

## ОЦЕНКА ПРИМЕНИМОСТИ ГИДРИДА ЛИТИЯ В СИСТЕМЕ АКТИВНОЙ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.А. Товстоног

tovstonog@bmstu.ru

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

---

### Аннотация

Работоспособность высокоскоростных летательных аппаратов во многом определяется эффективностью используемых систем тепловой защиты. Одним из наиболее сложных случаев является тепловая защита элементов конструкции, обтекаемых высокоскоростным потоком воздуха, к которым предъявляются повышенные требования по обеспечению стабильности геометрической формы обтекаемой поверхности при малых радиусах затупления профиля. Для этого случая проанализированы возможности системы активной тепловой защиты на основе гидрида лития с использованием его высоких тепловых эффектов фазовых переходов. Показано, что рассмотренная система может иметь приемлемые характеристики при ее практической реализации применительно к тепловой защите затупленных кромок аэродинамических профилей, выполненных из современных жаростойких материалов

### Ключевые слова

*Высокоскоростные летательные аппараты, активная тепловая защита, фазопереходные материалы, гидрид лития, линейный пиролиз*

Поступила 18.12.2018

© Автор(ы), 2019

---

**Введение.** Важнейшим вопросом при разработке высокоскоростных атмосферных летательных аппаратов (ЛА) является оценка температурного режима конструкции и ее наиболее теплонапряженных элементов, таких как кромки тонких аэродинамических профилей, когда «...с одной стороны, желательно уменьшить их радиусы затупления, что обусловлено необходимостью снижения сопротивления, а с другой стороны, уменьшение радиусов затупления с неизбежностью приводит к возрастанию интенсивности конвективного нагрева...» [1], а температура на кромках крыльев и воздухозаборника превышает 2000 °С [2] и обеспечение работоспособности конструкции неизбежно связано с использованием средств тепловой защиты.

При аэрофизических исследованиях и натурной отработке тяговых силовых установок гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД) на крупномасштабных моделях и относительно малом времени полета (десятки секунд) тепловая защита может быть обеспечена за счет теплоаккумулирующей способности наиболее теплонапряженных элементов конструкции самого ЛА, что реализовано, например, для носовой кромки гиперзвукового ЛА Х-43 [3] и некоторых типов двигательных установок [4]. Однако этот метод имеет естественные ограничения по времени, обусловленные достижением температуры разрушения используемых конструкционных материалов. Радиационная тепловая защита, эффективно используемая на планирующих спускаемых аппаратах «Шаттл» и «Буран» [5], также имеет ограничения по уровню воздействующих тепловых нагрузок, что обуславливает выбор специфических для аппаратов этого типа траекторий спуска. Применение же таких эффективных методов тепловой защиты, как абляционная или за счет подачи хладагента через поры, как это было реализовано на аппарате «Бор-5» [6], или через перфорацию обтекаемой высокотемпературным потоком поверхности, приводит к искажению ударно-волновой картины обтекания и, как следствие, к нарушению расчетных режимов работы ГПВРД [7].

Таким образом, решение вопросов тепловой защиты указанных элементов конструкции связано или с выбором высокотемпературных термостойких материалов, например оксидной или карбидной керамики, обеспечивающих стабильность геометрической формы обтекаемой поверхности в определенном диапазоне температур при окислительном воздействии воздушного потока, или с использованием активных методов тепловой защиты, не связанных с искажением газодинамики обтекания ЛА.

Одна из возможностей интенсивного охлаждения наиболее теплонапряженных участков конструкции ЛА связана с эндотермическим тепловым эффектом физико-химических превращений некоторого подходящего для этой цели вещества, подводимого к зоне нагрева и отводимого из нее, при этом необходима реализация максимального теплового эффекта фазовых превращений. Естественное требование для такого вещества — это высокая теплоаккумулирующая способность и большой тепловой эффект фазовых превращений. С другой стороны, это вещество не должно быть балластом, а эффективно использоваться для других целей. В этом отношении практический интерес представляет гидрид лития, возможному применению которого для тепловой защиты элементов конструкций высокоскоростных ЛА посвящена настоящая работа.

