

**ТЕПЛООБМЕН В ПЛОСКОМ КАНАЛЕ С АБЛИРУЮЩЕЙ СТЕНКОЙ****В.А. Товстоног**

tovstonog@bmstu.ru

**МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация****Аннотация**

Проведен анализ методов тепловой защиты элементов конструкции перспективных двигательных установок летательных аппаратов, таких как камеры сгорания, проточные тракты, обечайки камер сгорания и форсажных камер воздушно-реактивных двигателей. В целях тепловой защиты чаще всего используют принудительное конвективное охлаждение наиболее теплонапряженных элементов конструкции с применением хладоресурса топливных компонент двигательной установки, однако в некоторых случаях этого недостаточно, что привело к необходимости рассмотрения альтернативной тепловой защиты, например аблирующих покрытий

**Ключевые слова**

*Тепловая защита, аблирующий материал, гидрид лития, термохимическое разрушение, плоский канал, радиационно-конвективный теплообмен*

Поступила в редакцию 02.06.2018  
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

**Введение.** Высокая теплонапряженность элементов конструкции перспективных двигательных установок летательных аппаратов, таких как камеры сгорания, проточные тракты, обечайки камер сгорания и форсажных камер воздушно-реактивных двигателей обуславливает исследования и разработку эффективных методов тепловой защиты. В некоторых случаях применение таких эффективных методов активной тепловой защиты, как регенеративное или пленочное ограничено дефицитом хладагента на борту летательного аппарата (ЛА), что обуславливает проведение исследований по оценке возможности использования других методов тепловой защиты поверхностей элементов конструкции ЛА от воздействия высокотемпературного газового потока, для которых это ограничение не является критичным.

Наиболее перспективными двигательными установками высокоскоростных атмосферных летательных аппаратов являются прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ВРД) [1–3], окислитель в которых — кислород атмосферы, а в качестве горючего применяются жидкие углеводородные или твердые топлива [4–6]. В используемых на практике для защиты поверхностей, обтекаемых высокотемпературным газовым потоком, активных методах тепловой защиты, таких как регенеративное, пленочное или завесное охлаждение компонентами топлива, нашедших широкое применение, например, в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), в прямоточных ВРД, где в качестве окислителя используется кислород воздуха, в силу малой доли горючего в составе рабочего тела имеет место дефицит хладоресурса в случае жидкого горючего или его полное отсутствие в двигателях на твердом топливе, и эта проблема существенно усложняется с ростом скорости полета.

Переход к скоростям полета, превышающими  $M > 4$ , связан с использованием преимущественно прямоточных ВРД (ПВРД) [7] на жидком углеводородном топливе. Однако увеличение скорости полета свыше  $M \approx 5$  при дозвуковом горении углеводородного горючего (керосина) приводит к недопустимо большому росту температур и давлений в камере сгорания и проточном тракте двигателя, и для охлаждения двигательной установки требуется наличие значительных хладоресурсов на борту летательного аппарата. Это стимулирует проведение исследований и разработку других методов тепловой защиты камер сгорания и проточных трактов. Одна из возможностей связана с использованием эндотермических топлив [2, 7], в которых реализуются не только физические процессы поглощения теплоты, но и термохимические (эндотермические) реакции разложения топлива на более легкие фракции при нагреве. Термохимические реакции, протекающие с поглощением значительного количества теплоты, увеличивают теплоемкость и, следовательно, хладоресурс теплоносителя, а при соответствующей организации процесса теплообмена могут существенно интенсифицировать его. Кроме того, термохимические реакции способствуют улучшению реакционной способности топлива и повышению устойчивости процесса горения в сверхзвуковом потоке [8].

Камера сгорания ПВРД является самым теплонапряженным узлом двигателя и технические решения для ее системы охлаждения могут быть различными, например простейшими, использующими теплоаккумулирующую способность корпуса [9] при малых временах работы, и более сложными, основанными на применении пористых композиционных материалов с углеродной или керамической матрицами, охлаждаемыми за счет фильтрации горючего, подаваемого в камеру сгорания через поры [10].

Камера сгорания — источник интенсивного нагрева окружающих элементов конструкции, также требующих охлаждения. В ВРД транс- и сверхзвуковых скоростей для охлаждения используются воздушный контур и система ограждающих экранов [11–13], но при больших сверхзвуковых скоростях полета этих мер может оказаться недостаточно. В этом случае в качестве теплозащиты можно использовать аблирующее (термически разрушаемое) покрытие защищаемого элемента. Такой тип тепловой защиты — один из наиболее эффективных при высокоинтенсивных тепловых воздействиях, однако его применение имеет естественное ограничение по времени работы, что связано с уносом массы.

Выбор теплозащитного материала определяется большим числом факторов и может быть сделан только при анализе процесса термического разрушения или сравнительных испытаниях некоторого числа наиболее перспективных материалов. При этом естественным критерием выбора могут служить скорость уноса массы и толщина унесенного слоя за заданное время теплового воздействия. В работе [14] рассмотрены модели, получена оценка параметров термохимического разрушения гидрида лития и показано, что в некотором диапазоне параметров теплового нагружения это соединение может выполнять функции высокоэффективного аблирующего материала. Выбор этого соединения осно-

ван на таких его свойствах, как высокие теплоемкость и теплота фазового перехода, относительно малая теплопроводность, а также низкая молекулярная масса продуктов термического разрушения, определяющая эффект блокировки теплового потока за счет оттеснения пограничного слоя.

**Физическая модель** задачи показана на рис. 1. Полагаем, что огневая стенка 1 обтекается потоком продуктов сгорания керосин/воздух с коэффициентом избытка воздуха  $k_\alpha$  при статическом давлении  $p_0$  со скоростью  $v_p$  и температуре  $T_p$ . Внешняя

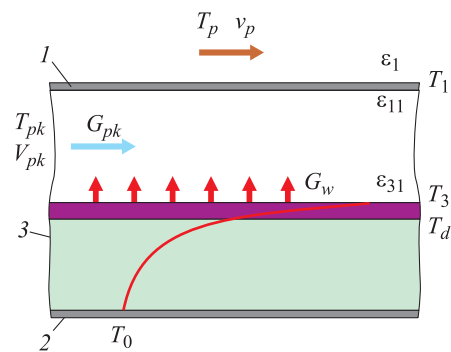


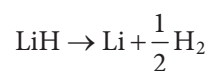
Рис. 1. Физическая модель задачи:

1 — огневая стенка; 2 — внешняя оболочка; 3 — облицовка

оболочка 2 имеет облицовку 3 из гидрида лития, обтекаемую потоком смеси воздух/азот со скоростью  $V_{pk}$  и массовой концентрацией кислорода  $c_{O_2}$ , заданной соотношением расходов воздуха и азота. Между огневой стенкой и облицовкой происходит теплообмен излучением при заданных излучательных способностях огневой стенки  $\epsilon_1 = \epsilon_{11} = 0,85$  и излучательной способности аблирующей поверхности  $\epsilon_{31} = 0,3$  (такое значение принято с большим запасом в связи с отсутствием достоверных данных об излучательной способности расплавов лития и гидрида лития; оценки по электронной теории излучения [15] и сопоставление с имеющимися данными по излучению щелочных металлов (натрия) позволяют предположить, что  $\epsilon_{31} = 0,05-0,1$ ).

