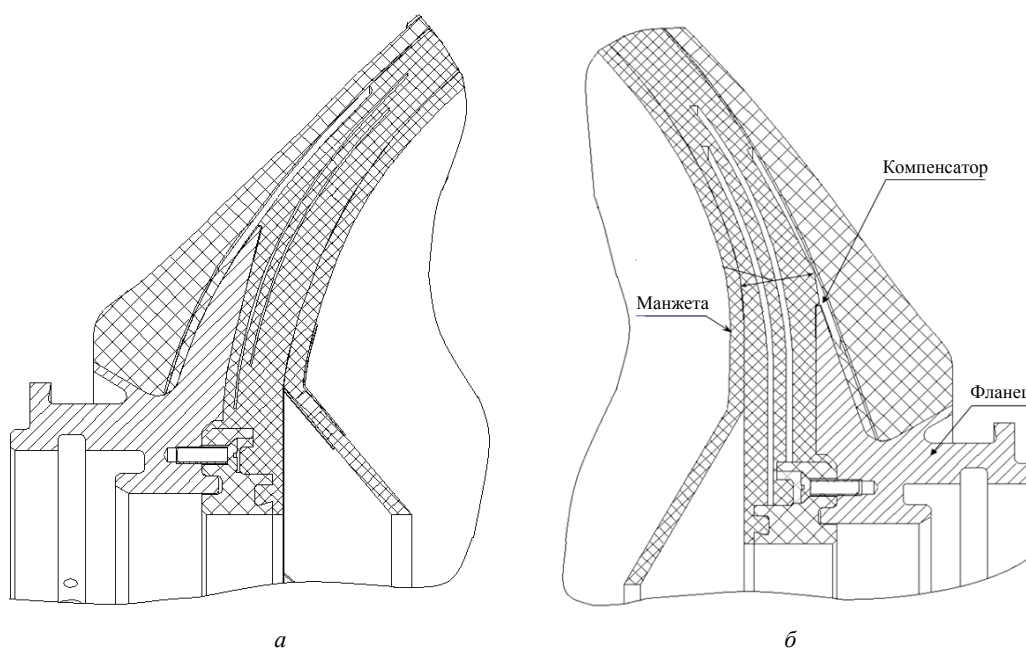


Рис. 1. Общий вид фланца с ТЗП: а – переднего; б – заднего

Наружное ТЗП (НТЗП), выполненное из стеклопластика, обеспечивает защиту СОК от аэродинамического нагрева.

Тепловое состояние цельномотанного корпуса исследовано с учетом влияния скорости деструкции материалов.

При проведении теплового расчета используется уравнение нестационарной теплопроводности для материала, претерпевающего термопревращения, с учетом влияния выходящих газов [1–7]:

$$\rho_{\Sigma} C_{\Sigma} \frac{\partial T_1}{\partial \tau} = \lambda_{\Sigma} \Delta T_1 - \rho_{\Gamma} C_{\Gamma} \frac{\partial T_1}{\partial r}, \quad (2)$$

где  $\tau$  – время;  $\rho$  – плотность материала тепловой защиты;  $T_1$  – поле температуры;  $\lambda$  – коэффициент температуропроводности;  $C$  – теплоемкость;  $\Delta$  – оператор Лапласа в цилиндрической системе координат  $(r, z)$ .

Начальными условиями уравнения (2) служат заданная температура на нагреваемой поверхности  $T_w$  и распределение температуры в материале в начале процесса  $T_o$ , постоянная температура на перемещающейся границе деструкции  $T_m$ :

$$\begin{cases} T_1(0, \tau) = T_w, \\ T_2(r, 0) = T_o, \\ T_1(r_2, \tau) = T_w(r_2, \tau) = T_m. \end{cases} \quad (3)$$

Граничным условием является баланс энергии на перемещающейся границе деструкции:

$$-\lambda_{\Sigma} \left( \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \lambda_o \left( \frac{\partial T}{\partial r} \right) = \rho_{\Gamma} L \frac{\partial r_2}{\partial \tau}. \quad (4)$$

Условие сохранения массы при деструкции:

$$-\rho_{\Gamma} w = \rho_o \psi \frac{\partial r}{\partial \tau}. \quad (5)$$

В системе уравнений (1)–(5):  $\psi = 1 - k_s$ ;  $L$  – тепловой коэффициент реакции терморазложения;  $w$  – скорость истечения продуктов деструкции;  $k_s$  – коксовое число. Индексы относятся:  $o$  – к исходному материалу;  $\Sigma$  – к материалу, претерпевшему термодеструкцию;  $\Gamma$  – к газообразным продуктам деструкции.

