

УДК 536.24

*Д.Я. Баринов¹, П.С. Мараховский¹, А.В. Зувев¹***МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
ДЕСТРУКЦИИ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО МАТЕРИАЛА
НА ОСНОВЕ СТЕКЛОПЛАСТИКА**

DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-4-71-78

Предложены физическая и математическая модели тепло- и массопереноса в стеклопластике, используемом в качестве деструктирующего теплозащитного материала спускаемых аппаратов капсульного типа. Для обеспечения математической модели исходными данными проведены экспериментальные исследования теплофизических характеристик материала и кинетических параметров деструкции. Проведено моделирование деструкции образца материала при спуске в атмосфере Земли по типовой траектории для различных областей теплозащитного щита, в результате чего определены зависимости температур от времени полета и глубина прококсованного слоя.

Ключевые слова: деструкция, тепловая защита, математическая модель, температурные поля, глубина прококсованного слоя.

*D.Ya. Barinov¹, P.S. Marakhovskij¹, A.V. Zuev¹***MATHEMATICAL MODELING OF DESTRUCTION
OF FIBERGLASS-BASED THERMAL-PROTECTION MATERIAL**

The paper proposes physical and mathematical models of heat and mass transfer in fiberglass used as a destructive heat-shielding material for capsule type descent vehicles. To provide the mathematical model with the initial data, experimental studies of the thermophysical characteristics of the material and the kinetic parameters of destruction have been carried out. There has been made a simulation of the destruction of a material sample during descent in the Earth's atmosphere along a typical trajectory for various areas of the heat shield; as a result, the dependences of temperatures on the flight time and the depth of the coked layer have been determined.

Keywords: destruction, thermal protection, mathematical model, temperature fields, charred depth.

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Государственный научный центр Российской Федерации [Federal State Unitary Enterprise «All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials» State Research Center of the Russian Federation]; e-mail: admin@viam.ru

Введение

Создание возвращаемых летательных аппаратов, предназначенных для полетов в космическом пространстве, сопряжено с необходимостью проектирования систем тепловой защиты, обеспечивающих предохранение конструкции от высокотемпературного газового потока [1, 2]. Первыми объектами, скорость которых достигла значений, при которых требуется применение тепловой защиты, были головные части первых баллистических ракет большой дальности. Тогда решение нашлось в виде обмазки из асботекстолита с органическим связующим [3]. Во время воздействия газового потока на материал в нем происходят процессы термоокислительной деструкции, сопровождающиеся поглощением значительной теплоты. В результате полимерное связующее коксует, при этом фор-

мируется пористая структура, через которую фильтруются побочные газообразные продукты деструкции и вдуваются в пограничный слой.

Создание пилотируемых космических аппаратов потребовало разработки специальных теплозащитных материалов. Так, в США был создан применявшийся для аппаратов серии Apollo материал AVCOAT 5026-39/HC-G, представляющий собой сотовую конструкцию, заполненную эпоксифенолформальдегидным связующим со стеклянным волокнистым наполнителем и добавками фенольных микросфер [4]. Это обеспечило высокую энタルпию деструкции и механическую прочность при ограниченном линейном и массовом уносах материала. В СССР для применения в конструкции теплозащитного щита на аппаратах типа «Союз» был создан материал

на основе фенолформальдегидного связующего и кремнеземных волокон.

Разработанные деструктурирующие теплозащитные материалы обладают рядом неоспоримых преимуществ по сравнению с неразрушаемыми или термически стабильными. Так, материалы данного класса обладают высокими механическими характеристиками и могут являться силовым элементом конструкции, воспринимающим аэродинамический напор. Важное достоинство таких материалов – возможность самим изменять темп деструкции в зависимости от влияния плотности внешнего теплового потока, одновременно обеспечивая приемлемую температуру на поверхности защищаемой конструкции. Элементы конструкции из деструктурирующих материалов способны функционировать в экстремальных условиях в различных газовых средах. Следует также отметить низкие стоимость и трудоемкость изготовления теплозащитных конструкций, относительную простоту их монтажа и контроля. Однако элементы тепловой защиты из деструктурирующих материалов предназначены для одноразового применения.

