

## ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ТЕРМОХИМИЧЕСКОГО РАЗРУШЕНИЯ ГИДРИДА ЛИТИЯ В ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОМ ГАЗОВОМ ПОТОКЕ

В.А. Товстоног

tovstonog@bmstu.ru

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

---

### Аннотация

Работоспособность высокотемпературных энергетических и двигательных установок во многом связана с решением вопросов тепловой защиты поверхностей элементов конструкции, подвергаемых воздействию высокоэнтальпийных газовых потоков. Наибольшие возможности в широком диапазоне изменения параметров теплового нагружения связаны с использованием аблирующей тепловой защиты, базирующейся на закономерностях физико-химических превращений и активного воздействия продуктов разрушения теплозащитного материала на внешнее тепловое нагружение. Выбор теплозащитного материала возможен при наличии данных о его свойствах применительно к предполагаемым условиям эксплуатации. Рассмотрены модели и дана оценка параметров термохимического разрушения гидрида лития в высокотемпературном потоке продуктов сгорания керосина в воздухе. Показано, что в некотором диапазоне параметров теплового нагружения это соединение может выполнять функции высокоэффективного теплозащитного аблирующего материала

### Ключевые слова

*Гидрид лития, высокотемпературный газовый поток, теплопоглощающий материал, термическое разрушение, абляция, параметры разрушения*

Поступила в редакцию 12.01.2018  
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

---

Вопрос тепловой защиты конструкций при высокоинтенсивных тепловых воздействиях — это один из наиболее сложных и важных вопросов в аэрокосмической технике, что обусловлено не только широким диапазоном реализуемых при этом температур нагрева, но и активным силовым и физико-химическим воздействиями высокотемпературных газовых потоков на обтекаемую поверхность. Выбор метода тепловой защиты определяется назначением защищаемого объекта, условиями и параметрами теплового нагружения [1, 2].

Используемые на практике для защиты поверхностей, обтекаемых высокотемпературным газовым потоком, активные методы тепловой защиты, такие как регенеративное, пленочное или завесное охлаждение, широко применяемые, например, в конструкциях жидкостных и воздушно-реактивных двигателей (ЖРД, ВРД) [3–7], требуют наличия хладагента (компонентов рабочего тела) и систем его подачи к тепловоспринимающей (защищаемой) поверхности, что накладывает определенные ограничения на область применения таких методов тепловой защиты.

Принципиально более простые теплоаккумулирующие системы имеют ограничения по допустимой интенсивности теплового воздействия (т. е. плотности теплового потока) и суммарной подведенной (поглощенной) энергии, но в ряде случаев находят применение благодаря простоте технической реализации и малым экономическим затратам. Так, головная часть первых экземпляров баллистической ракеты «Атлас» имела теплопоглощающее покрытие из ковanej меди массой 500 кг, впоследствии замененное на покрытие из жаропрочных сплавов [8], носовая часть экспериментального гиперзвукового летательного аппарата Х-43 выполнялась из вольфрама, а неохлаждаемые камеры сгорания опытных образцов гиперзвуковых воздушно-реактивных двигателей — из меди [9]. Эффективность теплоаккумулирующих систем характеризуется комплексом теплофизических свойств материала — тепловой активностью  $a_t = \rho c_p \lambda$ , определяющей как величину энергии, поглощаемой единицей объема материала, так и тепловой КПД теплоаккумулирующего слоя, характеризуемый равномерностью нагрева его объема.

Существенно большие теплопоглощающие, а следовательно, и теплозащитные свойства имеют системы, использующие фазопереходные материалы, в которых теплота поглощается не только за счет теплоемкости, но и реализуется теплота фазового перехода — плавления. Такие материалы нашли широкое применение в качестве тепловых аккумуляторов в энергосистемах космических аппаратов [10, 11]. В качестве фазопереходных теплозащитных материалов (ТЗМ) можно использовать большое число соединений, стабильных при плавлении и имеющих большие теплоемкость, теплопроводность и теплоту фазового перехода. Однако многие материалы этого класса, перспективные при применении в теплозащитных системах, характеризуются существенным (до 20...30 %) увеличением объема при изменении агрегатного состояния, что требует решения технических вопросов компенсации этого свойства. Если же изменение объема ТЗМ не критично, то материалы этого класса можно использовать, например, для частичной защиты кромок аэродинамических поверхностей летательных аппаратов, совершающих высокоскоростной полет в атмосфере [12].

Применение радиационной тепловой защиты с использованием покрытий с высокой излучательной способностью (например, на космических аппаратах «Шаттл» и «Буран» [13]) или теплоотражающих экранов ограничивается допустимой температурой излучающих поверхностей, т. е. фактически плотностью воздействующего теплового потока.

Наибольшие возможности известных методов тепловой защиты связаны с аблирующей теплозащитой, базирующейся на закономерностях физико-химических превращений и активного воздействия продуктов разрушения ТЗМ на подводимый тепловой поток [1, 14–16]. При термическом разрушении и уносе массы реализуется ряд тепловых эффектов, связанных с поглощением или блокировкой подводимой со стороны внешних источников теплоты, — аккумулярование за счет теплоемкости и фазовых переходов (плавление, сублимация), затрат энергии на химические превращения, оттеснение пограничного слоя газообразными продук-

тами разрушения и, естественно, излучение. Абляционная тепловая защита связана с термохимическим разрушением и уносом массы и по этой причине наибольшее распространение получила для защиты внешних поверхностей летательных аппаратов (головных частей баллистических ракет дальнего действия (БРДД), спускаемых аппаратов), однако высокая эффективность позволяет применять этот метод и для высокотемпературных проточных трактов. Так, в неохлаждаемых сопловых блоках ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) абляционные композиционные материалы применяют для защиты от разрушения закритической части сопла, а наиболее теплонапряженный узел РДТТ — критическая вставка — изготавливается из частично уносимых углерод-углеродных материалов [17] или пористых термостойких материалов (например, вольфрама) [18], насыщенных более легкоплавкими металлами (медью, серебром), при плавлении которых и испарении с поверхности реализуются значительные тепловые эффекты.

