

Features of the Numerical Simulation of Heat and Mass Transfer in Low Density Porous Ablative Materials

M.P. Shuvalov

Korolev Rocket and Space Corporation "Energia", Korolev, Moscow region, Russia

michael.shuvalov@rsce.ru

Abstract

The system of equation, describing heat and mass transfer in the ablative materials of low density, was selected on the basis of the data presented during last years at conferences "Ablation Workshop". The validation of the mathematical model of considered physical processes and the verification of it's software implementation are performed for the "virtual" material TACOT (Theoretical Ablative Composite for Open Testing). A set of 2D calculations was performed, which demonstrated the significance of taking into account the gas motion under the action of pressure gradients specified by boundary conditions and destruction of the material.

Keywords: thermal protection, heat and mass transfer, destruction, ablation.

The system of equations describing heat and mass transfer:

$$\frac{\partial \rho_g}{\partial t} = \dot{\omega}_g - \nabla \cdot \dot{m}_g,$$

$$\mathbf{V}_g = -\frac{K}{\mu_g} \nabla P,$$

$$\rho c_{eff} \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k_s \nabla T) - (h_g - \bar{h}) \nabla \cdot \dot{m}_g - \dot{m}_g \cdot \nabla h_g$$

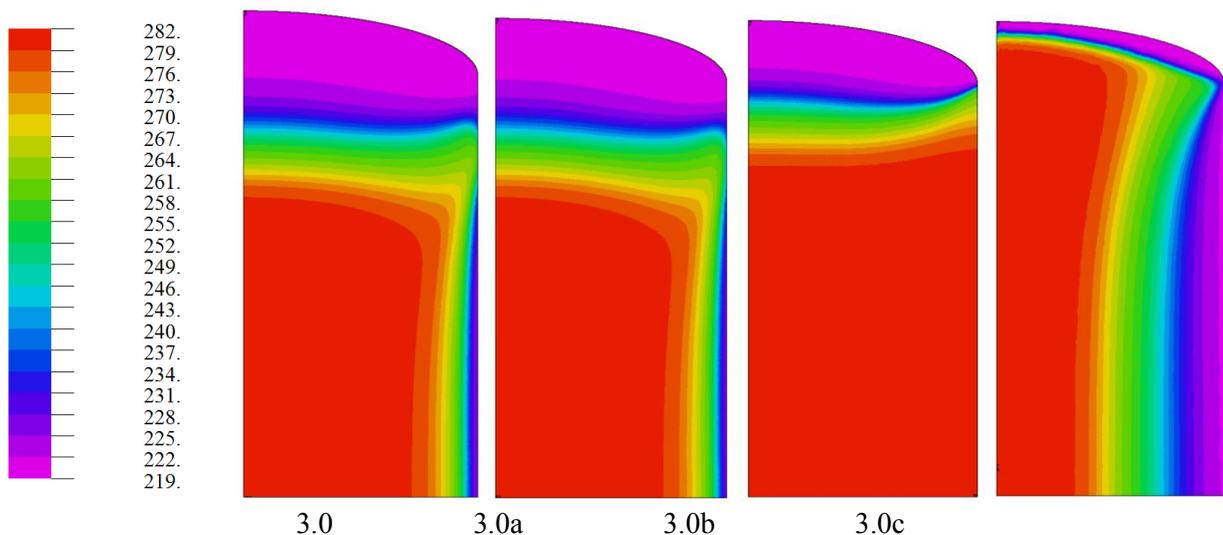


Fig. 11. The final density distribution after heating according regimes of the tests 3.0, 3.0a, 3.0b и 3.0c

УДК 533.6.011.6, 536.24/42

Особенности расчёта тепломассопереноса в пористых абляционных материалах малой плотности

М.П. Шувалов

РКК "Энергия" им. С.П. Королева, РФ, г. Королёв, ул. Ленина, 4а
michael.shuvalov@rsce.ru

Аннотация

На основе данных, представленных в последние годы на конференциях Ablation Workshop, выбрана система уравнений, описывающая перенос энергии и массы в абляционных материалах малой плотности. Валидация физико-математической модели и верификация её программной реализации проведено для «виртуального» материала TACOT (Theoretical Ablative Composite for Open Testing). Выполнен ряд 2D расчётов, показавших необходимость учёта движения газа под действием перепада давления, определяемого граничными условиями и деструкцией материала.

Ключевые слова: теплозащита, тепломассоперенос, деструкция, абляция.

1. Введение

Для защиты возвращаемых аппаратов (ВА), входящих в атмосферу Земли со сверхорбитальными скоростями и подвергающихся интенсивному аэродинамическому нагреву, используются абляционные теплозащитные материалы. При создании тепловой защиты (ТЗ) таких ВА важной задачей является минимизация её массы - выбор типа материалов и их минимальных толщин, обеспечивающих требуемый уровень притока тепла к защищаемой конструкции в течение всего времени её нагрева. В последнее время были разработаны несколько новых абляционных теплозащитных материалов малой плотности. Одним из наиболее известных является углепластик PICA (Phenolic Impregnated Carbon Ablator), плотность которого $\sim 0.2 \div 0.3$ г/см³, что примерно вдвое меньше плотности одного из лучших теплозащитных материалов разработки 60-х годов – материала фирмы AVCO (Avcoat 5026-39, $\rho \sim 0.5$ г/см³), применявшегося при изготовлении лобового щита ВА «Аполлон». PICA является композиционным материалом с основой (матрицей) из углеродного волокна. В качестве наполнителя используется фенольноформальдегидная смола (ФФС), разлагающаяся при нагреве с образованием большого количества газообразных продуктов деструкции. Низкая плотность композиционных материалов типа PICA достигается за счёт разреженности волокон их матрицы. Поэтому неотъемлемыми свойствами таких материалов являются большая открытая пористость (~ 0.8) и газопроницаемость.

Большие градиенты давления на поверхности ВА, физико-химические превращения и абляция материала, приводят к перераспределению расхода газа, вдуваемого из материала в пограничный слой, и заметному тепломассопереносу газом, проходящим через материал. Процесс переноса тепла перестаёт быть одномерным. Это является одной из основных причин для модификации существующих и создания новых (2D и/или 3D) программ расчёта тепломассопереноса в абляционных материалах. При этом критически важным является выбор правильной физической модели процесса и её адекватная математическая реализация (математическая модель).

Целью работы было создание и отладка программы, а также проведение расчётов, демонстрирующих особенности прогрева пористых материалов на примере тестового материала ТАСОТ.