Механизм термического разрушения гидрида лития может быть сформулирован на основе анализа его свойств. Наиболее полно для условий *термодинамического равновесия* они рассмотрены в работах [16, 17], следуя которым механизм термического разрушения можно описать следующей схемой.

При температуре  $T_l = 965$  К происходит плавление с тепловым эффектом  $\Delta H_{LiH} = 2,8$  КДж/кг, а при  $T_d \gtrsim 1000$  К резко интенсифицируется возгонка (газификация) гидрида, причем основным газообразным продуктом является водород. Это позволяет характеризовать процесс как реакцию диссоциации гидрида лития



Температура плавления лития  $T_{mLi} = 453$  К, таким образом, при диссоциации гидрида литий выделяется в жидкой фазе, причем вплоть до температуры  $T \approx 1270$  К расплавы лития и гидрида лития образуют несмешивающиеся фазы. Плотности лития и его гидрида существенно различаются, поэтому можно предположить, что в процессе термического разрушения поверхность будет покрыта слоем расплава лития, а имея в виду небольшой температурный интервал от температуры  $T_l$  плавления гидрида лития до температуры  $T_d$  его диссоциа-

ции, можно допустить, что расплав лития покрывает поверхность твердого гидрида лития.

Таким образом, модель термического разрушения гидрида лития можно представить двухслойной схемой: до температуры  $T_d = 1000$  К материал нагревается как конденсированный LiH, при этом происходит его диссоциация с выделением жидкого лития, покрывающего массив гидрида, а через слой расплава во внешнее пространство фильтруется образовавшийся при диссоциации водород. Альтернативной может быть модель, предусматривающая непосредственную возгонку гидрида лития с последующей его диссоциацией в газовой фазе на литий и водород.

Согласно принятым моделям, газовая фаза в канале при отсутствии протока стороннего газа ограничивается водородом и газообразным литием, которые обуславливают конвективный теплообмен между огневой и аблирующей стенками, увеличивая теплоприток к аблирующей стенке пропорционально разности энтальпий газа при соответствующих температурах поверхностей стенок — огневой  $T_1$  (полагаем, что огневая стенка имеет малое термическое сопротивление и ее температурное состояние может характеризоваться одним значением температуры) и аблирующей  $T_3$ . В свою очередь, проток стороннего газа в зазоре обуславливает теплопередачу от стенки к стенке за счет вынужденной конвекции. Если сторонний газ содержит окислительные компоненты (если, например, проточный газ — воздух, то окисление обусловлено кислородом), это вызывает дополнительное тепловыделение на аблирующей стенке за счет окисления (горения) лития, а интенсивность этого процесса зависит от массовой концентрации кислорода.

В рассматриваемой схеме основной источник теплового воздействия — это конвективный тепловой поток от продуктов сгорания к огневой стенке, которая, в свою очередь, оказывает тепловое воздействие на облицовку за счет излучения и тепломассообмена через зазор между огневой и аблирующей стенками. Тепловой баланс для огневой стенки запишем в виде

$$\alpha_0(T_e - T_1) - (\varepsilon_1 + \varepsilon_{11})\sigma_0 T_1^4 + \varepsilon_{11}q_{e3} - \alpha_h(T_1 - T_3) = 0, \quad (1)$$

где  $\alpha_0$  — коэффициент теплоотдачи;  $T_e$  — температура восстановления потока продуктов сгорания;  $q_{e3}$  — эффективный поток излучения к огневой стенке, определяется из решения задачи переноса излучения для щели

$$q_{e3} = \frac{\varepsilon_{p1}(1 - \varepsilon_{31})}{\varepsilon_{31}}\sigma_0 T_1^4 + \frac{\varepsilon_{p1}}{\varepsilon_{11}}\sigma_0 T_3^4; \quad (2)$$

$\alpha_h$  — обобщенный коэффициент теплопередачи в щелевом канале.

Здесь

$$\varepsilon_{p1} = \left( \frac{1}{\varepsilon_{11}} + \frac{1}{\varepsilon_{31}} - 1 \right)^{-1}$$

— эффективный коэффициент радиационного теплообмена между поверхностями.

Подставив (2) в (1), получим

$$\varepsilon_{p1}\sigma_0 T_3^4 = E_1\sigma_0 T_1^4 - \alpha_0(T_e - T_1) + \alpha_h(T_1 - T_3),$$

откуда

$$T_3^4 = \frac{1}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} [E_1\sigma_0 T_1^4 - \alpha_0(T_e - T_1) + \alpha_h(T_1 - T_3)]; \quad (3)$$

$$E_1 = (\varepsilon_1 + \varepsilon_{11}) - \frac{\varepsilon_{11}\varepsilon_{p1}(1 - \varepsilon_{31})}{\varepsilon_{31}},$$

при  $\alpha_h = 0$

$$T_3^4 = \frac{1}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} [E_1\sigma_0 T_1^4 - \alpha_0(T_e - T_1)]. \quad (4)$$

Соотношение (3) перепишем в виде

$$f_{01} = T_3^4 - \frac{1}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} [E_1\sigma_0 T_1^4 - \alpha_0(T_e - T_1) + \alpha_h(T_1 - T_3)] = 0 \quad (5)$$

и будем считать, что  $\alpha_0 = \alpha_0(T_p, T_1)$ ,  $\alpha_h = \alpha_h(T_1, T_3)$ .

