

Д. А. Я г о д н и к о в, О. А. К у л и к о в а

ОЦЕНКА СОСТОЯНИЯ КОНСТРУКЦИИ РДТТ ПРИ ЕГО УТИЛИЗАЦИИ МЕТОДОМ БЕССОПЛОВОГО СЖИГАНИЯ

Рассмотрена возможность утилизации ракетного двигателя на твердом топливе методом бессоплового сжигания. Приведены результаты расчета распределения тепловых потоков в различных зонах камеры сгорания при штатной работе двигателя и при его утилизации. Определены наиболее опасные зоны с точки зрения прогара камеры сгорания при утилизации.

E-mail: daj@bmstu.ru; oa-kulikova@mail.ru

Ключевые слова: *ракетный двигатель на твердом топливе, утилизация, тепловые потоки, температурное состояние конструкции, теплозащитное покрытие.*

После истечения гарантийного срока хранения ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) встает вопрос о его утилизации. В составе РДТТ основную часть занимает твердое ракетное топливо (ТРТ), как правило, прочно скрепленное с внутренней стенкой корпуса двигателя. Поскольку ТРТ не рекомендуется пилить, резать, нагревать, подвергать ударам и другим физическим воздействиям, то его трудно безопасно отделить от корпуса РДТТ. Для утилизации зарядов смешанного ТРТ предложен целый ряд методов, таких как уничтожение заряда путем подрыва или сжигания и удаления топлива из корпуса РДТТ. Каждому из методов присущи свои недостатки [1].

Достаточно простой является утилизация топлива методом сжигания в составе РДТТ с использованием стендовых комплексов. Двигатель без соплового блока или без сопла и крышки устанавливаются в горизонтальном положении на специальном стапеле, обеспечивающем его удержание на стенде при горении [2].

В настоящей работе исследуются особенности утилизации РДТТ методом бессоплового сжигания — прожигом. При таком методе утилизации двигателя критическим сечением вместо минимального сечения сопла диаметром $d_{кр}$ становится выходное сечение в сопловом фланце диаметром $d_{ф}$, превышающем $d_{кр}$. В соответствии с уравнением внутренней баллистики давление в камере сгорания и, соответственно, скорость горения ТРТ, скорость истечения, температура и массовый расход продуктов сгорания уменьшаются. При этом увеличивается время работы двигателя, а следовательно, и время контакта высокотемпературных продуктов сгорания со стенками камеры сгорания. Однозначно нельзя сказать, как отсутствие сопла скажется на состоянии корпуса РДТТ, возможен ли прогар камеры сгорания и в

каком месте он произойдет? Поэтому важной задачей является найти распределение температуры силовой оболочки камеры сгорания двигателя в конце его утилизации при бессопловом сжигании. По этим данным можно будет определить наиболее опасные участки с точки зрения прогара камеры сгорания и разработать меры по местному охлаждению конструкции.

Основной целью работы является оценка теплового состояния теплозащитного покрытия (ТЗП) камеры сгорания ракетного двигателя (рис. 1) в процессе его утилизации.

Физико-математическая модель. Суммарный тепловой поток q_{Σ} к поверхности ТЗП определяется конвективной (q_k) и радиационной (q_p) составляющими:

$$q_{\Sigma} = q_k + q_p.$$

Расчет тепловых потоков проводился по методике В.С. Авдеевского [3]. Она нашла широкое применение в отрасли ввиду удовлетворительной достоверности полученных результатов и заключается в расчете коэффициентов конвективного теплообмена α в характерных зонах