2. Выбор расчётной модели

2.1. Физико-химическая модель явления

При расчёте прогрева абляционных материалов (АМ) необходимо учитывать следующие факторы:

- 1) физико-химические превращения, их скорости и тепловые эффекты
 - a) на внешней поверхности (абляция),
 - b) внутри материалов (деструкция);
- 2) изменения размеров и структуры материала
 - a) вызванное абляцией движение внешней границы,
 - b) образование зоны деструкции (пиролиза) и прококсованного слоя;
- 3) изменение теплофизических и переносных свойств материала (как исходного, так и изменённого) в зависимости от температуры;
- 4) перенос массы и энергии газами внутри АМ;
- 5) влияние вдува продуктов деструкции (пиролизных газов) и абляции на тепловой поток, подходящий к внешней поверхности АМ.

Учёт каждого из перечисленных выше факторов связан с решением ряда теоретических и экспериментальных проблем. Так, например, скорость абляции материала зависит от параметров газовой среды на его внешней поверхности. Состав же этой среды определяется не только составом атмосферы и траекторией движется ВА, но и расходом и свойствами вдуваемого с поверхности АМ газа. Решение такой сопряжённой задачи является важной научной проблемой. Однако, такой подход требует больших интеллектуальных и временных затрат и не может в настоящее время быть использован для проведения оперативных расчётов толщин тепловой защиты ВА.

С другой стороны, хорошие результаты при определении толщин АМ получены с использованием приближенных физических моделей. Настройка параметров таких моделей проводится с помощью наземных экспериментов, а правомочность принятых допущений оценивается по результатам лётных данных. Применять приближенные модели, строго говоря, можно только для тех материалов и тех условий, для которых они разработаны. Однако некоторые допущения являются достаточно общими, контролируруемыми и, при необходимости, легко изменяемыми, в то время как другие дискуссионны и не столь правомочны. К первым можно, например, отнести предположения об изотропности материала, о возможности описания движения газа в пористой среде уравнением Дарси, о равенстве температуры газовой и твёрдой фаз, ко вторым – гипотезу о монотонном изменении свойств материала по мере деструкции. Таким образом, одной из главных проблем при создании программного кода является выбор адекватной физической модели и проверка правильности его функционирования.

В настоящее время одним из наиболее изученных и широко используемых теплозащитных материалов является РСА. Данные об его экспериментальной отработке и методиках расчёта приведены в большом количестве публикаций, среди которых нельзя не отметить работы [1–4].

На основе этой информации и большого количества публикаций других авторов для тестирования существующих и вновь разрабатываемых программ расчёта тепломассопереноса в АМ с углеродной матрицей были разработаны и представлены:

- a) открытая теоретическая модель абляционного материала ТАСОТ (Theoretical Ablative Composite for Open Testing);
- b) три набора расчётных случаев, среди которых наибольший интерес представляют 2 последних – Ablation test-case series #2 и #3, соответственно для 1D и 2D/3D расчётов.

Полное описание свойств материала ТАСОТ приведено в файлах "ТАСОТ_2.2.xls" [5] и "ТАСОТ_3.0.xls" [6]. Условия расчёта для 1D и 2D/3D случаев представлены в [7, 8].

Основными допущениями, принятыми для тестовых расчётов, являются следующие:

- 1) деструкция наполнителя (в данном случае ФФС) описывается уравнениями аррениу-совского типа;
- 2) движение газа в пористом материале может быть описано уравнением Дарси или его модификациями;
- 3) состав газов в материале и на его поверхности является химически равновесным;
- 4) температуры газовой и твёрдой фаз материала равны в любой точке его объёма;
- 5) материал изотропен и тензоры теплопроводности и газопроницаемости вырождаются в коэффициенты;
- 6) все свойства материала (теплофизические, переносные, оптические) являются функциями только от их значений для материала в исходном и прококсованном состоянии и степени превращения наполнителя.

2.2. Математическая модель

В соответствии с допущениями, принятыми в разделе 2.1, уравнения сохранения массы, импульса и энергии могут быть записаны в следующем виде:

$$\frac{\partial \rho_g}{\partial t} = \dot{\omega}_g - \nabla \cdot \dot{m}_g, \quad (1)$$

$$\mathbf{V}_g = -\frac{K}{\mu_g} \nabla P, \quad (2)$$

$$\rho c_{eff} \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k_s \nabla T) - (h_g - \bar{h}) \nabla \cdot \dot{m}_g - \dot{m}_g \cdot \nabla h_g, \quad (3)$$

где P, T – давление, температура; ρ_g – плотность пиролизных газов; $\dot{\omega}_g$ – скорость образования газа при деструкции; \mathbf{V}_g – скорость газа; $\dot{m}_g = \rho_g \mathbf{V}_g$ – расход газа; K – коэффициент газопроницаемости; μ_g – вязкость газа; $\rho c_{eff} = \Pi \rho_g c_g + (1 - \Pi) \rho_s c_s$ – эффективная объёмная теплоёмкость материала; Π – пористость; c_g, c_s – теплоемкости газа и твёрдой фазы материала; k_s – коэффициент теплопроводности материала; h_g – энтальпия газа; $\bar{h} = \frac{\rho_v h_v - \rho_c h_c}{\rho_v - \rho_c}$ – эффективная энтальпия наполнителя, используемая для расчёта теплового эффекта пиролиза; ρ_v, h_v и ρ_c, h_c – плотность и энтальпия исходного (индекс v) и прококсованного (c) материала.

Плотность пиролизных газов находится по уравнению состояния $\rho_g = \frac{PM_g}{RT}$, где M_g – молекулярная масса; R – универсальная газовая постоянная. В качестве граничного условия для уравнения сохранения массы используются либо зависимость давления от времени $P_w = P_w(t)$, либо условие непротекания $\nabla P_w = 0$.

При решении уравнения сохранения энергии одни граничные поверхности считаются теплоизолированными $\nabla T_w = 0$, на других рассчитывается тепловой баланс. В этом случае в предположении равенства чисел Льюиса и Прандтля ($Le = Pr = 1$) граничное условие можно записать в следующем виде:

$$C_H (H_e - h_w) + \dot{m}_c (h_c - h_w) + \dot{m}_g (h_g - h_w) + \alpha_w q_{rw} - \varepsilon_w \sigma (T_w^4 - T_\infty^4) - q_{con} = 0, \quad (4)$$

где C_H – коэффициент теплообмена; H_e – энтальпия торможения атмосферного газа; h_w – энтальпия газа у поверхности; \dot{m}_c, h_c – расход и энтальпия газа, образующегося при абляции; q_{rw} и α_w – радиационный тепловой поток и коэффициент его поглощения поверхностью; q_{con} – кондуктивный тепловой поток; ε_w – степень черноты поверхности; σ – постоянная Стефана – Больцмана; T_w, T_∞ – температуры поверхности и окружающей среды.