Тепловой поток к поверхности внутреннего ТЗП рассчитывается согласно принципу суперпозиции тепловых потоков (лучистого и конвективного):

$$q_{\Sigma} = q_{л} + q_k. \quad (6)$$

Радиационные тепловые потоки, поступающие в стенку, вычисляются по зависимости [8]:

$$q_{л} = \varepsilon_{эф} \sigma_{SB} \left[ \left( \frac{T_o}{1000} \right)^4 - \left( \frac{T_w}{1000} \right)^4 \right], \quad (7)$$

выражающей некоторый идеализированный теплообмен между двумя серыми телами – многофазной средой и стенкой корпуса.

Эффективная степень черноты представима в виде:

$$\varepsilon_{эф} = \left( \frac{1}{\varepsilon_{ПС}} + \frac{1}{\varepsilon_w} - 1 \right)^{-1}. \quad (8)$$

В соотношении (8)  $\varepsilon_w$  – степень черноты стенки, определяемая экспериментально и принимаемая для обугленных слоев 0,8;  $\varepsilon_{ПС}$  – интегральная степень черноты двухфазных ПС;  $\sigma_{SB} = 56,7 \text{ кВт/м}^2 \text{ К}^4$  – показатель Стефана – Больцмана.

Степень черноты двухфазных продуктов сгорания определена соотношением:

$$\varepsilon_{ПС} = 1 - (1 - \varepsilon_{\Gamma}) \exp \left( -0,6 \frac{\Omega}{1 - \Omega} \frac{l_1 \rho_{\Gamma}}{d \rho_{к.ф}} \right). \quad (9)$$

В данном выражении введены обозначения:  $\rho_{\Gamma}$ ,  $\varepsilon_{\Gamma}$  – плотность и степень черноты газообразных продуктов сгорания соответственно;  $\rho_{к.ф} = 1800 \text{ кг/мм}^3$  – плотность конденсированной фазы;  $d = 7 \text{ мкм}$  – средний диаметр конденсированных частиц;  $\Omega$  – весовая доля конденсированной фазы в ПС;  $l_1 = 10 \text{ мм}$  – длина пути луча, принимаемая для двухфазных ПС.

Конвективная составляющая теплового потока определена формулой:

$$q_k = \alpha_k (T_o - T_w), \quad (10)$$

где  $T_o$  и  $T_w$  – температуры газа и стенки;  $\alpha_k$  – коэффициент конвективного теплообмена.

Расчет деструкции и прогрева материалов конструкции выполнен с помощью метода конечных элементов МКЭ [9, 10] для относительных безразмерных моментов времени  $\tau = \frac{t}{t_{\max}}$  = 0,02; 0,05; 0,06; 0,13; 0,2; 0,71; 1,0;  $t$  – текущее время работы РДТТ;  $t_{\max}$  – время окончания работы РДТТ и относительной толщины слоя материала  $\delta$  в пакете материалов.

Профили температур по толщине пакета материалов приведены на рис. 2.