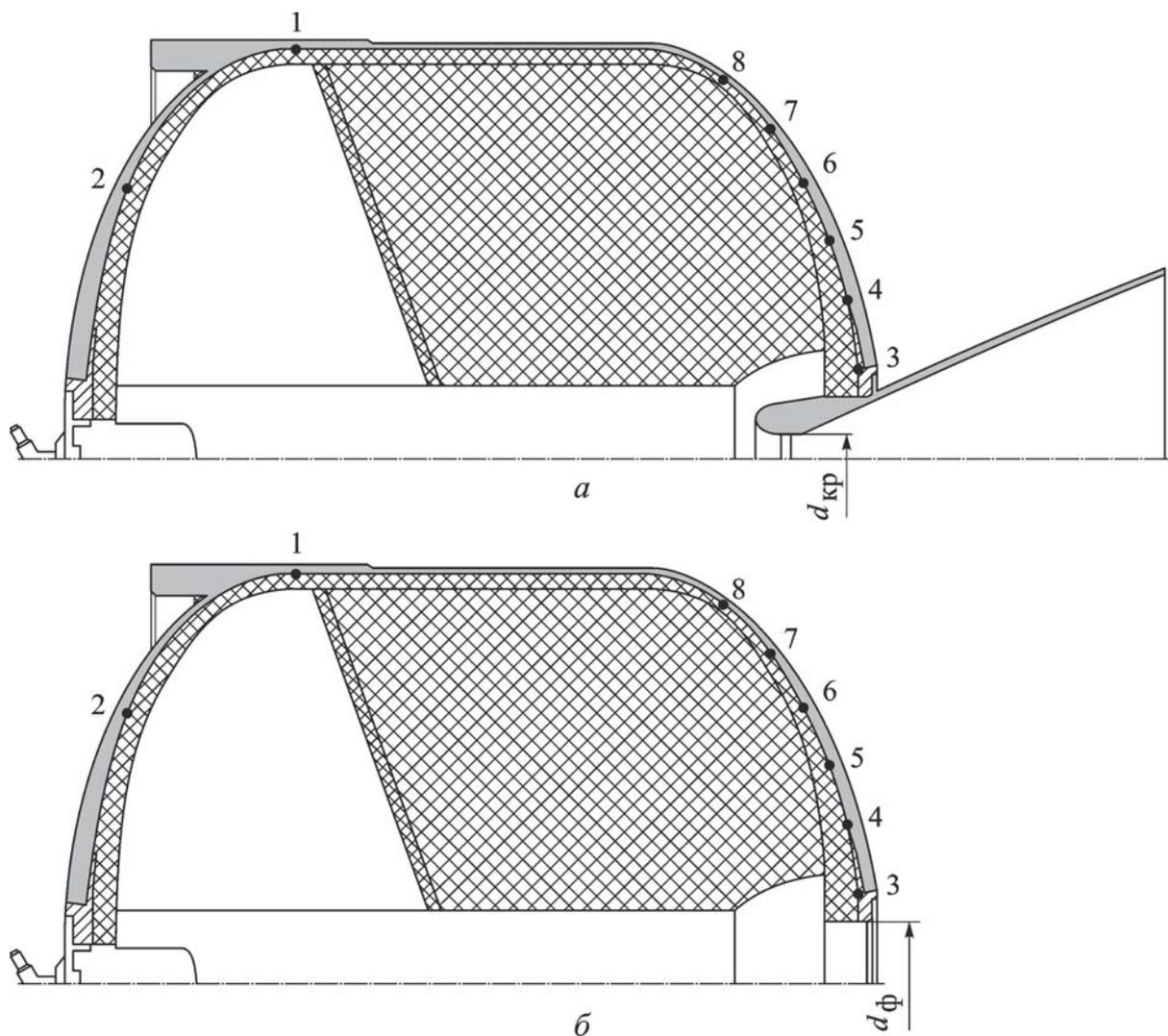


Рис. 1. Зоны для определения тепловых потоков и состояния корпуса РДТТ:
a — штатная работа ТДРР; *б* — утилизация РДТТ; 1 — цилиндрический участок над щелью; 2 — зона переднего днища; 3–8 — зоны заднего днища

газового тракта РДТТ, определяемых конкретными значениями теплофизических и газодинамических параметров рабочего тела:

$$q_k = \alpha(T_r - T_w), \quad \alpha = \rho_w C_{pw} w St_w,$$

где T_r — температура продуктов сгорания на адиабатической стенке; w — характерная скорость течения газа; C_{pw} , ρ_w — удельная теплоемкость и плотность продуктов сгорания при температуре стенки T_w ; St_w — число Стантона. Число Стантона может быть рассчитано по корреляции, учитывающей отличие реальных процессов от идеальных, а также наличие в продуктах сгорания к-фазы,

$$St_w = St_w^* k_{ш} k_p k_T k_B,$$

где

$$St_w^* = 0,0296(Re_w)^{-0,2}(Pr_w)^{-0,6} \left(\frac{h_w}{h_r} \right)^{0,39} \left(1 + \frac{k-1}{2} r M^2 \right)^{0,11},$$

$k_{ш} = 1 + 0,151 k_s^{0,29}$ — коэффициент шероховатости; k_T — коэффициент, учитывающий влияние турбулентности пульсаций; k_s — параметр шероховатости; k_B — коэффициент вдува. В расчетах примем значения [3] $k_B = 0,9$; $k_s = 0,3$; $k_T = 1$.

