

## ОЦЕНКА ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА СИСТЕМЫ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ КРИОГЕННОЙ ЕМКОСТИ ПРИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОМ НАГРЕВЕ

**В.А. Товстоног**

*Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,  
Москва, 105005, Бригадирский переулок, д.14*

### Аннотация

Рассмотрена возможность использования сильнодисперсных волоконистых материалов на основе оксидных соединений в системах тепловой защиты криогенных топливных баков.

### TEMPERATURE REGIME VALUATION OF CRYOGENIC TANKS HEAT PROTECTION SYSTEM WITH HIGH TEMPERATURE HEATING

**V.A. Tovstonog**

*Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow, 105005*

The possibility of using strongly dispersal stringy materials on oxidant compound base in systems of cryogenic fuel tanks heat protection described.

### 1. ВВЕДЕНИЕ

Перспективы развития средств оперативного выведения полезной нагрузки на околоземные орбиты и межконтинентальные расстояния связаны с разработкой воздушно-космических систем, базирующихся на технике гиперзвукового полета в стратосфере разгонных или маршевых ступеней со скоростью полета  $M = 10 \div 15$ . На протяжении нескольких десятилетий этой проблеме уделяется исключительно большое, подкрепленное многомиллиардными вложениями, внимание в США. В РФ также имеется ряд проектов, связанных с разработкой гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА).

Важнейшим вопросом создания ГЛА является разработка и производство эффективной тяговой системы, в качестве которой рассматривают прямые воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) со сверхзвуковым горением (СПВРД) на криогенном топливе – сжиженном водороде или метане. Из большой совокупности проблем, определяющей возможность разработки ГЛА со временем полета на гиперзвуковой скорости в течение десятков минут, наиболее важной является отработка температурных режимов и теплопрочности конструкции, так как согласно существующих схем выведения полезной нагрузки на околоземную орбиту с использованием ВКС [1], большая часть гиперзвукового полета (разгона) происходит на высотах  $30 \div 40$  км в относительно плотных слоях атмосферы, и аэродинамический нагрев конструкции превышает 2000 К. Такой теплонапряженный режим и другие специфические условия работы конструкции ГЛА обуславливают необходимость поиска эффективных средств тепловой защиты емкостей криогенного топлива.

В настоящее время разработан ряд методов тепловой защиты емкостей криогенного топлива, для которых допустимый уровень внешних тепловых

нагрузок ограничен нормальными условиями в окружающей среде или кратковременными условиями аэродинамического нагрева при относительно невысоких скоростях полета в плотных слоях атмосферы, характерных для ракет-носителей. Так температура наружной поверхности водородного бака второй ступени ракеты-носителя Сатурн-5 не превышала 1850 °С, а температурный режим бака обеспечивался слоем теплоизоляции из стеклопластиковых сот с пенополиуретановым наполнителем толщиной  $20 \div 40$  мм, с принудительной продувкой гелием [2].

В настоящее время широкое применение для тепловой защиты емкостей криогенных жидкостей получили экранно-вакуумная и вакуумно-порошковая (волоконистая) термоизоляции [3, 4]. Однако любой вид вакуумной теплоизоляции дорогостоящий, а необходимость использования внешнего защитного кожуха приводит к тому, что масса, даже оптимальной конструкции емкости хранения криогенной жидкости, сопоставима с массой самой жидкости [5]. В этом плане более эффективна термоизоляция на основе пенополимеров [6], применяемая для термоизоляции криогенных топливных баков ракет-носителей [2, 7].

Однако успешное применение термоизоляции этого типа ограничено сравнительно невысоким уровнем теплового нагружения внешней оболочки в трансзвуковых авиационных системах со скоростью полета  $M \leq 2 \div 3$  или малым временем внешнего теплового воздействия (соответственно малым общим количеством теплоты) в ракетных системах (например, температура наружной поверхности водородного бака ракеты-носителя «Сатурн-5» не превышает 185 °С, толщина продуваемой гелием термоизоляции из стеклопластиковых сот с пенополиуретановым наполнителем составляет  $20 \div 40$  мм).

