

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В СЛОЕ РАЗЛАГАЮЩЕГОСЯ МАТЕРИАЛА ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

Д.Я. Баринов<sup>1</sup>

dybarinov@gmail.com

П.В. Просунцов<sup>2</sup>

pavel.prosuntsov@mail.ru

<sup>1</sup> ФГУП «ВИАМ», Москва, Российская Федерация

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Выполнено математическое моделирование теплопереноса в элементе теплозащитного покрытия спускаемого космического аппарата. Элемент состоял из трех слоев: разлагающегося материала, волокнистого теплоизоляционного материала и металлической силовой оболочки. Сформулированы физическая и математическая модели процесса тепло- и массообмена в элементе тепловой защиты. С использованием метода конечных элементов в программном комплексе MSC Software Marc рассчитаны температурные поля в элементе теплозащитного покрытия при спуске аппарата на Землю. Выявлены глубина прококсованного слоя и температурная граница начала пиролиза. Исследовано влияние таких параметров, как степень черноты поверхности элемента теплозащитного покрытия, теплопроводность разлагающегося материала в области средних и высоких температур, энергия активации материала на температурное состояние покрытия и температуру силовой конструкции

### Ключевые слова

*Математическая модель, спускаемый аппарат, тепловая защита, разлагающийся материал, абляция*

Поступила в редакцию 06.06.2016  
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

---

**Введение.** Для обеспечения работоспособности силовой конструкции спускаемого космического аппарата капсульного типа при спуске на Землю используется теплозащитное покрытие (ТЗП), которое включает в себя слой разлагающегося композиционного материала на основе неорганического наполнителя (асботекстолит, стеклянное или углеродное волокно) и полимерной матрицы (эпоксидная или фенолформальдегидная смола). В процессе прогрева ТЗП в композиционном материале происходит ряд сложных физико-химических процессов пиролиза, в результате которых образуется пористая коксовая структура и выделяется большое количество газообразных продуктов, которые, фильтруясь через образовавшиеся поры, вдуваются в пограничный слой [1–3].

Проблему моделирования теплопереноса в разлагающихся материалах ТЗП решали многие исследователи как в нашей стране, так и за рубежом. В [4] рассмотрена задача моделирования теплопереноса в разлагающемся материале ТЗП и определены характеристики материалов путем решения обратной задачи.

В работе [5] выполнено сравнение двух моделей процесса пиролиза материала: в одной — пиролиз происходил в слое бесконечно малой толщины, в другой — в слое с конечной толщиной. Установлено, что в случае высокоинтенсивного нестационарного нагрева ТЗП необходимо учитывать конечную толщину слоя пиролиза.

В [6] рассмотрена математическая модель разрушения ТЗП, в которой учтены пиролиз материала и вдув газа в пограничный слой. Для численного анализа использован метод конечных разностей, при этом проведено сравнение результатов, полученных при явной и неявной схемах решения, полученные результаты сопоставлены с экспериментальными данными. Обзор развития математических моделей прогрева и разрушения ТЗП приведен в [7]. Там же дано сравнение использования методов конечных разностей и конечных элементов для численного анализа процессов прогрева и разрушения ТЗП. Показано, что для тел простой формы оба метода дают практически совпадающие результаты, но для тел сложной формы преимуществен метод конечных элементов.

Для моделирования теплопереноса в разлагающихся материалах ТЗП разработан целый ряд расчетных алгоритмов и программ, например [8–10]. Но подобное программное обеспечение носит исследовательский характер и, как правило, применяется в самих организациях-разработчиках, а уровни пользовательского интерфейса, верификации, документирования и поддержки не отвечают стандартам, принятым для коммерческого программного обеспечения. К тому же наиболее часто используется одномерная модель процесса теплопереноса, что ограничивает возможный круг решаемых задач.

