

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ СВЕРХОРБИТАЛЬНОГО ВХОДА В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ

И.А. Аношко¹, А.В. Безрученко¹, В.С. Ермаченко¹,

Л.Е. Сандригайло², А.А. Смольский¹, В.В. Ткачев¹, В.С. Финченко³

¹Институт тепло- и массообмена НАН Беларуси, Минск, Беларусь, tkachvv@hmti.ac.by

²Белорусский национальный технический университет, Минск, Беларусь, aia@hmti.ac.by

³НПО им. С.А. Лавочкина, Химки Московской обл., Россия, fvs@laspase.ru

Резюме. В работе представлены результаты экспериментальной отработки тепловой защиты космических аппаратов (КА) в условиях сверхорбитального входа в атмосферу Земли. Для проведения корректных экспериментальных исследований в условиях лучисто-конвективного нагрева излучающий объем газа создавался непосредственно над поверхностью преграды путем торможения высокоскоростного потока плазмы. Для экспериментальной отработки образцов тепловой защиты (ТЗП) использовался торцевой холловский ускоритель (ТХУ), который идеально подходит для такого рода испытаний, поскольку в зоне торможения обеспечиваются основные параметры по составу и состоянию плазмы, давлению и температуре в сжатом слое, его толщине, а также по спектральному распределению лучистой энергии.

Введение. При входе КА в атмосферы Земли и других планет со сверхорбитальными и гиперболическими скоростями резко возрастает величина лучистой составляющей теплового потока. При этом интенсивное тепловое воздействие приходится на высоты с разреженной атмосферой и с обтеканием КА чистой плазмой, сопровождаемое протеканием неравновесных физико-химических превращений. Излучение не только вносит вклад в аэродинамический нагрев, но оно может изменить и сам механизм разрушения материала. Для таких условий до сих пор не отработаны не только эффективные теплозащитные системы, но и экспериментальные методы исследования поведения теплозащитных покрытий. ТХУ благодаря наличию сильного внешнего магнитного поля позволяет создавать высокоскоростные потоки плазмы большой мощности с относительно малой статической энтальпией. В ТХУ энергия подводится не столько для разогрева газа, сколько для придания ему кинетической энергии, что позволяет вложить большое количество энергии в газ без разрушения разрядной камеры

ускорителя и получать высокие энтальпии торможения. Уникальность ТХУ состоит в том, что на установке моделируются реальные условия обтекания крупномасштабных образцов и фрагментов тепловой защиты высокоэнтальпийными потоками в отсутствие загрязняющих примесей в потоке газов [1].

Расчет параметров плазменных потоков. Плазменные потоки, генерируемые ТХУ, относятся к высокотемпературным струям, истекающим в вакуум со сверхзвуковыми скоростями. При расчете термодинамических параметров в условиях плазмы, где проходят интенсивные физико-химические процессы, необходимо рассматривать сложную взаимосвязь температуры, давления, плотности как от входных параметров (тока разряда, давления, расхода рабочего газа, индукции магнитного поля), так и от процессов, протекающих в плазменной струе (например, диссоциации, ионизации). В настоящее время не существует точных аналитических решений для определения выходных параметров таких плазменных потоков. Как правило, проводятся полуэмпирические расчеты на основе экспериментальных измерений входных параметров. При этом, во-первых, плазменные потоки рассматриваются как изоэнтропийные (адиабатные), где вся полученная энергия вкладывается в плазменную струю. Это условие как нельзя лучше выполняется для ТХУ, где активно работает магнитное сопло. Во-вторых, расчеты проводятся в квазиодномерном приближении, что достаточно для определения тепловых и кинетических характеристик потоков плазмы при проведении испытаний теплозащитных материалов [2].

В общем виде система уравнений, куда входят и измеренные экспериментально параметры ТХУ, будет выглядеть следующим образом:

$$p = \rho R T \quad (1)$$

$$p = p(\rho, H) \quad (2)$$

$$\rho = \rho(p, H) \quad (3)$$

$$T = T(p, H) \quad (4)$$

$$\gamma = \gamma(p, H) \quad (5)$$

Для решения (1)- (5) необходимо обратиться к таблицам термодинамических функций [3], где представлено решение данной системы в виде таблиц, и найти искомые величины методом последовательных приближений.

Расчеты выходных параметров были разделены на три этапа: 1 – расчет параметров в разрядной зоне и на выходе из сопла; 2 – расчет в свободной струе; 3 – расчет в сжатом слое.