В то же время температура внешней поверхности разгонных ступеней многоразовых аэрокосмических

систем, совершающих гиперзвуковой полет в стратосфере в течение десятков минут оценивается величиной:  $2000 \div 2300$  К, что с особой остротой ставит проблему хранения больших объемов криогенного топлива на борту такого носителя.

Обеспечение термочерноты конструкции при указанном уровне температур возможно либо с использованием средств активной тепловой защиты, либо на основе концепции «горячей» конструкции, принятой в сверхзвуковой авиации, с использованием перспективных конструкционных жаростойких материалов [8]. Эта концепция, в частности, была положена в основу конструкции орбитального самолета проекта «Спираль» [9].

Базируясь на этой концепции рассмотрим возможность создания высокотемпературной теплоизоляции емкости криогенного топлива гиперзвукового ЛА.

## 2. ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНАЯ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИЯ И СПЕКТРАЛЬНАЯ ОТРАЖАТЕЛЬНАЯ СПОСОБНОСТЬ МАТЕРИАЛА ТЗМКТ-10

При температуре обшивки  $\approx 20000$  К очевидно, что топливный бак должен быть отделен от обшивки зазором, т.е. быть подвесным. В этом случае основное тепловое воздействие на внешнюю поверхность теплоизоляции оказывает излучение. Следовательно, теплоизоляционное покрытие должно быть хорошо отражающим и малотеплопроводным. Кроме того, оно должно обладать определенной несущей способностью при динамических и вибрационных нагрузках. Такими свойствами в определенных пределах обладают жесткие материалы на основе оксидных волокон типа ТЗМКТ-10 [10]. Однако непосредственное крепление конструктивных элементов (плиток) этого материала на оболочку криогенного бака нецелесообразно ввиду возможности отслоения от подложки при динамических нагрузках. Если на внешней поверхности ЛА имеется доступ для восстановления отслоившейся теплоизоляции (как это предусмотрено в цикле межполетного ремонта аэрокосмической системы «Шаттл»), то доступ к баку в топливном отсеке ЛА может быть затруднен и, кроме того, отслоение теплоизоляции бака в условиях интенсивного теплового воздействия со стороны обшивки может привести к катастрофическим последствиям. В связи с этим целесообразно предусмотреть промежуточный теплоизолирующий слой между высокотемпературной теплоизоляцией и стенкой топливного бака, имеющий хорошее сцепление и с металлической подложкой и с элементами внешней высокотемпературной теплоизоляции. Для этой цели может быть использован пенополиуретан, применяемый для теплоизоляции криогенных емкостей [6].

Таким образом, высокотемпературная теплоизоляция криогенной топливной емкости может быть представлена двухслойной системой с внешним высокотемпературным слоем из волокнистого или пористого материала на основе термостойких оксидных соединений (например, оксид циркония сохра-

няет работоспособность до температур  $\approx 2300^\circ$  С, а оксид гафния до  $\approx 2800^\circ$  С) и низкотемпературным слоем из пенополиуретана (ППУ), причем на стыке слоев температура не должна превышать температуру термостойкости ППУ  $\approx 440$  К.

Характерная особенность волокнистых оксидных материалов – частичная прозрачность для теплового излучения в широком спектральном интервале и сильное рассеяние излучения в области полупрозрачности [11].

Это определяет высокий коэффициент отражения и, вместе с малой теплопроводностью таких материалов, позволяет рассматривать их как наиболее перспективные в системе высокотемпературной теплоизоляции.

На рис. 1 приведена спектральная зависимость коэффициента отражения жестковолокнистого материала на основе оксида кремния ТЗМКТ-10 [11], имеющего теплопроводность  $0.045$  Вт/(м·К) при плотности  $145$  кг/м<sup>3</sup>.