С другой стороны, в настоящее время появились новые коммерческие пакеты конечно-элементного анализа [11, 12], позволяющие в достаточно строгой постановке учесть все основные эффекты, происходящие в разлагающихся материалах. Так, пакет MSC Software Marc 2013.1 позволяет решать одно-, двух- и трехмерные задачи тепло- и массопереноса. Имеется возможность проводить анализ связанных процессов пиролиза, течения пленки расплава и диффузии газа. Пакет имеет открытую архитектуру, которая использует дополнительные модули на языке Fortran и создает собственные модели пиролиза [11]. Следует отметить, что программное обеспечение MSC Software достаточно широко распространено как на предприятиях отечественного аэрокосмического комплекса, так и в учреждениях высшего образования, в частности в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

**Основные положения математической модели.** Процесс переноса теплоты в слое разлагающегося материала с учетом физико-химических превращений описывается обобщенным нестационарным, нелинейным уравнением теплопроводности [11]:

$$\rho_p c_p(T, h) \frac{\partial T}{\partial \tau} + c_{p,g}(T) G_g \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\rho_p(T, h)}{\partial \tau} (I_g - I_s) = \frac{\partial}{\partial y} \left( \lambda_p(T, h) \frac{\partial T}{\partial y} \right), \quad (1)$$

где  $y$  — координата, отсчитываемая от фронтальной поверхности по нормали внутрь ТЗП;  $\rho_p$  — плотность пористого каркаса;  $c_p(T, h)$  — удельная теплоемкость пористого каркаса;  $\lambda_p(T, h)$  — теплопроводность пористого каркаса и газообразных продуктов;  $c_{p,g}(T)$  — удельная теплоемкость газообразных продуктов физико-химических превращений;  $G_g$  — удельный массовый расход образующихся газообразных продуктов;  $I_g$  — энтальпия газообразных продуктов разложения;  $I_s$  — энтальпия твердого материала, подвергающегося пиролизу;  $h$  — доля образовавшихся продуктов реакции (степень превращения).

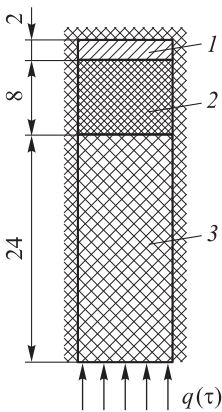
Граничное условие на фронтальной поверхности элемента ТЗП в простейшем случае при отсутствии термохимической абляции, абляции за счет частиц, уноса жидкой фазы материала и диффузии массы записывается в виде

$$-\lambda(T, h) \frac{\partial T(0, \tau)}{\partial y} = \left( \frac{\alpha}{c_p} \right)_0 (I_r - I_e) - \sigma \varepsilon T_s^4(\tau), \quad (2)$$

где  $(\alpha/c_p)_0$  — обобщенный коэффициент теплоотдачи с учетом эффекта вдува;  $I_r$  — удельная энтальпия восстановления внешнего потока;  $I_e$  — удельная энтальпия внешнего потока, вычисленная для замороженного химического состава на внешней границе пограничного слоя, но взятая при температуре стенки;  $\sigma$  — постоянная Стефана — Больцмана;  $\varepsilon$  — степень черноты поверхности;  $T_s(\tau)$  — температура поверхности.

Процесс пиролиза материала описывается одностадийным уравнением аррениусового типа:

$$-\frac{dh}{d\tau} = B(\Gamma - h)^\psi \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right), \quad (3)$$



**Рис. 1.** Схема элемента ТЗП:

1 — силовая конструкция; 2 — волокнистый теплоизоляционный материал; 3 — разлагающийся материал

где  $\Gamma$  — максимальное возможное содержание образовавшихся продуктов реакции в общей массе прореагировавшего вещества;  $\psi$  — порядок реакции;  $B$  — предэкспоненциальный множитель;  $E_a$  — энергия активации;  $R$  — универсальная газовая постоянная.