Для защиты высокотемпературных проточных трактов газодинамических устройств в зависимости от назначения и параметров газового потока могут быть использованы разные методы, однако в случае дефицита хладагента или технических сложностей его применения целесообразно использование абляционной тепловой защиты. Выбор ТЗМ 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 настоящей работе дана оценка возможностей использования гидрида лития для защиты проточного тракта высокотемпературных продуктов сгорания керосина в потоке воздуха. Выбор этого соединения основан на таких его свойствах, как высокая теплоемкость и теплота фазового перехода, а также низкая молекулярная масса продуктов термического разрушения, определяющая эффект блокировки теплового потока за счет оттеснения пограничного слоя.

*Механизм термического разрушения гидрида лития может быть сформулирован на основе анализа его свойств. Для условий термодинамического равновесия наиболее полно они рассмотрены в работах [19–21], следуя которым, механизм термического разрушения можно описать следующей схемой.*

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

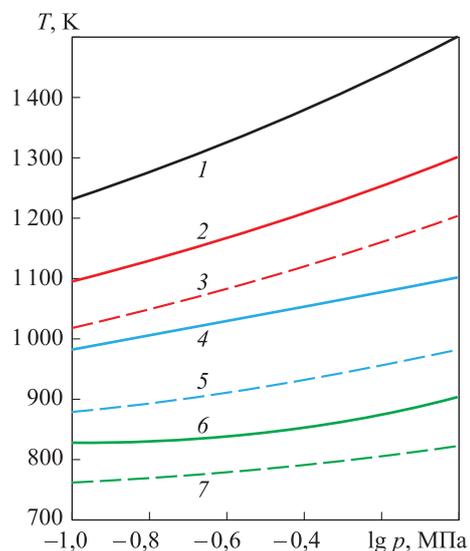


Результаты экспериментальных исследований [19–21] и термодинамические расчеты, выполненные с использованием программного комплекса «Terra» [22], показывают, что в равновесных продуктах диссоциации LiH присутствуют и другие

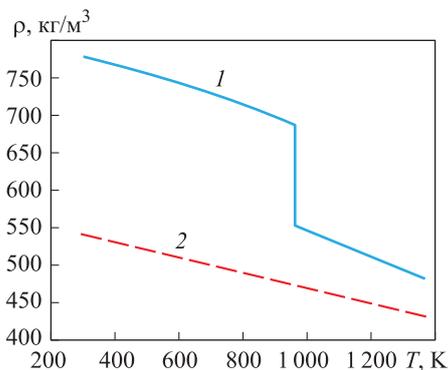
компоненты, однако их концентрация мала, а имея в виду, что процесс термического разрушения с уносом массы неравновесный, состав продуктов диссоциации может быть ограничен конденсированным литием и водородом.

Температура плавления лития  $T_{mLi} = 453$  К. Таким образом, при диссоциации гидрида лития 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 (рис. 1), поэтому можно допустить, что в процессе термического разрушения поверхность будет покрыта слоем расплава лития. Имея в виду небольшой температурный интервал от температуры  $T_l$  плавления гидрида лития до температуры  $T_d$  его диссоциации можно допустить, что расплав лития покрывает поверхность твердого гидрида лития.

Таким образом, на основе термодинамических данных модель термического разрушения гидрида лития можно представить двухслойной схемой: до температуры  $T_d = 1000$  К материал нагревается как конденсированный LiH, при которой происходит диссоциация согласно реакции (1) с выделением жидкого лития, покрывающего массив гидрида, а через слой расплава во внешнее пространство фильтруется образовавшийся при диссоциации водород.



**Рис. 2.** Зависимость температуры равновесной диссоциации гидрида лития от давления для систем He/LiH = 0/1 (1); 1/1 (2); 1/0,5 (3); 1/0,05 (4); 1/0,01 (5); 1/0,001 (6); 1/0,0001 (7)



**Рис. 1.** Зависимость плотности гидрида лития (1) и лития (2) от температуры [19, 20]

Результаты исследований, на которых основана приведенная схема, получены для условий термодинамического равновесия системы  $LiH \leftrightarrow Li + 0,5H_2$ . Однако процесс термического разрушения и уноса массы вещества при внешнем тепловом воздействии неравновесный, при этом температура диссоциации будет зависеть от условий нагрева. Так, например, если считать, что внешняя среда инертна по отношению к продуктам диссоциации, а доля LiH мала, то можно оценить зависимость температуры диссоциации от общего давления в такой системе. На рис. 2 приведены результаты расчетов температуры равновесной диссоциации гидрида лития в системе He/LiH при разных соот-

ношениях массового содержания компонент, видно заметное влияние общего давления на процесс диссоциации, а следовательно, и на закономерности термического разрушения.

Приведенная схема не отражает собственно механизма диссоциации конденсированного вещества, однако в неравновесных условиях термического разрушения и уноса массы этот фактор может стать определяющим. В настоящее время не существует общепринятой модели кинетики разложения металлгидридов, которая бы адекватно описывала этот процесс, и, к сожалению, в литературе не удалось найти данных по кинетике диссоциации гидрида лития, но можно составить представление о параметрах этого процесса на примерах аналогичных соединений (гидридов металлов).

Согласно принятой схеме диссоциации конденсированных веществ [23], этот процесс должен рассматриваться как многостадийный. Первой (наиболее медленной) и лимитирующей скоростью всего брутто-процесса стадией является образование зародышей новой фазы, во многом определяющей кинетику всего процесса, что для гидридов подтверждается, например, результатами работы [24] при изучении диссоциации гидрида магния. А на основании данных работы [25], в которой приведены результаты исследований по кинетике диссоциации метастабильного гидрида алюминия (алана  $\text{AlH}_3$ ), можно заключить, что характерное время конденсатной диссоциации гидридов (т. е. с образованием расплава металла) измеряется десятками минут, а при увеличении скорости нагрева этот процесс смещается в область более высоких температур.

Таким образом, более вероятным механизмом термического разрушения гидрида лития, сопровождающегося уносом массы, может быть непосредственный переход (возгонка)  $\text{LiH}$  в газовую фазу с последующей газообразной диссоциацией на литий и водород. В этом случае образование слоя расплава лития на поверхности будет определяться давлением его паров у поверхности.