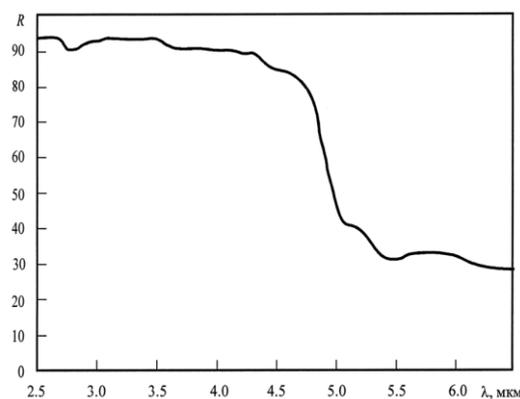


Рис. 1. Спектральная зависимость коэффициента отражения ТЗМКТ-10

Отражательная способность полупрозрачных материалов, таких как ТЗМКТ-10, ППУ и им подобных зависит от оптических характеристик – коэффициентов поглощения и рассеяния и толщины слоя, при некотором значении которой отражательная способность достигает максимума – отражательной способности полубесконечного слоя, поэтому толщину слоя высокотемпературной теплоизоляции следует выбирать не менее толщины полубесконечного слоя.

При этом следует иметь в виду, что область полупрозрачности, а, следовательно, и высокой отражательной способности, соответствует определенному диапазону длин волн, вне которого (в области непрозрачности) внешнее излучение поглощается поверхностью и далее вглубь слоя распространяется за счет теплопроводности.

## 3. ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕПЛООБМЕНА В СИСТЕМЕ ОБШИВКА ЛА – СТЕНКА БАКА

Для оценки толщины слоя и температурного состояния теплоизоляции криогенного бака рассмотрим следующую модель (рис. 2).

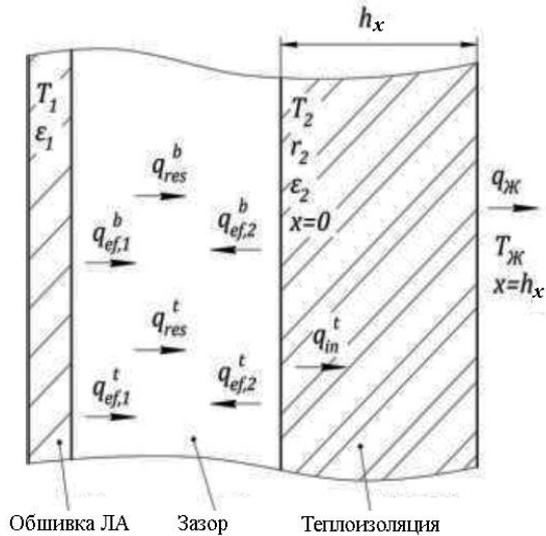


Рис.2. Модель теплообмена

На слой теплоизоляции, толщиной  $h_x$ , воздействует излучение обшивки ЛА, температура которой задана  $T_1 = 2300$  К; излучательная способность обшивки  $\varepsilon_1 = 0.3$ . Теплоизоляцию принимаем однослойной из теплоизоляционного полупрозрачного материала плотностью  $\rho = 145$  кг/м<sup>3</sup>, теплопроводностью  $\Lambda = 0.045$  Вт/(м·К), коэффициентом рассеяния в области полупрозрачности ( $0.4 < \lambda < 5$  мкм)  $\sigma = 150$  см<sup>-1</sup>, поглощения  $\kappa = 5 \times 10^{-3}$  см<sup>-1</sup>, теплоемкостью  $0.84$  кДж/(кг·К), показателем преломления каркаса  $n = 1.45$ . Термическим сопротивлением стенки бака в силу высокой теплопроводности металла пренебрегаем и температуру тыльной поверхности теплоизоляции задаем равной температуре жидкого водорода  $T_{ж} = 20$  К, а тепловой поток - равным максимально допустимому теплопритоку [6] к криогенной жидкости  $50$  Вт/м<sup>2</sup>. Свойства теплоизоляции считаются не зависящими от температуры и собственное излучение материала в силу его сильных рассеивающих свойств не учитывается.