**Модель процесса.** В качестве модельного объекта исследования выбрана полусфера радиусом  $R_s$ , обтекаемая потоком воздуха со скоростью  $V_\infty$  (рис. 1). Полагаем, что физико-химические свойства воздуха соответствуют высоте  $H$  над уровнем моря. В стационарном режиме температурное состояние полусферы определяется конвективным тепловым потоком за счет аэродинамического нагрева при торможении потока воздуха, который отводится с торца полусферы за счет физико-химических превращений конденсированного хладагента, термически разрушаемого с некоторой линейной скоростью  $u_f$ , продукты разрушения которого при температуре разрушения  $T_f$  удаляются из зоны нагрева.

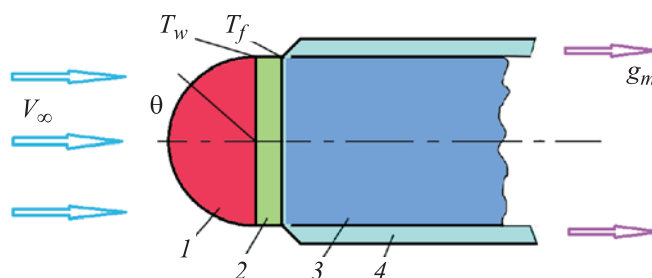


Рис. 1. Физическая модель:

1 — высокотеплопроводная полусфера; 2 — термический барьер;  
3 — рабочее вещество; 4 — продукты термического разрушения

Для определения теплового потока, вызывающего нагрев объекта, воспользуемся соотношениями, известными из аэродинамики гиперзвуковых течений [8]. Тепловой поток в критической точке затупленного тела, обтекаемого потоком воздуха, рассчитывается по формуле

$$q_0 = q_0(T_w) = \frac{131670}{\sqrt{R_s}} \left( \frac{\rho_\infty(H)}{\rho_\infty(0)} \right)^{0,5} \left( \frac{V_\infty}{V_{к1}} \right)^{3,25} \left( 1 - \frac{I_w(T_w)}{I_\infty} \right), \quad (1)$$

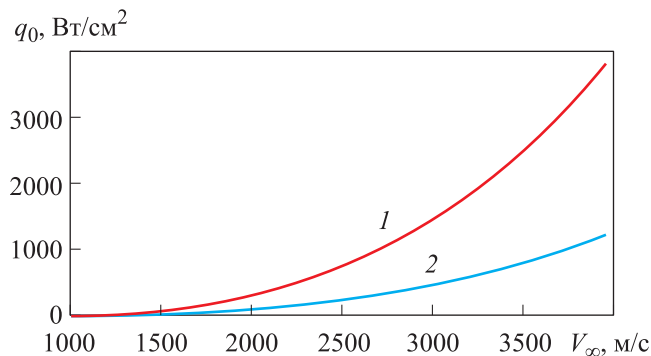
где  $\rho_\infty(H)$ ,  $\rho_\infty(0)$  — плотность воздуха на высоте  $H$  и при  $H = 0$ ;  $V_{к1} = 7930$  м/с — первая космическая скорость;  $I_w(T_w)$  — энтальпия воздуха при температуре поверхности  $T_w$ ;  $I_\infty = 0,5V_\infty^2$  — энтальпия торможения. Энтальпия  $I_w(T_w)$  рассчитывалась при давлении в точке торможения за ударной волной по формуле Рэлея [9]:

$$p^* = p_1 \frac{166,7M_1^2}{\left( 7 - \frac{1}{M_1} \right)^{2,5}}, \quad (2)$$

где  $p_1$  — давление в набегающем потоке;  $M_1$  — число Маха.

Далее приведены результаты для случая обтекания полусферы радиусом  $R_s = 6,6 \cdot 10^{-3}$  м потоком воздуха со свойствами, соответствующими высотам  $H = 22$  и  $37$  км [10]; эти исходные параметры наиболее часто используются в анализе процессов аэрофизики гиперзвуковых скоростей [1] благодаря доступности имеющихся экспериментальных данных.

На рис. 2 приведены зависимости плотности конвективного теплового потока в критической точке, рассчитанные по формулам, которые показывают хорошее совпадение с обобщенными данными [1].