В последнее время среди инженеров и конструкторов большую популярность нашли методы, позволяющие прогнозировать реакцию материала на происходящие процессы без его производства и отработки – с помощью математического моделирования [5–7]. Так, во время разработки космического аппарата Apollo были созданы математические подходы для описания прогрева и деструкции теплозащитных полимерных материалов, отдельные элементы которых применяются и в настоящее время. С развитием и уточнением физической модели аналитические методы решения системы уравнений сменяются численными, среди которых следует отметить методы

конечных разностей и конечных элементов. В последнее время предприятия аэрокосмической отрасли как в нашей стране, так и за рубежом, создают свои математические модели для расчетов тепло- и массопереноса, применяющиеся только внутри предприятий-разработчиков. В то же время существуют коммерческие пакеты конечно-элементного анализа, такие как MSC.Marc, COMSOL Multiphysics и др., позволяющие решать задачи теплопереноса в теплозащитных материалах и их деструкции в ограниченной формулировке.

Цель данной работы – создание физической и математической моделей теплопереноса и массообмена и проведение с их помощью моделирования физических процессов в деструктурирующем теплозащитном материале на полимерной основе.

Работа выполнена в рамках реализации комплексной научной проблемы 2.2. «Квалификация и исследования материалов» («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года») [8].

Материалы и методы

Исследуется двумерно-армированный деструктурирующий материал на основе эпоксидного связующего и стеклянного равнопрочного тканого наполнителя, изготавливаемый по препреговой технологии с помощью прямого прессования в прессе [9]. При моделировании выбран объект в виде цилиндра диаметром 50 мм и высотой 20 мм. Из-за ориентации армирующего наполнителя в плоскости, перпендикулярной оси u (плоскости прессования), целесообразно рассматривать двумерную схему задачи, содержащую сечение, проходящее через ось симметрии (рис. 1).

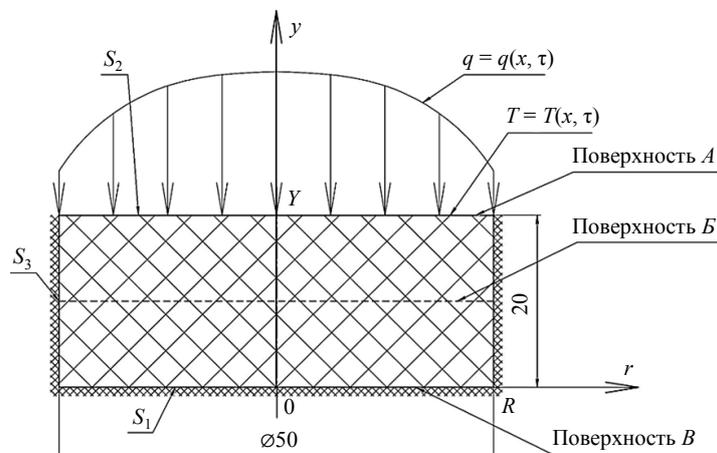


Рис. 1. Схема прямого прессования рассматриваемого двумерно-армированного деструктурирующего материала

Внешнее тепловое воздействие на образец и массообмен с окружающей средой происходят через верхнюю границу (поверхность S_2), остальные границы являются теплоизолированными (поверхности S_1 и S_3). Подвод тепла может осуществляться конвективным, радиационным или эффективным тепловыми потоками. Считается, что размер пор в объеме материала мал, поэтому внутри деструктирующего материала теплоперенос может осуществляться только теплопроводностью, при этом не учитывается теплообмен излучением и конвекцией в пористом каркасе. Тогда теплоперенос будет характеризоваться нестационарным нелинейным обобщенным уравнением теплопроводности (1), при этом считается, что теплофизические и кинетические характеристики материала являются постоянными по всему объему образца [10]:

$$\rho_{s,p} c_{s,p} \frac{\partial T(r,y,\tau)}{\partial \tau} = \quad (1)$$

$$= \text{div}(\lambda_{\Sigma} \cdot \text{grad} T(r,y,\tau)) - c_{p,g} \dot{m} \cdot \text{grad} T(r,y,\tau) + Q_p,$$