При расчете параметров в разрядной зоне изначально предполагается, что искомое давление в разряде находится в диапазоне от $0,1 \cdot 10^4$ до $1,0 \cdot 10^5$ Па, и на основе экспериментальных значений среднemasсовой энтальпии H^* по таблицам термодинамических функций воздуха [3] устанавливаются соответствующие им значения среднemasсовой температуры T^* и скорости звука a' . Из уравнения

$$p^* = \frac{G}{S_a} a \quad (6)$$

уточняется значение p^* , и по известному значению H^* находятся T^* и a . Достаточно 2-3 шагов, чтобы получить необходимый результат. Значение тепловой (газовой) скорости находилось из условия $M = 1$ (для сопла $v_{\text{газ}}^* = a$), а удельная плотность ρ^* на выходе определялась из уравнения:

$$\rho^* = \frac{G}{v_{\text{газ}}^* S_a} \quad (7)$$

При расчете параметров в свободной струе сложность задачи объясняется тем, что в ТХУ наряду с газодинамическим реализуется холловский механизм ускорения, причем газодинамический механизм ускорения не может рассматриваться отдельно от электромагнитных эффектов. Например, давление в разрядной зоне ТХУ обусловлено также и электромагнитной силой, стремящейся поджать плазму на выходе из сопла. На больших разрядных токах основной вклад в ускорение плазмы обусловлен холловским механизмом, где используется бездиссипативный разгон ионов самосогласованным электрическим полем. На низких разрядных токах основной вклад в ускорение плазмы вносит газодинамический механизм. Однако при определении суммарной скорости истечения плазмы эти механизмы

ускорения, как правило, разделяются и рассматриваются отдельно электромагнитная и газодинамическая задачи [4]. Скорость плазмы в струе может быть представлена суммой:

$$v_{\Sigma} = v_{\text{хол}} + v_{\text{газ}} \quad (8)$$

Из уравнения (8) следует, что плазменная струя ТХУ, проходя дополнительно через магнитное сопло, приобретает сверхзвуковую скорость ($M > 1$). Температуру и давление на выходе из сопла можно рассчитать напрямую по формулам:

$$\frac{T^*}{T_1} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (9)$$

$$\frac{p^*}{p_1} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (10)$$

Однако, учитывая уравнения (2) – (5), значения температуры и давления T_1 и p_1 , на выходе из сопла, можно использовать как первоначальные значения при расчете их методом последовательных приближений с помощью таблиц термодинамических функций. Плотность в струе ρ_1 определялась из таблиц уже при известных значениях T_1 и p_1 .

Тепловая (газовая) скорость струи определялась, исходя из условия адиабатности потока и закона сохранения энергии:

$$v_{\text{газ}} = \sqrt{2(H^* - H_1)} \quad (11),$$

где H_1 – статическая энтальпия в струе. Ее можно найти, исходя из полученных значений температуры T_1 и давления p_1 . Зная суммарную скорость и скорость звука в плазменной струе, можно оценить числа Маха M_1 в набегающем плазменном потоке.

Что касается высокотемпературного сжатого слоя, то его свойства определяются, прежде всего, скоростью, давлением и температурой набегающего плазменного потока, причем температура является наиболее чувствительной величиной, так как отражает скорость протекания физико-химических процессов, которые в плазме, в отличие от холодного газа,

идут интенсивно и играют доминирующую роль при взаимодействии с материалом преграды. В отличие от температуры, давление в высокотемпературном потоке отвечает, прежде всего, за механику плазменного потока. Для высокоскоростных потоков имеет место гиперзвуковое приближение:

$$p_2 \approx \rho_1 v_\Sigma^2 \quad (12)$$

С учетом (12) для определения параметров в сжатом слое (давления p_2 , температуры T_2 и энтальпии торможения H_0) использовались следующие соотношения [5]:

$$p_2 \approx p_1 + \rho_1 v_\Sigma^2 \quad (13)$$

$$H_0 \approx H_1 + \frac{v_\Sigma^2}{2} \quad (14)$$

Температура в сжатом слое является сложной функцией давления и энтальпии торможения, и для ее определения также использовались таблицы термодинамических функций при известных значениях p_2 и H_0 .

Таким образом, расчет параметров высокотемпературного плазменного потока является сложной и трудоемкой задачей. Здесь необходимо учитывать конкретные свойства плазмы на каждом из режимов, исходя из всех доступных экспериментальных измерений.

Все расчеты, которые проводились на режимах испытания теплозащитных материалов, занесены в таблицу и представлены на рисунках 1,2.