Кроме того, в расчётах используются следующие замыкающие соотношения:

$$\rho_s = \sum_{i=1}^n \Gamma_i \rho_{si}, \quad (5)$$

$$\Pi = 1 - \sum_{i=1}^n \Gamma_i, \quad (6)$$

$$\dot{\omega}_g = -\frac{\partial \rho_s}{\partial t} = -\sum_{i=1}^n \Gamma_i \frac{\partial \rho_{si}}{\partial t} = -\sum_{i=1}^n \Gamma_i A_i \rho_{vi} \left(\frac{\rho_{si} - \rho_{ci}}{\rho_{vi}} \right)^{n_i} \exp\left(\frac{-E_i}{RT} \right), \quad (7)$$

$$\frac{C_H}{C_{H0}} = \frac{2\lambda B}{\exp(2\lambda B) - 1} = \psi(B, \lambda), \quad (8)$$

$$B = \frac{\dot{m}_c + \dot{m}_g}{C_H} = B_c + B_g \quad (9)$$

В формулах (5) и (6) для плотности материала (твёрдой фазы) ρ_s и его пористости Π записано предположение о том, что материал состоит из n компонентов с объёмными долями Γ_i и плотностями ρ_{si} . Одним из компонентов является углеродная матрица композита, остальные условно выделяются из состава разлагающегося наполнителя для удобства описания процесса деструкции набором независимых параллельных реакций. То есть полагается, что наполнитель является смесью $(n-1)$ компонентов, все свойства которых, кроме кинетики деструкции, плотностей и объёмных долей, одинаковы. В формуле (7) постулируется равенство скоростей образования пиролизных газов $\dot{\omega}_g$ и убыли твёрдой фазы за счёт деструкции наполнителя $\partial \rho_s / \partial t$. Последняя рассчитывается через скорости превращения компонентов $\partial \rho_{si} / \partial t$ от начальных плотностей ρ_{vi} до конечных ρ_{ci} по аррениусовским зависимостям с энергиями активации E_i и предэкспоненциальными множителями A_i . Для неразлагающейся матрицы $A_i = 0$.

Вдвух в пограничный слой продуктов абляции и деструкции с расходами \dot{m}_c и \dot{m}_g приводит к уменьшению коэффициента теплообмена C_H относительно его значения на непроницаемой неаблирующей стенке C_{H0} в соответствии с зависимостью (8), где λ – константа, равная 0.5 или 0.4 для ламинарного и турбулентного режимов соответственно, B – безразмерный коэффициент расхода, определяемый по формуле (9).

Необходимые для расчётов свойства пиролизных газов (h_g, c_g, μ_g, M_g) , продуктов абляции (h_c, B_c) и газовой смеси у поверхности (h_w) представлены в [5, 6] в виде таблиц $h_g = h_g(T, P)$, $c_g = c_g(T, P)$, $\mu_g = \mu_g(T, P)$, $M_g = M_g(T, P)$, $h_c = h_c(T, P)$, $B_c = h_w(T, P, B_g)$, $h_w = h_w(T, P, B_g)$. В связи с тем, что коэффициент $B_g = \frac{\dot{m}_g}{C_H} = \frac{\dot{m}_g}{C_{H0}\psi(B, \lambda)} = \frac{\dot{m}_g}{C_{H0}\psi(B_g + B_c, \lambda)}$ является неявной функцией от T, P, \dot{m}_g, C_{H0} , в каждый момент времени необходимо проводить решение системы из трёх заданных таблично зависимостей для расчёта трёх неизвестных: коэффициента B_g , энтальпия h_w и скорость абляции $\dot{m}_c = B_c C_H$.

Теплофизические (c_s, k_c) , переносные (K) и оптические $(\varepsilon_w, \alpha_w)$ свойства материала рассчитываются по одинаковым зависимостям:

$$F = \tau F_v + (1 - \tau) F_c, \quad (10)$$

где $F = (c_s, k_s, K, \varepsilon_w, \alpha_w)$, $\tau = \frac{1 - \rho_c / \rho_s}{1 - \rho_c / \rho_v}$ – коэффициент, характеризующий степень превращения материала. Свойства исходного (индекс v) и прококсованного (индекс c) материала зависят только от температуры и также приведены в [5, 6].

3. Методика расчёта

Решение приведённой выше системы уравнений с граничными и замыкающими соотношениями проводилось с использованием универсальной программы для решения дифференциальных уравнений в частных производных FlexPDE [9]. В этой программе есть модули записи алгоритма решения, анализа уравнений, генерации сетки, проведения вычислений и вывода информации. Скриптовый язык записи алгоритма прост и удобен, форма записи уравнений близка к обычной математической. Расчёты проводятся по методу конечных элементов. Генератор сеток позволяет автоматически строить сетки для 1D-3D расчётных областей, в том числе подстраивающиеся под особенности решения. Решение получаемых сеточных уравнений проводится с использованием неявного итерационного метода Ньютона-Рафсона. Получаемое решение (поля переменных и параметров) может выводиться как в собственном формате, так и различных стандартных форматах (VTK, CDF, Tecplot).

Преимуществом такого подхода является возможность уделять основное внимание физической стороне исследуемого процесса и скорость получения численного решения. К недостаткам можно отнести отсутствие возможности доступа к промежуточным результатам итераций, что неудобно при решении неявных алгебраических уравнений. Так, например, для решения упомянутой в разделе 2.2 системы неявных уравнений для расчёта неизвестных B_g , h_w и B_c пришлось ввести коэффициент $B_{g0} = \dot{m}_g / C_{H0}$ и переинтерполировать заданные в [5, 6] таблицы к виду $B_g = h_w(T, P, B_{g0})$, $B_c = h_w(T, P, B_{g0})$, $h_w = h_w(T, P, B_{g0})$, позволяющему рассчитывать эти неизвестные без итераций.

4. Результаты расчётов

4.1. Тестовые расчёты

Тесты серии 2 предназначены для проверки расчётов в случае одномерной расчётной области протяжённостью 50 мм. Сложность тестов последовательно увеличивается:

- 2.1 – умеренный нагрев ($T_w \sim 1640$ К), расчёт без учёта абляции;
- 2.2 – то же, но с абляцией;
- 2.3 – сильный нагрев ($T_w \sim 3000$ К), высокая скорость абляции.