Коэффициент, учитывающий наличие конденсированных продуктов сгорания, рассчитывается по формуле

$$k_p = 1 + 0,0246(Re_w)^{-0,3} \left(\frac{z}{1-z} \right)^{2,45}$$

(z — относительная масса конденсированных продуктов сгорания); h_w , h_r — термодинамическая энтальпия продуктов сгорания при температуре стенки и адиабатической стенки соответственно; k — показатель адиабаты; r — коэффициент восстановления; M — число Маха.

Плотность продуктов сгорания при температуре стенки определяется по уравнению состояния

$$\rho_w = \frac{p_k}{RT_w}.$$

Температуру T_r и термодинамическую энтальпию h_r продуктов сгорания на адиабатической стенке, а также термодинамическую энтальпию продуктов сгорания h_w при температуре стенки T_w можно найти с учетом адиабатической температуры продуктов сгорания T_k и числа Маха M в характерной зоне камеры сгорания по зависимостям:

$$T_r = T_k \left(1 + \frac{k-1}{2} r M^2 \right), \quad T_k = \frac{T_k}{1 + \frac{k-1}{2} M^2},$$

$$r = \sqrt[3]{Pr}, \quad h_r = C_p T_r, \quad h_w = C_p T_w.$$

Числа Рейнольдса и Прандтля рассчитываются по формулам

$$\text{Re}_w = \frac{\rho_w \omega \delta}{\eta_w}, \quad \text{Pr}_w = \frac{\eta_w C_{pw}}{\lambda_w}.$$

Здесь λ_w , η_w и C_{pw} — коэффициенты теплопроводности, динамической вязкости и удельная теплоемкость продуктов сгорания при температуре T_w ; δ — эквивалентный размер характерной зоны.

Температура стенки принята равной температуре деструкции ТЗП:

$$T_w = T_{\text{д.ТЗП}}.$$

Радиационный тепловой поток можно определить по формуле Стефана–Больцмана:

$$q_p = \varepsilon_w \varepsilon_{\text{пс}} \sigma_0 (T_{\text{к}}^4 - T_w^4),$$

где $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К⁴) — постоянная Стефана–Больцмана; ε_w , $\varepsilon_{\text{пс}}$ — эффективная интегральная излучательная способность (степень черноты) стенки и продуктов сгорания. В настоящей работе было принято $\varepsilon_w = 0,8$.

Излучение продуктов сгорания будет определяться наличием в них трехатомных молекул, например Н₂О и СО₂, и конденсированных продуктов сгорания, в частности частиц сажи и оксида алюминия Al₂O₃. Тогда значение $\varepsilon_{\text{пс}}$ можно рассчитать по следующей формуле:

$$\varepsilon_{\text{пс}} = 1 - (1 - \varepsilon_{\text{г}})e^{-dl},$$

где $\varepsilon_{\text{г}}$ — излучательная способность газообразных продуктов сгорания; d — эффективный коэффициент ослабления луча в продуктах сгорания и l — средняя длина пути луча определяются выражениями

$$d = 0,042 \frac{1}{\rho_{\text{к.ф}}} \sqrt[3]{\frac{T_{\text{к}}}{d_{43}^2}} z, \quad l = 0,9 D_3.$$

Здесь D_3 — характерный диаметр излучающего объема; d_{43} , $\rho_{\text{к.ф}}$ — диаметр и плотность частиц конденсированной фазы продуктов сгорания. В работе было принято $d_{43} = 30$ мкм и $\rho_{\text{к.ф}} = 2300$ кг/м³.

Излучательная способность газообразных продуктов сгорания $\varepsilon_{\text{г}}$ зависит от излучательной способности паров воды ($\varepsilon_{\text{H}_2\text{O}}$) и углекислого газа ($\varepsilon_{\text{CO}_2}$), а также от их взаимного поглощения излучения [3]:

$$\varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} = 4,4425 (p_{\text{H}_2\text{O}})^{0,8} l^{0,6} \left(\frac{T_{\text{к}}}{100} \right)^{-1},$$

$$\varepsilon_{\text{CO}_2} = 1,5306 (p_{\text{CO}_2} l)^{0,33} \left(\frac{T_{\text{к}}}{100} \right)^{-0,5},$$

$$\varepsilon_{\text{г}} = \varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} + \varepsilon_{\text{CO}_2} - \varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} \varepsilon_{\text{CO}_2}.$$

Расчет ТЗП активного типа выполнен по методике, изложенной в работах [4, 5].

