

МЕТОДИКА РАСЧЕТА АБЛЯЦИИ УГЛЕРОДА В СТРУЕ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В.В. Горский^{1,2}

vpk@vpk.npomash.ru

М.Г. Ковальский¹

vpk@vpk.npomash.ru

В.Г. Реш¹

vpk@vpk.npomash.ru

¹ АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов,
Московская обл., Российская Федерация

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

В настоящее время углеродные материалы широко используются в качестве абляционной тепловой защиты для высокотемпературных элементов конструкции изделий авиационной и ракетно-космической техники. Прогнозирование изменений формы внешних поверхностей указанных элементов, обусловленных обгаром тепловой защиты, неотделимо от использования расчетно-теоретических методик, описывающих физико-химические и механические процессы, сопутствующие рассматриваемому явлению. При этом обязательным является апробация таких методик на результатах экспериментальных исследований, проведенных в условиях, реализуемых в процессе отработки тепловой защиты в струях аэродинамических установок. К числу основных механизмов абляции углеродных материалов относится их эрозия (механический унос массы) в высоконапорных газовых потоках. В процессе экспериментальной отработки необходимо проводить исследование на крупномасштабных моделях, что обусловило широкое использование для моделирования процесса эрозии тепловой защиты недорасширенных струй продуктов сгорания жидкостного ракетного двигателя. Расчетно-теоретическая модель абляции тепловой защиты в таких струях требует учета сложного химического состава газовой смеси, натекающей на модель; физико-химического взаимодействия этого газа с тепловой защитой, вызывающего ее газификацию; использования математических моделей, описывающих процесс эрозии материала за счет силовой

Ключевые слова

Абляция, тепловая защита, углеродные материалы, продукты сгорания, окисление, эрозия, тепловой поток

го воздействия на модель со стороны высоконапорной газовой струи. Сформирована расчетно-теоретическая модель абляции для углеродного материала, пригодная для установления характеристик эрозии материала на базе решения комплексной задачи об обтекании, нагреве, прогреве и уносе массы тепловой защиты

Поступила 28.09.2018

© Автор(ы), 2019

Работа поддержана грантом РФФИ № 17-08-01468а

Введение. Абляционная тепловая защита широко используется в технике при проектировании высокоэнергетических устройств, подверженных воздействию газовых потоков [1–3]. Этот вид тепловой защиты является высокотехнологичным, удобным в употреблении и практически не имеет ограничений для решения большинства практических задач. В то же время использование абляционной тепловой защиты сопряжено с изменением внешних обводов защищаемой конструкции, а часто и со сложностью предсказания абляционных характеристик теплозащитного материала при эксплуатации в натурных условиях.

В последнем случае удовлетворительное качество предсказания обгарной формы элемента конструкции невозможно без использования расчетно-теоретической модели, описывающей процесс аэротермохимического разрушения теплозащитного материала, апробированного на результатах систематических стендовых экспериментов, при проведении которых частично моделируются основные факторы, влияющие на протекание процесса абляции материала рассматриваемого класса.

Моделирование процесса абляции тепловой защиты в высоконапорных газовых потоках, характеризующихся уровнем давления торможения ~ 10 МПа и более, возможно только в струях продуктов сгорания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).

Формулировке расчетно-теоретической постановки, описывающей процесс абляции графита в указанных условиях, посвящена настоящая работа.

Физико-математическая постановка задачи. Согласно предлагаемой модели расчета массовая скорость абляции графита G_{Abl} представляется в виде алгебраической суммы скоростей его окисления G_{Ox} и механической эрозии G_{Er} :

$$G_{Abl} = G_{Ox} + G_{Er}.$$

Общепринятым является следующее утверждение — окисление графита газообразным окислителем является гетерогенным (см., например,

работы [1, 4, 5]). Этот процесс является многостадийным и включает в себя:

- хемосорбцию окислителя на его поверхность, обтекаемую газовым потоком (далее будем использовать термин «стенка»);
- непосредственно химическую реакцию между окислителем и графитом;
- десорбцию газообразных продуктов реакции со стенки.

Причем в квазистационарной постановке скорости указанных физико-химических процессов тождественно равны между собой, а скорость гетерогенного окисления графита пропорциональна степени заселенности стенки окислителем и ее температуре.

Форма записи уравнения для расчета скорости окисления графита в парах молекулярного кислорода, установленная более 60 лет назад на базе анализа результатов систематических экспериментальных исследований этого процесса, имеет вид [1]:

$$G_{Ox} \sim \sqrt{p_{O_2,w}} 10^{5 \pm 2} \exp(-20\,000 / T_w). \quad (1)$$

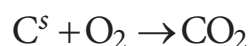
Здесь p_{O_2} — парциальное давление молекулярного кислорода; T — температура; индекс w относится к стенке.

Разделить влияние на скорость окисления графита температуры стенки и парциального давления окислителя можно только в том случае, если оно близко к его значению в набегающем потоке. Для этого необходимы следующие условия: окислитель не участвует в других реакциях кроме гетерогенного окисления графита; скорость окисления графита из-за ее малости не влияет на скорость подачи окислителя к стенке.

Выполнить указанные условия можно только при проведении исследований в газовых потоках, в которых окислителем является молекулярный кислород при малых температурах стенки. В результате проведения таких экспериментов и была получена зависимость (1).