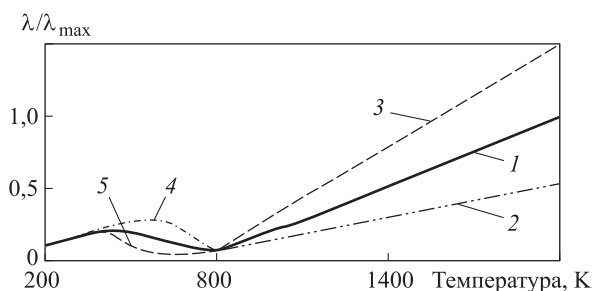
**Физическая модель теплообмена в элементе ТЗП.** Рассмотрим элемент ТЗП, состоящий из трех слоев: разлагающегося материала (толщиной 24 мм), волокнистого теплоизоляционного материала на основе ультратонких волокон оксида кремния (8 мм) и силовой оболочки аппарата из алюминиевого сплава (2 мм) (рис. 1) [13]. Считаем, что в элементе ТЗП имеет место одномерный нелинейный нестационарный процесс тепло- и массообмена. Учет конвективный и радиационный теплообмен на поверхности, теплопроводность внутри материалов, поглощение теплоты за счет физико-химических превращений в процессе пиролиза.

Примем следующие допущения: тепловой контакт на границах слоев в элементе ТЗП идеальный, линейный массовый унос материала с поверхности ТЗП отсутствует, тыльная поверхность элемента ТЗП теплоизолирована.

Считается, что из траекторных расчетов известна зависимость скорости и высоты полета аппарата от времени при его спуске на Землю. Параметры внешнего теплообмена элемента ТЗП с окружающей средой, такие как коэффициент теплоотдачи, теплоемкость и температура окружающей среды, также являются известной функцией времени [14].

**Исходные данные для моделирования.** Зависимость теплопроводности разлагающегося материала от температуры имеет три выраженные зоны: низких (300...400 К), средних (500...800 К) и высоких (более 800 К) температур. Теплопроводность исходного материала в низкотемпературной области достаточно хорошо изучена. В интервале средних температур в материале происходят интенсивные физико-химические превращения, сопровождающиеся газификацией связующего и образованием пористого углеродного каркаса. В этой области теплопроводность сильно зависит от темпа нагрева. При высоких температурах твердая фаза материала представляет собой пористый коксовый каркас, теплофизические свойства которого также изучены недостаточно. В связи с этим важно оценить влияние точности задания теплопроводности материала в области средних и высоких температур на прогрев элемента ТЗП.

Была задана номинальная зависимость теплопроводности от температуры, а также ее вариации с завышением и занижением на 50 % теплопроводности в зоне средних и высоких температур (рис. 2).



**Рис. 2.** Зависимость относительной теплопроводности разлагающегося материала от температуры; номинальная зависимость (кривая 1); завышение и занижение на 50 % теплопроводности в областях высоких (кривые 2, 3) и средних (кривые 4, 5) температур соответственно

Для моделирования процесса пиролиза материала использовались следующие базовые значения кинетических характеристик: предэкспоненциальный множитель  $4,5 \cdot 10^7$ , энергия активации  $E_a = 130\,000$  Дж/моль, порядок реакции 1.

**Результаты моделирования.** Цель настоящего исследования — качественное ранжирование влияния степени черноты поверхности ТЗП, теплопроводности разлагающегося материала в области средних и высоких температур и

энергии активации на температурное состояние элемента ТЗП, что важно для обоснования точности экспериментальных исследований этих характеристик. При этом сравнивались температурные поля в элементе ТЗП при варьировании теплопроводности разлагающегося материала на  $\pm 50\%$ , энергии активации на  $\pm 30\%$  и степени черноты поверхности от 0,7 до 0,9 (табл. 1). Подобный подход использован в [2] для оценки влияния характеристик теплообмена на результаты решения проектной задачи для ТЗП из разлагающегося материала. В настоящей работе выполнен анализ изменения всего температурного поля в элементе ТЗП.