В связи с отсутствием экспериментальных данных о процессе термического разрушения гидрида лития в условиях обтекания высокотемпературным газовым потоком целесообразно рассмотреть этот процесс, сопровождающийся уносом массы (т. е. в неравновесных условиях), на основе представленных альтернативных схем. При этом ограничимся практически важным случаем квазистационарного режима разрушения, который реализуется при нагреве постоянным тепловым потоком.

Параметры внешнего нагрева, используемые в дальнейшем анализе процесса абляции гидрида лития, соответствуют обтеканию пластины потоком продуктов сгорания керосина в воздухе с коэффициентом избытка воздуха  $k_\alpha = 1,5$  при давлении  $p_0 = 0,5$  МПа и температуре потока  $T_p = 2500$  К. Для расчета коэффициента теплоотдачи использована распространенная на практике критерияльная формула [17]

$$\text{Nu} = 0,0296\text{Re}^{0,8} \text{Pr}^{0,46} \left( \frac{T_w}{T_e} \right)^{0,39} \left( \frac{T_e}{T_p} \right)^{0,11}, \quad (2)$$

где  $Nu$ ,  $Re$ ,  $Pr$  — критерии Нуссельта, Рейнольдса и Прандтля;  $T_w$  — температура поверхности;  $T_e = T_p \left( 1 + \frac{k-1}{2} r M^2 \right)$  — температура восстановления ( $k = c_p/c_v$  — постоянная адиабаты,  $c_p$ ,  $c_v$  — теплоемкости при постоянном давлении и объеме;  $r = Pr^n$  — коэффициент восстановления,  $n = 1/2$  и  $1/3$  для ламинарного и турбулентного режимов течения);  $T_p$  — температура газового потока.

Физические свойства потока вычислялись при определяющей температуре  $T_{опр} = T_p + 0,5(T_w - T_p) + 0,22(T_e - T_p)$ . По определению коэффициент теплоотдачи  $\alpha_p = Nu \lambda / d_x$ , где  $d_x$  — характерный размер (в примерах принимался равным 0,1 м). На рис. 3 приведены расчетные зависимости коэффициента теплообмена  $(\alpha/c_p)_0$  к неразрушаемой поверхности в функции температуры поверхности для различных скоростей потока.

В режиме квазистационарного разрушения подводимый тепловой поток  $q_0$  и скорость уноса массы  $G_\Sigma$  связаны уравнением теплового баланса

$$q_0 = \left( \frac{\alpha}{c_p} \right)_0 (I_e - I_w) = \varepsilon_w \sigma_B T_w^4 + \gamma G_w (I_e - I_w) + G_\Sigma Q_\Sigma(T_w) + G_{dif} Q_w(T_w), \quad (3)$$

где  $\left( \frac{\alpha}{c_p} \right)_0$  — коэффициент конвективного теплообмена к неразрушаемой поверхности;  $I_e, I_w$  — энтальпии восстановления потока продуктов сгорания и при температуре  $T_w$  поверхности;  $\varepsilon_w$  — излучательная способность;  $\sigma_B = 5,67 \cdot 10^{-8}$  Вт/(м<sup>2</sup>·К) — постоянная Стефана — Больцмана;  $\gamma$  — коэффициент вдува, зависящий от режима течения и молекулярной массы вдуваемого газа;  $G_w = G_\Sigma(1 - k_s)$  — массовая скорость вдува газообразных продуктов разрушения в пограничный слой ( $k_s$  — доля материала, уносимого в конденсированной фазе);  $Q_\Sigma$  — термодинамическая теплота разрушения, включающая в себя тепловые эффекты нагрева и фазовых переходов (плавления и газификации) в диапазоне температур от  $T_0$  до  $T_w$  на поверхности;  $G_{dif}$  — диффузионный поток реакционных компонент к нагреваемой поверхности;  $Q_w(T_w)$  — тепловой эффект химических реакций продуктов термического разрушения с компонентами внешнего газового потока.

Вдув газообразных продуктов разрушения в пограничный слой снижает интенсивность конвективного теплообмена внешнего потока с поверхно-

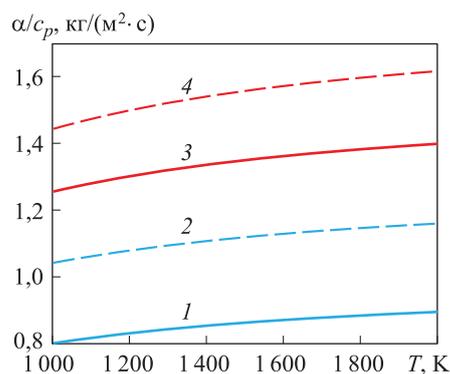


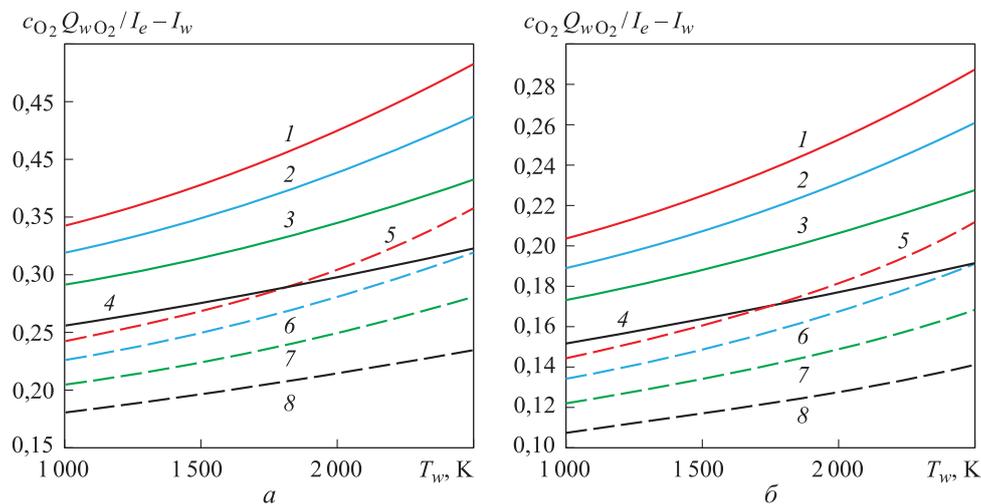
Рис. 3. Зависимости коэффициента теплообмена от температуры поверхности для скоростей внешнего потока, равных 500 (1); 700 (2); 900 (3); 1100 м/с (4)