При этом, следуя Аррениусу, произведение числа 20 000 на универсальную газовую постоянную называют энергией активации гетерогенной химической реакции окисления графита в среде молекулярного кислорода, не вдаваясь в детальный процесс протекания этой реакции.

Если принять, что процесс гетерогенного химического взаимодействия графита с аккомодированными стенкой молекулами кислорода описывается реакцией вида



то экспериментально определенная энергия активации может быть названа энергией активации химической реакции окисления графита молекулярным кислородом.

Более распространенная на практике гипотеза о механизме протекания этой химической реакции [6] предполагает, что этот процесс является двухстадийным



В этом случае экспериментально установленное значение энергии активации относится уже не к молекулярному, а к атомарному кислороду и предэкспоненциальный множитель будет характеризовать связь между степенью заселенности стенки атомарным кислородом и парциальным давлением кислорода на ней.

Отметим, что не существует никакой альтернативы к изложенному описанию скорости окисления графита в парах молекулярного кислорода. Так обстоит, например, дело с попыткой установить связь между скоростью гетерогенного окисления графита и массовой скоростью соударения окислителя со стенкой.

Такой подход применили авторы работы [7], в которой для расчета условной скорости соударения окислителя со стенкой, соответствующей парциальному давлению окислителя в набегающем потоке, была использована формула Герца — Кнудсена [8]. Аналогичный подход применен и в работе [9] при создании расчетно-теоретической модели окисления графита.

Если к авторам работы [7] нельзя предъявить никаких претензий, так как они просто аппроксимировали результаты собственных исследований, то использование формулы Герца — Кнудсена в расчетно-теоретической модели абляции графита абсолютно недопустимо. В этом несложно убедиться, применив эту формулу к анализу фундаментальных экспериментальных данных, в процессе проведения которых была известна информация о парциальном давлении окислителя на стенке и которые аппроксимированы формулой (1).

В указанных условиях применению формулы Герца — Кнудсена соответствует скорость окисления графита, рассчитываемая по формуле

$$G_{Ox} = p_{\text{O}_2,w} / \sqrt{2\pi R_{\text{O}_2} T_w} \exp(-\alpha / T_w) \approx 10^{-3} p_{\text{O}_2,w} \exp(-\alpha / T_w).$$

Здесь R_{O_2} — газовая константа молекулярного кислорода. Отметим, что эта зависимость в корне противоречит соответствующим экспериментальным данным, аппроксимированным функциональной зависимостью (1).

Из балансов масс химических элементов кислорода и углерода на стенке следует, что увеличению скорости окисления графита однозначно соответствует уменьшение содержания свободного кислорода на стенке. А это приводит к уменьшению угла наклона кинетической кривой $\ln G_{Ox}(1/T_w)$, наблюдаемому в экспериментах при увеличении температуры стенки.

В конечном счете возможности увеличения скорости подачи окислителя к стенке за счет диффузии исчерпываются при близком к нулю парциальном давлении последнего. Следствием этого является возникновение так называемого диффузионного режима абляции графита, на котором скорость протекания этого процесса практически перестает зависеть от температуры стенки.

Предположение же о том, что физика прохождения процесса окисления графита не зависит от того, как мы назовем режим его абляции — кинетическим, диффузионным или сублимационным, представляется физически непротиворечивым и базируется на фундаментальных данных по окислению графита в парах молекулярного кислорода. Скорость окисления графита в рамках данного предположения всегда проходит в кинетическом режиме, а скорость ее в первую очередь зависит от содержания окислителя на стенке и температуры последней.

Как отмечалось ранее, определение кинетических констант, входящих в уравнения типа (1), в прямом физическом эксперименте возможно только для паров молекулярного кислорода, так как при малых скоростях окисления графита весь кислород в смеси аргона, азота и кислорода находится в молекулярном состоянии.

В то же время в продуктах сгорания двигательных установок роль окислителя могут играть различные кислородсодержащие вещества [10], а в воздушном потоке в этом качестве может выступать атомарный кислород [3]. Поэтому определение кинетических констант для этих веществ возможно только из решения обратной задачи по отношению к суммарному абляционному эксперименту, как это описано в работе [3].

В этой связи необходимо отметить, что в работах [11–13] указанная задача была решена для случая окисления графита в воздушных газовых струях. При этом впервые получены оценки для кинетических констант окисления этого материала:

- при наличии окислителя на стенке как в атомарном, так и в молекулярном состояниях;
- как при низких температурах, не превышающих ~ 2000 К, так и на сублимационном режиме абляции материала.

В свою очередь, в работе [14] показано, что вся совокупность экспериментальных данных, проанализированная в работах [11–13], удовлетворительно описывается в рамках степенного закона Аррениуса при использовании единого значения порядка реакции, равного 0,5; единого значения энергии активации, равного 20 000 универсальных газовых постоянных.

Это косвенно свидетельствует об обоснованности гипотезы о том, что в процессе гетерогенного окисления графита участвует только атомарный кислород, независимо от того, в каком виде окислитель находится на стенке [6].

Тогда, используя для записи скорости окисления графита любым окислителем степенной закон Аррениуса и суммируя эти скорости, скорость его окисления можно записать в виде

$$G_{Ox} = \left[\sum_{k=1}^{N_k} p_{k,w}^{0,5} K_{O_x,k} \right] \exp(-20\,000 / T_w). \quad (2)$$

Здесь N_k — число окислительных веществ; $K_{O_x,k}$ — кинетическая константа, характеризующая степень заселенности стенки атомарным кислородом, определяемая наличием k -го вещества на стенке.