Для аблирующей стенки подводимый тепловой поток

$$q_{w3} = \varepsilon_{p1}\sigma_0(T_1^4 - T_3^4) + \alpha_h(T_1 - T_3) \quad (6)$$

расходуется на нагрев и унос массы покрытия, уравнение теплового баланса для которого может быть записано в виде

$$f_{03} = \varepsilon_{p1}\sigma_0(T_1^4 - T_3^4) + \alpha_h(T_1 - T_3) - G_\Sigma(T_3)\Delta Q_\Sigma(T_3) = 0, \quad (7)$$

где скорость уноса массы  $G_\Sigma(T_3)$  и теплота  $\Delta Q_\Sigma(T_3)$ , расходуемая на нагрев и термическое разрушение покрытия, определяются принятым механизмом разрушения; при  $\alpha_h = 0$  получим

$$f_{03} = \varepsilon_{p1}\sigma_0(T_1^4 - T_3^4) - G_\Sigma(T_3)\Delta Q_\Sigma(T_3) = 0. \quad (8)$$

Систему нелинейных уравнений (5), (7) решаем численно, например методом Ньютона, приняв за начальное приближение ее решение при  $\alpha_h = 0$ :

$$T_3^4 = \frac{1}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} [E_1\sigma_0 T_1^4 - \alpha_0(T_e - T_1)]; \quad (9)$$

$$T_1^4 = T_3^4 + \frac{1}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} G_\Sigma(T_3)\Delta Q_\Sigma(T_3). \quad (10)$$

Установлено, такой подход обеспечивает быструю сходимость итерационного процесса решения системы уравнений (5), (7).

Обозначим

$$p_1(T_1) = E_1 \sigma_0 T_1^4 - \alpha_0 (T_e - T_1). \quad (11)$$

Из условия  $p_1(T_1) \gtrsim 0$  определим нижнюю границу  $T_{1,\min}$  области допустимых значений  $T_1$ , которую найдем из решения нелинейного уравнения (11), верхнюю границу зададим значением  $T_{1,\max} = T_e$ . Учитывая, что

$$T_3^4 = \frac{1}{\varepsilon_{p1} \sigma_0} p_1(T_1), \quad T_3 = \sqrt[4]{\frac{1}{\varepsilon_{p1} \sigma_0} p_1(T_1)},$$

получаем

$$T_1^4 = T_3^4(T_1) + \frac{1}{\varepsilon_{p1} \sigma_0} G_\Sigma [T_3(T_1)] \Delta Q_\Sigma [T_3(T_1)] \quad (12)$$

— нелинейное уравнение относительно  $T_1$ , которое и принимаем за начальное приближение  $T_{10}$  при решении системы уравнений (5), (7). Начальное приближение для температуры  $T_3$ , согласно соотношению (4), вычисляется как

$$T_{30} = \sqrt[4]{\frac{1}{\varepsilon_{p1} \sigma_0} p_1(T_{10})}.$$

Скорость уноса массы и тепловой эффект термического разрушения как функции температуры на разрушаемой поверхности вычисляются в соответствии с принятыми альтернативными моделями разрушения, рассмотренными в работе [14].

*Модель конгруэнтного испарения (возгонки) гидрида лития (модель 1, mod1):*

$$G_\Sigma(T_3) = \frac{p_{\text{LiH}}^*(T_3)}{\sqrt{\frac{2\pi RT_3}{M_{\text{LiH}}}}}; \quad (13)$$

$$\Delta Q_\Sigma(T_3) = I_{\text{LiH},c}(T_3) - I_{\text{LiH},c}(T_0) + I_{\text{LiH},g}(T_3) - I_{\text{LiH},c}(T_3) = I_{\text{LiH},g}(T_3) - I_{\text{LiH},c}(T_0). \quad (14)$$

Здесь  $p_{\text{LiH}}^*(T_3)$  и  $M_{\text{LiH}}$  — давление насыщенного пара и молекулярная масса гидрида лития;  $R$  — универсальная газовая постоянная;  $I_{\text{LiH},c}$  и  $I_{\text{LiH},g}$  — энтальпии гидрида лития в конденсированной и газообразной фазах. Как и в работе [14], в расчетах давление насыщенного пара гидрида лития  $p_{\text{LiH}}^*(T_w)$  задавали в соответствии с обобщенной формулой диссоциации конденсированных соединений [18]:

$$R \ln p_{\text{LiH}}^*(T) = -\frac{\Delta H_{S_0}^0}{T} + 32 + 5,8 \cdot 10^{-5} \Delta H_{S_0}^0 + \\ + \left( 6,6 \cdot 10^{-5} \Delta H_{S_0}^0 - 13,2 \right) \frac{T - 1000}{2000},$$

где  $\Delta H_{S_0}^0$  — тепловой эффект сублимации гидрида лития при нуле градусов Кельвина.

Двухслойная модель с сублимацией лития (модель 2, mod2):

$$G_{\Sigma}(T_3) = \frac{M_{\text{LiH}}}{M_{\text{Li}}} \frac{p_{\text{Li}}^*(T_3)}{\sqrt{\frac{2\pi RT_3}{M_{\text{Li}}}}}; \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \Delta Q_{\Sigma}(T_3) = & [I_{\text{LiH},c}(T_d) - I_{\text{LiH},c}(T_0)] + \\ & + \Delta Q_d(T_d) + \{ [I_{\text{Li},g}(T_3) - I_{\text{Li},c}(T_d)] + \Delta Q_{\text{Li}} c_{\text{O}_2} \beta_w \} \frac{M_{\text{Li}}}{M_{\text{LiH}}}. \end{aligned} \quad (16)$$

Здесь  $p_{\text{Li}}^*(T_3)$ ,  $M_{\text{Li}}$  — давление насыщенного пара и молекулярная масса лития;  $I_{\text{Li},c}$  и  $I_{\text{Li},g}$  — энтальпии лития в конденсированной и газообразной фазах;  $T_d$  — температура диссоциации гидрида лития;  $\Delta Q_{\text{Li}}$  — теплота сгорания лития в кислороде;  $c_{\text{O}_2}$  — массовая концентрация кислорода в потоке;  $\beta_w$  — коэффициент массообмена. Давление насыщенного пара лития в соответствии с табличными данными [19] задавали формулой

$$\lg p_{\text{Li}}^* = 0,19z^3 + 0,5z^2 + 1,3z + 5,77; \quad z = (T - 1900) / 590.$$