где $\rho_{s,p}$ – плотность твердого материала; $c_{s,p}$ – удельная теплоемкость твердого материала; r – радиус образца; λ_{Σ} – теплопроводность твердого материала и газообразных продуктов; $c_{p,g}$ – удельная теплоемкость газообразных продуктов; T – температура; τ – время процесса; \dot{m} – массовый расход газообразных продуктов; Q_p – энтальпия деструкции.

Считается, что все точки материала в начальный момент времени имеют постоянные значения степени превращения и температуры:

$$\begin{aligned} T(r, y, 0) &= T_0; \\ h(r, y, 0) &= h_0, \end{aligned} \quad (2)$$

где h – степень превращения материала; h_0 и T_0 – степень превращения и температура в начальный момент времени.

Граничные условия выглядят в виде (3)–(6): зависимость (3) характеризует тепловой баланс на поверхности при эффективном тепловом потоке, зависимость (4) – при теплопереносе конвекцией, зависимость (5) – при теплопереносе излучением, зависимость (6) определяет тепловую изоляцию поверхности:

$$\lambda \cdot \frac{\partial T(r,y,\tau)_{S_2}}{\partial n} = q(r,y,\tau); \quad (3)$$

$$\lambda \cdot \frac{\partial T(r,y,\tau)_{S_2}}{\partial n} = \alpha_c (T_R - T(r,y,\tau)_{S_2}); \quad (4)$$

$$\lambda \cdot \frac{\partial T(r,y,\tau)_{S_2}}{\partial n} = \sigma \cdot \varepsilon (T_F^4 - T(r,y,\tau)_{S_2}^4); \quad (5)$$

$$\lambda \cdot \frac{\partial T(r,y,\tau)_{S_1,S_3}}{\partial n} = 0, \quad (6)$$

где n – вектор внешней нормали к границе; α_c – конвективный коэффициент теплоотдачи; T_R – температура восстановления; σ – постоянная Стефана–Больцмана; ε – степень черноты поверхности; T_F – температура окружающей среды.

Для описания процесса термоокислительной деструкции материала используется уравнение Аррениуса. При наличии нескольких стадий это уравнение следует записывать для каждой стадии:

$$\begin{aligned} \frac{\partial h(r,y,\tau)}{\partial \tau} &= \\ &= B(G-h(r,y,\tau))^{\psi} \cdot \exp\left(-\frac{E_a}{R \cdot T(r,y,\tau)}\right), \end{aligned} \quad (7)$$

где $G \leq 1$ – максимальная степень превращения конкретного материала; ψ – порядок реакции; B – предэкспоненциальный множитель; E_a – энергия активации; R – универсальная газовая постоянная.

Выражения (1)–(7) формируют систему уравнений математической модели, решаемую аналитически или с привлечением численных методов. Исходные данные должны быть дополнены температурно-временными зависимостями теплофизических и кинетических параметров материала.

На первом этапе экспериментальных исследований проводили синхронный термический анализ, для чего применяли термоанализатор STA449F1 (фирмы Netzsch) [11, 12]. Исследование проводили в воздушной среде при скоростях нагрева 5; 10 и 20 К/мин. Использовали тигли объемом 40 мл, изготовленные из оксида алюминия, в которые помещали образцы, при этом при нагреве регистрировали изменение массы образца и происходящие тепловые эффекты. Воздух продували через ячейку прибора с расходом 70 мл/мин, кроме того, для защиты системы весов от продуктов деструкции через нее дополнительно со скоростью 30 мл/мин продували аргон. Наряду с зависимостью потери массы образца при нагреве метод позволяет определить температуру начала деструкции.