Для описания процесса эрозии графита к настоящему времени не существует сколько-нибудь установившегося подхода.

Процесс абляции композиционных теплозащитных материалов, а графиты относятся именно к этому классу, обычно характеризуется различными индивидуальными скоростями, с которыми происходило бы разрушение отдельных компонент материала, если бы на него не оказывала влияние абляция его остальных компонент [1, 3, 5]. В то же время процесс абляции материала в целом проходит с единой скоростью разрушения за счет того, что компоненты материала, имеющие большие индивидуальные скорости линейного разрушения, оказываются утопленными по отношению к стенке [3]. Следствием этого является возникновение наведенной шероховатости стенки, величина которой, по всей видимости, пропорциональна скорости газификации материала.

Если предположить, что эрозия графита в первую очередь представляет собой процесс удаления части шероховатости, образовавшейся на поверхности материала, то в достаточной степени обоснованной представляется гипотеза о том, что и массовая скорость этого процесса пропорциональна скорости газификации материала.

Соответствующее этой гипотезе расчетное соотношение для определения скорости эрозии графита может быть в данном случае записано в виде

$$G_{Er} = \begin{cases} 0, & p_w \leq p_{Lim}; \\ G_{Ox} \left[(p_w / p_{Lim})^n - 1 \right], & p_w > p_{Lim}. \end{cases} \quad (3)$$

Здесь p_w и p_{Lim} — давление газа на стенке и его предельное значение, до которого можно пренебречь эрозией графита.

В пользу этой гипотезы свидетельствуют и сравнительные экспериментальные данные по аэротермохимическому разрушению графита в газовых потоках, различающихся содержанием кислорода при давлении $\sim 0,6$ МПа [15]. При этом в азотной струе абляция материала практически отсутствовала, а в воздушной струе модель практически полностью сгорала и ее поверхность характеризовалась большой шероховатостью.

В то же время, если предположить, что процесс эрозии является следствием выкрашивания частиц графита, более обоснованным является применение формулы вида

$$G_{Er} = \begin{cases} 0, & p_w \leq p_{Lim}; \\ C_{Er} \rho_{Mat} \left[\exp(p_w / p_{Lim} - 1)^n - 1 \right], & p_w > p_{Lim}, \end{cases} \quad (4)$$

где ρ_{Mat} — плотность материала; C_{Er} — коэффициент скорости эрозии.

Формула такого типа предложена в работе [16] на базе анализа результатов экспериментальных исследований, проведенных в струе ЖРД при давлении торможения ~ 10 МПа. Однако недостаточно высокое качество учета расходимости газовой струи требует проведения более тщательных исследований.

Окончательный выбор соотношения для расчета скорости эрозии может быть сделан только на базе анализа результатов систематических экспериментальных исследований крупномасштабных моделей в струях продуктов сгорания ЖРД, в рамках которого выполняется качественное решение задачи обтекания модели расходящимся газовым потоком, как в работе [17].

Система уравнений, предназначенная для расчета абляционных характеристик графита, помимо приведенных уравнений (2), (3) или (4), содержит в своем составе стандартные термогазодинамические уравнения, которые в данной методике базируются на следующих допущениях:

- химический состав продуктов сгорания ЖРД в струях, натекающих на УУКМ, характеризуется концентрациями химических элементов $\Theta_{j,out}$, $j = O, N, C, H$;

- химический состав газовой смеси в пограничном слое ограничен следующим набором веществ:



- парциальные давления этих веществ на стенке удовлетворяют условиям термохимического равновесия (используемые при этом константы равновесия химических реакций соответствуют работе [1]);
- процессы тепломассопереноса в пограничном слое описываются в рамках аналогии между этими процессами [1];
- заградительный эффект вдува паров материала в пограничный слой рассчитывается в линейной постановке [1];
- не делается различия между коэффициентами вдува $\gamma_{вд}$ в пограничный слой паров материала и продуктов сгорания ЖРД;
- коэффициент вдува газа в ламинарно-турбулентный пограничный слой определяется из численного решения уравнений этого слоя.

В соответствии с этим система нелинейных алгебраических уравнений, предназначенная для расчета химического состава 16-компонентной газовой смеси (5) и скорости окисления материала при заданной температуре стенки, включает в себя:

- условия равновесного протекания химических реакций

$$p_{O,w}^2 = k_{eq,O_2}(T_w) p_{O_2,w}; \quad p_{O,w} p_{N,w} = k_{eq,NO}(T_w) p_{NO,w};$$

$$p_{N,w}^2 = k_{eq,N_2}(T_w) p_{N_2,w}; \quad p_{O,w} p_{C,w} = k_{eq,CO}(T_w) p_{CO,w};$$

$$p_{C,w}^2 = k_{eq,C_2}(T_w) p_{C_2,w}; \quad p_{N,w} p_{C,w} = k_{eq,CN}(T_w) p_{CN,w};$$

$$p_{C,w}^3 = k_{eq,C_3}(T_w) p_{C_3,w}; \quad p_{O,w}^2 p_{C,w} = k_{eq,CO_2}(T_w) p_{CO_2,w};$$