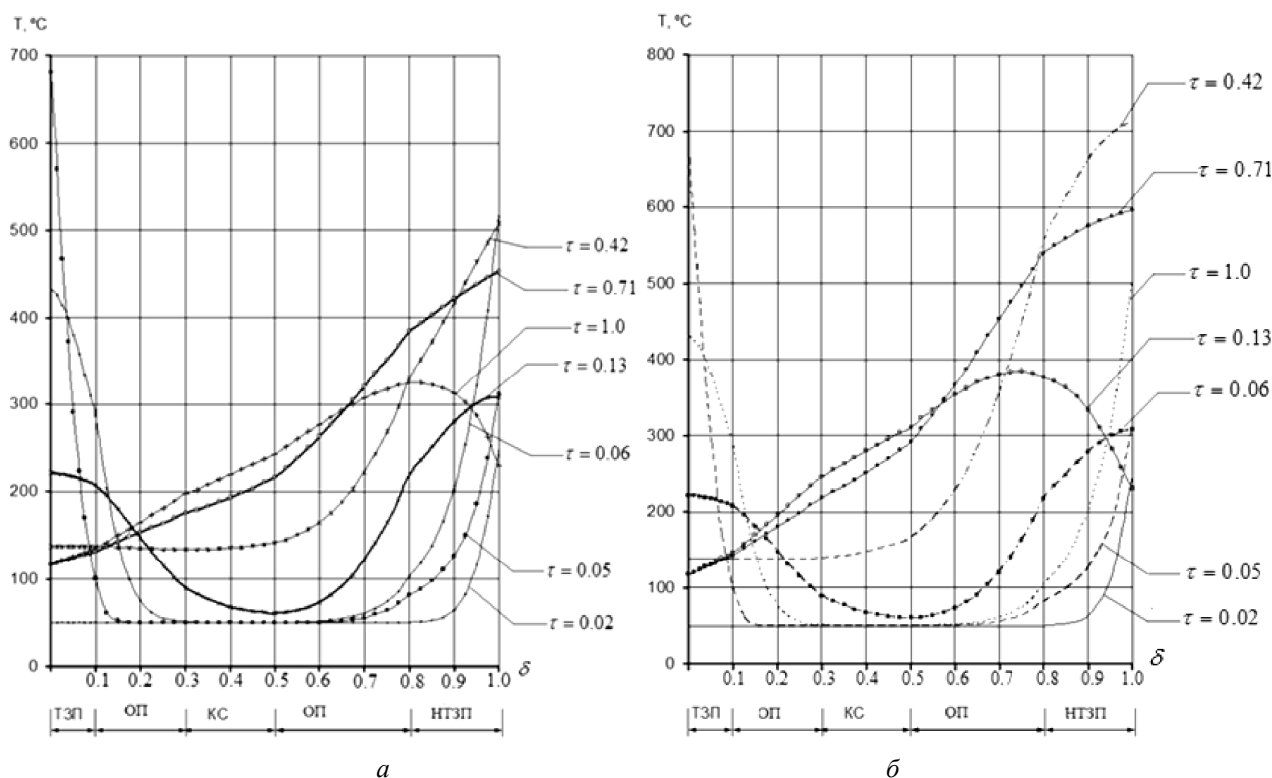


Рис. 2. Профиль температур в среднем сечении цилиндрической части корпуса РДТТ  
 а – верхняя поверхность корпуса; б – внутренняя поверхность корпуса.

Использование для передачи сигналов на аэродинамические органы управления кабельной сети (КС, рис. 2), расположенной наиболее близко к верхней поверхности корпуса, обеспечивает температуру на ней не выше 250 °С до конца движения по наиболее теплонапряженной ЛД.

На рис. 3 визуализировано тепловое состояние корпуса РДТТ для относительного момента времени  $\tau = 0,71$ .

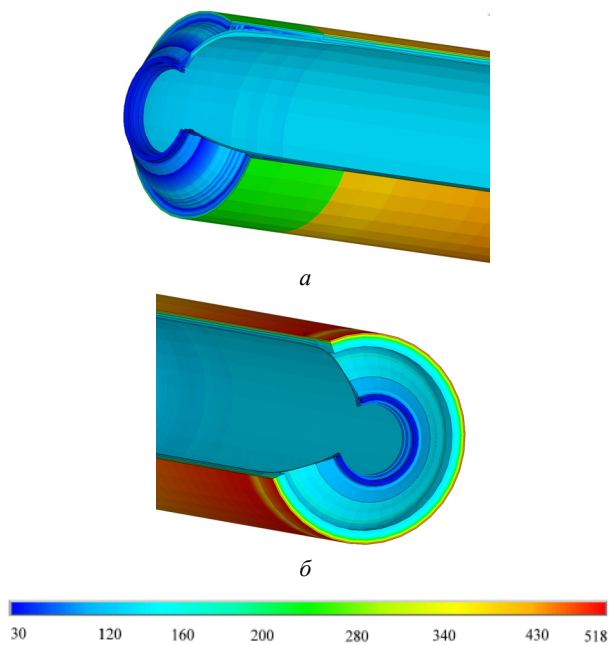


Рис. 3. Распределение температуры, °С, корпуса РДТТ в режиме «пассажир» при движении по наиболее теплонапряженной ЛД: а – передний узел стыка; б – задний узел стыка