Коэффициент теплоотдачи в огневом тракте рассчитывали с использованием критериальной формулы

$$\text{Nu} = 0,0296 \text{Re}^{0,8} \text{Pr}^{0,46} \left( \frac{T_w}{T_e} \right)^{0,39} \left( \frac{T_e}{T_p} \right)^{0,11}, \quad (17)$$

принятой для ракетных двигателей твердого топлива [20] и ракетно-прямоточных двигателей [21]. В формуле (17) Nu, Re, Pr — критерии Нуссельта, Рейнольдса и Прандтля;  $T_w$  — температура поверхности;  $T_p$  — температура газового потока;  $T_e = T_p \left( 1 + \frac{k-1}{2} r M^2 \right)$  — температура восстановления,  $r = \text{Pr}^n$  — коэффициент восстановления,  $n = 1/2$  для ламинарного и  $n = 1/3$  для турбулентного режимов течения,  $k = c_p / c_v$  — постоянная адиабаты,  $c_p$ ,  $c_v$  — теплоемкости при постоянном давлении и объеме; физические свойства потока вычислялись при определяющей температуре  $T_{\text{опр}} = T_p + 0,5(T_w - T_p) + 0,22(T_e - T_p)$ . По определению коэффициент теплоотдачи  $\alpha_p = \text{Nu} \lambda / d_x$ , где  $d_x$  — характерный размер.

Как показывают результаты расчетов, коэффициент избытка воздуха в широком диапазоне изменения скорости потока продуктов сгорания и температуры поверхности относительно слабо (менее 15 %) влияет на теплообмен и при заданной температуре продуктов сгорания  $T_p = 2500$  К и давлении  $p_0 = 0,5$  МПа ( $d_x = 0,1$  м) зависимость коэффициента теплоотдачи от скорости потока можно описать формулой (рис. 2):

$$\alpha_0 = 300 + 1,7v_p + 0,0014v_p^2.$$



Для получения численных оценок характеристик разрушения покрытия необходимо задать параметры теплообмена в канале. В настоящей работе предполагается, что продукты разрушения покрытия удаляются вторичным газовым потоком, в качестве которого можно рассматривать воздух, но имея в виду его значительный окислительный потенциал, следует учитывать тепловыделение при сгорании продуктов разрушения в кислороде воздуха. В зависимости от принятой модели это может быть или газообразный гидрид лития (согласно модели mod1) или водород и конденсированный (раслав) литий (для модели mod2). Поверхностное горение лития во втором случае учитывают, задавая концентрацию кислорода в потоке и коэффициент массообмена  $\beta_w$ , определяемый в соответствии с аналогией Рейнольдса как  $\beta_w = (\alpha_{pa} / c_{pa})_w$ , где  $\alpha_{pa}$  — коэффициент теплообмена в канале;  $c_{pa}$  — теплоемкость вторичного потока.

Расчет коэффициентов тепло- и массообмена при течении газа в канале представляет самостоятельную задачу [22], поэтому в порядке приближения расчеты проведены по формуле (17) при вариации концентрации кислорода в потоке заданием массового отношения воздух/азот (за характерный размер принята высота канала  $d_x = 0,05$  м). Как показывают результаты расчетов, при температурах до  $\sim 2500$  К изменение этого отношения относительно слабо (10...15 %) влияет на физические свойства смеси, а следовательно, и на значение коэффициентов тепло- и массообмена.

При анализе процессов абляции интерес представляет оценка характерных толщин разрушающего слоя для условий квазистационарного разрушения [23]. Для модели однородного разрушающегося слоя (mod1) толщина прогрева (координата  $x$  связана с поверхностью)  $\delta_{mod1} = \lambda_{LiH}(T_w) / (G_2 \bar{c}_{pLiH,1})$  определяет экспоненциальный профиль температуры

$$T(x) = T_w \exp(-x / \delta_{mod1}), \quad x \in 0, \infty,$$

где  $T_w = T_3$  — температура на разрушаемой поверхности;  $\lambda_{LiH}(T_w)$  — теплопроводность гидрида лития;  $\bar{c}_{pLiH,1} = [I_{LiH}(T_w) - I_{LiH}(T_0)] / (T_w - T_0)$  — средняя теплоемкость гидрида лития.

Для двухслойной модели разрушения (mod2) характерными величинами являются толщина пленки расплава  $\delta_{Li}$  и толщина прогрева  $\delta_{mod2}$ , определяемые соотношениями [24]:

$$\delta_{Li} = \delta_2 \ln \left( 1 + \frac{T_w - T_d}{T_f} \right);$$

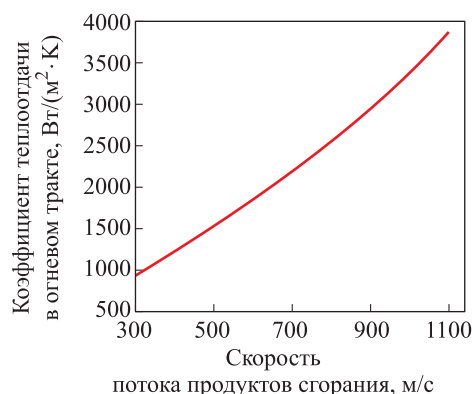


Рис. 2. Зависимость коэффициента теплоотдачи в огневом тракте от скорости потока продуктов сгорания



$$\delta_{\text{mod}2} = \lambda_{\text{LiH}}(T_d) / G_{\Sigma} \bar{c}_{p\text{LiH},2},$$

где  $T_d$  — температура на фронте диссоциации гидрида лития;  $\bar{c}_{p\text{LiH},2} = [I_{\text{LiH}}(T_d) - I_{\text{LiH}}(T_0)] / (T_d - T_0)$ ;

$$T_f = \delta_2 (\lambda_{\text{LiH}}(T_d) T_d / \delta_{\text{LiH},2} + G_{\Sigma} \Delta Q_d) / \lambda_{\text{Li}}(T_w);$$

$$\delta_2 = \lambda_{\text{Li}}(T_w) / \left( \frac{M_{\text{H}_2}}{M_{\text{LiH}}} \right) \bar{c}_{p,\text{H}_2}; \quad \bar{c}_{p,\text{H}_2} = [I_{\text{H}_2}(T_w) - I_{\text{H}_2}(T_d)] / (T_w - T_d).$$