$$p_{H,w}^2 = k_{eq,H_2}(T_w) p_{H_2,w}; \quad p_{O,w} p_{H,w} = k_{eq,OH}(T_w) p_{OH,w};$$

$$p_{O,w} p_{H,w}^2 = k_{eq,H_2O}(T_w) p_{H_2O,w};$$

- балансы массы химических элементов O, N, C, H на стенке

$$C_{O,w} + C_{O_2,w} + C_{NO,w} \frac{M_O}{M_{NO}} + C_{CO,w} \frac{M_O}{M_{CO}} + C_{CO_2,w} \frac{M_{O_2}}{M_{CO_2}} + C_{OH,w} \frac{M_O}{M_{OH}} +$$

$$+ C_{H_2O,w} \frac{M_O}{M_{H_2O}} = \frac{A_h}{A_h + G_{Ox}} \Theta_{O,out};$$

$$C_{N,w} + C_{N_2,w} + C_{NO,w} \frac{M_N}{M_{NO}} + C_{CN,w} \frac{M_N}{M_{CN}} = \frac{A_h}{A_h + G_{Ox}} \Theta_{N,out};$$

$$C_{C,w} + C_{C_2,w} + C_{C_3,w} + C_{CN,w} \frac{M_C}{M_{CN}} + C_{CO,w} \frac{M_C}{M_{CO}} + C_{CO_2,w} \frac{M_C}{M_{CO_2}} = \frac{G_{Ox} + A_h \Theta_{C,out}}{A_h + G_{Ox}};$$

$$C_{H,w} + C_{H_2,w} + C_{OH,w} \frac{M_H}{M_{OH}} + C_{H_2O,w} \frac{M_{H_2}}{M_{H_2O}} = \frac{A_h}{A_h + G_{Ox}} \Theta_{H,out};$$

- уравнения Дальтона

$$\sum_{i=1}^{12} C_{i,w} = 1; \quad \sum_{i=1}^{12} \kappa_{i,w} = 1;$$

- уравнение для расчета коэффициента теплообмена на проницаемой стенке

$$A_h = A_{h,im} - \gamma_{вд} G_{Ox};$$

- уравнения (2) для расчета скорости окисления материала.

Здесь $k_{eq,i}$ — константа равновесия химической реакции образования i -го молекулярного вещества из атомарных веществ [18] (Па^b , $b = 1 \vee 2$); p_i — парциальное давление i -го вещества; C_i , κ_i — массовая и мольная концентрации i -го вещества; M_i — молекулярная масса i -го вещества; $\Theta_{j,out}$ — концентрация j -го химического элемента на внешней границе пограничного слоя, равная ее значению в набегающем потоке.

Таким образом, эта часть полного абляционного расчета описывается системой нелинейных алгебраических уравнений, которая решается методом итераций с использованием процедуры линеаризации.

После завершения этого итерационного процесса рассчитываются значения скорости эрозии графита по формулам (3) или (4), а также и скорость его абляции в целом.

Если температурный режим модели рассматривается в нестационарной постановке, то при абляционном расчете температура стенки является заданной величиной, а из его результатов используется только скорость абляции материала и удельный тепловой поток $q_{w,into}$, проникающий внутрь материала через стенку, величина которого рассчитывается по формулам

$$q_{w,into} = A_h (h_{Def} - h_w) + G_{Ox} (h_{C,w}^s - h_w) + \varepsilon \sigma (T_{Rad}^4 - T_w^4);$$

$$h_w = \sum_{i=1}^{12} C_{i,w} h_{i,w}.$$

Здесь h_{Def} — энтальпия, определяемая по отношению к конвективному теплообмену (в рамках метода эффективной длины в качестве ее выступает энтальпия восстановления, а при численном решении уравнений пограничного слоя — энтальпия торможения); h_w — энтальпия газовой смеси на стенке; $h_{C,w}^s$ — энтальпия графита при температуре стенки; T_{Rad}, ε — температура излучателя, находящегося в радиационном контакте со стенкой, и приведенная степень черноты этой системы (при отсутствии излучателя в качестве ε выступает степень черноты стенки); σ — константа Стефана — Больцмана.

Если же решение абляционной задачи рассматривается в квазистационарной постановке, то принимается, что тепловой поток $q_{w, into}$ равен произведению массовой скорости абляции графита на приращение его энтальпии, соответствующее нагреву от начальной температуры до температуры стенки:

$$G_{Abl} (h_{C,w}^s - h_{C,300}^s) = A_h (h_{Def} - h_w) + G_{Gas} (h_{C,w}^s - h_w) + \varepsilon \sigma (T_{Rad}^4 - T_w^4),$$

где $h_{C,300}^s$ — энтальпия графита при температуре 300 К.

Эта задача также решается методом итераций.

Пример проведенного исследования. В качестве примера на рис. 1–4 приведены результаты расчетов по сформулированному алгоритму. Расчеты выполнены в квазистационарной постановке для случая обтекания кругового конуса расходящейся струей продуктов сгорания кислородно-водородного ЖРД.