Вычислим долю потока излучения обшивки в области полупрозрачности:

$$D_1^t = \frac{\int_0^{\lambda_2} E_\lambda(T_s) d\lambda}{\int_0^\infty E_\lambda(T_s) d\lambda} = 0.936,$$

где  $E_\lambda(T_s)$  - функция Планка при температуре обшивки  $T_s = T_1 = 2300$  К;  $\lambda_{1,2}$  - границы области полупрозрачности теплоизоляции. Соответственно доля излучения в области непрозрачности  $D_1^b = 0.064$ .

Из уравнений баланса потоков излучения в области непрозрачности (надстрочный индекс  $b$ ) последовательно имеем (принятые обозначения приведены на рис. 2)

$$q_{ef,1}^b = q_1^b + (1 - \varepsilon_1) q_{ef,2}^b;$$

$$q_{ef,2}^b = q_2^b + (1 - \varepsilon_2) q_{ef,1}^b, \tag{1}$$

откуда

$$q_{ef,1}^b = \frac{q_1^b + (1 - \varepsilon_1) q_2^b}{1 - (1 - \varepsilon_1)(1 - \varepsilon_2)}; \quad q_{ef,2}^b = \frac{q_2^b + (1 - \varepsilon_2) q_1^b}{1 - (1 - \varepsilon_1)(1 - \varepsilon_2)},$$

и плотность результирующего теплового потока в области непрозрачности

$$q_{res}^b = \frac{q_1^b \varepsilon_2 - q_2^b \varepsilon_1}{\varepsilon_1 + \varepsilon_2 - \varepsilon_1 \varepsilon_2}, \tag{2}$$

где согласно закону Стефана - Больцмана

$$q_1^b = D_1^b \varepsilon_1 \sigma_0 T_1^4, \quad q_2^b = D_1^b \varepsilon_2 \sigma_0 T_2^4.$$

Окончательно

$$q_{res}^b = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1} D_1^b \sigma_0 (T_1^4 - T_2^4). \tag{3}$$

Отметим, что  $\varepsilon_2 = 1 - r_2^t$ , где  $r_2^t = R_\infty$  - коэффициент отражения оптически полубесконечного слоя теплоизоляции.

Результирующий поток излучения в области полупрозрачности

$$q_{res}^t = q_{ef,1}^t - q_{ef,2}^t. \tag{4}$$

Здесь эффективные потоки излучения в области полупрозрачности определяются соотношениями

$$q_{ef,1}^t = \frac{q_1^t}{1 + (\varepsilon_1 - 1) r_2^t};$$

$$q_{ef,2}^t = \frac{q_1^t r_2^t}{1 + (\varepsilon_1 - 1) r_2^t}, \tag{5}$$

где  $q_1^t = D_1^t \varepsilon_1 \sigma_0 T_1^4$ . Разрешая систему уравнений (5), получим

$$q_{res}^t = \frac{D_1^t \varepsilon_1 \sigma_0 T_1^4 (1 - r_2^t)}{1 - (1 - \varepsilon_1) r_2^t}. \tag{6}$$

Поток излучения, прошедший вглубь теплоизоляции в области полупрозрачности, составит

$$q_{in}^t = (1 - r_2^t) q_{res}^t.$$

Отражательную способность полубесконечного слоя находим из соотношения, следующего из решения уравнения переноса излучения методом моментов [12]:

$$R_\infty = \frac{0.5\alpha - 1}{0.5\alpha + 1},$$

где  $\alpha = \sqrt{3(1 + \sigma/\kappa)}$ . При заданных оптических характеристиках теплоизоляции имеем  $R_\infty = 0.987$ .

Соответствующую физическую толщину слоя теплоизоляции оценим из соотношения

$$h_{\infty, \min} \approx -\frac{1}{\alpha\kappa} \ln 0.1 = 1.5 \text{ см.}$$

Отметим, что отражательная способность слоя такой толщины отличается от отражательной способности полубесконечного слоя всего на 0.1 %.