Зависимость от времени граничных условий приведена в таблице 1, взятой из [7].

Таблица 1

Граничные условия для тестов серии 2

t , с	C_H , кг/м ² /с	H_e , МДж/кг	P_w , Па
0	0	0	101325
0.1	0.3	1.5 (№ 2.1 и № 2.2)/2.5 (№ 2.2)	101325
60	0.3	1.5 (№ 2.1 и № 2.2)/2.5 (№ 2.2)	101325
60.1	0	0	101325
120	0	0	101325

Были проведены расчёты всех трёх тестов серии 2. Для примера представлены результаты для наиболее сложного теста 2.3. На рис. 1 приведено сравнение температурных кривых (обозначения в легенде рисунка: ИД – исходные данные из [7], Расчёт – результаты, полученные с помощью FlexPDE), а на рис. 2 – расходов пиролизных газов \dot{m}_g и продуктов абляции \dot{m}_c , величин линейного уноса ΔX и координат, соответствующих степеням разложения 2% (X02) и 98% (X98).

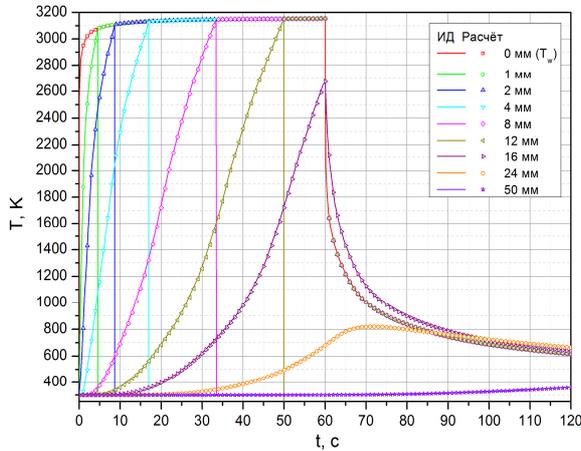


Рис. 1. Изменение по времени температуры в девяти точках, расположенных на различной глубине от поверхности материала

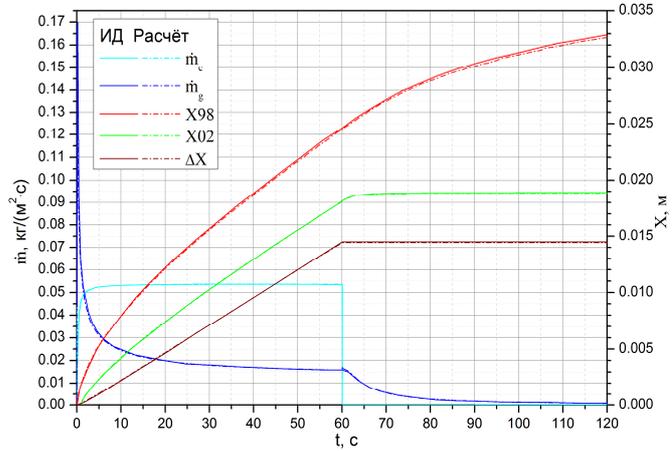


Рис. 2. Изменение по времени расходов пиролизных и абляционных газов, линейного уноса и глубин преобразования до степени 2% и 98%

Анализ представленных на рис. 1 и 2 данных показывает хорошее согласие результатов расчётов, полученных по представленной в разделе 3 методике, с «эталонными» результатами, приведёнными в [7].

Более сложными и важными являются тесты серии 3 [8]. В этих тестах рассчитывается тепломассоперенос в цилиндрическом образце с эллиптическим торцом. Параметры эллипса подобраны таким образом, чтобы конвективный тепловой поток на его поверхности был практически постоянным (Iso-q поверхность). Распределение давления и теплового потока по торцу и боковой поверхности цилиндра считается постоянным по времени и задано в [8]

в виде таблиц $\bar{P}_w(s) = \frac{P_w(s,t)}{P_{w,c}(t)}$ и $\bar{q}_w(s) = \frac{q_w(s,t)}{q_{w,c}(t)}$, где s – расстояние по образующей от оси

симметрии, $P_{w,c}(t), q_{w,c}(t) = C_{H,c}(H_e - h_w)$ и $C_{H,c}$ давление, тепловой поток и коэффициент теплообмена в критической точке на оси симметрии. Граничные условия записываются в таком виде $P_w(s,t) = P_{w,c}(t)\bar{P}_w(s)$, $q_w(s,t) = C_{H,c}(s,t)(H_e - h_w) = C_{H,c}(s)\bar{q}_w(s)(H_e - h_w)$. Изменение по времени давления $P_{w,c}$, коэффициента теплообмена $C_{H,c}$ и полной энтальпии H_e в критической точке приведено в таблице 2.

Таблица 2

Граничные условия для тестов серии 3

t, c	$C_{H,c}, \text{кг/м}^2/\text{с}$	$H_e, \text{МДж/кг}$	$P_{w,c}, \text{Па}$
0	0.001	0	405.3
0.1	0.1	25	101325
40	0.1	25	101325
40.1	0.001	0	405.3
120	0.001	0	405.3

Геометрия образца и расположение в нём 10-ти контрольных точек (термопар в экспериментах с прообразом ТАСОТа – материалом РІСА), для которых приводятся данные об изменении по времени основных переменных (температуры, давления, плотности и т.п.) приведено на рис. 3. Заливкой показано поле давления в момент времени $t=0.8$ с в тесте 3.0. На рис. 4 представлено изменение по образующей безразмерных параметров \bar{q}_w и \bar{P}_w .