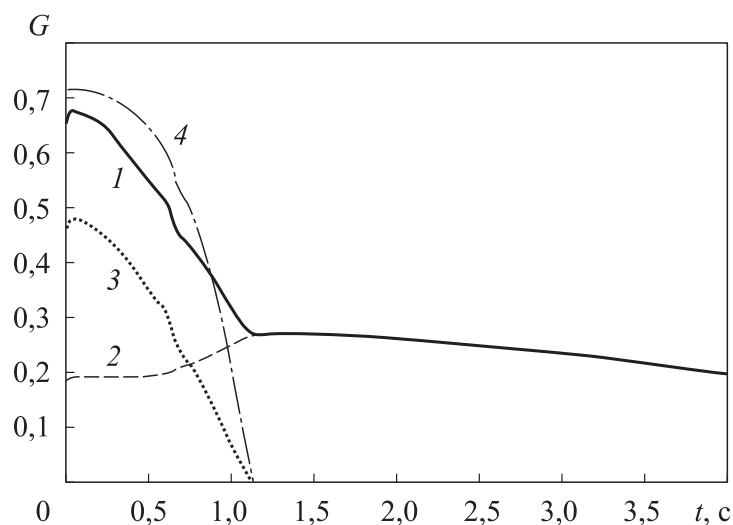


Рис. 1. Распределение скоростей разрушения графита по поверхности затупленного конуса:

1 — G_{Abl} ; 2 — G_{Ox} ; 3 — G_{Er} ; 4 — G_{Er} / G_{Abl}

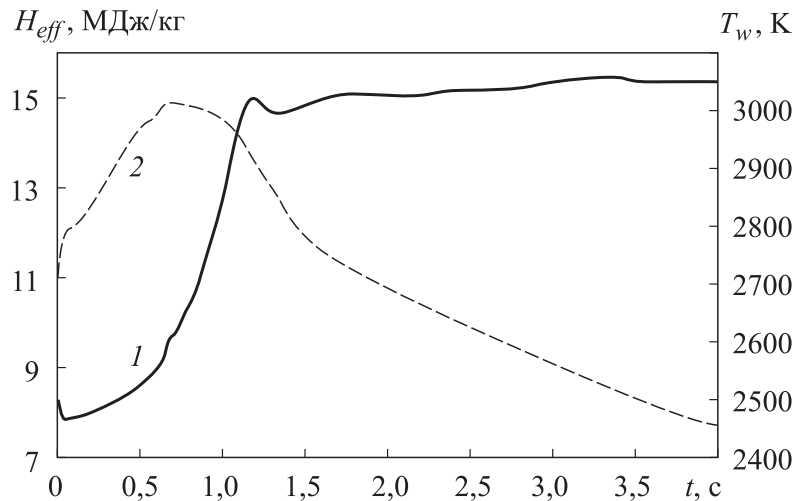


Рис. 2. Распределение эффективной энтальпии и температуры стенки графита по поверхности затупленного конуса:

1 — H_{Eff} ; 2 — T_w

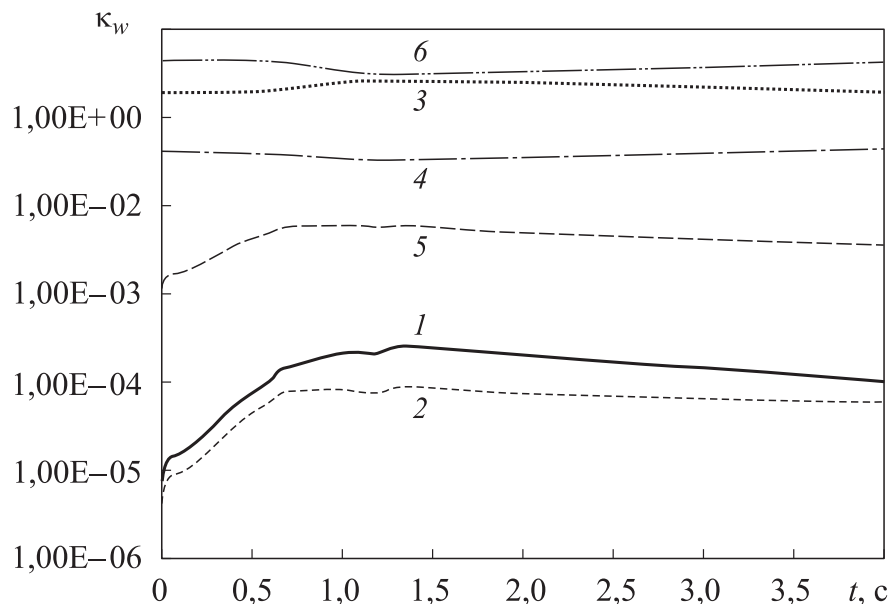


Рис. 3. Распределение мольных концентраций кислородсодержащих веществ по поверхности затупленного конуса:

1 — $\kappa_{O,w}$; 2 — $\kappa_{O_2,w}$; 3 — $\kappa_{CO,w}$; 4 — $\kappa_{CO_2,w}$; 5 — $\kappa_{OH,w}$; 6 — $\kappa_{H_2O,w}$

При этом

- угол полураствора конуса равен 7° , а радиус сферического затупления составляет 0,036 м;
- значения эффективной песочной шероховатости стенки, используемые для определения степени усиления интенсивности конвективного теплообмена и положения переходной области на поверхности тела, полагались равными соответственно 10 и 20 мкм;

- использовались значения кинетической константы K_{O_x} , равные $6,67 \cdot 10^1$ для атомарного и молекулярного кислорода, и нулевые значения этой константы для остальных окислительных веществ;
- расчет эрозии проводился с использованием формулы (3), в которой показатель степени $n = 0,6$, а давление $p_{Lim} = 1,5$ МПа.