Скорость линейного уноса массы ТЗП вычисляется по формуле

$$U_{\Pi} = \frac{q_{\Sigma}}{\rho_{\Pi}[Q_{\Pi} + \varphi(I_{\text{к}} - I_{\Pi}) + C_{\text{рп}}(T_w - T_{\text{п0}})]},$$

где $I_{\text{к}}$ — полная энтальпия продуктов сгорания в ядре потока, $T_{\text{п0}} = 293 \text{ К}$ — начальная температура ТЗП; ρ_{Π} — плотность покрытия; Q_{Π} — удельная теплота абляции материала покрытия; φ — массовое содержание связующего в покрытии; I_{Π} — полная энтальпия материала покрытия; $C_{\text{рп}}$ — удельная теплоемкость покрытия.

Тогда необходимая толщина ТЗП $\delta_{\text{тзп}}$ будет равна сумме значений толщин разложившегося ТЗП и оставшегося ТЗП, определенного из условия обеспечения допустимой температуры $T_{\text{м}}$ силовой оболочки корпуса:

$$\delta_{\text{тзп}} = \delta_{\text{разл}} + \delta_{\text{ост}}; \quad \delta_{\text{разл}} = U_{\Pi} t_p; \quad \delta_{\text{ост}} = \frac{a_{\Pi}}{U_{\Pi}} \ln\left(\frac{T_w - T_{\text{п0}}}{T_{\text{м}} - T_{\text{п0}}}\right),$$

где t_p — время работы РДТТ; $\delta_{\text{разл}}$ — толщина разложившегося покрытия; $\delta_{\text{ост}}$ — толщина оставшегося покрытия; a_{Π} — коэффициент температуропроводности покрытия.

Температуру силовой оболочки корпуса РДТТ вычисляем по формуле

$$T_{\text{м}} = T_{\text{п0}} + (T_w - T_{\text{п0}}) e^{-\frac{\delta_{\text{ост}} U_{\Pi}}{a_{\Pi}}}.$$

Исходные данные. В рассмотренном модельном РДТТ канально-целевой заряд состоит из смесового топлива и прочно скреплен с корпусом двигателя. Силовая оболочка корпуса РДТТ выполнена из органопластика типа Армос.

В качестве ТЗП в камере сгорания был выбран эластичный абляционный материал с внешним уносом массы, имеющий следующие характеристики: плотность покрытия $\rho_{\Pi} = 1300 \text{ кг/м}^3$, удельную теплоемкость покрытия $C_{\text{рп}} = 2600 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$, температуру пиролиза ТЗП $T_{\text{д.тзп}} = 2500 \text{ К}$, полную энтальпию материала покрытия $I_{\Pi} = -4 \text{ МДж/кг}$, массовое содержание связующего $\varphi = 0,6$, удельную теплоту абляции материала $Q_{\Pi} = 3 \text{ МДж/кг}$, коэффициент температуропроводности $a_{\Pi} = 1,5 \cdot 10^{-7} \text{ м}^2/\text{с}$.

Диаметр критического сечения сопла $d_{\text{кр}} = 44 \text{ мм}$, время работы двигателя на штатном режиме $t_p = 60 \text{ с}$. Параметры в камере сгорания РДТТ: давление $p_{\text{к}} = 6,5 \text{ МПа}$, температура $T_{\text{к}} = 3615 \text{ К}$, показатель адиабаты $k = 1,158$, массовая доля конденсированной фазы $z = 0,289$, газовая постоянная продуктов сгорания $R = 268,2 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$, коэффициент восстановления $r = 0,8045$, скорость звука $a = 1043,4 \text{ м/с}$, $p_{\text{H}_2\text{O}} = 1,8378 \text{ МПа}$, $p_{\text{CO}_2} = 0,21416 \text{ МПа}$.

При утилизации РДТТ диаметр выходного сечения принимался равным внутреннему диаметру соплового фланца $d_{\text{ф}} = 95 \text{ мм}$

(рис. 1, б), время работы двигателя $t_p = 96$ с. Параметры в камере сгорания РДТТ следующие: давление $p_k = 0,8$ МПа, температура $T_k = 3360$ К, показатель адиабаты $k = 1,163$, массовая доля конденсированной фазы $z = 0,291$, газовая постоянная продуктов сгорания $R = 276,8$ Дж/(кг·К), коэффициент восстановления $r = 0,8096$, скорость звука $a = 1016,67$ м/с, $p_{H_2O} = 0,20525$ МПа, $p_{CO_2} = 0,02421$ МПа.