Теплопроводность определяли импульсным методом – от комнатной температуры до температуры начала деструкции – на приборе LFA457 (фирма Netzsch), при этом источником импульсной энергии является твердотельный лазер [13]. Метод состоит в облучении фронтальной стороны образца в виде диска

или пластины кратковременным импульсом и регистрации с помощью инфракрасного датчика изменения температуры на тыльной поверхности. После анализа полученной зависимости судят о температуропроводности материала, а затем определяют теплопроводность. Метод требует подготовки поверхностей образца, что особенно важно для полупрозрачных материалов. Для этого поверхности шлифуют и покрывают графитом толщиной 5 мкм (рис. 2). Измерения проводили в среде аргона, продуваемого через ячейку прибора с расходом газа 70 мл/мин.

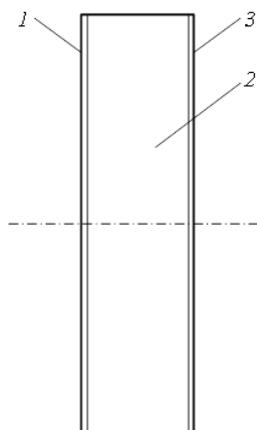


Рис. 2. Образец для измерений температуропроводности:

1, 3 – покрытия графитом толщиной 5 мкм; 2 – образец для измерений

Теплоемкость материала измеряли на дифференциальном сканирующем калориметре марки DSC 204F1 (фирма Netzsch) [14]. Метод состоит в монотонном нагреве с постоянной скоростью пустого тигля и тигля с образцом исследуемого материала и регистрации разности их температур. После обработки полученных результатов определяют тепло-

вые эффекты, происходящие в исследуемом образце, а при их сравнении с эталонным образцом (сапфиром) судят о теплоемкости материала. Исследования проводили в алюминиевых тиглях объемом 25 мкл в среде аргона, продуваемого через измерительную ячейку с расходом 50 мл/мин.

Для определения плотности применяли метод обмера и взвешивания, согласно которому по результатам определения геометрических размеров образца и его массы судят о плотности. Плотность считалась постоянной и не зависящей от температуры. При наличии значений температуропроводности a , теплоемкости c и плотности ρ определяют теплопроводность материала согласно выражению

$$\lambda = a \cdot c \cdot \rho, \quad (8)$$

где a – температуропроводность материала, m^2/c .

В общем случае деструкция материала может протекать в несколько стадий. Для выявления количества стадий протекания реакции и определения значений энергий активации, предэкспоненциальных множителей и порядков реакции проводили анализ с помощью многовариантной линейной регрессии [15]. Исходными данными для анализа были результаты термогравиметрического анализа при разных скоростях нагрева. Анализ зависимостей и определение значений кинетических параметров деструкции проводили в программном комплексе Netzsch Thermokinetiks 3.0.

Результаты и обсуждение

Результаты проведения синхронного термического анализа приведены на рис. 3. Видно, что деструкция материала начинается с разложения полимерного связующего при температуре 328,0–351,7 °С. В зависимости от