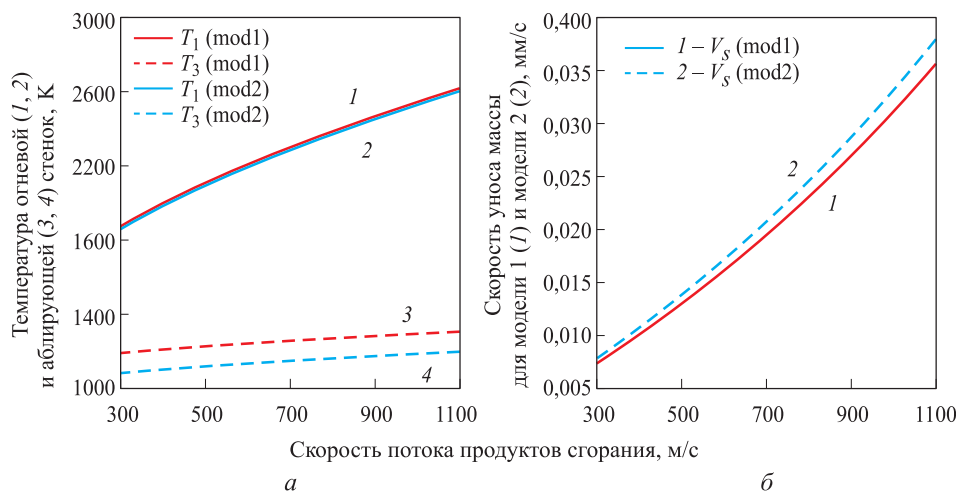
В этом случае поле температур определяется формулами (координата  $x$  связана с фронтом диссоциации):

$$T(x) = T_w - \frac{T_w - T_d}{\delta_{\text{Li}}} (x + \delta_{\text{Li}}), \quad x \in -\delta_{\text{Li}}, 0; \tag{18}$$

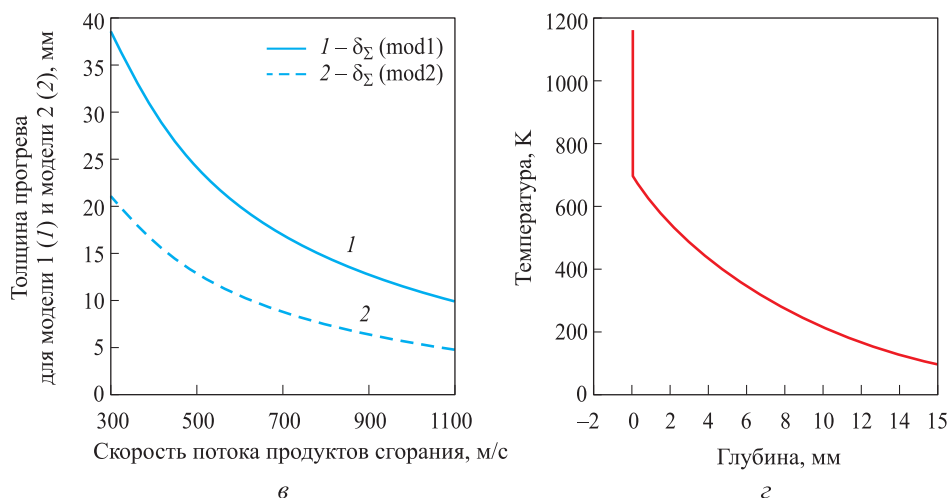
$$T(x) = T_d \exp(-x / \delta_{\text{mod}2}), \quad x \in 0, \infty.$$

**Оценка параметров абляции покрытия** проведена для двух рассмотренных альтернативных моделей — прямой возгонки (mod1) и диссоциации гидрида лития (mod2). В настоящее время отсутствуют какие-либо экспериментальные данные по абляции гидрида лития и механизму его термохимического разрушения, однако можно предположить, что при высокотемпературном газодинамическом воздействии более реальна модель 1, а при преимущественном радиационном нагреве — модель 2.

На рис. 3 приведены результаты расчетов параметров разрушения без учета течения газа в канале, полагаем, что продукты разрушения каким-либо образом удаляются. Как видно, различия в температурах огневой и аблирующей стенок (рис. 3, а), а также скорости уноса массы (рис. 3, б) незначительны, однако,



**Рис. 3 (начало).** Параметры разрушения в функции скорости потока продуктов сгорания: а — температуры огневой (сплошные линии) и аблирующей (штриховая) стенок для модели 1 (1, 3) и модели 2 (2, 4); б — массовая скорость разрушения

