

УДК 599.722

Конечно-элементное многомасштабное моделирование процессов тепломассопереноса в термодеструктирующих конструкциях

Димитриенко Юрий Иванович

dimit@bmstu.ru

Коряков Михаил Николаевич

mkoryakov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрена структурная модель для термодеструктирующих полимерных композиционных материалов. Представлен пример численного моделирования задачи теплозащиты возвращаемого космического аппарата. Показано, что в связи с высокими температурами аэродинамического нагрева конструкции в структуре материала появляется интенсивная внутренняя генерация газа, которая может привести к разрушению материала.

Ключевые слова: тепломассоперенос, термодеструкция, термомеханика, композиционные материалы, поровое давление

Finite element multiscale modeling of heat and mass transfer processes in thermodestructive structures

Dimitrienko Yuriy Ivanovich

dimit@bmstu.ru

Koryakov Mikhail Nikolaevich

mkoryakov@bmstu.ru

BMSTU, Moscow, Russia

Abstract. A structural model for thermodestructive polymer composite materials is considered. An example of numerical modeling of the problem of thermal protection of a returned spacecraft is presented. It is shown that due to the high temperatures of aerodynamic heating of the structure, intense internal gas generation appears in the structure of the material, which can lead to the destruction of the material.

Keywords: heat and mass transfer, thermal degradation, thermomechanics, composite materials, pore pressure

Введение. В авиационной и ракетно-космической технике присутствуют элементы конструкций, которые подвергаются воздействию высоких температур: внешние части возвращаемых летательных аппаратов, камеры сгорания твердотопливных и жидкостных двигателей. Один из вариантов теплозащиты носит название пассивного метода, который заключается в контролируемом разрушении теплозащитного материала. Тепловая энергия, подводимая к конструкции, расходуется на энергоемкие внутренние физико-химические реакции. Данный подход обладает рядом преимуществ: стоимость, простота использования, надежность, отсутствие ограничений по максимальному тепло-

вому потоку и большой выбор материалов в связи с развитием органической химии. В работах [1, 2] была разработана математическая модель процессов внутреннего тепломассопереноса в полимерных композиционных материалах при нестационарном нагреве. При высоких температурах исследуемый композиционный материал представляет собой четырехфазную систему состоящую из волокна, матрицы, а также твердого кокса и газа, которые образуются вследствие процессов абляции.

Материалы и методы. Рассмотрим структурную модель композиционного материала. На низшем уровне выделим 1D-нить (рис. 1, *слева*), которая представляет собой пучок моноволокон, пропитанных связующим. Моноволокна могут содержать различные дефекты, например разрывы. На следующем уровне выделим трехмерную ячейку периодичности (рис. 1, *справа*), которая состоит из искривленных 1D-нитей, также пропитанных связующим. На верхнем уровне находится композит целиком, который представляет собой множество ячеек периодичности второго уровня.