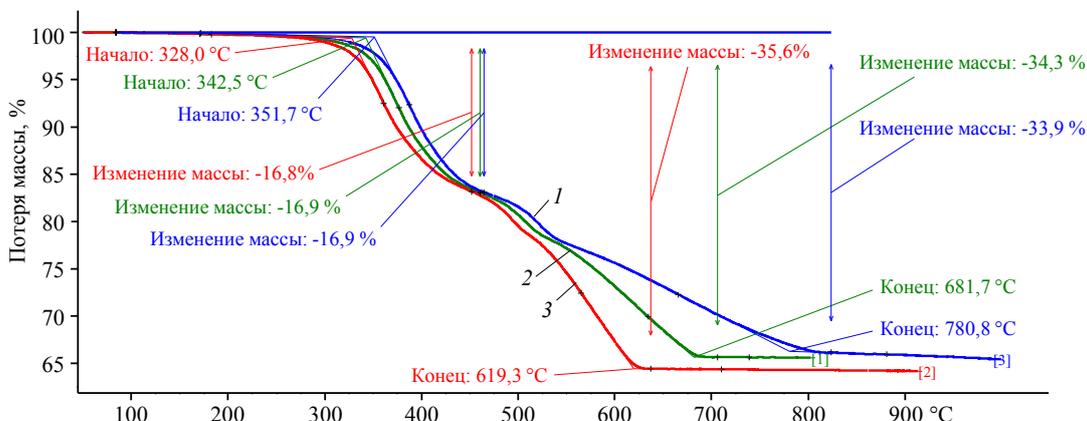


Рис. 3. Результаты синхронного термического анализа образцов деструктирующего материала: при скорости нагрева 20 (1), 10 (2) и 5 К/мин (3) для потери массы (1–3)

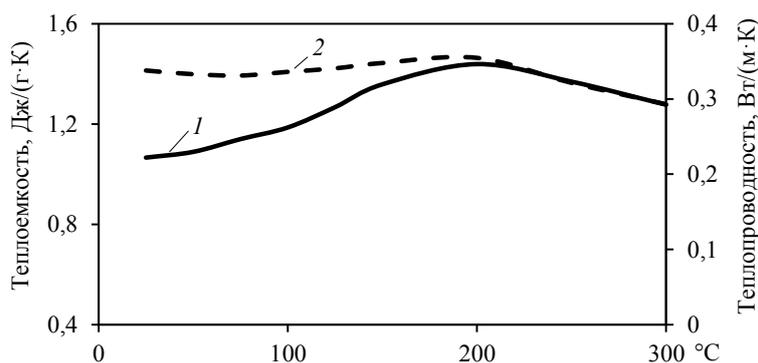


Рис. 4. Температурные зависимости теплоемкости (1) и теплопроводности (2) деструктирующего материала

Кинетические характеристики деструкции материала

Условный номер стадии	Энергия активации E_a , Дж/моль	Предэкспоненциальный множитель B , c^{-1}	Порядок реакции ψ
1	130856	2651,49	5,6143

скорости нагрева процесс деструкции завершается при температуре 619,3–780,8 °C. Энтальпия деструкции составляет 2156–2544 Дж/кг. В связи с инертностью стеклянного наполнителя материала при нагреве имеется возможность определить содержание связующего в стеклопластике. Установлено, что при деструкции значение потери массы (содержания связующего) составляет 33,9–35,6%.

Температурные зависимости изменения теплопроводности материала и его теплоемкости представлены на рис. 4. Установлено, что плотность материала составляет 1600 кг/м³.

Кинетический анализ методом многовариантной линейной регрессии показал, что деструкцию материала можно описать одностадийным уравнением n -го порядка. Определенные при анализе кинетические параметры приведены в таблице, при этом коэффициент корреляции экспериментальной и расчетной зависимостей потери массы во время деструкции достигает 0,99%.

При моделировании процессов теплопереноса и массообмена в деструктирующем теплозащитном материале за расчетный случай примем вариант входа в атмосферу спускаемого аппарата по типовой траектории с околоземной орбиты. Считалось, что в окрестности передней критической точки (в центральной области фронтальной поверхности) температура изменяется в соответствии с зависимостью, представленной на рис. 5 [16]. Кроме того, температуру периферийной области фронтальной поверхности принимали на 20% меньше соответствующей температуры в окрестности передней критической точки. Таким образом, в ряде случаев может быть имитировано воздействие газового потока при высокотемпературных газодинамических испытаниях. Следует отметить, что проведение расчетов сопряжено с необходимостью учета изменения от высоты параметров атмосферы Земли: температуры, плотности и давления воздуха. В этом случае широкое