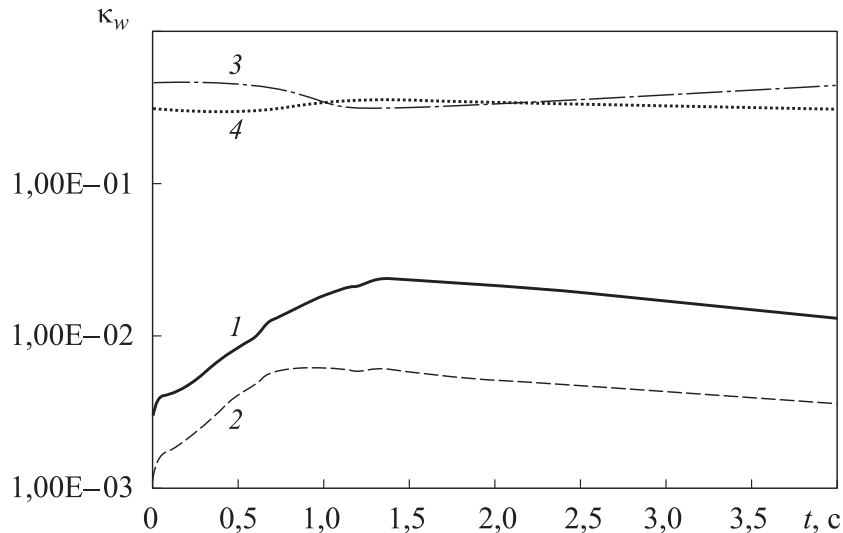


Рис. 4. Распределение мольных концентраций водородсодержащих веществ по поверхности затупленного конуса:
 1 — $\kappa_{H, w}$; 2 — $\kappa_{OH, w}$; 3 — $\kappa_{H_2O, w}$; 4 — $\kappa_{H_2, w}$

Далее приведены исходные данные, характеризующие течение продуктов сгорания ЖРД, которые соответствуют экспериментальным данным работы [16].

Исходные данные по струе продуктов сгорания ЖРД

Давление газа в камере сгорания, МПа	12,8536
Температура газа в камере сгорания, К	3717
Соотношение компонент топлива в ядре струи	7,37
Давление газа на срезе сопла, Мпа	5,8608
Температура газа на срезе сопла, К	3449
Плотность газа на срезе сопла, кг/м ³	3,18
Показатель адиабаты на срезе сопла	1,17
Скорость газа на срезе сопла, м/с	1742,75
Число Маха на срезе сопла	1,2

Массовые скорости уноса графита измеряются в долях от значения коэффициента теплообмена на непроницаемой стенке, а координата s отсчитывается вдоль образующей тела от критической точки в долях радиуса сферического затупления.

Как следует из анализа представленной информации, в рассматриваемых условиях эрозия оказывает решающее влияние на протекание абляции графита при затуплении конуса, что приводит к существенному снижению эффективной энтальпии материала; температура абляции графита достигает значений ~ 3000 К; режим окисления углерода далек от диффузионного режима.

Естественно, что действительный механизм абляции графита в струе продуктов сгорания рассмотренного ЖРД, который может быть установлен только на базе сопоставления расчетных и экспериментальных данных по обгарной форме модели и температуре абляции материала, может отличаться от приведенного в настоящей работе.

Выводы. 1. На базе критического анализа литературных данных сформулирована физически непротиворечивая физико-математическая модель абляции графита в струе продуктов сгорания ЖРД, пригодная для практического использования при апробации ее на результатах систематических стендовых экспериментов по суммарным абляционным характеристикам конкретной рецептуры материала данного класса.

2. Необходимо использовать сформулированный подход к установлению действительного механизма абляции графита на базе сопоставления расчетных и экспериментальных данных по интегральным параметрам обгара материала.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. М., Энергия, 1976.
- [2] Никитин П.В. Тепловая защита. М., Изд-во МАИ, 2006.
- [3] Горский В.В. Теоретические основы расчета абляционной тепловой защиты. М., Научный мир, 2015.
- [4] Анфимов Н.А. Горение графита в потоке воздуха при высоких температурах. *Изв. АН СССР. ОТН. Механика и машиностроение*, 1964, № 5, с. 3–11.
- [5] Пчелкин Ю.Д. Приближенный метод расчета уноса массы углеродных материалов в высокотемпературном потоке. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, № 2, с. 19–24.
- [6] Мур Дж.А., Злотник М. Горение углерода в потоке воздуха. *Ракетная техника*, 1961, т. 1, № 10, с. 35–45.
- [7] Рознер Д.Е., Аллендорф Г.Д. Сравнительное исследование окисления пиролитического и изотропного графита под воздействием атомарного и молекулярного кислорода при высоких температурах. *Ракетная техника и космонавтика*, 1968, т. 6, № 4, с. 91–96.
- [8] Полежаев Ю.В. Сублимация. *Физический энциклопедический словарь. Т. 5.* М., Советская энциклопедия, 1966, с. 101.