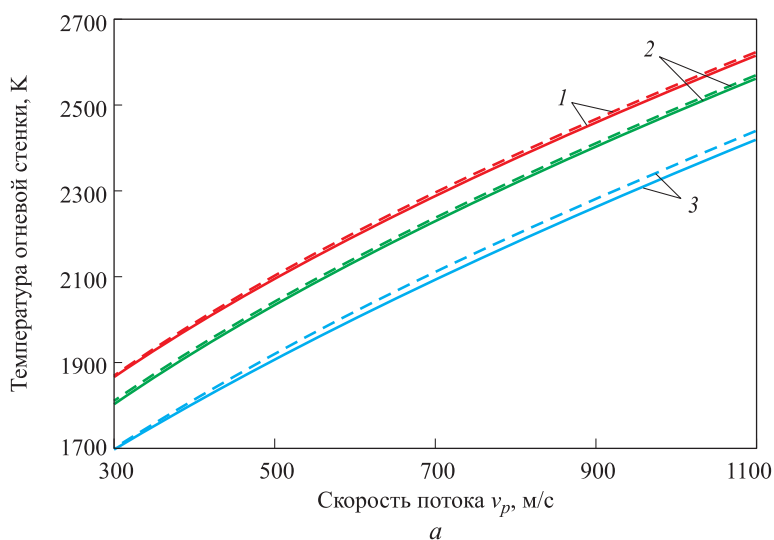


**Рис. 3 (окончание).** Параметры разрушения в функции скорости потока продуктов сгорания:

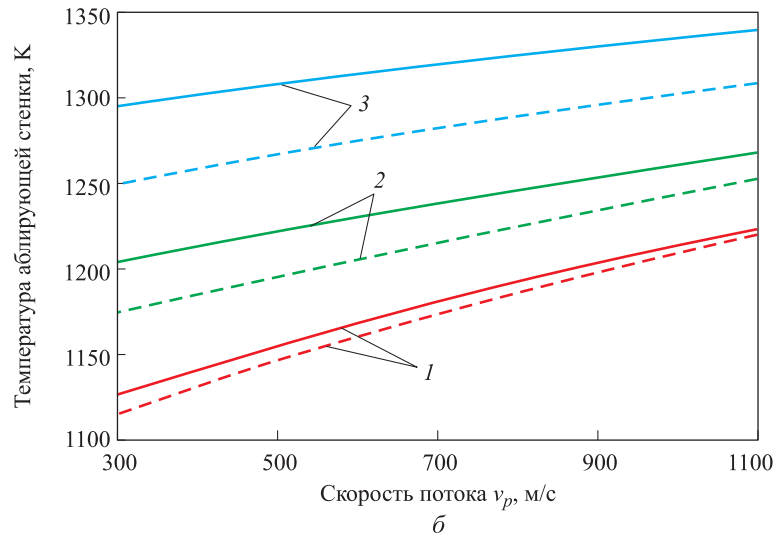
$v$  — толщина прогрева для модели 1 (1) и модели 2 (2);  $z$  — поле температур в разрушающемся слое при скорости потока продуктов сгорания 700 м/с (модель 2)

толщины прогрева различаются в 2 раза (рис. 3, а). Это связано с наличием тонкой пленки расплава лития для модели, которая имеет высокое тепловое сопротивление, где в основном и реализуется температурный градиент (рис. 3, б).

На рис. 4 и 5 приведены зависимости параметров разрушения от скорости потока продуктов сгорания при разных значениях скорости и массового соотношения воздух/азот; отношение 1/1 соответствует массовой концентрации

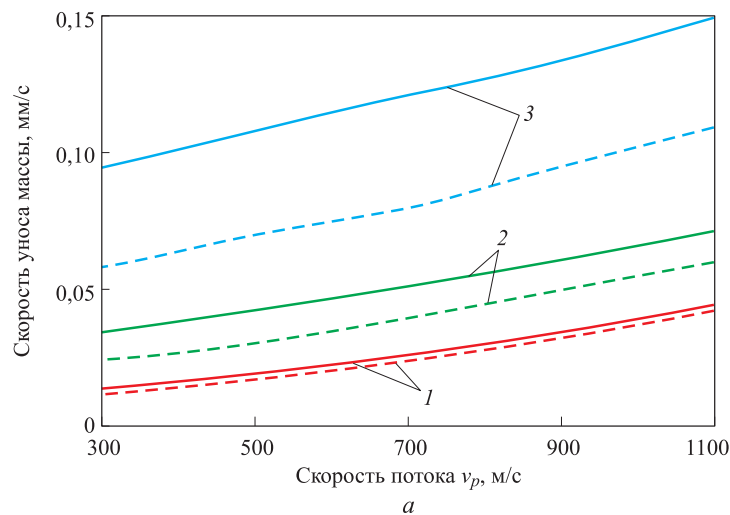


**Рис. 4 (начало).** Зависимости температуры огневой стенки (а) от скорости потока в огневом тракте; сплошные линии соответствуют массовому отношению воздух/азот = 1/1, штриховая — 1/3; цифры у кривых соответствуют скорости в зазоре 1 — 1 м/с; 2 — 10 м/с; 3 — 50 м/с

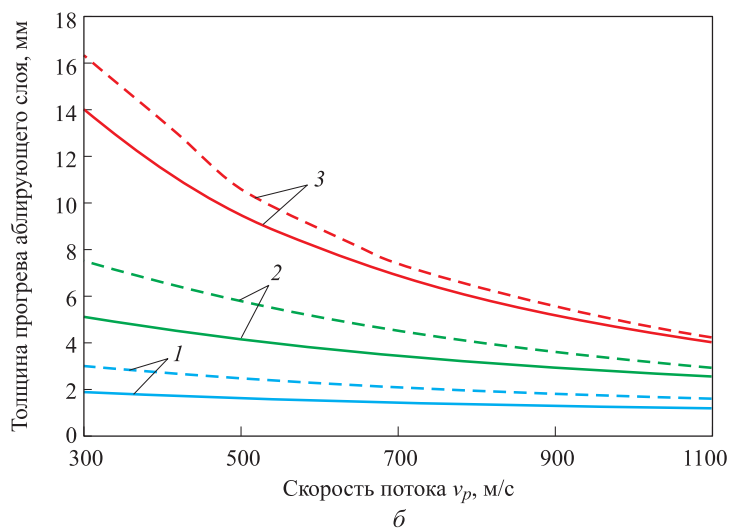


**Рис. 4 (окончание).** Зависимости температуры аблирующей стенки ( $\delta$ ) от скорости потока в огневом тракте; сплошные линии соответствуют массовому отношению воздух/азот = 1/1, штриховая — 1/3; цифры у кривых соответствуют скорости в зазоре 1 — 1 м/с; 2 — 10 м/с; 3 — 50 м/с

кислорода в смеси  $c_{O_2} \approx 0,1$ , а отношение 1/3 —  $c_{O_2} \approx 0,05$ . Повышение концентрации кислорода приводит к росту температуры аблирующей стенки и скорости уноса массы за счет увеличения плотности теплового потока, связанного с горением лития. Причем, если при малой скорости потока в канале (1 м/с) эти изменения невелики, то с ее ростом имеет место весьма значительное увеличение температуры аблирующей поверхности и скорости уноса массы.



**Рис. 5 (начало).** Зависимости скорости уноса массы ( $a$ ) аблирующей стенки от скорости потока в огневом тракте; сплошные линии соответствуют массовому отношению воздух/азот = 1/1, штриховая — 1/3; цифры у кривых соответствуют скорости в зазоре 1 — 1 м/с; 2 — 10 м/с; 3 — 50 м/с



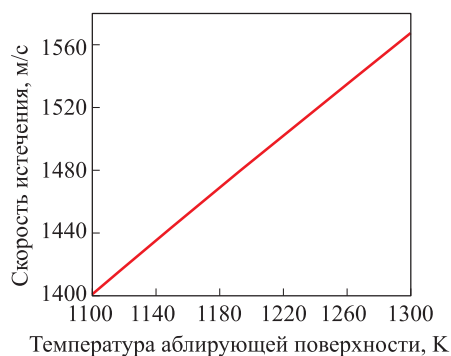
**Рис. 5 (окончание).** Зависимости толщины прогрева (б) аблирующей стенки от скорости потока в огневом тракте; сплошные линии соответствуют массовому отношению воздух/азот = 1/1, штриховая — 1/3; цифры у кривых соответствуют скорости в зазоре 1 — 1 м/с; 2 — 10 м/с; 3 — 50 м/с

Таким образом, состав проточного газа имеет весьма существенное влияние на параметры разрушения.