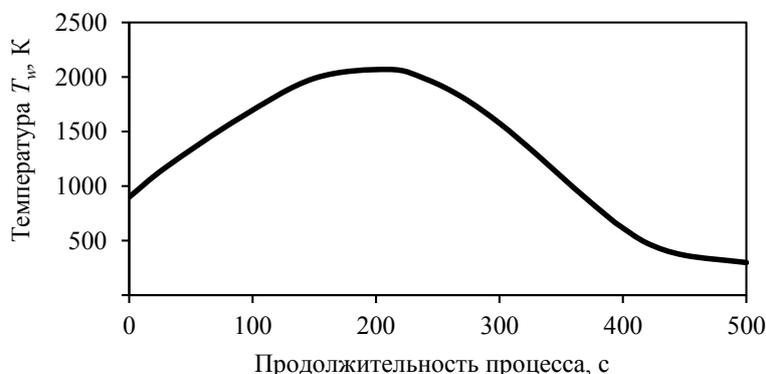


Рис. 5. Зависимость температуры в окрестности передней критической точки (T_w) от продолжительности процесса

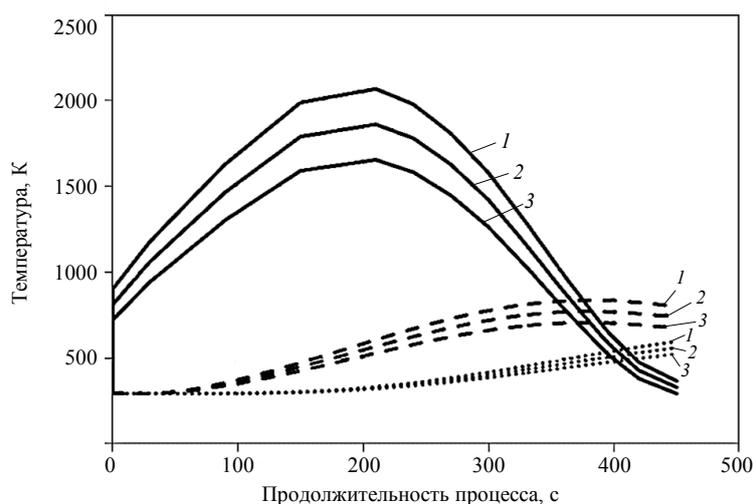


Рис. 6. Временные зависимости изменения температуры по толщине исследуемого цилиндра для фронтальной (—) и тыльной (····) поверхностей и срединного сечения (— — —) для расчетных случаев 1–3

применение в практических расчетах находит ГОСТ 4401–81, в котором содержатся необходимые зависимости в диапазоне высот от 2 до 1200 км [17].

Моделирование теплопереноса и массообмена проводили в программе MSC.Mag, которая достаточно полно позволяет описывать деструкцию материалов на полимерной основе [18]. Считалось, что температура верхней поверхности *A* изменяется согласно известной из научно-технической литературы зависимости (рис. 5), остальные стороны являются теплоизолированными.

Моделировали тепло- и массоперенос в материале для трех расчетных случаев. В первом случае температура верхней поверхности считается максимальной и описывается зависимостью, приведенной на рис. 5 (базовый вариант расчета). Во втором и третьем случаях температура верхней поверхности составляла 90 и 80% от максимальной. Для простоты понимания обозначим эти расчетные случаи 1–3. Таким образом, можно оценить процессы деструкции не только в окрестности критической точки, но и в других областях теплозащитного щита спускаемого аппарата. Эти результаты можно использовать при приближенных расчетах тепловой защиты, определении необходимой толщины лобового щита и оптимизации массы конструкции аппарата на этапе эскизного проекта.

