

2. **Meshcherjakova, T. P.** “Designing of Systems of Planes and Helicopters Protection”, 1977.
3. “Aircraft Icing Handbook”, 2000.
4. “Ice Accretion Simulation,” AGARD-AR-344, 1997.
5. **Prykhodko, O. A., Alekseyenko, S. V.**, “Icing of Aerodynamic Surfaces: Conditions of Appearance and Calculation Methodology”, *Aerospace technic and technology* 5:37-47, 2012.
6. **Prykhodko, O. A., Alekseyenko, S. V.**, “Icing of Aerodynamic Surfaces: Modeling of an Air-Droplet Flow”, *Aerospace technic and technology* 4:59-67, 2013.
7. **Alekseyenko, S. V., Prykhodko, O. A.**, “Numerical Simulation of Icing of a Cylinder and an Airfoil: Model Review and Computational Results”, *TsAGI Science Journal* 44(6):761-805, 2013.
8. **Prykhodko, A. A., Alekseyenko, S. V.**, “Numerical Simulation of the Processes of Icing on Airfoils with Formation of a “Barrier” Ice”, *Journal of Engineering Physics and Thermophysics* 87(3):598-607, May 2014, doi: [10.1007/s10891-014-1050-0](https://doi.org/10.1007/s10891-014-1050-0).
9. **Prykhodko, A. A., Alekseyenko, S. V.**, “Numerical Simulation of the Process of Airfoil Icing in the Presence of Large Supercooled Water Drops”, *Technical Physics Letters* 40(10): 884-887, 2014, doi: [10.1134/S1063785014100125](https://doi.org/10.1134/S1063785014100125).
10. **Alekseyenko, S. V., Prykhodko, O. A.**, “Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface”, *Fluid Dynamics* 49(6):715-732, 2014, doi: [10.1134/S0015462814060039](https://doi.org/10.1134/S0015462814060039).
11. **Alekseyenko, S. V.**, “Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile”, *PAMM* 13(1):299-300, 2013.
12. **Bragg, M. B., Broeren, A. P., Blumenthal, L. A.**, “Iced-airfoil aerodynamics”, *Prog Aerosp Sci* 41: 323-62, 2005.

Надійшла до редколегії 26.06.2017

УДК 629.7.023.224:629.783

И. А. Гусарова

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»

ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ СТЫКОВ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПЛИТОК С U-ОБРАЗНЫМ ЭЛЕМЕНТОМ ДЛЯ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Проведены расчеты аэродинамического нагрева теплонапряженного участка U-образного элемента. Установлено, что температура конструкции в районе скругления выше допустимой. Выполнена экспериментальная проверка функционирования U-образного профиля при многократной смене температур в рабочем диапазоне.

Ключевые слова: теплозащита, теплопроводность, U-образный профиль, многоразовый космический аппарат, тепловой расчет, теплозащитная система.

Проведено розрахунок аеродинамічного нагріву теплонапруженої ділянки U-подібного елемента. Встановлено, що температура конструкції у районі закруглення більше допустимої. Здійснено експериментальну перевірку функціонування U-подібного елемента в умовах багатократної зміни температур у робочому діапазоні.

Ключові слова: теплозахист, теплопровідність, U-подібний профіль, багаторазовий космічний апарат, тепловий розрахунок, теплозахисна система.

© И. А. Гусарова, 2017

The calculations of aerodynamic heating heat-stressed portion of the U-shaped element. It is found that the structure temperature above the permissible rounding area. The experimental test operation U-shaped profile at repeated temperature changes in the operating range.

Keywords: thermal insulation, thermal conductivity, U-shaped profile, reusable spacecraft thermal design, thermal system.