стью, что отражается соответствующим уменьшением коэффициентов теплообмена  $\alpha/c_p$  и массообмена  $\beta$  по отношению к неразрушаемой поверхности. В практических расчетах в приближении аналогии Рейнольдса для этого чаще всего используют полуэмпирические соотношения [1, 7], например,

$$\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_w = \beta_w = \left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_0 (1 - \gamma \bar{G}_w)^b, \quad (4)$$

где для турбулентного течения  $\gamma = \gamma_T = 0,19(M_e/M_w)^b$ ;  $\bar{G}_w = G_w/(\alpha/c_p)_0$  — безразмерная скорость вдува. Эмпирический коэффициент  $b$  зависит от соотношения молекулярных масс газа обтекающего потока  $M_e$  и продуктов разрушения  $M_w$  и для рассматриваемого случая ( $M_e \approx 29$  г/моль,  $M_w = 7 \dots 8$  г/моль)  $b = 0,7$ , что соответствует рекомендованному значению при  $1 < M_e/M_w < 8$ .

Наличие окислительных компонент в обтекающем потоке может существенно увеличить тепловой поток за счет реакций горения. Например, для продуктов сгорания воздух/керосин при коэффициенте избытка воздуха  $k_\alpha = 1,5$  тепловой поток за счет процессов горения  $\beta_w Q_w c_{O_2}$  лития или гидрида лития ( $Q_w$  — тепловой эффект стехиометрической реакции горения этих веществ в кислороде;  $c_{O_2}$  — массовая концентрация кислорода в обтекающем потоке) сопоставим с конвективным тепловым потоком  $(\alpha/c_p)_w(I_e - I_w)$  (рис. 4, а), что необходимо учитывать при расчетах процессов уноса массы. В то же время уменьшение  $k_\alpha$  снижает роль этого фактора (рис. 4, б) и для стехиометрической горючей смеси ( $k_\alpha \approx 1$ ,  $c_{O_2} \approx 0$ ) может не приниматься во внимание.



**Рис. 4.** Зависимость отношения теплового потока реакций горения лития (1–4) и гидрида лития (5–8) в потоке продуктов сгорания воздух/керосин к конвективному тепловому потоку при  $k_\alpha = 1,5$  (а) и 1,25 (б) и скорости 500 (1, 5), 700 (2, 6), 900 (3, 7), 1100 м/с (4, 8)

Дадим оценку параметров уноса массы для двух приведенных ранее моделей разрушения гидрида лития.

Согласно модели 1, унос массы отождествляется с возгонкой гидрида лития и диссоциацией в газовой фазе при температуре, соответствующей температуре на разрушаемой поверхности, т. е.  $T_d = T_w$ . В этом случае все параметры теплообмена и уноса массы можно выразить как функции температуры поверхности, уравнение теплового баланса можно записать в виде

$$f(T_w) = \left( \frac{\alpha}{c_p} \right) \{ [I_e - I_e(T_w)] \} + \beta_w Q_{wLiH}(T_w) c_{O_2,e} - \{ \epsilon_w \sigma_0 T_w^4 + \gamma G_\Sigma(T_w) [I_e - I_e(T_w)] + G_\Sigma ([I_{c,LiH}(T_w) - I_{c,LiH}(T_0)] + Q_d(T_w)) \} = 0, \quad (5)$$

где  $I_e, I_e(T_w)$  — полные энтальпии газа на внешней границе пограничного слоя и при температуре поверхности;  $Q_{wLiH}(T_w)$  — тепловой эффект сгорания гидрида лития в кислороде;  $I_{c,LiH}(T_w), I_{c,LiH}(T_0)$  — полные энтальпии конденсированного гидрида лития при температуре поверхности  $T_w$  и в исходном состоянии (принято  $T = 300$  K);  $Q_d(T_w) = [I_{Li}(T_w) + 0,5I_{H_2}(T_w)] - I_{c,LiH}(T_w)$  — тепловой эффект диссоциации гидрида лития при температуре поверхности;  $I_{Li}, I_{H_2}$  — полные энтальпии лития и водорода. Поскольку во внешнем газовом потоке отсутствуют компоненты, содержащие литий, а продукты разрушения уносятся потоком, то дополнительным условием может служить уравнение Ленгмюра — Кнудсена для скорости возгонки гидрида лития, в этой модели отождествляемой со скоростью разрушения:

$$G_w = G_\Sigma = \frac{p_{LiH}^*(T_w)}{\sqrt{\frac{2\pi RT_w}{M_{LiH}}}}. \quad (6)$$

В расчетах давление насыщенного пара гидрида лития  $p_{LiH}^*(T_w)$  задавалось в соответствии с обобщенной формулой диссоциации конденсированных соединений [26]:

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

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

Нелинейное уравнение (5) с учетом соотношения (6) решали численным методом.

Согласно модели 2, диссоциация гидрида лития происходит при некоторой температуре  $T_d$ ; выделившийся водород, фильтруясь через слой расплава ли-

тия, покрывающего поверхность, вдувается в пограничный слой, а суммарная скорость разрушения определяется скоростью испарения лития:

$$G_{wLi} = \frac{p_{Li}^*(T_w)}{\sqrt{\frac{2\pi RT_w}{M_{Li}}}}; \quad (7)$$

$$G_{\Sigma} = \frac{M_{LiH}}{M_{Li}} G_{wLi} = \frac{8}{7} G_{wLi}.$$

В этой модели, в отличие от модели 1, в пограничный слой вдуваются газы с существенно различающимися молекулярными массами и соответствующими коэффициентами вдува. Так, при вдуве водорода в поток воздуха  $M_e/M_{H_2} = 29/2 = 14,5$ , а рекомендованное значение показателя степени в формуле для коэффициента вдува  $b = 1$ , что учитывалось аддитивным сложением эффектов вдува в уравнении теплового баланса, которое для рассматриваемого случая записано в виде

$$f(T_w) = \left( \frac{\alpha}{c_p} \right)_0 \{ [I_e - I_w(T_w)] \} + \beta_w Q_{wLi}(T_w) c_{O_2,e} -$$

$$- \{ \epsilon_w \sigma_0 T_w^4 + G_{\Sigma} ([I_{LiH}(T_d) - I_{LiH}(T_0)] + Q_d(T_d)) \} +$$

$$+ G_{\Sigma} \left\{ \frac{M_{H_2}}{M_{LiH}} [I_{H_2}(T_w) - I_{H_2}(T_0)] + \frac{M_{Li}}{M_{LiH}} [I_{Li,c}(T_w) - I_{Li,c}(T_0)] \right\} +$$