Несмотря на негативное влияние окислительных свойств проточного газа на параметры разрушения, этот фактор может играть и положительную роль, что связано с термодинамическими свойствами продуктов горения лития, а именно, их малой молекулярной массой. Этот фактор даже при относительно невысокой температуре обеспечивает удельный импульс тяги при истечении рабочего тела, достаточный для его практического использования. Детальное рассмотрение этой проблемы требует решения сложной сопряженной задачи газодинамики и радиационно-конвективного теплообмена течения реакционной среды в канале. Однако использование приближенной модели позволяет дать оценку скорости истечения.

Термодинамический анализ горения лития в воздухе показывает, что при стехиометрическом соотношении компонентов адиабатная температура горения  $T \approx 2430$  К не позволяет использовать гидрид лития в качестве аблирующего теплозащитного покрытия в связи с его высокой скоростью разрушения в этих условиях. Однако, если для продувки зазора использовать воздух с уменьшенной концентрацией кислорода за счет его разбавления, например азотом (еще лучше гелием), то можно получить приемлемую (с точки зрения ресурса устройства, снабженного таким защитным покрытием) скорость разрушения покрытия и вместе с тем заметную реактивную тягу.

Для численных оценок полагаем, что в канале между огневой и аблирующей стенками организован проток воздуха, разбавленного азотом в соотношении, обеспечивающем адиабатную температуру сгорания лития, не превышающую за-



**Рис. 6.** Расчетная зависимость скорости истечения продуктов абляции гидрида лития от температуры аблирующей поверхности

данной температуры аблирующей стенки. На рис. 6 приведена расчетная зависимость скорости истечения при давлении в канале 5 атм и на срезе — 0,01 атм.

Подобная схема организации тепловой защиты корпуса с использованием аблирующей облицовки из гидрида лития с дожиганием продуктов разрушения позволяет реализовать реактивный поток с удельным импульсом ~ 140...150 с. Следует отметить, что использование в качестве газа-разбавителя более легкого газа, чем азот, например гелия, дает возможность увеличить значение этого параметра.

Процесс абляции существенно зависит от концентрации окислителя, и необходимую концентрацию кислорода в зазоре можно обеспечить при его соответствующем конструктивном оформлении. Однако это возможно только при решении достаточно сложной термогазодинамической задачи и соответствующих экспериментальных исследованиях процессов абляции гидрида лития в потоке химически активного газа.

В заключение отметим, что использование гидрида лития в качестве теплозащитного аблирующего материала требует решения ряда технических проблем, учитывающих его особые физические свойства, такие, например, как высокая реакционная способность, а также малая вязкость расплава лития, образующегося при диссоциации гидрида.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1989. 264 с.
2. Сосунов В.А., Чепкин В.М., ред. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Изд-во МАИ, 2003. 688 с.
3. Артёмов О.А. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (расчет характеристик). М.: Спутник+, 2006. 374 с.
4. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов / Б.В. Орлов, Г.Ю. Мазинг, А.Л. Рейдель, М.Н. Степанов, Ю.И. Топчиев. М.: Машиностроение, 1967. 424 с.
5. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. М.: Физматлит, 2010. 320 с.
6. Яновский Л.С., ред. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. М.: Академкнига, 2006. 343 с.
7. Токталиев П.Д., Мартыненко С.И. Математическая модель системы охлаждения камер сгорания авиационных прямоточных двигателей на эндотермических топливах // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2015. № 1. С. 84–98. DOI: 10.18698/1812-3368-2015-1-84-98

8. *Научные основы технологий XXI века / А.И. Леонтьев, Н.Н. Пилюгин, Ю.В. Полежаев, В.М. Поляев и др.* М.: Энергомаш, 2000. 136 с.
9. *Скибин В.А., Солонин В.И., ред.* Иностраные авиационные двигатели. Вып. 14. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2005. 590 с.
10. *Буше М., Фалампен Ф.* Камера сгорания для прямоточного воздушно-реактивного двигателя и прямоточный воздушно-реактивный двигатель, содержащий такую камеру сгорания. Патент РФ 2258150. Заявл. 27.02.2003, опубл. 10.08.2005.
11. *Копелев С.З., Гуров С.В.* Тепловое состояние элементов конструкции авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.
12. *Pratt & Whitney J58-P // Уголок неба: веб-сайт.*  
URL: <http://www.airwar.ru/enc/engines/j58.html> (дата обращения: 15.05.2018).
13. *Пчелкин Ю.М.* Камеры сгорания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1984. 280 с.
14. *Товстоног В.А.* Оценка параметров термохимического разрушения гидрида лития в высокотемпературном газовом потоке // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 3. С. 14–29. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-14-29
15. *Соколов А.В.* Оптические свойства металлов. М.: Физматгиз, 1961. 464 с.
16. *Шпильрайн Э.Э., Якимович К.А.* Гидрид лития. Физико-химические и теплофизические свойства. М.: Изд-во стандартов, 1972. 108 с.
17. *Якимович К.А., Мозговой А.Г.* Изотопные модификации гидрида лития и их растворы с литием. Теплофизические и физико-химические свойства. М.: Физматлит, 2006. 280 с.
18. *Куликов И.С.* Термическая диссоциация соединений. М.: Металлургия, 1969. 574 с.
19. *Электронный справочник по свойствам веществ, используемых в теплоэнергетике // ОИВТ РАН: веб-сайт.*  
URL: <http://twf.mpei.ac.ru/ТТНВ/2/OIVT/OIVT.html> (дата обращения: 15.05.2018).
20. *Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В.* Конструирование и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 328 с.
21. *Сорокин В.А., ред.* Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 316 с.
22. *Деменов С.А.* Теплообмен и гидравлическое сопротивление в трубах и каналах. СПб.: Н-Пром Бюро, 2012. 286 с.
23. *Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б.* Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392 с.
24. *Товстоног В.А.* Экспериментальное исследование термического разрушения нитрида кремния // Теплофизика высоких температур. 1993. Т. 31. № 3. С. 444–449.