**Рис. 2.** Зависимость плотности конвективного теплового потока в критической точке от скорости полета на высоте 22 км (1) и 37 км (2)

Предположим, что конвективный нагрев происходит по поверхности полусферы, имеющей высокую теплопроводность, такую что в стационарном режиме поле температур можно считать однородным (сосредоточенная емкость), характеризуемым температурой  $T_w$ , определяемой уравнением теплового баланса между подводимым тепловым потоком и отводимым с торца полусферы за счет расхода массы теплозащитного материала. Полагая, что обтекание полусферы воздушным потоком происходит под нулевым углом атаки, т. е. выполняются условия азимутальной симметрии, полный тепловой поток, идущий на нагрев, определяется соотношением

$$Q_w = \int_S [q_w(\theta) - \varepsilon_w \sigma_0 T_w^4] dS = 2\pi R_s^2 \int_0^{\pi/2} [q_w(\theta) - \varepsilon_w \sigma_0 T_w^4] \sin \theta d\theta, \quad (3)$$

где  $q_w(\theta) = q_0 (0,55 + 0,45 \cos(2\theta))$  — зависимость плотности конвективного теплового потока от полярного угла  $\theta$  (см. рис. 1);  $\varepsilon_w$  — излучательная способность поверхности полусферы;  $\sigma_0$  — постоянная Стефана — Больцмана. Тогда плотность теплового потока, отводимого с торца полусферы,

$$q_f = Q_w / (\pi R_s^2). \quad (4)$$

В целях общности полагаем, что на торце имеется переходный слой (термический барьер), характеризующийся термическим сопротивлением  $K_{tr} = h / \lambda_{tr}$ , где  $h$ ,  $\lambda_{tr}$  — толщина и теплопроводность переходного слоя. С учетом термического сопротивления переходного слоя температура на теплообменной поверхности (фронте пиролиза рабочего вещества) рассматриваемой системы определяется соотношением

$$T_f = T_w - K_{tr} q_f. \quad (5)$$

Будем считать, что стационарное температурное состояние системы обеспечивается за счет поглощения теплового потока  $q_f$  при физико-химическом превращении рабочего вещества тепловой защиты, имеющего плотность  $\rho_m$ , расходуемого с линейной скоростью разрушения  $u_f$  при температуре на фронте пиролиза  $T_f$ . Тогда можно записать соотношение теплового баланса

$$q_f = \rho_m(T_0) u_f [I_m(T_f) - I_m(T_0)], \quad (6)$$

где  $I_m(T_f)$ ,  $I_m(T_0)$  — энтальпия рабочего вещества при температуре  $T_f$  на фронте пиролиза и начальной температуре  $T_0$ .

Термическое разрушение конденсированных веществ — это многостадийный кинетический процесс [11], который в порядке приближения может характеризоваться энергией активации  $E_m$  и константой скорости  $k_m(T)$  брутто-реакции, описываемой уравнением Аррениуса, которое относительно степени превращения вещества может быть записано в виде

$$L = 1 - \exp(-k_m(T) t), \quad (7)$$

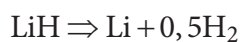
здесь  $k_m(T) = k_0 \exp(-E_m / (RT))$ , где  $k_0$  — частотный фактор, для мономолекулярных реакций разложения имеющий порядок  $10^{12} \dots 10^{15} \text{ с}^{-1}$  [12]. С учетом этого для определения скорости термического разрушения воспользуемся основным соотношением теории линейного пиролиза Мержанова — Дубовицкого [13]:

$$u_f = \sqrt{\frac{a_m k_0 T_f^2 \exp(-E_m / (R_g T_f))}{(E_m / R_g)((T_f - T_0) + Q_f / (2c_m))}}, \quad (8)$$

где  $a_m = \lambda_m / (\rho_m c_m)$ ,  $\lambda_m$ ,  $c_m$  — температуропроводность, теплопроводность и теплоемкость рабочего вещества;  $R_g = 8,314 \text{ Дж}/(\text{моль} \cdot \text{К})$  — универсальная газовая постоянная;  $Q_f(T_f) = (I_m(T_f) - I_m(T_0))$  — тепло-

вой эффект реакции разложения. При задании теплофизических и кинетических характеристик рабочего вещества из решения нелинейной системы уравнений (1), (5) с привлечением соотношений (2), (4), (6), (7) численным методом определяются температуры  $T_w$  и  $T_f$ , линейная  $u_f$ , удельная массовая  $G_m = \rho_m u_f$  и суммарная массовая  $g_m = G_m \pi R_s^2$  скорости разрушения.