Расчет толщины ТЗП в камере сгорания двигателя выполнен при штатной работе. Допустимая температура силовой оболочки корпуса РДТТ принята равной $T_m = 500$ К.

Тепловые потоки к стенке и температурное состояние силовой оболочки корпуса двигателя при утилизации определялось для нескольких точек. Расположение выбранных для расчета характерных зон показано на рис. 1.

Результаты расчетов. Рассмотрим вначале результаты расчета при истечении продуктов сгорания из соплового блока (рис. 1, а). На рис. 2 показаны зависимости тепловых потоков к элементам конструкции камеры сгорания во время работы двигателя, а также проведен расчет толщины ТЗП для характерных зон.

Тепловые потоки к стенке камеры сгорания в зонах 3–8 снижаются в процессе выгорания заряда, а в зонах 1 и 2 остаются постоянными. Также время контакта продуктов сгорания с различными участками ТЗП заднего днища разное. В зоне 3 это время максимальное, а в зоне 8 — минимальное. Это объясняет использование ТЗП переменной толщины на заднем днище.

Перейдем к рассмотрению результатов расчета при моделировании истечения продуктов сгорания из камеры сгорания без соплового блока непосредственно в атмосферу (см. рис. 1, б). Полученные зависимости тепловых потоков по времени к элементам конструкции камеры сгорания во время утилизации представлены на рис. 2. Характер изменения тепловых потоков к элементам конструкции во время работы двигателя при утилизации такой же, как и при штатной работе двигателя. При этом значения тепловых потоков почти на порядок меньше.

При утилизации РДТТ скорость выгорания ТЗП меньше ($U_{п} = 0,055 \dots 0,105$ мм/с), чем при штатной работе двигателя ($U_{п} = 0,22 \dots 0,67$ мм/с). При этом уменьшается толщина выгоревшего ТЗП и увеличивается слой ТЗП, необходимый для поддержания температуры силовой оболочки в допустимом диапазоне. Из вышесказанного можно принять, что при утилизации РДТТ ТЗП активного типа начинает работать как ТЗП пассивного типа с близкой к нулевой скоростью уноса масса.

Результаты расчета температуры силовой оболочки корпуса РДТТ в конце утилизации для характерных зон 1–8 следующие: $T_m = 307$,