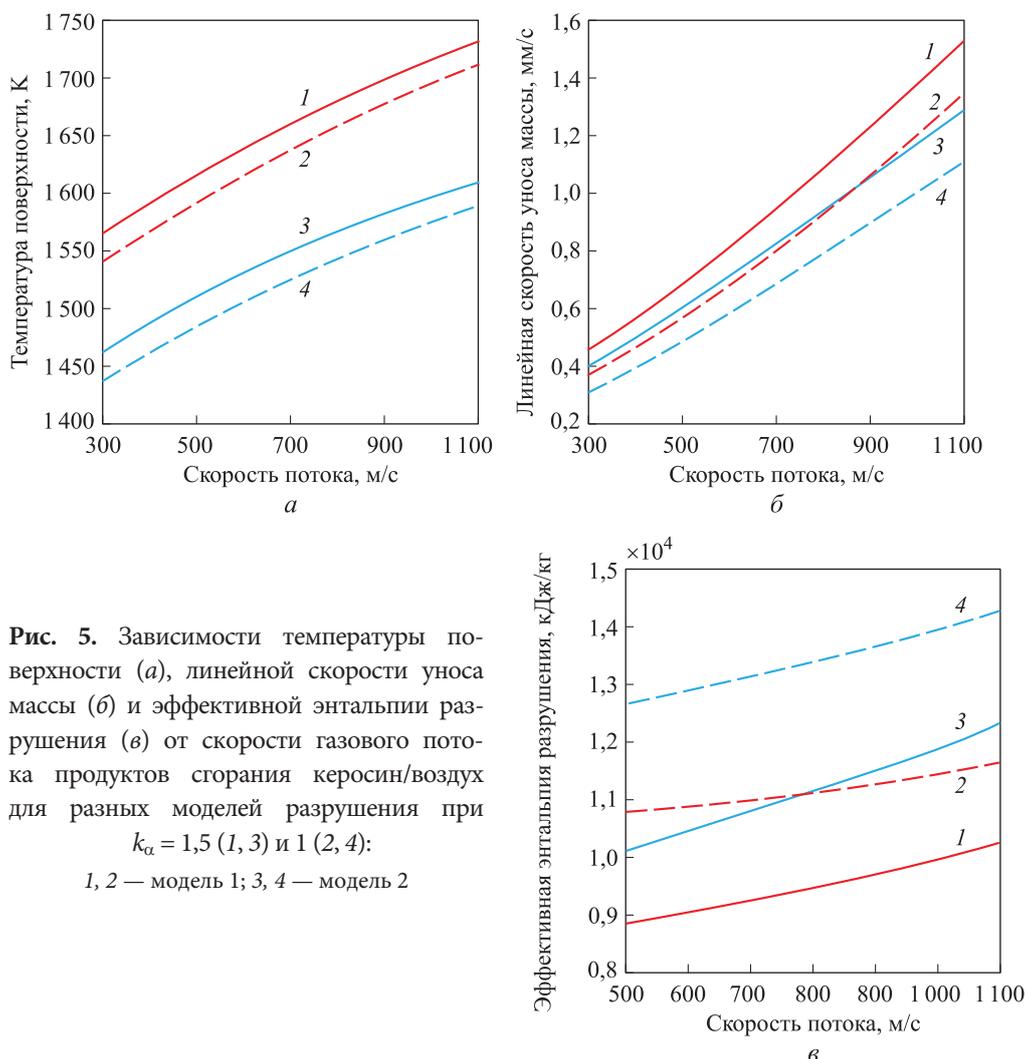
$$+ G_{\Sigma} \left\{ \frac{M_{H_2}}{M_{LiH}} \gamma_{H_2} + \frac{M_{LiH}}{M_{LiH}} \gamma_{Li} \right\} [I_e - I_e(T_w)] = 0, \quad (8)$$

где  $Q_{wLi}(T_w)$  — тепловой эффект сгорания лития в кислороде;  $I_{H_2}(T)$ ,  $I_{Li,c}(T)$  — полные энтальпии водорода и конденсированного лития при соответствующих температурах;  $\gamma_{H_2}$ ,  $\gamma_{Li}$  — коэффициенты вдува водорода и паров лития. Давление насыщенного пара лития в соответствии с табличными данными [27, 28] задавалось формулой

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

Нелинейное уравнение (8) с учетом соотношения (7) решали численно.

Зависимости основных параметров разрушения гидрида лития, рассчитанные на основе рассмотренных моделей для двух характерных случаев молекулярного состава потока продуктов сгорания: с содержанием кислорода ( $k_{\alpha} = 1,5$ ,  $c_{O_2} = 0,074$ ) и при его отсутствии ( $k_{\alpha} = 1$ ,  $c_{O_2} = 0$ ) приведены на рис. 5. Видно, что разрушение с образованием слоя расплава лития приводит к существенному снижению температуры поверхности (рис. 5, а) и уменьшению скорости уноса массы (рис. 5, б). К этому же приводит и снижение окислительного потенциала ( $c_{O_2} = 0$ ) обтекающего потока.