Выбор гидрида лития в качестве рабочего вещества для системы тепловой защиты обусловлен следующими факторами. Одним из них является большой тепловой эффект фазовых превращений, а другим то, что при его пиролизе выделяются высокоэнергетические горючие вещества — литий и водород, согласно реакции

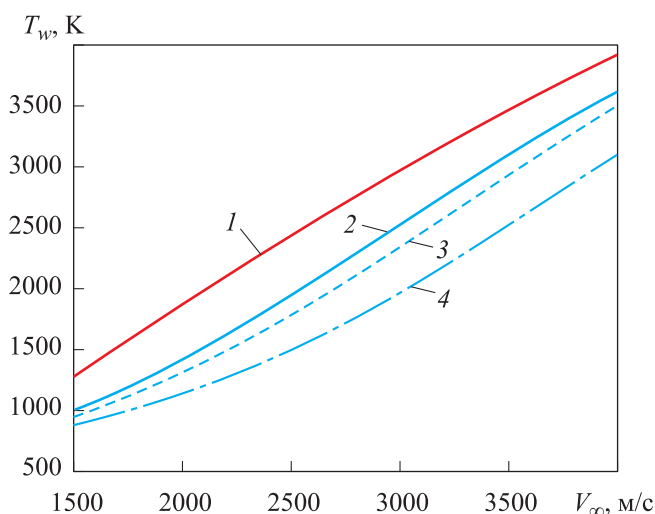


которые при соответствующем техническом решении транспортировки из области разложения и наличии окислителя могут быть использованы как горючее в системе создания реактивной тяги [14].

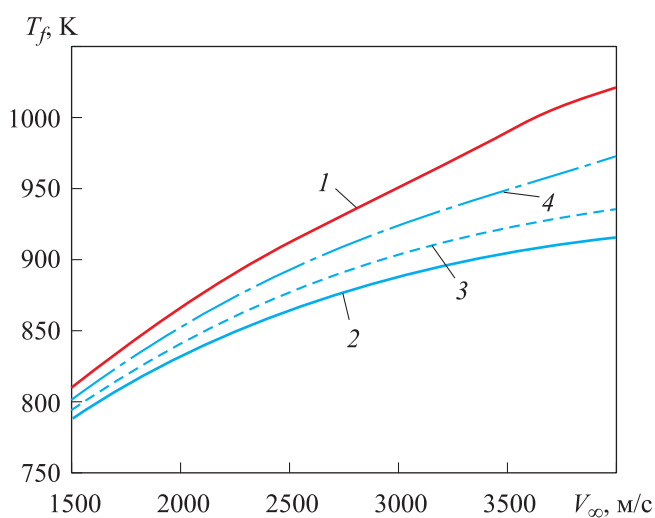
Параметры уноса массы рабочего вещества определяются его теплофизическими и кинетическими характеристиками, а также механизмом термического разрушения, принятым как и в работе [14]. Теплофизические характеристики гидрида лития соответствуют данным работ [15, 16], тепловой эффект реакции разложения  $Q_f(T_f)$  рассчитан с использованием системы моделирования термодинамических процессов [17].

Наиболее неопределенными параметрами при проведении расчетов являются кинетические константы разложения, используемые в модели линейного пиролиза. В связи с отсутствием литературных данных энергия активации отождествлена с энергией разрыва (Li–H)-связи [18]  $E_p = 234$  кДж/моль, а частотный фактор принят равным  $k_0 = 10^{15} \text{ c}^{-1}$ .