- [9] Власов В.И., Залогин Г.Н. Численное моделирование термохимического разрушения углеродосодержащих материалов тепловой защиты. *Космонавтика и ракетостроение*, 2015, № 2, с. 84–90.
- [10] Бояринцев В.И., Звягин Ю.В. Исследование разрушения углеродографитовых материалов при высоких температурах. *АН СССР. Теплофизика высоких температур*, 1975, т. 4, № 5, с. 1045.
- [11] Горский В.В., Ковальский М.Г., Оленичева А.А. Определение кинетических констант окисления углеродных материалов на базе анализа абляционных экспериментов. *Инженерно-физический журнал*, 2017, т. 90, № 1, с. 133–141.
- [12] Горский В.В., Гордеев А.Н., Дмитриева А.А. и др. Методика решения обратных задач математической физики по определению эффективных физических свойств углеродных материалов абляционной тепловой защиты. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 8. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-8-1789
- [13] Горский В.В., Дмитриева А.А. Определение кинетических констант гетерогенного окисления углерода на сублимационном режиме его абляции по результатам суммарных абляционных экспериментов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 12. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-12-1708
- [14] Горский В.В., Гордеев А.Н., Дмитриева А.А. и др. ВЧ-плазмотрон ВГУ-4 ИПМех РАН как инструмент для исследования кинетики гетерогенных химических реакций, протекающих на поверхности углеродного материала. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2017, т. 18, № 2, с. 1–12.
- [15] Маас Х.Г., Шрайдер Д.Р. Унос частиц при абляции искусственного графита. *Ракетная техника и космонавтика*, 1969, т. 7, № 11, с. 155–160.
- [16] Gorsky V.V., Resh V.G. The study of carbon material's aerothermochemical destruction in combustion products of liquid-propellant rocket engines. *29th Cong. of the Int. Council of the Aeronautical Sciences*.
URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0619_paper.pdf
- [17] Горский В.В., Ковальский М.Г. Методика численного моделирования обтекания осесимметричного затупленного тела в недорасширенной струе продуктов сгорания жидкостного ракетного двигателя. *Математическое моделирование и численные методы*, 2017, № 2, с. 65–80. DOI: 10.18698/2309-3684-2017-2-6580
- [18] Глушко В.П., ред. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Т. II. Кн. 2. М., Наука, 1979.

Горский Валерий Владимирович — д-р техн. наук, главный научный сотрудник отделения аэродинамики и баллистики АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143966, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33); профессор кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Ковальский Михаил Георгиевич — аспирант, инженер отдела аэрогазодинамики и теплопередачи АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143966, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33).

Реш Владислава Георгиевна — инженер отдела аэрогазодинамики и теплопередачи АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143966, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Горский В.В., Ковальский М.Г., Реш В.Г. Методика расчета абляции углерода в струе продуктов сгорания жидкостного ракетного двигателя. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2019, № 5, с. 4–21.

DOI: 10.18698/0236-3941-2019-5-4-21

METHOD OF CALCULATING CARBON ABLATION IN THE JET OF LIQUID ROCKET ENGINE COMBUSTION PRODUCTS

V.V. Gorsky^{1,2}

M.G. Kovalsky¹

V.G. Resh¹

vpk@vpk.npomash.ru

vpk@vpk.npomash.ru

vpk@vpk.npomash.ru

¹ JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”,
Reutov, Moscow Region, Russian Federation

² Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

Nowadays carbon materials are widely used as ablating thermal protection for high-temperature structural elements in aerospace technology. Prediction of changes in the shape of the external surfaces of these elements, due to the burning of thermal protection, is closely related to the use of computational-theoretical methods describing the flow of various physicochemical and mechanical processes associated with the occurrence of the phenomenon under consideration. At the same time, it is crucial to test such methods on the results of experimental studies conducted under conditions which are implemented during the process of testing thermal protection in jets of aerodynamic units. The main elements of ablation of carbon materials include their erosion, i.e., mechanical ablation of mass, observed in high-pressure gas flows. In the process of experimental development, it is necessary to carry out research on large-scale models, which has led to widespread use of underexpanded jets of

Keywords

Ablation, thermal protection, carbon materials, combustion products, oxidation, erosion, heat flow

combustion products of liquid rocket engine combustion products for modeling the erosion process of thermal protection. The theoretical model of ablation of thermal protection in such jets requires taking into account the complex chemical composition of the gas mixture flowing into the model; physical and chemical interaction of this gas with thermal protection, which causes gasification of the latter; use of mathematical models describing the process of material erosion due to mechanical impact of high-pressure gas flow. The paper describes the development of the carbon material ablation calculating and theoretical methodology which could be used to determine the material erosion characteristics on the basis of solving a complex problem of circumfluence, heating, heat penetration and ablation of thermal protection

Received 28.09.2018
© Author(s), 2019

This work was supported by RFBR (grant no. 17-08-01467a)