При разработке возвращаемого многоразового космического аппарата (МКА) одной из основных проблем является создание теплозащитной системы (ТЗС), которая должна предохранять основную конструкцию аппарата от нагрева до недопустимо высоких температур. При этом экономически эффективная ТЗС должна быть многоразовой, а ее послеполетное обслуживание проводится с минимальными трудозатратами. Этим требованиям отвечает теплозащитная система с металлической наружной панелью и внутренней теплоизоляцией, над созданием которой работают специалисты многих стран. В США она разрабатывалась для наветренной части МКА X-33, а также для возвращаемых наружных топливных баков (теплозащита «ARMOR»), в Европе – по программе «Гермес» и для некоторых демонстраторов. Одной из основных проблем при создании теплозащитной плиточной системы с металлической наружной панелью является герметизация стыков, т.к. проникновение горячего потока газа при спуске в атмосфере в межплиточные зазоры может привести к перегреву нижележащих конструкций силовой оболочки корпуса и вызвать катастрофическое разрушение [1].

Украинскими специалистами (Государственным предприятием «Конструкторское бюро «Южное» (ГП «КБ «Южное»)) разработан концептуальный вариант конструктивного исполнения ТЗС с цельносварной наружной металлической защитной оболочкой и независимо расположенным внутренним слоем волокнистой теплоизоляции. Наружная оболочка состоит из трехслойных плиток, между которыми приварены гибкие соединительные U-образные элементы, выступающие в роли компенсаторов температурного расширения плиток [2]. Такая теплозащитная конструкция названа ТЗС-У. Для проверки работоспособности данной теплозащитной плиточной системы проведены расчетно-экспериментальные исследования ее функционирования в рабочем диапазоне температур.

Конструктивная схема и геометрические характеристики соединения плиток с помощью U-образного элемента представлены на рис. 1.

Проведен тепловой расчет тепловых режимов соединений за счет U-образных соединительных элементов плиток.

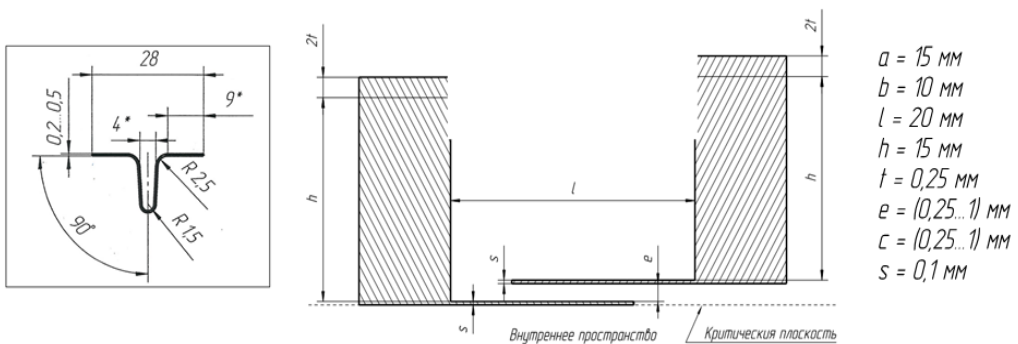


Рис. 1. Схема с U-образным соединением элементов

Оценка аэродинамического нагрева выполнена для теплонапряженного участка U-образного элемента с радиусом закругления $R = 2,5$ мм. На этом сферическом участке давление возрастает в 3–4 раза по сравнению с давлением на гладкой поверхности плиток, следовательно, возрастает тепловой поток в районе скругления.

Оценка теплового потока в районе скругления проведена по зависимости, учитывающей повышение давления в районе скругления, для турбулентного режима течения по зависимости:

$$q_R = q_{пл} \cdot \left(\frac{\bar{P}_R}{\bar{P}_{пл}} \right)^{0,8}, \quad (1)$$

где q_R – тепловой поток на поверхности скругления; $q_{пл}$ – тепловой поток на гладкой поверхности плиток; \bar{P}_R – коэффициент давления на поверхности скругления; $\bar{P}_{пл}$ – коэффициент давления на гладкой плитке; 0,8 – показатель, соответствующий турбулентному режиму.

Коэффициент давления рассчитывается по формуле:

$$\bar{P} = \frac{2(P_s - P_H)}{\rho V^2}, \quad (2)$$

где P_s – давление на поверхности в рассматриваемом расчетном сечении; P_H – давление по стандартной атмосфере на текущей высоте полета H ; ρ – плотность по стандартной атмосфере; V – скорость полета КА.