Стационарное температурное состояние слоя теплоизоляции определяется уравнением теплопроводности:

$$\Lambda_2 \frac{d^2 T}{dx^2} + \frac{d}{dx} \left[ (1-r_2^t) q_{res}^t e^{-\alpha x} \right] = 0 \quad (7)$$

с граничными условиями

$$x = 0, \quad -\Lambda_2 \frac{dT}{dx} = q_{res}^b;$$

$$x = h_x, \quad T = T_{ж},$$

где  $h_x$  – искомая толщина слоя теплоизоляции;  $\Lambda_2$  – коэффициент теплопроводности теплоизоляции.

Решение уравнения теплопроводности имеет вид

$$T(x) = C_1 + xC_2 - \frac{(1-r_2^t) e^{-\alpha x} q_{res}^t}{\alpha \Lambda_2}, \quad (8)$$

с константами, определяемыми из граничных условий

$$C_1 = T_{ж} + \frac{h_x [q_{res}^b - (1-r_2^t) q_{res}^t]}{\Lambda_2} - \frac{(1-r_2^t) q_{res}^t e^{-\alpha h_x}}{\alpha \Lambda_2};$$

$$C_2 = -\frac{q_{res}^b - (1-r_2^t) q_{res}^t}{\Lambda_2}.$$

Подставляя в решение (8) выражения для констант интегрирования и полагая  $x = 0$ , получим выражение для температуры нагреваемой (внешней) поверхности теплоизоляции в виде

$$T_2 = a_1 + h_x (a_2 - a_3 T_2^4) - a_4 e^{-\alpha h_x},$$

где  $a_i$  – числовые константы. Численное решение этого трансцендентного уравнения при приведенных ранее значениях оптических и теплофизических параметров приводит к зависимости температуры нагреваемой поверхности от толщины слоя, приведенной на рис. 3; как видно при толщинах слоя  $h_x > 4$  см температура достигает предельного значения.

#### 4. ЗАВИСИМОСТЬ ТЕМПЕРАТУРЫ НАГРЕВАЕМОЙ ПОВЕРХНОСТИ ОТ ТОЛЩИНЫ СЛОЯ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ

Дифференцируя выражение (8), подставляя численные значения параметров задачи и полагая  $x = h_x$ , приходим к уравнению для определения толщины слоя теплоизоляции

$$q_{ж} = -\Lambda_2 \left. \frac{dT(x)}{dx} \right|_{x=h_x},$$

решение которого при заданном допустимом тепловом потоке к жидкости  $q_{ж} = 50 \text{ Вт/м}^2$  дает значение толщины слоя теплоизоляции  $h_x = 1.95 \text{ см}$ , которое удовлетворяет и необходимому условию реализации оптически бесконечной толщины слоя, т.к.  $h_x > h_{\infty}$ . Погонная масса такой теплоизоляции составляет  $G_m = \rho_2 \cdot h_x \approx 3 \text{ кг/м}^2$ , что может служить критерием массовой эффективности при сравнении с другими типами тепловой защиты криогенных емкостей.

Таким образом, слой теплоизоляции толщиной  $h_x = 1.95 \text{ см}$  с оптическими и теплофизическими параметрами, соответствующими теплоизоляционному материалу ТЗМКТ-10, позволяет обеспечить допустимый температурный режим емкости криогенного топлива в условия высокотемпературного нагрева внешней обшивки ЛА. Вместе с тем необходимо иметь в виду тот факт, что увеличение толщины слоя теплоизоляции приводит к росту температуры ее внешней поверхности (рис. 3), что накладывает жесткие ограничения на выбор материала теплоизоляции.

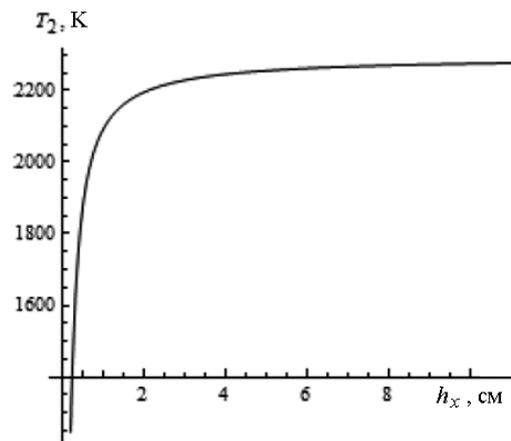


Рис. 3. Зависимость температуры нагреваемой поверхности от толщины слоя

Естественно, что теплоизоляция должна сохранять несущую способность при том уровне температур, существенно превышающем температуру термостойкости материала ТЗМКТ-10, которые реализуются на нагреваемой поверхности, что предопределяет необходимость разработки полупрозрачных сильнорассеивающих высокотемпературных теплоизоляционных материалов на основе оксидных соединений, более термостойких, чем оксид кремния.