REFERENCES

- [1] Polezhaev Yu.V., Yurevich F.B. *Teplovaya zashchita* [Thermal protection]. Moscow, Energiya Publ., 1976.
- [2] Nikitin P.V. *Teplovaya zashchita* [Thermal protection]. Moscow, MAI Publ., 2006.
- [3] Gorskiy V.V. *Teoreticheskie osnovy rascheta ablyatsionnoy teplovoy zashchity* [Theoretical foundations for calculating ablative thermal protection]. Moscow, Nauchnyy mir Publ., 2015.
- [4] Anfimov N.A. Graphite combustion in air flow at high temperatures. *Izv. AN SSSR. OTN. Mekhanika i mashinostroenie*, 1964, no. 5, pp. 3–11 (in Russ.).
- [5] Pchelkin Yu.D. Approximate method for calculating the mass loss of carbon materials in the high-temperature air. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2014, no. 2, pp. 19–24 (in Russ.).
- [6] Mur Dzh.A., Zlotnik M. Carbon combustion in air flow. *Raketnaya tekhnika*, 1961, vol. 1, no. 10, pp. 35–45 (in Russ.).
- [7] Rozner D.E., Allendorf G.D. Comparative analysis of oxidation of pyrolithic and isotropic graphite exposed to atomic and molecular oxygen at high temperatures. *Raketnaya tekhnika i kosmonavtika*, 1968, vol. 6, no. 4, pp. 91–96 (in Russ.).
- [8] Polezhaev Yu.V. Sublimatsiya [Sublimation]. *Fizicheskiy entsiklopedicheskiy slovar'*. T. 5 [Physical encyclopedical dictionary. Vol. 5]. Moscow, Sovetskaya entsiklopediya Publ., 1966, p. 101.
- [9] Vlasov V.I., Zalogin G.N. Numerical modeling of thermochemical destruction of carbon materials for thermal protection. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2015, no. 2, pp. 84–90 (in Russ.).

- [10] Boyarintsev V.I., Zvyagin Yu.V. Study on destruction of carbon-graphite materials at high temperatures. *AN SSSR. Teplofizika vysokikh temperatur*, 1975, vol. 4, no. 5, p. 1045 (in Russ.).
- [11] Gorskiy V.V., Koval'skiy M.G., Olenicheva A.A. Determination of the kinetic oxidation constants of carbon materials on the basis of analysis of experiments on their ablation. *J. Eng. Phys. Thermophys.*, 2017, vol. 90, no. 1, pp. 126–133.
DOI: 10.1007/s10891-017-1547-4
- [12] Gorskiy V.V., Gordeev A.N., Dmitrieva A.A., et al. Methods of solving inverse problems of mathematical physics to determine effective physical properties of carbon ablators for thermal protection. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2018, no. 8 (in Russ.).
DOI: 10.18698/2308-6033-2018-8-1789
- [13] Gorskiy V.V., Dmitrieva A.A. Defining the kinetic constants of heterogeneous carbon oxidation under the sublimational condition of its ablation according to the results of the combined ablative experiments. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2017, no. 12 (in Russ.).
DOI: 10.18698/2308-6033-2017-12-1708
- [14] Gorskiy V.V., Gordeev A.N., Dmitrieva A.A., et al. HF-Plasmatron IPG-4 in IPMech RAS as an instrument for determination of kinetics of heterogeneous chemical reactions on the surface of carbon material. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike* [Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics], 2017, vol. 18, no. 2, pp. 1–12 (in Russ.).
- [15] Maas Kh.G., Shrayder D.R. Particle entrainment at the ablation of artificial graphite. *Raketnaya tekhnika i kosmonavtika*, 1969, vol. 7, no. 11, pp. 155–160 (in Russ.).
- [16] Gorskiy V.V., Resh V.G. The study of carbon material's aerothermochemical destruction in combustion products of liquid-propellant rocket engines. *29th Cong. of the Int. Council of the Aeronautical Sciences*.
Available at: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0619_paper.pdf
- [17] Gorskiy V.V., Koval'skiy M.G. Techniques for numerical simulation flow around an axisymmetric blunt body in an underexpanded jet of liquid rocket engine combustion products. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennyye metody* [Mathematical Modeling and Computational Methods], 2017, no. 2, pp. 65–80 (in Russ.).
DOI: 10.18698/2309-3684-2017-2-6580
- [18] Glushko V.P., ed. *Termodinamicheskie svoystva individual'nykh veshchestv. T. II. Kn. 2* [Thermodynamic properties of individual substances. Vol. II. P. 2]. Moscow, Nauka Publ., 1979.

Gorskiy V.V. — Dr. Sc. (Eng.), Chief Researcher, Department of Aerodynamics and Ballistics, JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya” (Gagarin ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143966 Russian Federation); Professor, Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Kovalsky M.G. — Post-Graduate Student, Engineer, Department of Aerofluid Dynamics and Heat Transfer, JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia” (Gagarin ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143966 Russian Federation).

Resh V.G. — Engineer, Department of Aerofluid Dynamics and Heat Transfer, JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia” (Gagarin ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143966 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Gorsky V.V., Kovalsky M.G., Resh V.G. Method of calculating carbon ablation in the jet of liquid rocket engine combustion products. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2019, no. 5, pp. 4–21 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2019-5-4-21



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышел в свет учебник авторов

**Н.Д. Чайнова, А.Н. Краснокутского,
Л.Л. Мягкова**

**«Конструирование и расчет поршневых
двигателей»**

Изложены основы конструирования и современные методы прочностного анализа поршневых и комбинированных двигателей внутреннего сгорания, приведен анализ конструкций современных отечественных и зарубежных двигателей, рассмотрены перспективы их развития. Наряду с традиционными методами расчетов на прочность базовых деталей двигателей представлены численные методы анализа теплового и напряженно-деформированного состояний элементов двигателей с применением современных информационных технологий.

Для студентов вузов, обучающихся по специальности 101200 «Двигатели внутреннего сгорания» направления подготовки 141100 «Энергомашиностроение».

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
+7 (499) 263-60-45
press@bmstu.ru
<http://baumanpress.ru>