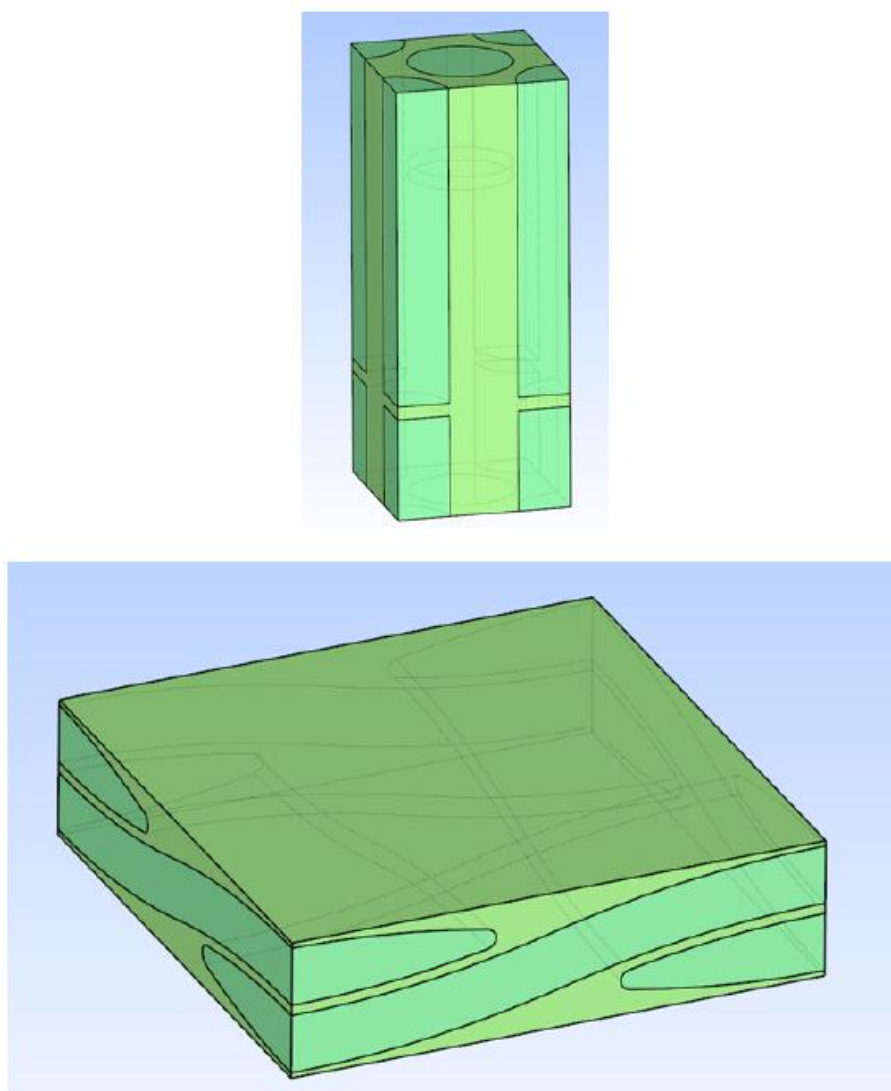


Рис. 1. Ячейки периодичности первого и второго уровней

Воспользуемся методом асимптотического осреднения [3, 4] и вычислим эффективные коэффициенты теплопроводности 1D-нити $\Omega = \{\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\}$ в зависимости от коэффициентов теплопроводности моноволокон λ_f и матрицы λ_m в виде полиномиальной зависимости:

$$\Omega = \sum_{s=0}^n \sum_{i_1+\dots+i_3=s} a_{i_1 i_2 i_3}^s(\Omega) \lambda_m^{i_1} \lambda_f^{i_2} (\varphi_f)^{i_3}; \quad (1)$$

$$\lambda_m^{\min_m^{\max}}; \quad \lambda_f^{\min_f^{\max}}.$$

Аналогичную зависимость построим и для 3D-ячейки периодичности, но в качестве свойств волокна будем использовать полученную на предыдущем этапе полиномиальную функцию для 1D-нити.

Математическая модель внутреннего тепломассообмена в термодеструктирующем композите состоит из системы уравнений изменения массы полимерной фазы, уравнения фильтрации газообразных продуктов в порах материала и уравнения теплопроводности

$$\rho_b \frac{\partial \varphi_b}{\partial t} = -J;$$

$$\frac{\partial \rho_g \varphi_g}{\partial t} + \nabla \cdot \rho_g \varphi_g \mathbf{v}_g = J\Gamma;$$

$$\rho c \frac{\partial \theta}{\partial t} = -\nabla \mathbf{q} - c_g \nabla \theta \cdot \rho_g \varphi_g \mathbf{v}_g - J\Delta e^0, \quad (2)$$

где φ_b , φ_g — объемные концентрации полимерной и газовой фаз; ρ_b — плотность исходной полимерной матрицы; ρ_g — плотность газовой фазы; c_g — теплоемкость газа при постоянном объеме; ρ и c — плотность и теплоемкость композита; $\mathbf{q}$ — вектор теплового потока; θ — температура композита; $\mathbf{v}_g$ — скорость газовой фазы; Δe^0 — удельная теплота термодеструкции матрицы; J — массовая скорость термодеструкции матрицы; Γ — коэффициент газификации матрицы.

Коэффициент теплопроводности матрицы вычисляется по формулам:

$$\lambda_m = b^{(0)} b_1 \cdot \lambda_b^0;$$

$$b_1 = \left(\frac{1 - S_p}{b^{(0)}} + \frac{S_b}{m_\lambda (S_p^2 - S_b^2) + b^{(0)} (1 - S_p^2)} + \frac{S_p - S_b}{S_p^2 + b^{(0)} (1 - S_p^2)} \right)^{-1};$$

$$b^{(0)} = (\theta/\theta_0)^{0.5}; \quad S_b = \left(\frac{\varphi_g}{1 - \varphi_f^0} \right)^{1/3}; \quad S_p = \left(\frac{1 - \varphi_f^0 - \varphi_p}{1 - \varphi_f^0} \right)^{1/3}.$$

Зная теплопроводность матрицы в заданный момент времени, по аппроксимации (1) находим тензор теплопроводности композита.

Численный алгоритм метода конечного элемента рассмотрен в работе [5].

Результаты. Рассмотрим типичную конструкцию возвращаемого космического аппарата. Конструкция аппарата является двухслойной и состоит из фенольного стеклопластика (внешняя область) и эпоксидного стеклопластика (внутренняя область). На рис. 2 показано распределение температуры (слева) в оболочке и график распределения по толщине порового давления в критической точке (справа). Наиболее теплонагруженной областью является критическое затупление, где температура достигла значений 1557 К. Поровое давление в критической точке не превышает 1,4 атм. Это объясняется наличием высокой первичной пористости в фенольной матрице.