В заключение следует отметить, что разработанный вычислительный алгоритм позволяет адекватно исследовать динамику теплового состояния корпуса РДТТ с учетом длительного воздействия аэродинамических потоков [11]. Данная методика численного

моделирования в рамках решения задачи сопряженного теплообмена на этапе эскизного и конструкторского проектирования позволит оптимальным образом проектировать теплозащиту корпуса РДТТ с точки зрения веса и прочности.

#### Библиографические ссылки

1. Губертов А. М., Миронов В. В., Борисов Д. М., Баскаков В. Н. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива под редакцией академика А. С. Коротаяева. – М. : Машиностроение, 2004.
2. Штехер М. С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. – М. : Машиностроение, 1976. – 304 с.
3. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей под ред. В. П. Глушко. – М. : Машиностроение, 1980. – 533 с.
4. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах / В. Н. Александров, В. М. Быцкевич, В. К. Верховоломов и др. ; под ред. д-ра техн. наук Л. С. Яновского. – М. : ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с. : ил.
5. Дорофеев А. А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчёт и проектирование. – М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. – 463 с. – ISBN 978-5-7038-3247-9.
6. Абугов Д. И., Бобылев В. М. Теория и расчет ракетных двигателей твёрдого топлива : учебник для машиностроительных вузов. – М. : Машиностроение, 1987. – 272 с. : ил.
7. Гладков И. М. Двигатели специального назначения импульсного типа на твёрдом топливе. – М. : Воениздат, 1990. – 202 с.
8. Губертов А. М., Миронов В. В., Борисов Д. М., Баскаков В. Н. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива под редакцией академика А. С. Коротаяева. – М. : Машиностроение, 2004.
9. Ашев А. В., Миценкова О. В. Математическое моделирование в науке и технике. – М. – Ижевск : Институт компьютерных исследований, 2012. – 476 с.
10. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. – М. : Мир, 1979.
11. Гинзбург И. П. Аэрогазодинамика. Краткий курс. – М. : Высш. шк., 1966. – 404 с.

\*\*\*

Mormul R. V., PJSC Research and Production Association “Iskra”, Perm National Research Polytechnic University, Perm  
 Merzlyakov S. N., Perm National Research Polytechnic University, Perm  
 Egorov M. Yu., PJSC Research and Production Association “Iskra”, Perm  
 Porubov A. V., PJSC Research and Production Association “Iskra”, Perm National Research Polytechnic University, Perm

#### Numerical modeling of the thermal state of the SRM shell under passive flight phase

The paper presents a mathematical model of the conjugate problem on distribution of parameters of the thermal state of the solid fuel rocket motor (SRM) shell in the “passenger” mode. The model simultaneously takes into account the convective and radiative heat transfer, thermal conductivity and heat transfer due to the interaction of particles of condensed phase with materials of heat protection, nonlinear thermal physical characteristics (TPC), and materials of the construction.

For different flight trajectories, that is, lines of movement (LM) of the power plant (PP) the temperature state is calculated for the shell cylindrical part at the section along the rear equator in the zone of minimum thickness of the thermal barrier coating (TBC).

The calculations took into account the shell heating from inside as the result of redistribution of heat radiation in the process of TBC coke layers cooling. According to the calculation results, it was found out that the nominal mass of the entrained shell material (because of domestic TBC coking and cuff burnout) is 12 kg by the end of the motor operation.

**Keywords:** numerical modeling, solid fuel rocket motor, thermal barrier coating, radiation, aerodynamic heating, thermal degradation, degree of blackness, combustion products, finite element method, mass loss.

Получено: 26.11.15