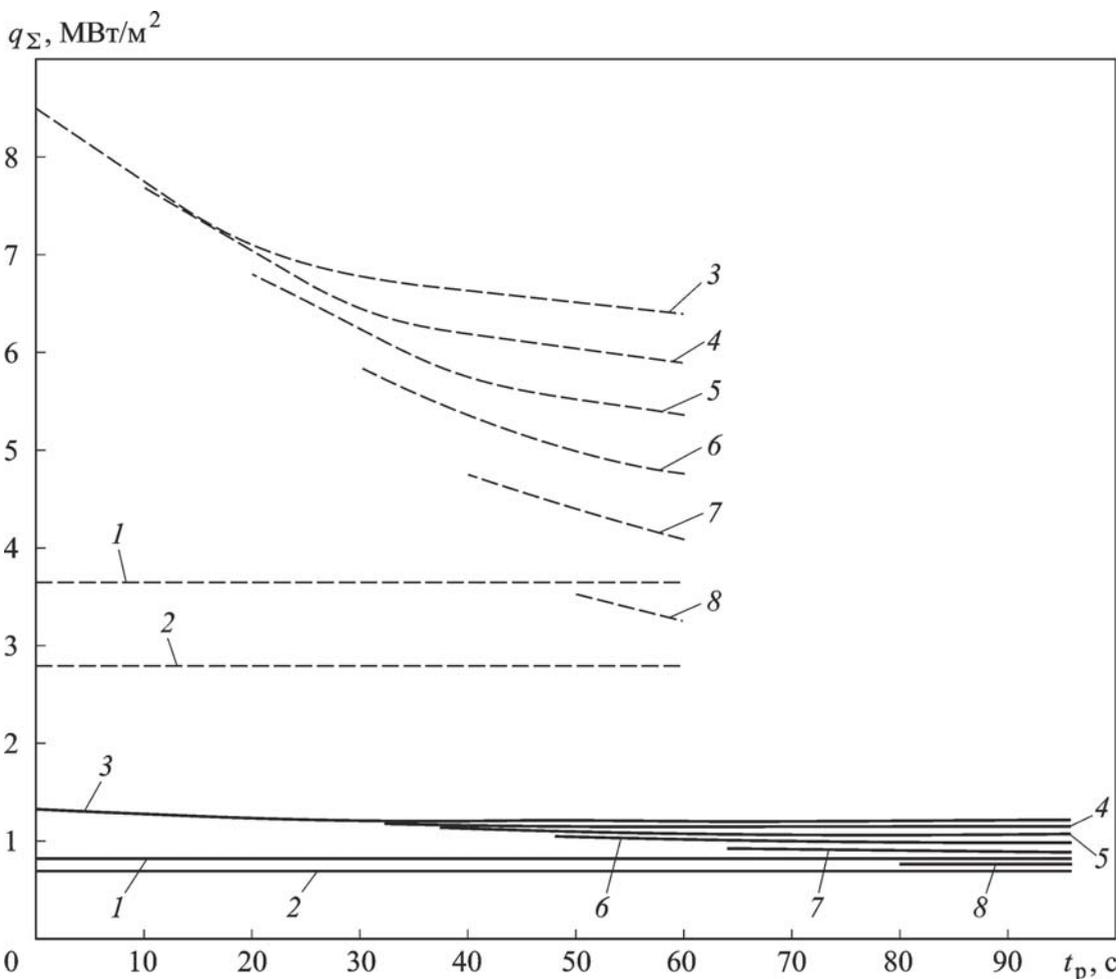


Рис. 2. Изменение суммарного теплового потока к элементам конструкции камеры сгорания во время работы двигателя:
 штриховая кривая — штатная работа РДТТ; сплошная — утилизация РДТТ;
 характерные зоны: 1 — цилиндрический участок над щелью; 2 — зона переднего днища, 3–8 — зоны заднего днища

356, 293, 293, 294, 300, 354 и 586 К соответственно. Наименьшая температура наблюдается на цилиндрическом участка корпуса (зона 1, см. рис. 1, б) и на заднем днище вблизи соплового блока (зоны 3–6, см. рис. 1, б). Температура силовой оболочки в районе переднего днища (зона 2) не превышает допустимого значения. Наиболее опасной (с точки зрения прогара конструкции) является зона в районе сопряжения заднего днища и цилиндрической обечайки (зона 8), где температура конструкции достигает 586 К.

Заключение. При утилизации РДТТ методом бессоплового сжигания температура в камере сгорания, скорость горения твердого топлива и массовый секундный расход продуктов сгорания меньше, чем при работе двигателя на расчетном режиме с сопловым блоком. При этом время работы двигателя без соплового блока больше в 1,6 раза, чем с ним.

Максимальная температура силовой оболочки корпуса РДТТ, превышающая допустимую на 86 К, достигается в зоне сопряжения заднего днища и цилиндрической обечайки. Это наиболее опасная зона, поэтому в процессе утилизации РДТТ необходимо разрабатывать спе-

циальные меры наружного охлаждения корпуса РДТТ в целях предотвращения возникновения пожароопасных ситуаций.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Волков В. Т., Ягодников Д. А. Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 296 с.
2. Бурдюгов С. И., Корепанов М. А., Кузнецов Н. П. Утилизация твердотопливных ракетных двигателей. – М., Ижевск: Институт компьютерных исследований НИЦ “Регулярная и хаотическая динамика”, 2008. – 511 с.
3. Панин С. Д., Румянцев Б. В., Шишков А. А. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива: Справочник. – М.: Машиностроение, 1989. – 420 с.
4. Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.
5. Липанов А. М., Алиев А. В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с.

Статья поступила в редакцию 24.04.2012

Дмитрий Алексеевич Ягодников — д-р техн. наук, зав. кафедрой “Ракетные двигатели” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 170 научных работ в области экспериментально-теоретического исследования процессов воспламенения и горения порошкообразных металлов и бесконтактной диагностики ракетных двигателей.

D.A. Yagodnikov — D. Sc. (Eng.), head of “Rocket Engines” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 170 publications in the field of experimental and theoretical study of processes of ignition and combustion of powder-like metals and contactless diagnostics of rocket engines.

Олеся Андреевна Куликова — автор 5 научных работ в области ракетных двигателей и нанодисперсного синтеза оксида алюминия.

O.A. Kulikova — author of 5 scientific publications in the field of rocket engines and nanosized aluminum oxide synthesis.