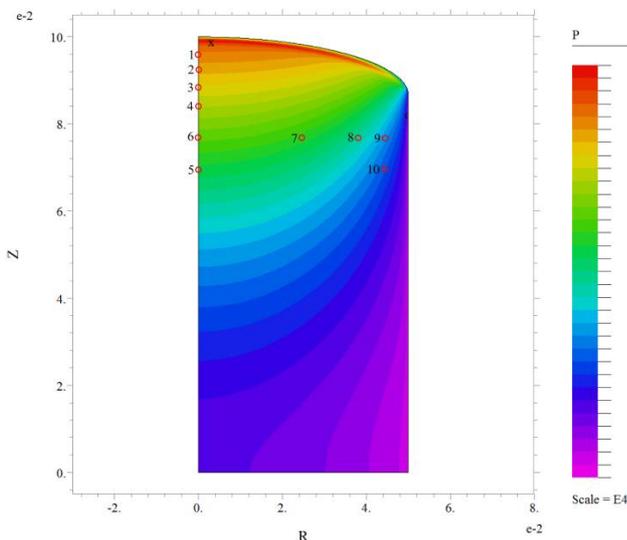


Рис. 3. Размеры расчётной области, расположение контрольных точек и поле давления в момент времени $t=0.8$ с в тесте 3.0

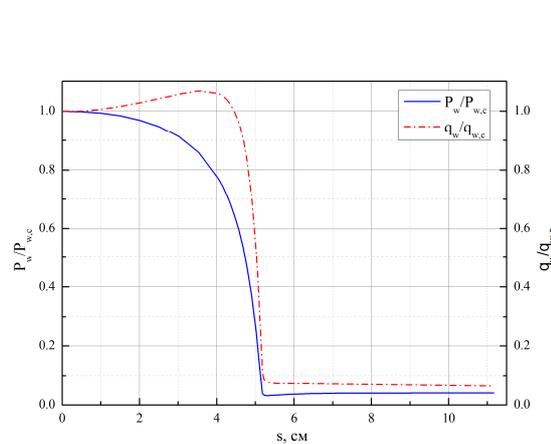


Рис. 4. Распределение давления и теплового потока по образующей образца

В соответствии с [8] расчёты проведены без учёта (тест 3.0) и с учётом (тест 3.1) абляции. Некоторые результаты расчёта по условиям теста 3.0 представлены на рис. 5, где показаны исходные и рассчитанные температурные зависимости для контрольных точек.

Анализ приведённых данных показывает их хорошее качественное и приемлемое количественное согласие.

Аналогичные выводы можно сделать и из сравнения температурных кривых, полученных в расчёте с учётом абляции (тест 3.1) и приведённых на рис. 6.

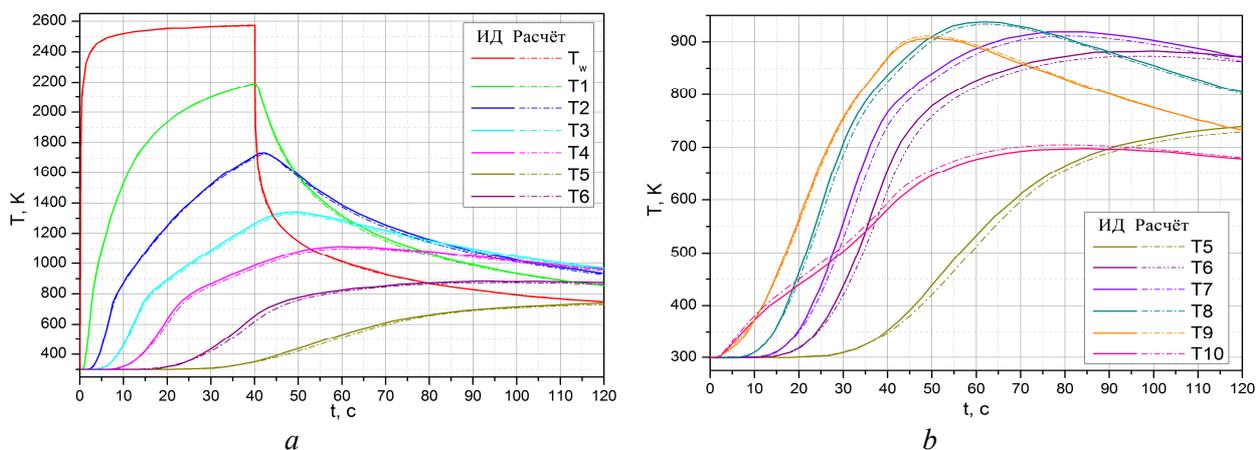


Рис. 5. Изменение по времени температуры в контрольных точках. Расчёт без учёта абляции: а) температура поверхности и контрольных точек 1 ÷ 6, б) температура контрольных точек 5 ÷ 10.

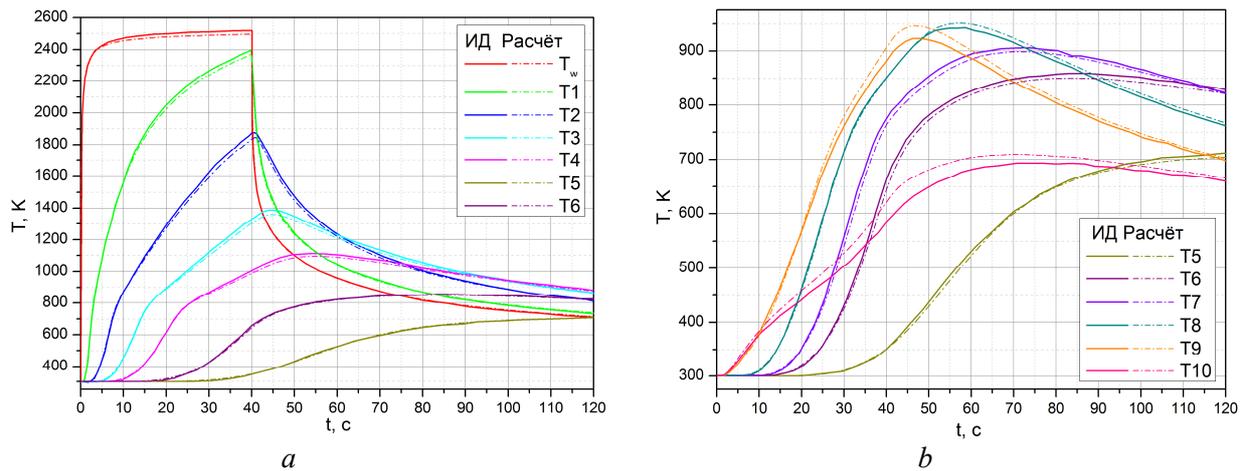


Рис. 6. Изменение по времени температуры в контрольных точках. Расчёт с учётом абляции: а) температура поверхности и контрольных точек 1 ÷ 6; б) температура контрольных точек 5 ÷ 10

Кроме температуры важным для тестирования программ параметром является плотность материала, которая может быть измерена до и после проведения наземных или лётных экспериментов. К сожалению, в [8] приведено распределение плотности только для теста 3.1, причём не конечное (для момента времени $t=120$ с), а за секунду до окончания нагрева ($t=39$ с). Это поле плотности показано слева на рис. 7. На правой стороне рисунка приведены результаты расчёта автора.