Таблица 1

### Значения анализируемых параметров

Номер варианта расчета	Степень черноты $\epsilon$	Теплопроводность материала (кривые, см. рис. 2) в области		Энергия активации
		средних температур	высоких температур	
1 (базовый)	0,9	1	1	1,0 $E_a$
2	0,8	1	1	
3	0,7	1	1	
4	0,9	1	2	
5	0,9	1	3	
6	0,9	4	1	
7	0,9	5	1	
8	0,9	1	1	0,5 $E_a$
9	0,9	1	1	1,5 $E_a$

По результатам моделирования сравнивались температуры в следующих характерных точках элемента ТЗП (см. рис. 1) — внешняя поверхность (точка 1), граница разлагающегося и волокнистого материалов (точка 2), силовая конструкция (точка 3). Максимальные температуры в этих точках и относительные отклонения от соответствующих значений для базового варианта приведены в табл. 2. Максимальная толщина прококсированного слоя при спуске космического аппарата на Землю составила около 6 мм.

Таблица 2

### Значения максимальных температур и относительных отклонений температуры в характерных точках 1–3

Номер варианта	Максимальная температура, К			Относительное отклонение температуры от базового варианта		
	Точка 1	Точка 2	Точка 3	Точка 1	Точка 2	Точка 3
1	1743	402	353	–	–	–
2	1795	407	357	3,0 %	1,2 %	1,1 %
3	1855	413	361	6,4 %	2,7 %	2,3 %
4	1764	392	347	1,2 %	–2,5 %	–1,7 %
5	1721	414	361	–1,3 %	3,0 %	2,3 %

Номер варианта	Максимальная температура, К			Относительное отклонение температуры от базового варианта		
	Точка 1	Точка 2	Точка 3	Точка 1	Точка 2	Точка 3
6	1743	422	364	0	5,0 %	3,1 %
7	1744	381	340	0,1 %	-5,2 %	-3,7 %
8	1745	341	317	0,1 %	-15,2 %	-10,2 %
9	1741	429	371	-0,1 %	6,7 %	5,1 %

На рис. 3 приведено изменение температуры и плотности разлагающегося материала в точках элемента ТЗП, расположенных на глубинах 0, 3, 6, 12 и 24 мм (граница разлагающегося и теплоизоляционного материалов), 34 мм (силовая конструкция) от поверхности. Видно, что процесс пиролиза начинается при температурах 500...550 К. Максимальные температуры в точках 2 и 3 равны соответственно 402 и 353 К.

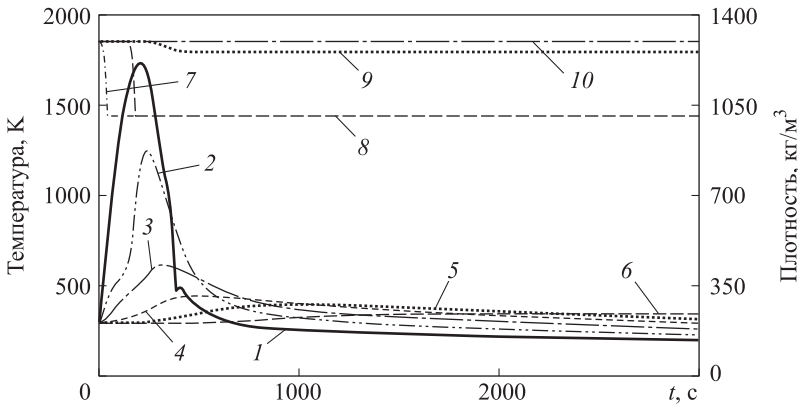
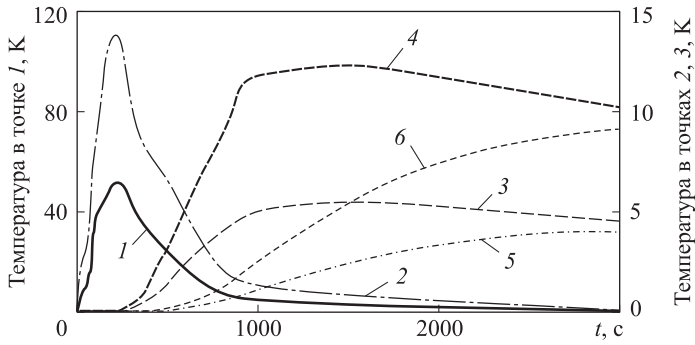