Результаты испытаний теплозащитных покрытий (ТЗП). Из проведенных экспериментальных исследований и расчетов параметров в сжатом слое следует, что в зоне торможения обеспечиваются основные параметры по давлению и температуре в сжатом слое, его толщине, а также по спектральному распределению лучистой энергии, где основная доля лучистой

приходится на область вакуумного ультрафиолета. [6]. Лучистый тепловой поток к лобовой

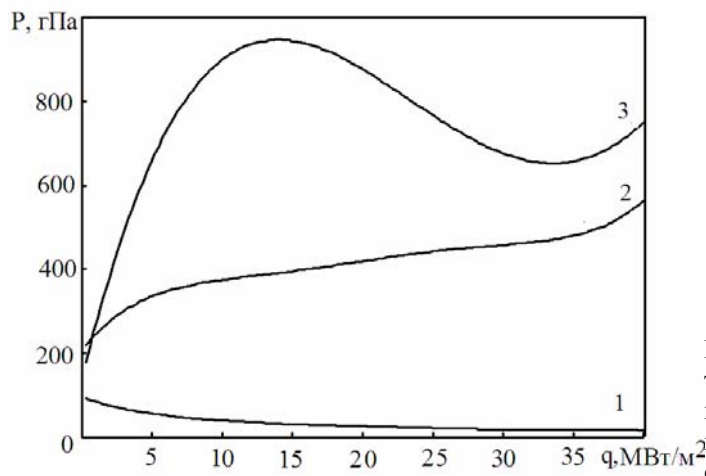


Рис. 1. Зависимость давления от теплового потока: 1 – давление в набегающем потоке; 2 - давление на выходе из сопла; 3 – давление в сжатом слое

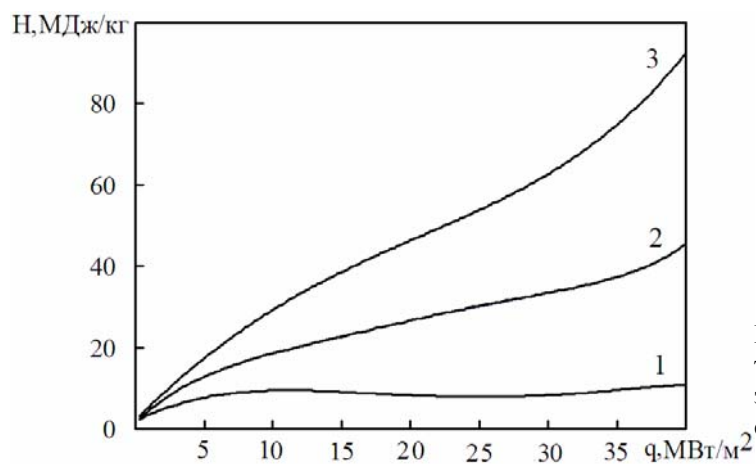


Рис.2. Зависимость энтальпии от теплового потока: 1 – статическая энтальпия; 2 – энтальпия на выходе из сопла; 3 - энтальпия торможения

поверхности модели в ТХУ создается, как и в натуральных условиях, излучением заторможенного у поверхности объема газа, пространственная структура которого подобна натурной. При этом излучающий объем газа расположен над поверхностью преграды, что не препятствует проникновению вакуумного ультрафиолета к этой поверхности. В сжатом слое, как и в натуральных условиях, присутствует атомарный кислород, однократно и двукратно ионизированные ионы кислорода, так как их наличие определяет окислительный потенциал плазмы, а неравновесное состояние является определяющим при оценке воздействия тепловых потоков на ТЗП.

При выделении лучистой составляющей теплового потока для моделей диаметром 30 мм применялся радиометр. Чувствительный элемент (нестационарный калориметр) радиометра помещен в полость, которая с целью блокировки конвективного теплового потока продувается

гелием. Гелий обладает широким спектром пропускания, в частности, в вакуумно-ультрафиолетовой области спектра, в которой в натуральных условиях и в условиях эксперимента на ТХУ переносится основная доля лучистой энергии. Корпус радиометра выполнен из меди и оборудован водоохлаждаемым трактом. Внешняя геометрия датчика соответствует геометрии датчиков, используемых для измерения суммарных тепловых потоков.

В данной работе представлены испытания образцов ТЗП для спускаемого аппарата при суммарном тепловом потоке $q_{\Sigma} = 10,0 \div 40,0$ МВт/м², при этом лучистый поток составил $q_{\text{луч}} = 4,0 \div 35,0$ МВт/м² соответственно.