**Результаты расчетов.** На рис. 3 приведены зависимости температуры  $T_w$  полусферы от скорости полета на высоте 22 км при охлаждении только за счет излучения поверхности (т. е. торец теплоизолирован) с излучательной способностью  $\varepsilon_w = 0,9$  (кривая 1) и уноса массы гидрида лития при его пиролизе на поверхности барьерного слоя с разными термическими сопротивлениями (кривые 2, 3, 4). На рис. 4 приведены соответствующие зависимости для температуры  $T_f$  на фронте пиролиза. В случае отсутствия термического барьера, т. е. при пиролизе непосредственно на торцевой поверхности полусферы, ее температура в силу принятого допущения о равномерном нагреве полусферы, равная температуре на фронте линейного пиролиза (кривая 1 на рис. 4), относительно мала,

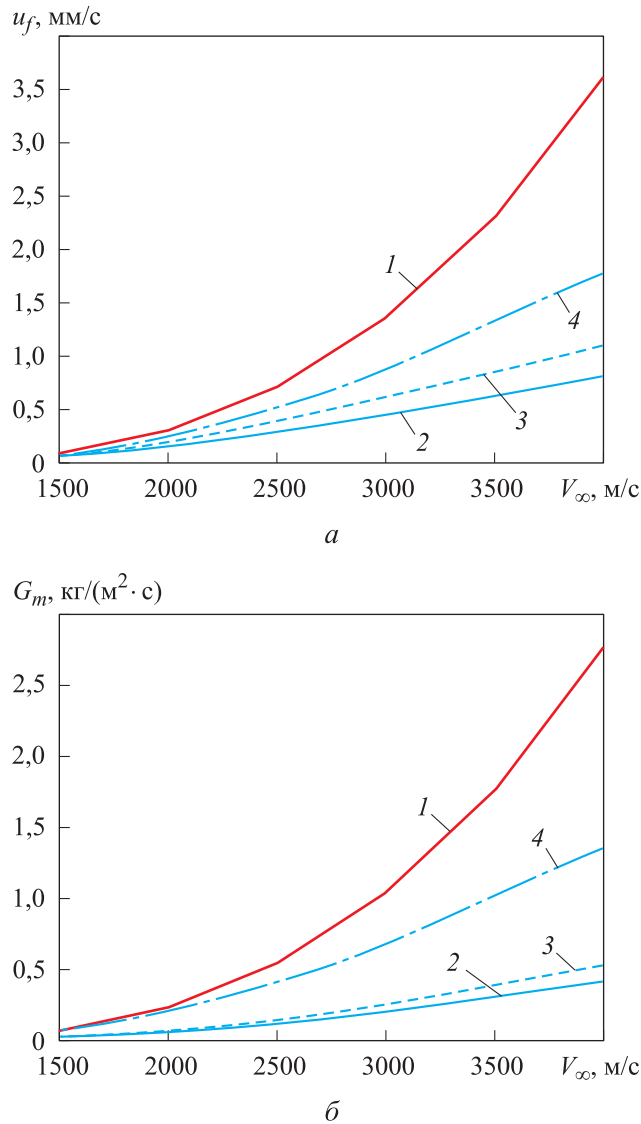


**Рис. 3.** Зависимость температуры полусферы от скорости полета:  
 1 — теплоизолированный торец; 2, 3, 4 — охлаждение уносом массы при термическом сопротивлении  $K_{tr} = 3 \cdot 10^{-4}$ ;  $2 \cdot 10^{-4}$ ;  $1 \cdot 10^{-4}$  К/(Вт/м<sup>2</sup>)



**Рис. 4.** Зависимость температуры на фронте пиролиза от скорости полета при термическом сопротивлении  $K_{tr} = 0$ ;  $3 \cdot 10^{-4}$ ;  $2 \cdot 10^{-4}$ ;  $1 \cdot 10^{-4}$  К/(Вт/м<sup>2</sup>) (кривые 1–4 соответственно)

поэтому тепловой баланс выполняется только при больших значениях скорости уноса массы гидрида лития (рис. 5). Введение термического барьера при увеличении его термического сопротивления приводит к росту температуры полусферы (см. рис. 3) с одновременным снижением температуры на фронте пиролиза (см. рис. 4), а в силу экспоненциальной зави-