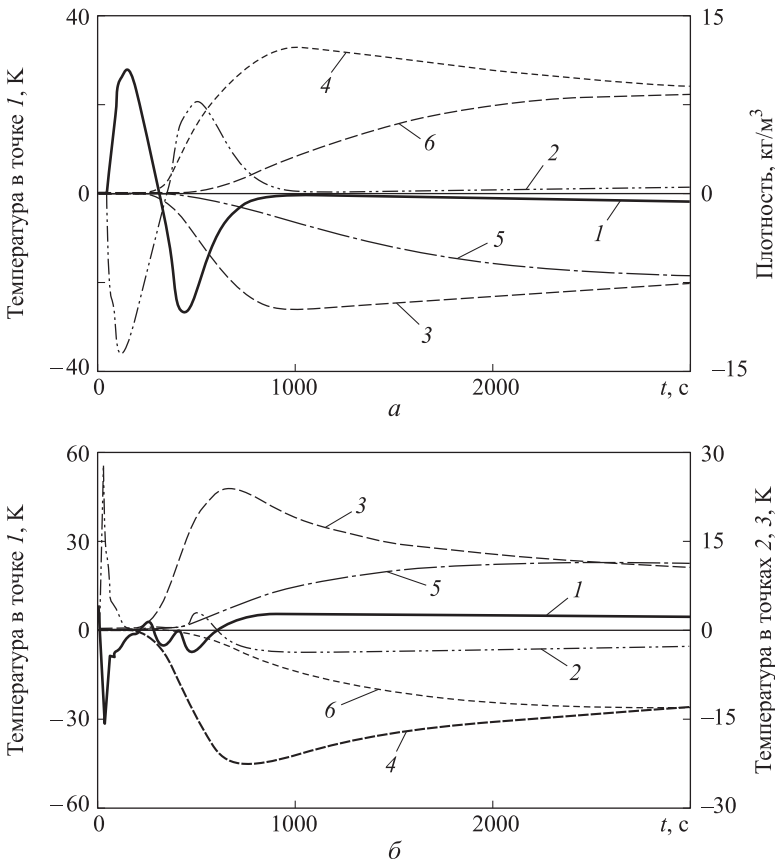
Рис. 3. Изменение температуры материала на глубине 0, 3, 6, 12, 24, 34 мм (кривые 1–6) и плотности материала на глубине 0, 3, 6, 12 мм (кривые 7–10) от поверхности ТЗП (базовый вариант расчета)

**Обсуждение результатов.** Выявлено, что из рассматриваемых параметров на температуру фронтальной поверхности в наибольшей степени влияет степень черноты (рис. 4). Далее на рисунках показаны отличия температурных полей в элементе ТЗП от базового варианта (№ 1, см. табл. 1). Снижение на 11 и 22 % степени черноты поверхности ведет к увеличению максимальной температуры в точке 1 на 3 и 6,4 %, в точке 2 на 1,2 и 2,7 %, в точке 3 на 1,1 и 2,3 % соответственно.

Теплопроводность материала в области высоких температур мало влияет на температуру фронтальной поверхности (рис. 5, а). Видно, что уменьшение на 50 % теплопроводности материала ведет к увеличению на 1,2 % температуры фронтальной поверхности и уменьшению на 2,5 и 1,7 % температуры в точках 2 и 3. С другой стороны, увеличение на 50 % теплопроводности ведет к уменьшению на 1,3 % температуры в точке 1 при увеличении на 3 и 2,3 % температуры в точках 2 и 3.