На установке ТХУ испытывались образцы марок СТКТ и АТВ-1.

ТЗП марки СТКТ изготовлены из кремнеземной ткани КТ-11-Э/02 толщиной 0,23 мм, пропитанной сублиматором стиросил (плотность $1,1 \pm 0,1$ г/см³). Материал марки СТКТ наклеивался на алюминиевой подложке с помощью стиросила. Образцы из материала марки СТКТ вытачивались из плит на расточном станке диаметром 30 мм и высотой 10 мм. В центре для исследования прогрева на алюминиевой подложке устанавливалась хромель-алюмелевая термопара, подводные провода которой монтировались для уменьшения погрешности измерения температуры в изотермической плоскости.

ТЗП марки АТВ-1 вытачивались на токарном станке из вакуумированного асботекстолита, изготовленного в виде плит на основе асбестовых тканей, пропитанных бакелитовым лаком. Плотность заготовок асботекстолита составляет от 1,2 до 1,35 г/см³. При монтаже на державке установки ТХУ все образцы устанавливались выступающими за ее торцевой срез.

Конструкция образцов ТЗП соответствует технологической оснастке и условиям испытания. Образцы ТЗП представляли собой цилиндры диаметром 30 мм и высотой приблизительно 7-10 мм. Диаметр образца определялся исходя из величины плотности теплового потока и равномерности его распределения на лобовой поверхности образца. Кроме того, диаметр образца не менее 30 мм позволяет оценить в исследовании работоспособности ТЗП так называемый «масштабный фактор».

В процессе испытаний были определены интегральная и удельная величины уноса массы ТЗП. После испытания образца ТЗП определялся унос массы за время испытания путем взвешивания образца до и после эксперимента, и рассчитывалась удельная скорость уноса массы сублимирующей составляющей образца ТЗП.

Плазма, генерируемая ТХУ, не содержит продуктов эрозии электродов, а по составу входящих в нее компонентов соответствует атмосферной среде. Это позволяет с высокой точностью определить суммарный тепловой поток и лучистую составляющую потока, а также энтальпию торможения.

В процессе испытаний измерялись плотности теплового потока к цилиндрическому торцу стационарного водоохлаждаемого калориметра. Калориметр помещался в водоохлаждаемую державку, представляющую копию державки, в которую помещался образец ТЗП, что обеспечивало идентичность обтекания потоком плазмы калориметра и образца. Кроме рабочего элемента, изготовленного из меди, весь калориметр изготовлен из изолирующих материалов, что увеличивает точность измерения тепловых потоков за счет снижения погрешности на теплопотери.

Для каждого из отработанных режимов проводилась диагностика и расчет параметров плазмы в рабочих сечениях потока. Всего было испытано 15 образцов на 4-х режимах работы в диапазоне теплового нагружения $q_{\Sigma} = 10 \div 40$ МВт/м².

Таблица

Параметры ускорителя и результаты испытаний

№ п/п	Марка ТЗП	q , МВт/м ²	$q_{\text{луч}}$, МВт/м ²	J , А	$H^* \cdot 10^{-6}$, Дж/кг	$T^*_{\text{ср}}$, К	v'_{Σ} , м/с	M_I	p_2 , гПА	$H_0 \cdot 10^{-6}$, Дж/кг	T_2 , К	$\eta_{\text{теп}}$	$\eta_{\text{кин}}$	G , кг/м ² с
1	СТКТ	10,0	4,0	1040	18,47	6100	6300	4,8	880	28,3	7200	0,89	0,69	0,24
2	СТКТ	10,0	4,0	1040	18,47	6100	6300	4,8	880	28,3	7200	0,89	0,69	0,22
3	СТКТ	10,0	4,0	1040	18,47	6100	6300	4,8	880	28,3	7200	0,89	0,69	0,22
4	АТВ-1	10,0	4,0	1040	18,47	6100	6300	4,8	880	28,3	7200	0,89	0,69	0,22
5	АТВ-1	10,0	4,0	1040	18,47	6100	6300	4,8	880	28,3	7200	0,89	0,69	0,21
6	АТВ-1	10,0	4,0	1040	18,47	6100	6300	4,8	880	28,3	7200	0,89	0,69	0,22
7	АТВ-1	20,0	12,0	1500	27,50	6750	8700	6,7	840	46,8	9800	0,89	0,82	0,27
8	АТВ-1	20,0	12,0	1500	27,50	6750	8700	6,7	840	46,8	9800	0,89	0,82	0,26
9	АТВ-1	20,0	12,0	1500	27,50	6750	8700	6,7	840	46,8	9800	0,89	0,82	0,27
10	АТВ-1	30,0	25,0	1840	32,87	7200	10 300	7,9	700	61,7	12 000	0,87	0,86	0,36