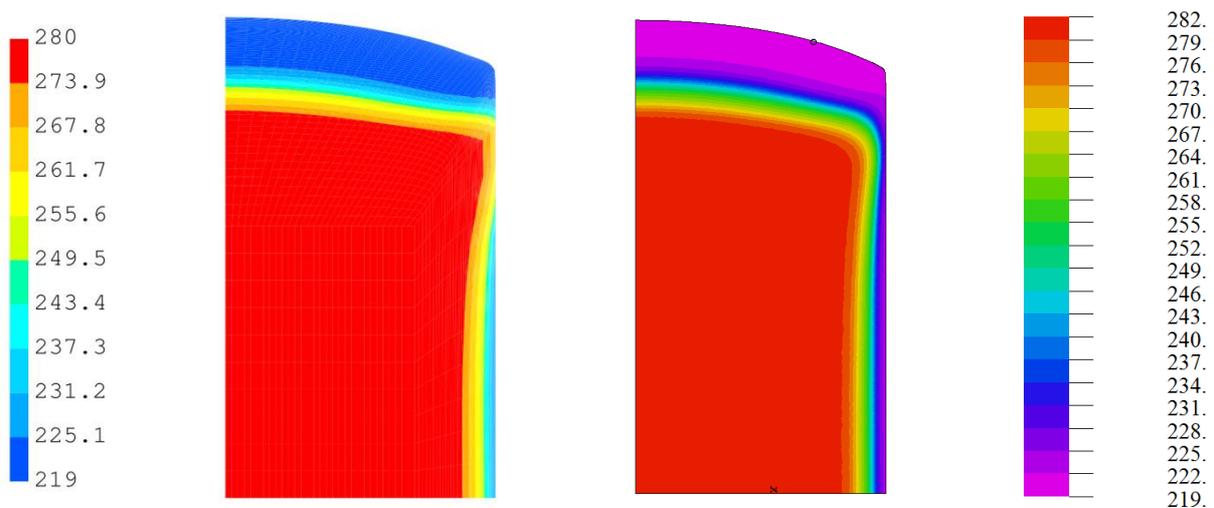


Рис. 7. Распределение плотности в материале в момент времени $t=39$ с теста 3.1. Слева данные из [8], справа – расчёт с использованием FlexPDE

Приведённые здесь результаты являются только частью от всей совокупности проведённых сравнений. Кроме представленных выше данных для плотности и температуры сравнение проводилось для таких параметров, как давление и расход газа в АМ, изменение размеров образца из-за абляции. По результатам проведённых тестовых расчётов был сделан вывод о возможности использования представленного кода для расчётов абляционных материалов малой плотности с приемлемой для инженерной практики точностью.

4.2. Дополнительные расчёты

Граничные условия для тестов серии 3 были сформированы по результатам экспериментальных исследований цилиндрических образцов материала PISA с Iso-q поверхностью переднего торца в сверхзвуковых струях плазмы. В то же время, большой объём исследова-

ний проводится также и на дозвуковых режимах, где реализуются существенно меньшие перепады давления на поверхности образца. Кроме того, зачастую образцы устанавливаются в специальные насадки так, что нагреву подвергается только его торцевая поверхность и небольшая часть боковой. При этом насадки могут быть как водоохлаждаемыми, так и просто охранными (теплоизолирующими).

В связи с этим представляет интерес исследовать влияние вариации граничных условий на получаемый результат.

За основу были взяты граничные условия теста 3.0. В качестве первой вариации принято условие постоянства давления на всей нагреваемой поверхности образца $\bar{P}_w(s)=1$ (откуда следует, что $P_w(s)P_w(s,t)=P_{w,c}(t)\bar{P}_w(s)=P_{w,c}(t)$, т.е. давление всюду постоянно и равно максимальному в критической точке). Этот тест (назовём его 3.0a) для предсказания прогрева материала в условиях, близких к тем, что реализуются в дозвуковых струях плазмы. Тесты 3.0b и 3.0c имитируют нагрев образца с непроницаемой боковой поверхностью ($\nabla P_w = 0$). Отличие между ними в том, что в тесте 3.0b боковая поверхность теплоизолирована ($\nabla T_w = 0$), а в тесте 3.0c нагревается тем же потоком, что и в тесте 3.0. Эти два теста предназначены показать влияние нагрева непроницаемой для газа боковой поверхности образца. Последнее условие (непроницаемости боковой стенки) легко реализуемо в охлаждаемой насадке или теплоизолирующей окантовке – случай 3.0b, но трудно реализуемо, если боковая поверхность еще и нагревается – как в тесте 3.0c.

Основными параметрами для сравнения примем, как и в предыдущем разделе, температуру и конечную плотность материала. Изменения по времени температуры расчётных точек для каждого из тестов 3.0a, 3.0b и 3.0c сравниваются с аналогичными зависимостями, полученными для условий базисного теста 3.0. Результаты сравнений представлены на рис. 8–10.

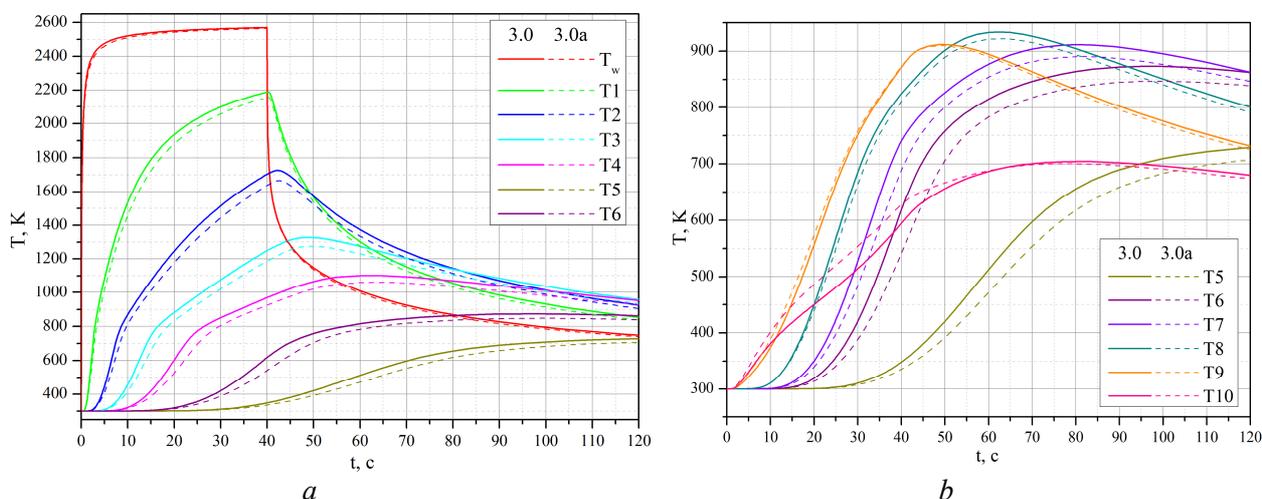


Рис. 8. Влияние распределения давления по поверхности образца на изменение по времени температуры в контрольных точках: *a*) температура поверхности и контрольных точек 1–6, *b*) температура контрольных точек 5–10