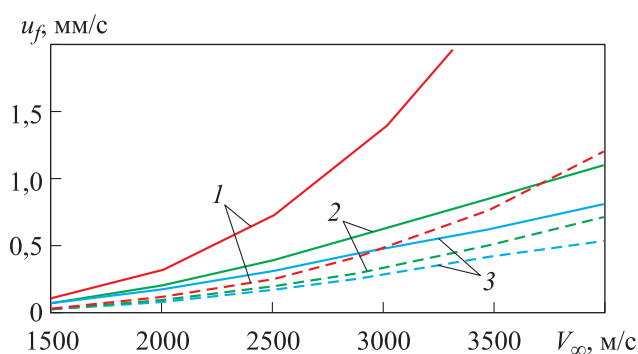
**Рис. 5.** Зависимости линейной (а) и удельной массовой (б) скоростей уноса массы гидрода лития при различном термическом сопротивлении барьерного слоя  $K_{tr} = 0; 3 \cdot 10^{-4}; 2 \cdot 10^{-4}; 1 \cdot 10^{-4} \text{ К}/(\text{Вт}/\text{м}^2)$  (кривые 1–4 соответственно)

симости интенсивности пиролиза от температуры — к существенному снижению скорости уноса массы гидрода лития (см. рис. 5).

Таким образом, выбирая величину термического сопротивления барьерного слоя, можно обеспечить, с одной стороны, допустимую для выбранного материала полусферы рабочую температуру, а с другой, — приемлемую для практического применения скорость расходования рабочего вещества. Так, например, при скорости полета 2500 м/с (число Маха



составляет 8,43) и термическом сопротивлении барьерного слоя  $K_{tr} = 3 \cdot 10^{-4} \text{ К/(Вт/м}^2\text{)}$  температура полусферы  $T \approx 2000 \text{ К}$ , что допускает использование современных жаростойких материалов при удельном массовом расходе гидрида лития  $G_m \approx 0,24 \text{ кг/(м}^2 \cdot \text{с)}$  (линейная скорость пиролиза  $u_f \approx 0,3 \text{ мм/с}$ ). Отметим, что с увеличением высоты полета интенсивность нагрева уменьшается (см. рис. 1), соответственно снижается и скорость уноса массы гидрида лития (рис. 6).



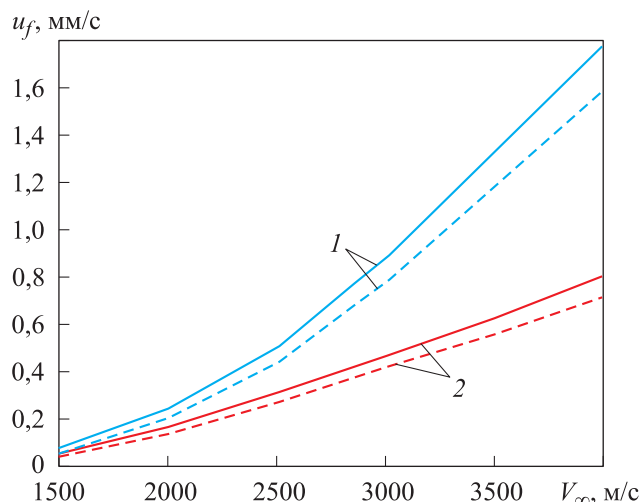
**Рис. 6.** Зависимость скорости уноса массы гидрида лития от скорости полета на высоте 22 км (сплошные линии) и 37 км (штриховые) при различном термическом сопротивлении барьерного слоя  $K_{tr} = 0; 2 \cdot 10^{-4}; 3 \cdot 10^{-4} \text{ К/(Вт/м}^2\text{)}$  (кривые 1–3 соответственно)

Принципиальным при анализе процессов термохимического разрушения конденсированных веществ является вопрос о степени завершенности процесса пиролиза при заданных температуре и времени нагрева. Принимая в качестве критерия отношение характерных времен термического пиролиза  $t_{pir}(T_f) = 1 / k_m(T_f)$  и квазистационарного разрушения

$$t_m(T_f) = a_m / u_f^2(T_f),$$

где  $a_m = a_{LiH}$  — температуропроводность конденсированного гидрида лития, получаем, что во всем диапазоне параметров нагрева  $K_L = t_{pir} / t_m \approx 0,01–0,02$ , т. е. допущение о полном завершении пиролиза гидрида лития вполне обоснованно.