11	АТВ-1	30,0	25,0	1840	32,87	7200	10 300	7,9	700	61,7	12 000	0,87	0,86	0,35
12	АТВ-1	30,0	25,0	1840	32,87	7200	10 300	7,9	700	61,7	12 000	0,87	0,86	0,36
13	АТВ-1	40,0	35,0	2600	45,57	9300	12 800	9,1	800	93,9	13 600	0,84	0,87	0,40
14	АТВ-1	40,0	35,0	2600	45,57	9300	12 800	9,1	800	93,9	13 600	0,84	0,87	0,41
15	АТВ-1	40,0	35,0	2600	45,57	9300	12 800	9,1	800	93,9	13 600	0,84	0,87	0,40

$B_0 = 1$ Тл; $G = 1 \cdot 10^{-2}$ кг/с; $r_a = 12 \cdot 10^{-3}$ м, $r_k = 5.0 \cdot 10^{-3}$ м.

Заклучение. Результаты испытаний показали достаточно высокую работоспособность ТЗП: измеренные температуры прогрева и скорости уноса массы не превысили критических значений, причем последние оказались близки к результатам теоретических расчетов, клеевые соединения сохранили необходимую прочность после испытаний.

ТХУ идеально подходит для отработки ТЗП спускаемого аппарата, входящего в атмосферу Земли со скоростью 11,2 – 14,0 км/с. Использование результатов испытаний позволит более надежно рассчитать варианты тепловой защиты спускаемого аппарата. Уникальность ТХУ отмечена и в докладе Европейского Космического Агентства (ESA) [7], где холловский ускоритель назван установкой, идеально подходящей для испытания тепловой защиты аппаратов, входящих в атмосферу Земли со сверхорбитальными и гиперболическими скоростями.

Обозначения: a – скорость звука, м/с; B – индукция магнитного поля в зоне разряда, Тл; G – расход рабочего газа, кг/с; H – энтальпия, МДж/кг; H_0 – энтальпия торможения, МДж/кг J – разрядный ток, А; M – число Маха; p – давление, гПа; q – плотность теплового потока, кВт/м²; r – радиус струи, м; S – площадь, м²; T – температура, К; v – скорость потока, м/с; γ – показатель адиабаты; ρ – плотность, кг/м³. Индексы: а – анод; газ – газовая; холл – холловская; Σ – суммарная; 1 – свободная струя, 2 – сжатый слой; * – разрядная зона.

Литература

1. Аношко, И.А. Моделирование натуральных условий полета космических аппаратов в атмосферах Земли и других планет при гиперболических скоростях / И.А. Аношко, В.С. Ермаченко, А.А. Смольский // Информатика. – 2007. – № 3(15). – С. 26–43.
2. Bottin, B.; Carbonaro, M.; Zemsch S.; Degrez G. Aerothermodynamic design of an inductively coupled plasma wind tunnel / 32nd Thermophysics Conference, Atlanta, USA, June 23-25, 1997

3. Таблицы термодинамических функций воздуха/Под ред. А.С. Предводителя. М.: Изд. АН СССР, 1959.
4. Аношко, И.А. Расчет скорости течения плазмы на срезе сопла торцевого холловского ускорителя / И.А Аношко, В.С. Ермаченко // ИФЖ. – 2006. – Т. 79, № 3. – С. 102 – 108.
5. Anderson, J.D. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics / J.D. Anderson. – MGH, 1989. – 702 p.
6. Аношко, И.А. Расчет удельной мощности излучения компонентов некоторых элементов в оптически прозрачной плазме / И.А. Аношко, В.С. Ермаченко, Л.Е. Сандригайло // ЖПС. – 2007. – Т. 74, № 5. – С. 691 – 693.
7. Mathilde, B. Review of European Aerodynamics and Aerothermodynamics capabilities for sample return missions / B. Mathilde, R. Philippe, A. Smith // Sixth European Symposium on Aero-thermodynamics for Space Vehicles [Electronic resource]. – 2008. – Mode of access: <http://isa-space.eu/Bugel-6ESASV-2009.pdf>. – Date of access: 10.11.2010.