**Рис. 5.** Зависимости температуры поверхности (а), линейной скорости уноса массы (б) и эффективной энтальпии разрушения (в) от скорости газового потока продуктов сгорания керосин/воздух для разных моделей разрушения при  $k_{\alpha} = 1,5$  (1, 3) и 1 (2, 4):  
1, 2 — модель 1; 3, 4 — модель 2

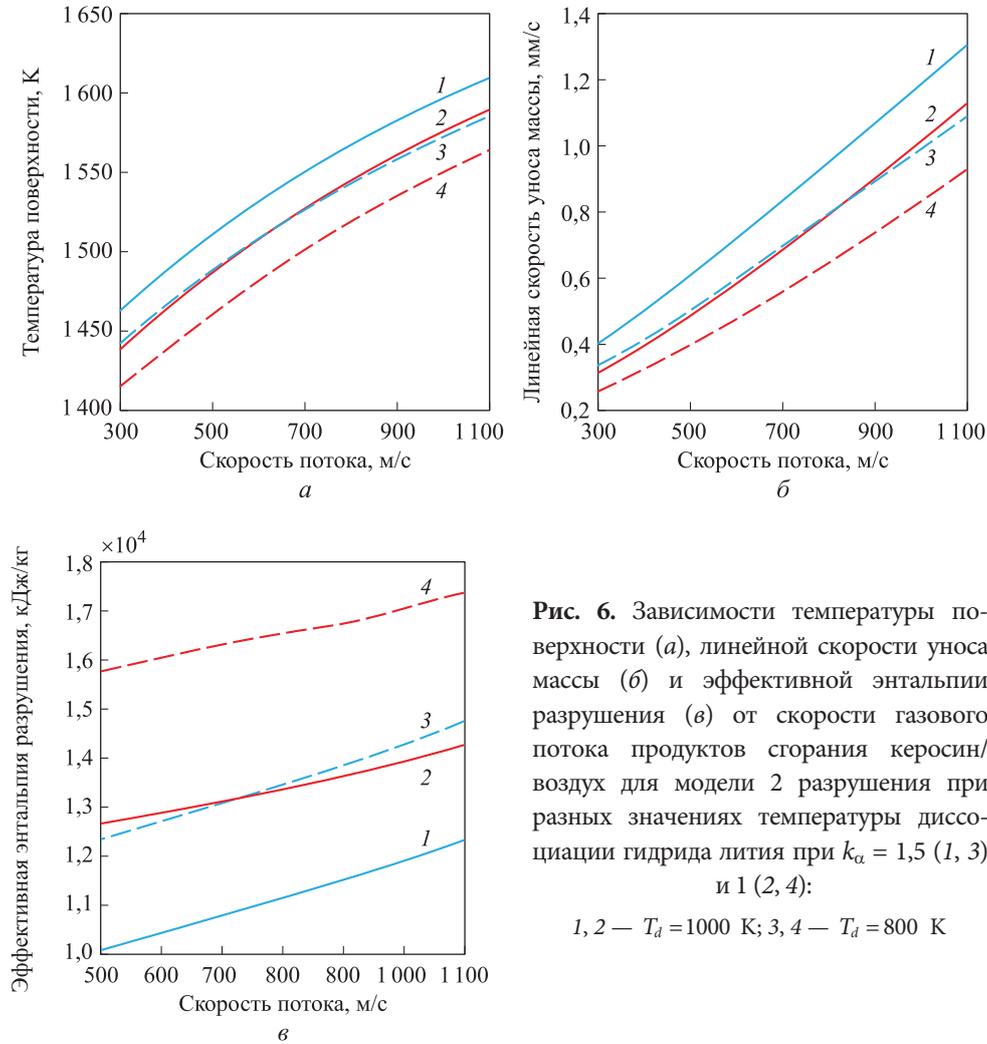
Для оценки эффективности теплозащитных свойств аблирующих материалов обычно используют понятие эффективной энтальпии разрушения

$$I_{eff} = \frac{(\alpha / c_p)_0 [I_e - I_w(T_w)] - \varepsilon_w \sigma_0 T_w^4}{G_{\Sigma}}$$

Зависимости, приведенные на рис. 5, в, показывают, что переход от модели 1 (возгонки гидрида лития) к модели 2 (испарения лития) приводит к существенному улучшению теплозащитных свойств, но при этом более заметную роль играют процессы, связанные с наличием окислительной компоненты в обтекающем газовом потоке.

Как следует из приведенных результатов, модель 2 прогнозирует более эффективные теплозащитные свойства по сравнению с моделью 1, что связано со снижением за счет водорода общей молекулярной массы двухфазного пограничного слоя газообразных продуктов разрушения. Интересно отметить, что

параметрическое снижение температуры диссоциации (в модели 2) и, как следствие, увеличение толщины слоя расплава лития приводит к некоторому снижению температуры поверхности (рис. 6, а), скорости уноса массы (рис. 6, б) и повышению эффективной энтальпии разрушения (рис. 6, в).



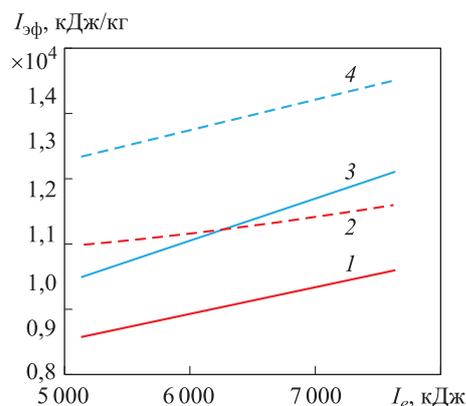
**Рис. 6.** Зависимости температуры поверхности (а), линейной скорости уноса массы (б) и эффективной энтальпии разрушения (в) от скорости газового потока продуктов сгорания керосин/воздух для модели 2 разрушения при разных значениях температуры диссоциации гидрида лития при  $k_\alpha = 1,5$  (1, 3) и 1 (2, 4):

1, 2 —  $T_d = 1000$  К; 3, 4 —  $T_d = 800$  К

На практике в качестве теплозащитных материалов наиболее широкое распространение получили полимерные и композиционные материалы на органическом связующем [1, 2]. Если сравнить значения эффективной энтальпии этих материалов с гидридом лития, то можно видеть, что в области относительно небольших энтальпий обтекающего потока ( $\lesssim 10\,000$  кДж/кг) гидрид лития как ТЗМ имеет существенно более высокие теплозащитные характеристики. Так, для стеклопластика на фенольном связующем при энтальпии потока  $I_e \approx 7000$  кДж/кг эффективная энтальпия, соответствующая разным моделям разрушения [1], составляет 5000...10 000 кДж/кг, а для гидрида лития может достигать 10 000...14 000 кДж/кг (рис. 7).