Наиболее неопределенным кинетическим параметром в используемой модели является частотный фактор  $k_0$  в константе скорости реакции термического пиролиза гидрида лития. Проведенные расчеты показывают, что при изменении этого параметра на два порядка скорость уноса массы рабочего вещества изменяется не более чем на 15 % (рис. 7).



**Рис. 7.** Зависимости линейной скорости уноса массы гидрида лития от скорости полета при термическом сопротивлении барьерного слоя  $K_{tr} = 1 \cdot 10^{-4}$ ;  $3 \cdot 10^{-4}$  К/(Вт/м<sup>2</sup>) (кривые 1, 2) для значений  $k_0 = 10^{15}$  и  $10^{13}$  с<sup>-1</sup> (сплошные и штриховые линии)

**Заклучение.** Продуктами термического пиролиза гидрида лития являются высокоэнергетические горючие вещества (литий и водород), которые при наличии окислителя и соответствующем техническом решении позволяют получить реактивную тягу определенного значения, потенциально используемую, например, в газодинамических системах управления полетом. Так, приближенные оценки показывают, что если в качестве окислителя использовать кислород воздуха в стандартном состоянии с расходом, соответствующим коэффициенту избытка воздуха  $\alpha_{air} = 1$ , то, например, при давлении в камере сгорания  $p_k = 0,5$  МПа и на срезе сопла  $p_n = 0,001$  МПа скорость истечения может составить 2700...2800 м/с. Аналогично этому реактивная тяга может быть получена и при сжигании продуктов термического пиролиза в высокоскоростном потоке воздуха, однако детальное рассмотрение этих вопросов выходит за рамки настоящей статьи.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Суржиков С.Т. Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. М., Физматлит, 2018.
- [2] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2010, № 1, с. 3–19.
- [3] Шумилин А.А. Авиационно-космические системы США. М., Вече, 2005.

- [4] Скибин В.А., Солонин В.И., ред. Иностраные авиационные двигатели. М., Авиамир, ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2005.
- [5] Гофин М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов. М., Мир, 2003.
- [6] Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б. Космические крылья. М., ЛенТа Странствий, 2009.
- [7] Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М., Машиностроение, 1989.
- [8] Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н. и др. Аэродинамика ракет. М., Высшая школа, 1968.
- [9] Аржаников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика больших скоростей. М., Высшая школа, 1965.
- [10] Международная стандартная атмосфера. *Академик*: веб-сайт. URL: [http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc\\_tech/2697](http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/2697) (дата обращения: 25.11.2018).
- [11] Браун М., Доллимор Д., Галвей А. Реакции твердых тел. М., Мир, 1983.
- [12] Шестак Я. Теория термического анализа: физико-химические свойства твердых неорганических веществ. М., Мир, 1987.
- [13] Мержанов А.Г., Дубовицкий Ф.И. К теории стационарного горения пороха. *Докл. АН СССР*, 1959, т. 129, № 1, с. 153–157.
- [14] 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
- [15] Шпильрайн Э.Э., Якимович К.А. Гидрид лития. Физико-химические и теплофизические свойства. М., Изд-во стандартов, 1972.
- [16] Якимович К.А., Мозговой А.Г. Изотопные модификации гидрида лития и их растворы с литием. Теплофизические и физико-химические свойства. М., Физматлит, 2006.
- [17] Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий. *Труды XIV Междунар. конф. по хим. термодинамике*. СПб., 2002.
- [18] Кондратьев В.Н., ред. Энергии разрыва химических связей. Потенциалы ионизации и сродство к электрону. М., Изд-во АН СССР, 1962.

**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 применимости гидрида лития в системе активной тепловой защиты высокоскоростных летательных аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2019, № 2, с. 47–59.