На рис. 6 приведены временные зависимости температуры в точках, расположенных на пересечении оси симметрии образца с фронтальной и тыльной поверхностями (поверхности *A* и *B*), а также с сечением, расположенным на половине толщины от фронтальной поверхности (поверхность *B* – далее срединное сечение) (рис. 1). Видно, что максималь-

ные температуры на фронтальной поверхности для трех расчетных случаев составляют соответственно 2070, 1863 и 1656 К; в срединном сечении – соответственно 836, 771 и 705 К. Температуры тыльной поверхности монотонно возрастают в течение всей продолжительности процесса, достигая своего максимального значения – соответственно при 596, 559 и 552 К. Материалу необходимо некоторое время для прогрева, поэтому наблюдается смещение точек достижения максимальных температур по оси абсцисс. Можно заметить, что при отличии температуры фронтальной поверхности от базового расчета на 207 и 414 К (10 и 20%) температура тыльной поверхности изменяется незначительно (на 37 и 44 К, что составляет 6,2 и 7,4% от температуры базового расчета). На рис. 7 изображено характерное поле степени превращения материала в конечный момент времени для расчетного случая 1. Светло-серым цветом изображен исходный материал, черным – прококсованный. Можно заметить, что в области максимальной температуры степень превращения составляет 15%. Это свидетельствует о том, что связующее прококсовалось не полностью.

Из анализа изображений на рис. 7 можно определить глубину прококсованного слоя за время полета, которая составляет 3,4; 3,0 и 2,4 мм для расчетных случаев 1–3 соответственно. Таким образом, данный материал может применяться для создания теплозащитных щитов спускаемых аппаратов. Кроме того, с учетом характера изменения температуры тыльной поверхности в менее теплонагруженных областях тепловой защиты целесообразно уменьшить толщину конструкции, что положительно скажется на массе летательного аппарата.

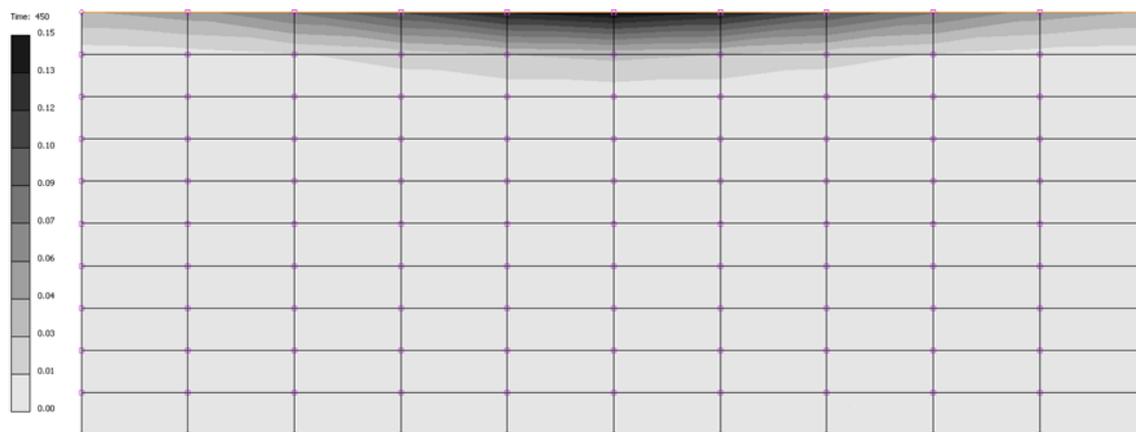


Рис. 7. Поле степеней превращения для расчетного случая 1 в конечный момент времени

Заключения

Проведено экспериментальное исследование теплофизических (температуропроводность, теплоемкость, теплопроводность, плотность) и кинетических (количество стадий, энергии активации, предэкспоненциальные множители, показатели степеней) характеристик деструкции материала. Установлено, что деструкция материала может описываться одностадийным уравнением n -го порядка.

Предложены физическая и математическая модели тепло- и массопереноса в деструктиру-

ющем материале, состоящем из эпоксидного связующего и наполнителя в виде равнопрочной стеклянной ткани. Модели учитывают основные физико-химические процессы, происходящие при деструкции материала.