Снижение температуры в тесте 3.0a вызвано уменьшением переноса тепла продуктами деструкции, обусловленного падением перепада давления между зоной пиролиза, где давление максимально, и боковой поверхностью. В контрольных точках 9 и 10, расположенных близко к боковой поверхности, температура в тесте 3.0a сначала растёт быстрее, чем в тесте 3.0 вследствие более интенсивного притока газа, образующегося при нагреве боковой поверхности (в тесте 3.0a давление там более высокое). Однако затем туда просачивается газ из пиролизной зоны у торцевой поверхности, где температура и давление выше, чем на боковой границе, а для этого газа высокое давление на боковой поверхности является блокирующим, что и приводит к уменьшению расхода газа и, следовательно, меньшему нагреву.

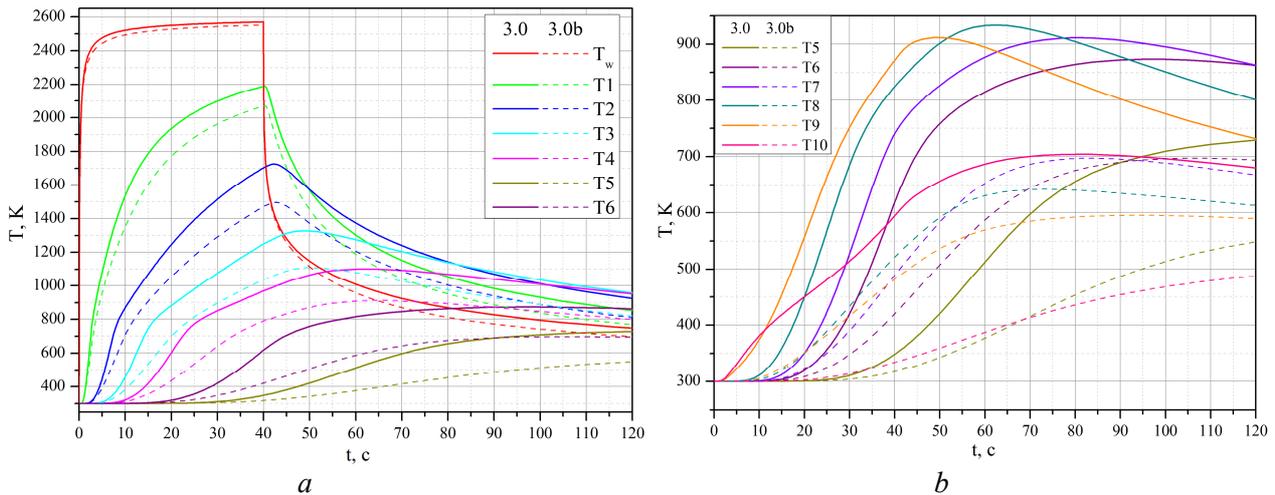


Рис. 9. Влияние непроницаемости боковой поверхности на изменение по времени температуры в контрольных точках: а) температура поверхности и контрольных точек 1÷6, б) температура контрольных точек 5–10

Снижение температуры в тесте 3.0b обусловлено увеличением расхода газа, вдуваемого через торцевую поверхность образца, что, в свою очередь, является следствием непроницаемости боковой поверхности. Эффект снижения температуры достаточно велик (особенно для контрольных точек вблизи боковой поверхности), что даёт возможность обнаружить его экспериментально.

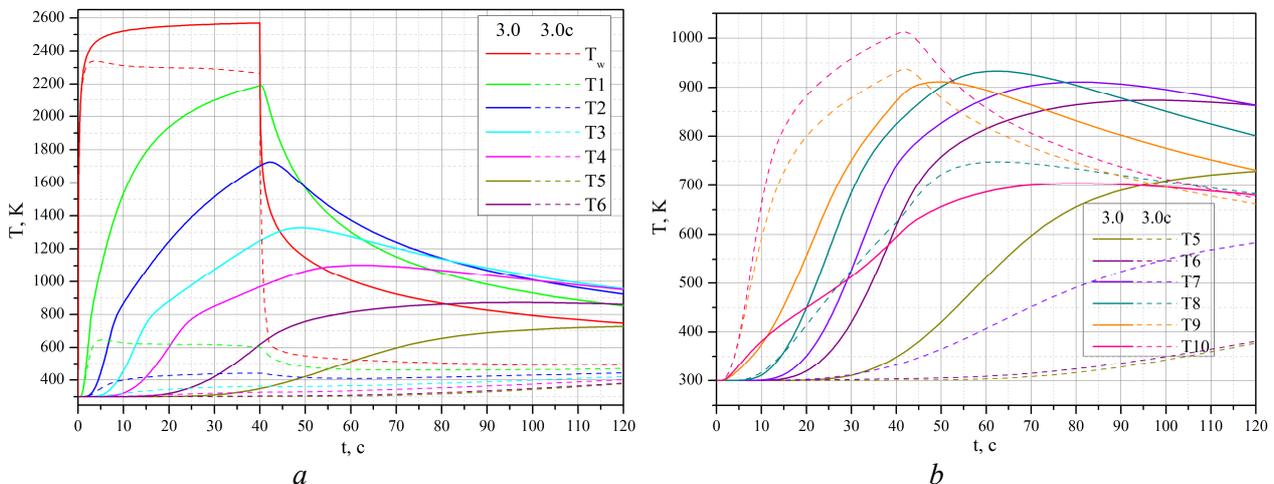


Рис. 10. Влияние нагрева непроницаемой боковой поверхности на изменение по времени температуры в контрольных точках: а) температура поверхности и контрольных точек 1÷6, б) температура контрольных точек 5–10

В этом тесте эффект вдува ещё больше, т.к. расход вдуваемого газа увеличивается из-за появления дополнительной зоны пиролиза у боковой поверхности. К сожалению, такие граничные условия вряд ли реализуемы на практике.