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Допустимый температурный режим емкости криогенного топлива в условиях высокотемпературного нагрева внешней обшивки ЛА можно обеспечить с помощью теплоизоляционного материала типа ТЗМКТ-10, толщина которого определяется из приведенных в статье соотношений.

#### СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

М – число Маха;  
ГЛА – гиперзвуковой летательный аппарат;

ПВРД – прямоточные воздушно-реактивные двигатели;  
СПВРД – ПВРД со сверхзвуковым горением;  
ЛА – летательный аппарат;  
ВКС – воздушно-космическая система;  
ППУ – пенополиуретан;  
ТЗМКТ-10 – жестковолокнистый материал на основе оксида кремния;  
 $T$  – температура, градусы;  
 $\rho$  – плотность, кг/м<sup>3</sup>;  
 $\Lambda$  – теплопроводность, Вт/(м·К);  
 $\sigma$  – коэффициент рассеяния, см<sup>-1</sup>  
 $\kappa$  – коэффициент поглощения, см<sup>-1</sup>;  
 $h_x$  – толщина теплоизоляции;  
 $n$  – показатель преломления каркаса, отн. ед.;  
 $\varepsilon$  – излучательная способность  
 $q$  – поток излучения;  
 $p$  – давление, Н/м<sup>2</sup>;  
 $q_c$  – плотность теплового потока на стенке; Вт/м<sup>2</sup>  
 $E_\lambda(T_s)$  – функция Планка;  
 $r$  – коэффициент отражения.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лобановский Ю.И. Концепция перспективной аэрокосмической системы. <http://synerjetics.ru/article/art1994.htm> / Дата обращения 19.11.2010.
2. Шунейко И.И. Пилотируемые полеты на Луну. Конструкция и характеристики ракеты-носителя ``Сатурн-5``. <http://epizodsspace.airbase.ru/> Дата обращения 31.01.2011.
3. Миролубская Ю.И., Каганер М.Г., Великанова М.Г. Вакуумно-многослойная изоляция в криогенной технике // Криогенное и кислородное машиностроение. Серия ХМ-6. ЦИНТИХИМНЕФТЕМАШ, 1978.– 42. с.
4. Каганер М.Г. Тепловая изоляция в технике низких температур. – М.: Машиностроение, 1966.
5. Бармин И.В., Кунис И.Д. Сжиженный природный газ вчера, сегодня, завтра. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 256 с.
6. Полунин В.Л. Пенополимеры в низкотемпературной изоляции. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 192 с.
7. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов / Под ред. В.П. Мишина и В.К. Карраска. – М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.
8. Суперсплавы. Жаропрочные материалы для аэрокосмических и промышленных энергоустановок / Под ред. Ч.Т. Симса, Н.С. Столоффа, У.К. Хагеля. – М.: Металлургия, 1995. В 2 кн. – Кн. 1. – 384 с. – Кн. 2 – 369 с.
9. Лукашевич В.П., Труфакин В.А., Микоян С.А. Воздушно-орбитальная система “Спираль”// <http://www.buran.ru>.
10. Гофин М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов. – С.-Петербург: «ЗАО ТФ «МИР», 2003.- 671 с.
11. Петров В.А. Модель диффузии излучения для радиационно-кондуктивного теплопереноса в высокотемпературных полупрозрачных рассеивающих теплоизоляционных материалах. - М.: МИРЭА, 2012. - 110 с.
12. Товстоног В.А. Теплофизика рассеивающих материалов: прикладные проблемы и решения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. - 2000. - 3. - С. 67–85.