DOI: 10.18698/0236-3941-2019-2-47-59

---

**EVALUATING THE POTENTIAL OF LITHIUM HYDRIDE IN ACTIVE THERMAL PROTECTION SYSTEMS FOR HIGH-VELOCITY AIRCRAFT**

V.A. Tovstonog

tovstonog@bmstu.ru

**Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

---

**Abstract**

Performance of high-velocity aircraft is largely governed by the efficiency of the thermal protection systems used. One of the most complex cases is thermal protection for structural elements in a high-velocity air flow. The elements must ensure high geometrical stability of the surface inside the flow when the profile blunting radii are small. For this case, we analysed the potential of an active lithium hydride-based thermal protection system exploiting the high thermal effects of its phase transitions. We show that the system under consideration may feature characteristics acceptable in practice regarding thermal protection of blunted aerofoils made out of modern heat-resistant materials

**Keywords**

*High-velocity aircraft, active thermal protection, phase-change materials, lithium hydride, linear pyrolysis*

Received 18.12.2018

© Author(s), 2019

---

**REFERENCES**

- [1] Surzhikov S.T. *Kompyuternaya aerofizika spuskaemykh kosmicheskikh apparatov* [Computer aerophysics of descent spacecraft modules]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2018.
- [2] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Numerical simulation of hypersonic flow past model of X-43 flying vehicle. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2010, no. 1, pp. 3–19 (in Russ.).
- [3] Shumilin A.A. *Aviatsionno-kosmicheskie sistemy SShA* [USA aerospace systems]. Moscow, Veche Publ., 2005.
- [4] Skibin V.A., Solonin V.I., eds. *Inostrannye aviatsionnye dvigateli* [Innovative aviation engines]. Moscow, Aviamir Publ., CIAM Publ., 2005.
- [5] Gofin M.Ya. *Zharostoykie i teplozashchitnye konstruktsii mnogorazovykh aérokosmicheskikh apparatov* [Heat-resistant and heat-protective constructions of reusable spacecraft]. Moscow, Mir Publ., 2003.
- [6] Lukashovich V.P., Afanasyev I.B. *Kosmicheskie krylya* [Space wings]. Moscow, LenTa Stranstviy Publ., 2009.
- [7] Kurziner R.I. *Reaktivnye dvigateli dlya bolshikh sverkhzvukovykh skorostey poleta* [Reactive jets for high supersonic flight speed]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989.
- [8] Krasnov N.F., Koshevoy V.N., Danilov A.N., et al. *Aerodinamika raket* [Rocket aerodynamics]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1968.

- [9] Arzhanikov N.S., Sadekova G.S. Aerodinamika bolshikh skorostey [High speed aerodynamics]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1965.
- [10] Mezhdunarodnaya standartnaya atmosfera [International standard atmosphere]. *Akademik*: website (in Russ.). Available at: [http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc\\_tech/2697](http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/2697) (accessed: 25.11.2018).
- [11] Brown M., Dollimore D., Galwey A.K. Reactions in the solid state. Elsevier Science, 1980.
- [12] Shestak Ya. Teoriya termicheskogo analiza: fiziko-khimicheskie svoystva tverdykh neorganicheskikh veshchestv [Thermal analysis theory: physical-chemical properties of solid non-organic matters]. Moscow, Mir Publ., 1987.
- [13] Merzhanov A.G., Dubovitskiy F.I. On the theory of stationary burning of gunpowder. *Doklady AN SSSR*, 1959, vol. 129, no. 1, pp. 153–157 (in Russ.).
- [14] Tovstonog V.A. Heat transfer in a flattened pipe with an ablative wall. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2018, no. 6, pp. 4–19 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-6-4-19
- [15] Shpilrayn E.E., Yakimovich K.A. Gidrid litiya. Fiziko-khimicheskie i teplofizicheskie svoystva [Lithium hydrid. Physical-chemical and thermal-physical properties]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 1972.
- [16] 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. Thermal-physical and physical-chemical properties]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006.
- [17] Trusov B.G. [TERRA code system for simulation of phase and chemical equilibrium]. *Trudy XIV Mezhdunar. konf. po khim. termodinamike* [Proc. XIV conf. on chemical thermodynamics]. St. Petersburg, 2002 (in Russ.).
- [18] Kondratyev V.N., ed. Energii razryva khimicheskikh svyazey. Potentsialy ionizatsii i srodstvo k elektronu [Dissociation energy of chemical bonds. Ionisation potential and electron affinity]. Moscow, Izd-vo AN SSSR Publ., 1962.

**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. Evaluating the potential of lithium hydride in active thermal protection systems for high-velocity aircraft. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2019, no. 2, pp. 47–59 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2019-2-47-59