**Рис. 4.** Отличие рассчитанной температуры элемента ТЗП в точках 1, 2, 3 (см. рис. 1) от базового варианта при варьировании степени черноты поверхности: кривые 1, 3, 5 — степень черноты  $\epsilon = 0,8$ ; кривые 2, 4, 6 —  $\epsilon = 0,7$

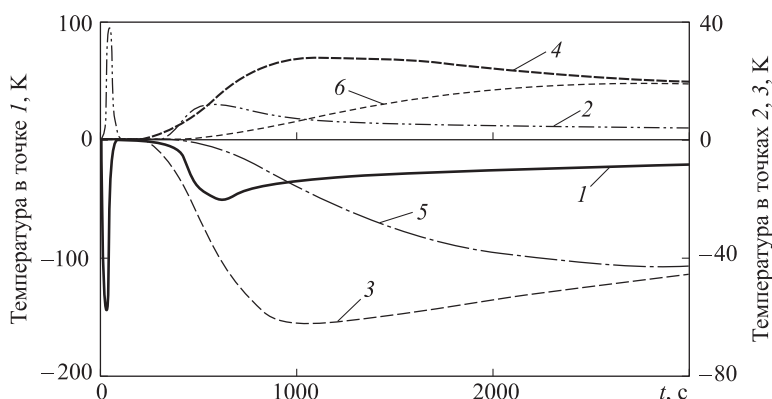


**Рис. 5.** Отличие рассчитанной температуры в характерных точках 1, 2, 3 (см. рис. 1) элемента ТЗП от базового варианта при занижении (кривые 1, 3, 5) и завышении (кривые 2, 4, 6) на 50 % теплопроводности в области высоких (а) и средних (б) температур

Теплопроводность материала в области средних температур также лишь незначительно влияет на температуру поверхности ТЗП (рис. 5, б). Отличие имеет место только в области начала пиролиза и интенсивной газификации материала

(пики на зависимостях температур в точке 1 при малых значениях времени). В это же время температура в точках 2 и 3 изменяется на 5 и 3...3,7 %.

Варьирование энергии активации приводит к заметному изменению температурного поля элемента ТЗП (рис. 6), особенно в его глубинных слоях. При уменьшении на 30 % энергии активации температуры в точках 2 и 3 снижаются на 15,2 и 10,2 %, в то время как увеличение энергии активации влечет рост температуры в этих точках на 6,7 и 5,1 %. Но температура поверхности ТЗП при этом практически не изменяется. Видна ярко выраженная нелинейная зависимость между изменением энергии активации и температуры поверхности. Наибольшее отличие температуры поверхности (до 100...150 К) происходит именно в момент начала пиролиза материала.



**Рис. 6.** Отличие температуры в характерных точках 1, 2, 3 (см. рис. 1) элемента ТЗП от базового варианта при энергии активации  $E_a = 90\,000$  (кривые 1, 3, 5) и  $170\,000$  Дж/моль (кривые 2, 4, 6)

**Выводы.** Сформулирована физическая модель теплопереноса в разлагающихся материалах ТЗП спускаемых космических аппаратов, построена математическая модель, для решения которой использован пакет конечно-элементного анализа MSC Software Marc.

Рассчитаны температурные поля и толщина прококсованного слоя для элемента ТЗП при спуске аппарата на Землю. Максимальная толщина прококсованного слоя составила ~6 мм. Выявлено, что пиролиз материала начинается при температурах 500...550 К.

Проведено исследование зависимости температурного состояния элемента ТЗП от оптических, теплофизических и кинетических свойств разлагающегося материала и установлено влияние каждого параметра на температуру силовой конструкции. Показано, что на температуру фронтальной поверхности наибольшее влияние оказывает степень черноты материала. Энергия активации материала значительно влияет на температурное поле всего элемента ТЗП, включая силовую конструкцию, особенно в области начала пиролиза, при этом варьирование энергии активации на 30 % приводит к изменению температуры силовой конструкции на 15 %. Теплопроводность разлагающегося материала в области средних температур (400...800 К)



оказывает значительное влияние на температуру силовой конструкции (до 4 %), причем ее максимальное значение связано с моментом начала пиролиза материала. Теплопроводность разлагающегося материала в области высоких температур (более 800 К) практически не влияет на температуру поверхности, при этом температура металлической оболочки при изменении теплопроводности на 50 % изменяется всего на 2 %.