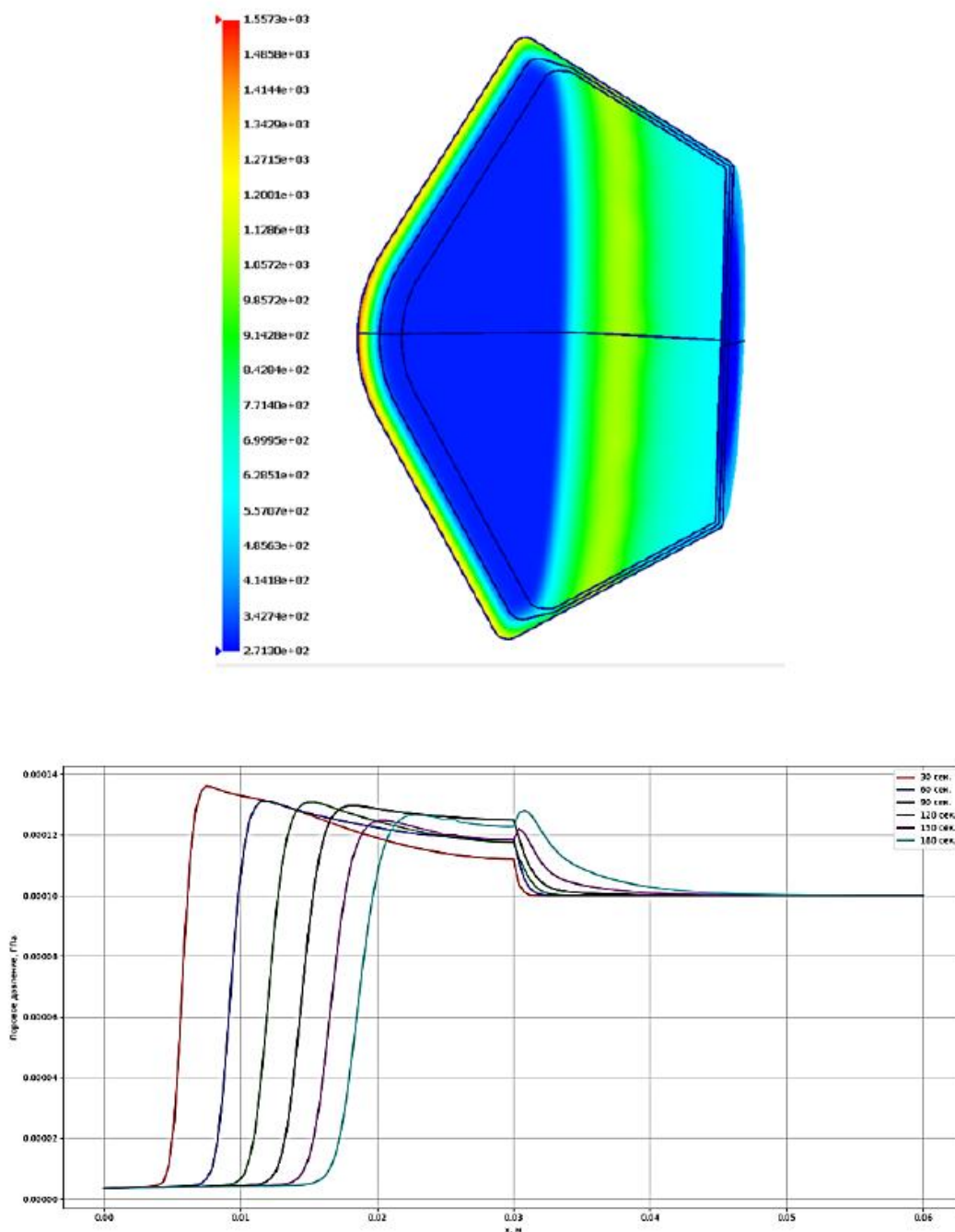


Рис. 2. Распределение температуры, К (слева); распределение порового давления по толщине, ГПа (справа)

Заключение. Рассмотрен алгоритм многомасштабного моделирования для термодеструктирующего полимерного композиционного материала. Приведен пример численного решения задачи теплозащиты возвращаемого космического аппарата.

Список источников

- [1] Димитриенко Ю.И. *Механика композитных конструкций при высоких температурах*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2018, 448 с.
- [2] Dimitrienko Yu.I. A structural thermomechanical model of textile composite materials at high temperatures. *Composite science and technologies*, 1999, vol. 59, pp. 1041–1053.
- [3] Победря Б.Е. *Механика композиционных материалов*. Москва, Изд-во Моск. ун-та, 1984, 336 с.
- [4] Димитриенко Ю.И., Соколов А.П. *Метод конечных элементов для решения локальных задач механики композиционных материалов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010, 66 с.
- [5] Димитриенко Ю.И., Коряков М.Н., Юрин Ю.В., Захаров А.А. Конечно-элементное моделирование термонапряжений в композитных термодеструктирующих конструкциях при аэродинамическом нагреве. *Математическое моделирование и численные методы*, 2019, № 2, с. 15–34.