**Товстоног Валерий Алексеевич** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

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

Товстоног В.А. Теплообмен в плоском канале с аблирующей стенкой // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 6. С. 4–19.  
DOI: 10.18698/0236-3941-2018-6-4-19

## HEAT TRANSFER IN A FLATTENED PIPE WITH AN ABLATIVE WALL

V.A. Tovstonog

tovstonog@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

**Abstract**

The investigation concerns efficient thermal protection methods for structural elements of promising aircraft engines, such as combustion chambers, flow ducts, combustion chamber and afterburner shells of ramjet engines. We implemented forced convection cooling of the structural elements subjected to the highest thermal stresses, which makes use of the cooling capacity of the engine fuel components. However, in some cases this is not enough; as a result, we must consider alternative thermal protection, for example, ablative coatings

**Keywords**

*Thermal protection, ablative material, lithium hydride, thermochemical decomposition, flattened pipe, heat transfer by radiation and convection*

Received 02.06.2018

© BMSTU, 2018

**REFERENCES**

- [1] Kurziner R.I. Reaktivnye dvigateli dlya bolshikh sverkhzvukovykh skorostey poleta [Jet engines for high supersonic speeds]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 264 p.
- [2] Sosunov V.A., Chepkin V.M., eds. Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Theory, calculation and engineering of aircraft engines and pulsions]. Moscow, MAI Publ., 2003. 688 p.
- [3] Artemov O.A. Pryamotochnye vozdushno-reaktivnye dvigateli (raschet kharakteristik) [Ram jets (performance calculation)]. Moscow, Sputnik + Publ., 2006. 374 p.
- [4] Orlov B.V., Mazing G.Yu., Reydel' A.L., Stepanov M.N., Topcheev Yu.I. Osnovy proektirovaniya raketno-pryamotochnykh dvigateley dlya bespilotnykh letatel'nykh apparatov [Design philosophy of ram rocket engines for unmanned aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1967. 424 p.
- [5] Sorokin V.A., Yanovskiy L.S., Kozlov V.A., et al. Raketno-pryamotochnye dvigateli na tverdykh i pastoobraznykh toplivakh [Ram rocket engines on solid and paste fuels]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2010. 320 p.
- [6] Yanovskiy L.S., ed. Integralnye pryamotochnye vozdushno-reaktivnye dvigateli na tverdykh toplivakh [Integrated solid propellant ramjets]. Moscow, Akademkniga Publ., 2006. 343 p.
- [7] Toktaliev P.D., Martynenko S.I. Mathematical model of the cooling system of combustion chambers of aviation ramjet engines using endothermic fuels. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Estestv. Nauki* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Nat. Sci.], 2015, no. 1, pp. 84–98 (in Russ.). DOI: 10.18698/1812-3368-2015-1-84-98
- [8] Leont'ev A.I., Pilyugin N.N., Polezhaev Yu.V., Polyayev V.M., eds. Nauchnye osnovy tekhnologiy XXI veka [Scientific fundamentals of XXI century technology]. Moscow, Energomash Publ., 2000. 136 p.
- [9] Skibin V.A., Solonin V.I., eds. Inostrannye aviatsionnye dvigateli. Vyp. 14 [Foreign aircraft engines. Vol. 14]. Moscow, TsIAM im. P.I. Baranova Publ., 2005. 590 p.
- [10] Bushe M., Falampen F. Kamera sgoraniya dlya pryamotochnogo vozdushno-reaktivnogo dvigatelya i pryamotochnyy vozdushno-reaktivnyy dvigatel', sodержashchiy takuyu kameru sgoraniya [Burner can for ram rocket engine and ram rocket engine with such camera]. Patent RF 2258150. Appl. 27.02.2003, publ. 10.08.2005.



- [11] Kopelev S.Z., Gurov S.V. Teplovoe sostoyanie elementov konstruksii aviatsionnykh dvigateley [Thermal state of aircraft engine construction elements]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978. 208 p.
- [12] Pratt & Whitney J58-P. Ugolok neba: website. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/engines/j58.html> (accessed: 15.05.2018).
- [13] Pchelkin Yu.M. Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley [Burner can of gas-turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984. 280 p.
- [14] Tovstonog V.A. Estimating thermal decomposition parameters for lithium hydride in a high temperature gas flow. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2018, no. 3, pp. 14–29 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-14-29
- [15] Sokolov A.V. Opticheskie svoystva metallov [Optical properties of metals]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 1961. 464 p.
- [16] Shpil'rayn E.E., Yakimovich K.A. Gidrid litiya. Fiziko-khimicheskie i teplofizicheskie svoystva [Lithium hydrid. Physical-chemical and thermophysical properties]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 1972. 108 p.
- [17] Yakimovich K.A., Mozgovoy A.G. Izotopnye modifikatsii gidrida litiya i ikh rastvory s litiem. Teplofizicheskie i fiziko-khimicheskie svoystva [Isotopic modifications of lithium hydrid and their solutions with lithium. Thermophysical and physical-chemical properties]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006. 280 p.
- [18] Kulikov I.S. Termicheskaya dissotsiatsiya soedineniy [Thermal dissociation of compounds]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1969. 574 p.
- [19] Elektronnyy spravochnik po svoystvam veshchestv, ispol'zuemykh v teploenergetike [Online handbook on properties of materials used in thermal energetics]. OIVT RAN: website. Available at: <http://twf.mpei.ac.ru/TTHB/2/OIVT/OIVT.html> (accessed: 15.05.2018).
- [20] Fakhruddinov I.Kh., Kotelnikov A.V. Konstruirovaniye i proektirovaniye raketnykh dvigateley tverdogo topliva [Construction and engineering of solid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 328 p.
- [21] Sorokin V.A., ed. Proektirovaniye i otrabotka raketno-pryamotochnnykh dvigateley na tverdom toplive [Engineering and development of ram rocket engines on solid fuel]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016. 316 p.
- [22] Demenok S.A. Teploobmen i gidravlichesкое soprotivleniye v trubakh i kanalakh [Heat exchange and hydraulic resistance in pipes and channels]. Sankt-Petersburg, N-Prom Byuro Publ., 2012. 286 p.
- [23] Polezhaev Yu.V., Yurevich F.B. Teplovaya zashchita [Thermal protection]. Moscow, Energiya Publ., 1976. 392 p.
- [24] Tovstonog V.A. An experimental study of the thermal decomposition of silicon nitride. *High Temperature*, 1993, vol. 31, no. 3, pp. 401–406.

**Tovstonog V.A.** — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

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

Tovstonog V.A. Heat Transfer in a Flattened Pipe with an Ablative Wall. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2018, no. 6, pp. 4–19 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-6-4-19