**Рис. 7.** Зависимости эффективной энтальпии разрушения от энтальпии газового потока продуктов сгорания керосин/воздух для разных моделей разрушения при  $k_\alpha = 1,5$  (1, 3) и  $1,0$  (2, 4):

1, 2 — модель 1; 3, 4 — модель 2



Имея в виду приведенные результаты по параметрам термохимического разрушения гидрида лития и его малую плотность, можно предположить, что это соединение в ряде случаев может выполнять функции высокоэффективного аблирующего материала.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392 с.
2. Никитин П.В. Тепловая защита. М.: Изд-во МАИ, 2006. 512 с.
3. Кудрявцев В.М., ред. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Кн. 2. М.: Высшая школа, 1993. 368 с.
4. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 464 с.
5. Хронин Д.В., ред. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 565 с.
6. Копелев С.З., Гуров С.В. Тепловое состояние элементов конструкции авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.
7. Волчков Э.П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 240 с.
8. Межконтинентальные баллистические ракеты семейства Atlas // Ракетная техника: веб-сайт. URL: <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/atlas/atlas.shtml> (дата обращения: 10.01.2018).
9. Скибин В.А., Солонин В.И., ред. Иностранные авиационные двигатели. Вып. 14. М.: ЦИАМ, 2005. 590 с.
10. Грилихес В.А., Матвеев В.М., Полуэктов В.П. Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
11. Алексеев В.А. Основы проектирования тепловых аккумуляторов космических аппаратов. Курск: Научком, 2016. 248 с.
12. Интернет библиотека.  
URL: [http://www.xliby.ru/istorija/bitva\\_za\\_zvezdy\\_2\\_kosmicheskoe\\_protivostojanie\\_chast\\_i/p4.php#metkadoc9](http://www.xliby.ru/istorija/bitva_za_zvezdy_2_kosmicheskoe_protivostojanie_chast_i/p4.php#metkadoc9)

13. Гофин М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов. М.: Мир, 2003. 672 с.
14. Шмидт Д.Л. Абляционные материалы в космической технике // Вопросы ракетной техники. 1970. № 6. С. 9–36.
15. Полежаев Ю.В., Фролов Г.А. Тепловое разрушение материалов. Киев: Изд-во ИПМ НАНУ, 2005. 288 с.
16. Горский В.В. Теоретические основы расчета абляционной тепловой защиты. М.: Научный мир, 2015. 688 с.
17. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструирование и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 328 с.
18. Виницкий А.М., Волков В.Т., Волковицкий И.Г., Холодилов С.В. Конструкции и отработка РДТТ. М.: Машиностроение, 1980. 230 с.
19. Шпильрайн Э.Э., Якимович К.А. Гидрид лития. Физико-химические и теплофизические свойства. М.: Изд-во стандартов, 1972. 108 с.
20. 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.
21. Мюллер В., Блекдж Д., Либовиц Дж., ред. Гидриды металлов. М.: Атомиздат, 1973. 432 с.
22. Трусов Б.Г. Программная система ТЕРРА для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». 24–26 августа 2005 г. Алматы, Казахстан. Алматы: Казак университети, 2005. С. 52–57.
23. Браун М., Доллимор Д., Галвей А. Реакции твердых тел. М.: Мир, 1983. 360 с.
24. Способы активации гидрида алюминия / М.А. Добротворский, Д.И. Елец, М.С. Дуля, Е.А. Евард, А.П. Войт, И.Е. Габис // Вестник СПбГУ. Физика и химия. 2012. № 1. С. 15–23.
25. Nogita K., Tran X.Q., Yamamoto T., Tanaka E., et al. Evidence of the hydrogen release mechanism in bulk MgH<sub>2</sub> // Scientific Reports. 2015. No. 5. Art. 8450.  
DOI: 10.1038/srep08450 URL: <https://www.nature.com/articles/srep08450>
26. Куликов И.С. Термическая диссоциация соединений. М.: Металлургия, 1969. 574 с.
27. Электронный справочник по свойствам веществ, используемых в теплоэнергетике (ОИВТ РАН) // <http://twf.mpei.ac.ru/>: веб-сайт.  
URL: <http://twf.mpei.ac.ru/ТТНВ/2/OIVT/OIVT.html> (дата обращения: 10.01.2018).
28. Теплофизические свойства жидкометаллических теплоносителей // «РОСАТОМ»–НИЯУ МИФИ: веб-сайт.  
URL: <http://www.gsssd-rosatom.mephi.ru/DB-tp-01/Li.php> (дата обращения: 10.01.2018).

**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. 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

## ESTIMATING THERMAL DECOMPOSITION PARAMETERS FOR LITHIUM HYDRIDE IN A HIGH TEMPERATURE GAS FLOW

V.A. Tovstonog

tovstonog@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

Operability of high-temperature power and propulsion systems largely depends on solving the problems of thermal protection of those structural elements that are subjected to high-enthalpy gas flows. For a wide range of varying thermal load parameters, ablative thermal protection offers the most opportunities. This protection is based on physical and chemical transformation laws and the products of destruction of thermal protection material actively responding to external heat loads. Selecting a thermal protection material requires data on properties as determined by planned operation conditions. We consider certain models and estimate thermochemical decomposition parameters for the case of lithium hydride in a high temperature flow of products of kerosene combustion in air. We show that this compound may serve as a highly efficient ablative thermal protection material over a certain range of thermal load parameters

### Keywords

*Lithium hydride, high temperature gas flow, heat-absorbing material, thermal decomposition, ablation, decomposition parameters*