## ЛИТЕРАТУРА

1. *Никитин П.В.* Тепловая защита. М.: Изд-во МАИ, 2006. 512 с.
2. *Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б.* Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392 с.
3. *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.
4. *Идентификация математических моделей теплопереноса в разлагающихся материалах / О.М. Алифанов, С.А. Будник, А.В. Ненарокомов, А.В. Нетелев // Тепловые процессы в технике. 2011. Т. 3. № 8. С. 338–347.*
5. *Никитин П.В., Сотник Е.В.* Особенности механизма разрушения стеклопластических теплозащитных материалов при переменных параметрах теплового воздействия // Тепловые процессы в технике. 2011. Т. 3. № 8. С. 348–359.
6. *Chen Y.-K., Milos F.S.* Ablation and thermal response program for spacecraft heatshield analysis // Journal of Spacecraft and Rockets. 1999. Vol. 36. No. 3. P. 475–483. DOI: 10.2514/2.3469
7. *Dec J.A., Braun R.D., Lamb B.* Ablative thermal response analysis using the finite element method // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 2012. Vol. 26. No. 2. P. 201–212. DOI: 10.2514/1.T3694
8. *Землянский Б.А., Лунев В.В., Тимошенко В.П. и др.* Некоторые проблемы теплообмена гиперзвуковых летательных аппаратов планирующего спуска // Труды НПО «Молния». 1985. № 1. С. 34–61.
9. *Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Ненарокомов А.В.* Обратные задачи в исследовании сложного теплообмена. М.: Янус-К, 2009. 300 с.
10. *Исаев К.Б.* Теплофизические характеристики материалов в широких диапазонах температур и скоростей нагрева. Киев: Куприянова, 2008. 240 с.
11. *MSC Marc Volume A: Theory and user information.* MSC Software Corporation, 2013. 876 p.
12. *Wertheimer T.B., Laturelle F.* Thermal decomposition analysis of rocket motors and other thermal protection systems using MSC. Marc-ATAS // Proc. 14-th Thermal & Fluid Analysis Workshop, 2003. 16 p.
13. *Davis B.A.* International Space Station (ISS) Soyuz vehicle descent module evaluation of thermal protection system (TPS) penetration characteristics // NASA Technical Report. 2013. JSC-66527. 396 p.
14. *ГОСТ 4401–81.* Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1981. 180 с.

**Баринов Дмитрий Яковлевич** — инженер ФГУП «ВИАМ» (Российская Федерация, 105005, Москва, ул. Радио, д. 17).

**Просунцов Павел Викторович** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

**Пробьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

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

**MODELING OF HEAT TRANSFER IN DECOMPOSABLE MATERIALS OF THERMAL PROTECTION COATING OF REENTRY VEHICLE**

**D.Ya. Barinov<sup>1</sup>**

dybarinov@gmail.com

**P.V. Prosuntsov<sup>2</sup>**

pavel.prosuntsov@mail.ru

<sup>1</sup> **Federal State Unitary Enterprise All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials, Moscow, Russian Federation**