Проведено моделирование тепло- и массопереноса в деструктирующем материале при спуске в атмосфере Земли по типовой траектории для различных областей теплозащитного щита спускаемого аппарата. Установлено, что при варьировании температуры фронтальной поверхности на 20% температура тыльной поверхности изменяется на 7,4%.

Библиографический список

1. Доспехи для «Бурана». Материалы и технологии ВИАМ для МКС «Энергия–Буран» / под общ. ред. Е.Н. Каблова. М.: Наука и жизнь, 2013. 128 с.
2. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392 с.
3. Прудников И.С. Решение «проблемы №1» // Авиация и космонавтика. 1994. №1–2. URL: http://www.astronaut.ru/bookcase/article/article76.htm?reload_coolmenus (дата обращения: 02.07.2020).
4. Crouch R.K., Walberg G.D. An investigation on ablation behavior of AVCOAT 5026/39M over a wide range of thermal environments // NASA Technical Memorandum. 1969. No. X-1778. 36 p.
5. Каблов Е.Н., Петрушин Н.В. Компьютерный метод конструирования литейных жаропрочных никелевых сплавов // Литейные жаропрочные сплавы. Эффект С.Т. Кишкина. М.: Наука, 2006. С. 56–78.
6. Барботько С.Л., Вольный О.С., Шуркова Е.Н. Построение феноменологической модели, описывающей изменение характеристики горючести (продолжительности остаточного горения) в зависимости от толщины полимерного материала // Труды ВИАМ: электрон. науч.-техн. журн. 2018. №10 (70). Ст. 12. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 17.06.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-10-107-116.
7. Барботько С.Л., Вольный О.С., Кириенко О.А., Шуркова Е.Н. Построение математической модели и расчет температур образцов при испытаниях на огнестойкость // Труды ВИАМ: электрон. науч.-техн. журн. 2017. №7 (55). Ст. 12. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 01.07.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-7-12-12.
8. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. №1 (34). С. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
9. Куцевич К.Е., Дементьева Л.А., Лукина Н.Ф. Свойства и назначение полимерных композиционных материалов на основе клеевых препрегов // Труды ВИАМ: электрон. науч.-техн. журн. 2016. №8 (44). Ст. 07. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 09.07.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-8-7-7.

10. Баринов Д.Я., Просунцов П.В. Моделирование теплопереноса в слое разлагающегося материала теплозащитного покрытия спускаемого аппарата // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер.: Машиностроение. 2016. №6. С. 22–32. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-6-22-32.
11. Елисеев О.А., Наумов И.С., Смирнов Д.Н., Брык Я.А. Резины, герметики и огне-теплозащитные материалы // Авиационные материалы и технологии. 2017. №5. С. 437–451. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-437-451.
12. ГОСТ 29127–91. Пластмассы. Термогравиметрический анализ полимеров. Метод сканирования по температуре. М.: Изд-во стандартов, 2004. 5 с.
13. ASTM E 1461–01. Standard Test Method for Thermal Diffusivity by the Flash Method. 2001. P. 1–13.
14. ГОСТ Р 56754–2015. Пластмассы. Дифференциальная сканирующая калориметрия (ДСК). Часть 4. Определение удельной теплоемкости. М.: Стандартинформ, 2016. 14 с.
15. Thermokinetics software. URL: <https://www.netzsch-thermal-analysis.com/ms/products-solutions/software/netzsch-advanced-software/thermokinetics> (дата обращения: 01.07.2020).
16. Баринов Д.Я., Оспенникова О.Г., Мараховский П.С., Зуев А.В. Изучение динамики прогрева деформирующего теплозащитного материала методом математического моделирования температурных полей // Труды ВИАМ: электрон. науч.-техн. журн. 2019. №8 (80). Ст. 12. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 01.07.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-8-109-118.
17. ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1981. 180 с.
18. MSC.Marc: инструкция пользователя. MSC Software Corporation, 2013. Vol. A: Theory and User Information. 876 p.