Received 12.01.2018

© BMSTU, 2018

---

### REFERENCES

- [1] Polezhaev Yu.V., Yurevich F.B. *Teplovaya zashchita* [Thermal protection]. Moscow, Energiya Publ., 1976. 392 p.
- [2] Nikitin P.V. *Teplovaya zashchita* [Thermal protection]. Moscow, MAI Publ., 2006. 512 p.
- [3] Kudryavtsev V.M. ed. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley*. Kn. 2 [Fundamentals of liquid rocket engine theory and calculation. Vol. 2]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1993. 368 p.
- [4] Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines. Design fundamentals]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016. 464 p.
- [5] Khronin D.V., ed. *Konstruktsiya i proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Construction and design of liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 565 p.
- [6] Kopelev S.Z., Gurov S.V. *Teplovoe sostoyanie elementov konstruktsii aviatsionnykh dvigateley* [Thermal state of aircraft engine construction elements]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978. 208 p.
- [7] Volchkov E.P. *Pristennyye gazovyye zavesy* [Wall-adjacent curtain gas]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1983. 240 p.
- [8] *Mezhkontinental'nye ballisticheskie rakety semeystva Atlas* [Intercontinental ballistic missile of the "Atlas" family]. *Raketnaya tekhnika*: website. Available at: <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/atlas/atlas.shtml> (accessed: 10.01.2018).

- [9] Skibin V.A., Solonin V.I., eds. Inostrannyye aviatsionnyye dvigateli. Vyp. 14 [Foreign aircraft engines. Iss. 14]. Moscow, TsIAM Publ., 2005. 590 p.
- [10] Grilikhes V.A., Matveev V.M., Poluektov V.P. Solnechnyye vysokotemperaturnyye istochniki tepla dlya kosmicheskikh apparatov [High-temperature solar heat sources for spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975. 248 p.
- [11] Alekseev V.A. Osnovy proektirovaniya teplovykh akkumulyatorov kosmicheskikh apparatov [Fundamentals of spacecraft thermal storage design]. Kursk, Naukom Publ., 2016. 248 p.
- [12] Internet biblioteka.  
Available at: [http://www.xliby.ru/istorija/bitva\\_zh\\_zvezdy\\_2\\_kosmicheskoe\\_protivostojanie\\_chast\\_i/p4.php#metkadoc9](http://www.xliby.ru/istorija/bitva_zh_zvezdy_2_kosmicheskoe_protivostojanie_chast_i/p4.php#metkadoc9)
- [13] Gofin M.Ya. Zharostoykie i teplozashchitnye konstruksii mnogorazovykh aerokosmicheskikh apparatov [Heat-resistant and thermal-protection constructions for reusable spacecraft]. Moscow, Mir Publ., 2003. 672 p.
- [14] Shmidt D.L. Ablators in spacecraft. *Voprosy raketnoy tekhniki*, 1970, no. 6, pp. 9–36 (in Russ).
- [15] Polezhaev Yu.V., Frolov G.A. Teplovoe razrushenie materialov [Materials heat destruction]. Kiev, IPM NANU Publ., 2005. 288 c.
- [16] Gorskiy V.V. Teoreticheskiye osnovy rascheta ablyatsionnoy teplovoy zashchity [Theoretical fundamentals of ablative heat protection calculation]. Moscow, Nauchnyy mir Publ., 2015. 688 p.
- [17] Fakhrutdinov I.Kh., Kotel'nikov A.V. Konstruirovaniye i proektirovaniye raketnykh dvigateley tverdogo topliva [Construction and design of solid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 328 p.
- [18] Vinit'skiy A.M., Volkov V.T., Volkovitskiy I.G., Kholodilov S.V. Konstruksii i otrabotka RD'TT [Construction and optimization of solid rocket engine]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980. 230 p.
- [19] Shpil'rayn E.E., Yakimovich K.A. Gidrid litiya. Fiziko-khimicheskiye i teplofizicheskiye svoystva [Lithium hydride. Physical-chemical and thermal-physical properties]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 1972. 108 p.
- [20] Yakimovich K.A., Mozgovoy A.G. Izotopnyye modifikatsii gidrida litiya i ikh rastvory s litiem. Teplofizicheskiye i fiziko-khimicheskiye svoystva [Isotope modifications of lithium hydride and their solutions with lithium. Thermal-physical and physical-chemical properties]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006. 280 p.
- [21] Mueller W.M., Blackledge J.P., Libowitz G.G., eds. Metal hydrides. Academic Press, 1968. 804 p.
- [22] Trusov B.G. [TERRA software for modelling of phase and chemical equilibrium at high temperatures]. *III Mezhdunarodnyy simpozium «Gorenie i plazmokhimiya»* [III Int. Symp. "Combustion and plazmochemistry"]. Almaty, Kazak universiteta Publ. 2005, pp. 52–57.
- [23] Brown M.E., Dollimore D., Galwey A.K. Reactions in the solid state. Elsevier Science, 1980. 339 p.
- [24] Dobrotvorskiy M.A., Elets D.I., Dulya M.S., et al. Methods of aluminium hydride activation. *Vestnik SPbGU. Fizika i khimiya* [Vestnik SPbSU. Physics and Chemistry], 2012, no. 1, pp. 15–23 (in Russ.).
- [25] Nogita K., Tran X.Q., Yamamoto T., Tanaka E., McDonald S.D., Gourlay Ch.M., Yasuda K., Matsumura S. Evidence of the hydrogen release mechanism in bulk MgH<sub>2</sub>. *Scientific Reports*, 2015, no. 5, art. 8450. DOI: 10.1038/srep08450

[26] Kulikov I.S. Termicheskaya dissotsiatsiya soedineniy [Thermal dissociation of compounds]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1969. 574 p.

[27] Elektronnyy spravochnik po svoystvam veshchestv, ispol'zuemykh v teploenergetike (OIVT RAN) [Electronic directory on properties of materials used in heat power engineering (OIVT RAS)]. <http://twf.mpei.ac.ru/>: website.

Available at: <http://twf.mpei.ac.ru/TTHB/2/OIVT/OIVT.html> (accessed: 10.01.2018).

[28] Teplofizicheskie svoystva zhidkometallicheskih teplonositeley [Thermal-physical properties of liquid-metal coolants]. "ROSATOM"-NIYaU MIFI: website.

Available at: <http://www.gsssd-rosatom.mephi.ru/DB-tp-01/Li.php> (accessed: 10.01.2018).

**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. 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