<sup>2</sup> **Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

---

**Abstract**

In this research we carried out mathematical modeling of the heat transfer in the element of thermal protection system (TPS) of the space reentry vehicle. One-dimensional formulation of the problem has been considered. The TPS element consists of three layers: a decomposable material, fibrous insulating material and a metal power structure. We developed physical and mathematical models of heat and mass transfer in the element of thermal protection. Furthermore, by means of the finite-element method in the software package Marc. Software Marc, we calculated the temperature fields during the descent to the Earth. We also obtained the carbonized layer depth and the temperature of the beginning of pyrolysis. Finally, we examined the influence of such parameters as emissivity of the TPS surface, thermal conductivity of a decomposable material in the area of medium and high temperatures, the activation energy of the material on the thermal state of the coating and the temperature of the power structure. Findings of the research show, that the biggest effect on the temperature of metal construction is provided by the activation energy and thermal conductivity in the area of medium temperatures, while the surface temperature is determined by emissivity of the surface. Thermal conductivity of a decomposable material in the area of high temperatures does not influence the temperature field of the TPS element

---

**Keywords**

*Mathematical model, reentry, vehicle, thermal protection, decomposable material, ablation*

**REFERENCES**

- [1] Nikitin P.V. Teplovaya zashchita [Thermal protection]. Moscow, MAI Publ., 2006. 512 p.
  - [2] Polezhaev Yu.V., Yurevich F.B. Teplovaya zashchita [Thermal protection]. Moscow, Energiya Publ., 1976. 392 p.
-

- [3] 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.
- [4] Alifanov O.M., Budnik S.A., Nenarokomov A.V., Netelev A.V. Identification of the mathematical models of heat transfer in destruction materials. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2011, vol. 3, no. 8, pp. 338–347 (in Russ.).
- [5] Nikitin P.V., Sotnik E.V. Features of the mechanism of destruction glass-reinforced heat-shielding materials at variable parameters thermal exposure. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2011, vol. 3, no. 8, pp. 348–359 (in Russ.).
- [6] Chen Y.-K., Milos F.S. Ablation and thermal response program for spacecraft heatshield analysis. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, vol. 36, no. 3, pp. 475–483.  
DOI: 10.2514/2.3469
- [7] Dec J.A., Braun R.D., Lamb B. Ablative thermal response analysis using the finite element method. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2012, vol. 26, no. 2, pp. 201–212.  
DOI: 10.2514/1.T3694
- [8] Zemlyanskiy B.A., Lunev V.V., Timoshenko V.P., et al. Some heat exchange problems of hypersonic aircraft of gliding descent. *Trudy NPO "Molniya"*, 1985, no. 1, pp. 34–61 (in Russ.).
- [9] Alifanov O.M., Artyukhin E.A., Nenarokomov A.V. Obratnye zadachi v issledovanii slozhnogo teploobmena [Inverse problems in complex heat exchange investigation]. Moscow, Yanus-K Publ., 2009. 300 p.
- [10] Isaev K.B. Teplofizicheskie kharakteristiki materialov v shirokikh diapazonakh temperatur i skorostey nagreva [Material thermophysical properties in wide temperature band]. Kiev, Kupriyanova Publ., 2008. 240 p. (in Russ.).
- [11] MSC Marc Volume A: Theory and user information. MSC Software Corporation, 2013. 876 p.
- [12] Wertheimer T.B., Laturelle F. Thermal decomposition analysis of rocket motors and other thermal protection systems using MSC. Marc-ATAS. *Proc. 14-th Thermal & Fluid Analysis Workshop*, 2003. 16 p.
- [13] Davis B.A. International Space Station (ISS) Soyuz vehicle descent module evaluation of thermal protection system (TPS) penetration characteristics. *NASA Technical Report*, 2013, JSC-66527. 396 p.
- [14] GOST 4401–81. Atmosfera standartnaya. Parametry [State standard 4401–81. Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 1981. 180 p.

**Barinov D.Ya.** — engineer at Federal State Unitary Enterprise All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials (Radio ul. 17, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Prosuntsov P.V.** — Dr. Sci. (Eng.), Professor of Rocket and Space Composite Structures Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Barinov D.Ya., Prosuntsov P.V. Modeling of Heat Transfer in Decomposable Materials of Thermal Protection Coating of Reentry Vehicle. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2016, no. 6, pp. 22–32. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-6-22-32