Изменение условий нагрева образцов в тестах 3.0a, 3.0b и 3.0c по сравнению с базовым тестом 3.0 приводит к различиям в распределении конечной (после завершения тестов на 120 с) плотности материала. На рис. 11 для простоты сравнения приведены в одном масштабе конечные поля плотности для всех четырёх случаев. Видно, что в случае проницаемой боковой поверхности вариация распределения давления не приводит к заметному изменению плотности (тест 3.0a в сравнении с 3.0). И наоборот, если боковая поверхность непроницаема (тесты 3.0b и 3.0c), то конечное распределение плотности меняется заметно, а в случае нагрева боковой поверхности (3.0c) приобретает даже качественно иной вид.

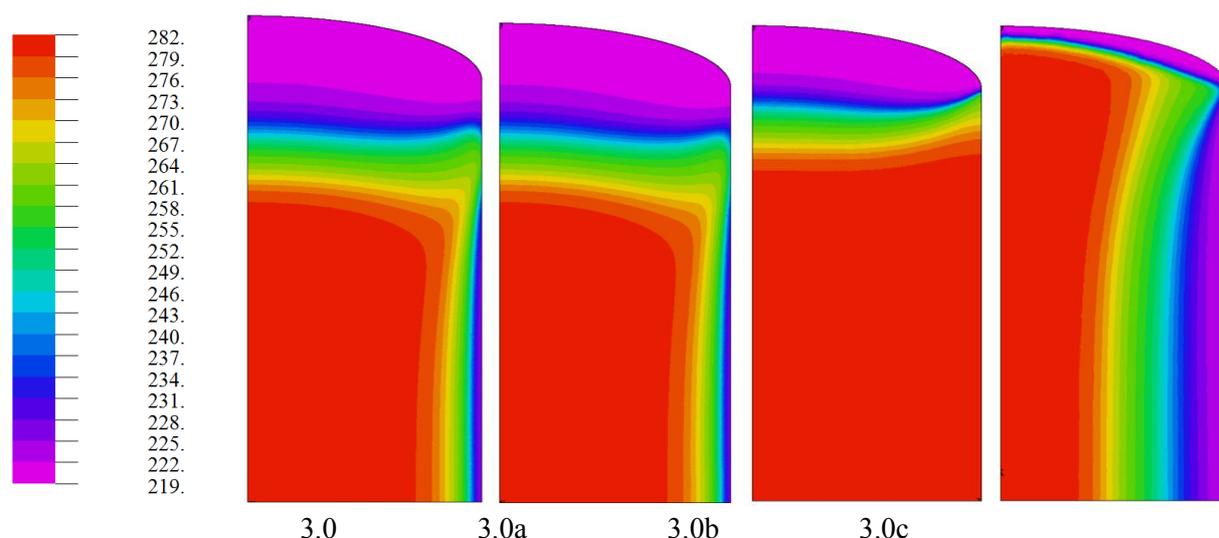


Рис. 11. Конечные поля плотности материала после проведения нагрева по режимам тестов 3.0, 3.0a, 3.0b и 3.0c

Из представленных результатов можно сделать вывод, что результаты экспериментов, проведённых в условиях, обеспечивающих существенную разницу в газопроницаемости боковой поверхности образцов (предельные случаи – свободное вытекание/втекание и непроницаемость) могут быть использованы для валидации программ расчёта тепломассопереноса в абляционных материалах малой плотности, обладающих хорошей газопроницаемостью.

4. Заключение

На основе представленной в открытой литературе теоретической модели абляционного материала ТАСОТ и методик его расчёта (см. [1-9]):

- выбрана физико-математическая модель тепломассопереноса в пористой среде с высокой пористостью и газопроницаемостью;
- представлена описывающая процесс система дифференциальных уравнений и замыкающих соотношений;
- создана и протестирована программа расчёта тепломассопереноса в одно- и двухмерной расчётной области (в том числе с подвижной границей);
- проведён ряд расчётов, демонстрирующих влияние граничных условий на измеряемые параметры – температуру и плотность материала;
- показано существенное (в некоторых случаях определяющее) влияние конвективного переноса тепла пиролизными газами на прогрев материала;
- указано на возможность использования для валидации программных кодов результатов экспериментов, проведенных с образцами, боковые поверхности которых существенно различаются степенью газопроницаемости.

Литература

1. Milos, F. and Chen, Y.-K., “Two-Dimensional Ablation, Thermal Response, and Sizing Program for Pyrolyzing Ablators,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 46, No. 6, November–December 2009, pp. 1089–1099.
2. Milos, F. and Chen, Y.-K., “Ablation and Thermal Response Property Model Validation for Phenolic Impregnated Carbon Ablator,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 47, No. 5, September–October 2010, pp. 786–805.

3. Y.-K. Chen, F.S. Milos, Tahir Gökçen Validation of a Three-Dimensional Ablation and Thermal Response Simulation Code, 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 28 June - 1 July 2010, Chicago, Illinois, AIAA 2010-4645.
4. J. Lachaud, N.N. Mansour “Porous-Material Analysis Toolbox based on OpenFOAM and Applications”, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 28, No. 2, 2014, pp. 191–202.
5. http://ablation2012.engineering.uky.edu/files/2012/02/TACOT_2.2.xls
6. Properties of the Theoretical Ablative Composite for Open Testing (TACOT). J. Lachaud, T. van Eekelen, A. Martin, D. Bianchi, I. Cozmuta, B. Laub, J. de Muelenaere, J. B. Scoggins, J.-M. Bouilly, J.-M. Dupillier, B. Blackwell, M. Howard. TACOT_v3.0.xls (<http://www.jeanlachaud.com/research/>).
7. J. Lachaud, A. Martin, T. van Eekelen, I. Cozmuta, Ablation test-case series #2, version 2.8, Jan. 2011, 8 p., 5th Ablation Workshop, Feb. 28-March 1, Lexington, Kentucky.
8. T. van Eekelen, A. Martin, J. Lachaud, D. Bianchi, Ablation test-case series #3, version 2.0, Feb, 2013, 19 p., 6th Ablation Workshop, April 10-11 2014, University of Illinois at Urbana-Champaign.
9. FlexPDE. User Guide. Ver. 5.0, 2005. PDE Solutions Inc.

Статья поступила в редакцию 8 декабря 2017 г.