Для расчета тепловых потоков использовалась методика и программа, разработанная в ГП «КБ «Южное» и подтвержденная по результатам натурных испытаний.

Тепловой поток к боковой поверхности рассчитывается по формуле:

$$q_b = \left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_o \frac{Z \left(\frac{P_1}{P_o} \right)}{x_{ef}^2 \cdot 2} \cdot (I_e - I_w), \text{ ккал} / (\text{м}^2 \text{с}), \quad (3)$$

где $\left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_o \frac{Z \left(\frac{P_1}{P_o} \right)}{x_{ef}^2 \cdot 2} = \left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_b$ – энтальпийный коэффициент теплоотдачи к боковым поверхностям; $\left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_o$ – энтальпийный коэффициент теплоотдачи к передним поверхностям рассчитывался по формуле:

$$\left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_o = 14,8 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{V^{1,3} \cdot \rho^{0,8}}{R_o^{0,2}}, \text{ кг} / (\text{м}^2 \text{с}), \quad (4)$$

где α – коэффициент теплоотдачи к поверхности от аэродинамического нагрева, Вт / (м² К); c_p – удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении и температуре торможения, Дж / (кг К); V – скорость полета, м / с; ρ – плотность по стандартной атмосфере по высоте полета, кг / м³; R_o – радиус затупления

передней части планера, m ; $Z\left(\frac{P_1}{P_0}\right)$ – обобщенная функция относительного давления на боковой поверхности в расчетном сечении x ; $x_{ef}^{0,2} = (x / R_0)^{0,2}$ – относительная эффективная длина; P_1 – местное давление в расчетном сечении на боковой поверхности; P_0 – давление торможения.

Отношение $\frac{P_1}{P_0} = \frac{1}{\xi} \left(\frac{1}{M^2} + \frac{\varkappa}{2} \bar{P} \right)$, где M – число Маха в невозмущенном потоке; \varkappa – коэффициент адиабаты обтекаемого воздуха ($\varkappa = 1,25$); $\bar{P} = \frac{P_n}{\rho V^2}$ – коэффициент давления; P_n – давление по стандартной атмосфере; ξ – зависит от числа Маха и ее значение приведено в табл. 1.

Таблица 1

Зависимость величины ξ от числа Маха	
M	ξ
0	1,120
2	1,125
3	1,160
4	1,175
6	1,195
10	1,124
15; 20; 30	1,128

\bar{P} – коэффициент давления зависит от числа Маха, координаты расчетного сечения, угла атаки, угла конусности планера $\bar{P} = f(M, x, \beta, \Theta_s)$ и определяется в результате газодинамического расчета.

Приближенно для оценочных расчетов можно использовать формулу Ньютона:

$$\bar{P} = 2 \sin^2(\Theta_s + \beta), \tag{5}$$

где Θ_s – местный угол наклона касательной в расчетной точке поверхности к оси изделия; β – угол атаки по траектории полета.

Давление торможения за скачком уплотнения рассчитывается по формуле:

$$P_0 = \xi \cdot P_n \cdot M^2, \tag{6}$$

где P_n – давление по стандартной атмосфере.

Для гиперзвуковых скоростей $M > 5$ значение P_0 рассчитывается по формуле:

$$P_0 = 1,28 \cdot P_n \cdot M^2, \text{ Н.} \tag{7}$$

Величина функции Z в зависимости от относительного давления $\left(\frac{P_1}{P_0}\right)$ в интервале $\left(\frac{P_1}{P_0}\right) \in [0; 0,6]$ аппроксимируется зависимостью:

$$Z = 0,03505 + 4,54353 \cdot \left(\frac{P_1}{P_0}\right) - 4,89214 \cdot \left(\frac{P_1}{P_0}\right)^2, \tag{8}$$

$x_{ef}^{0,2}$ рассчитывается по следующим формулам:

$$\frac{x_{ef}^{0,2}}{x} = (0,009235 - 0,009133 \frac{x}{R_0})^{1/3} + 1,0065 \quad \text{при } \frac{x}{R_0} \geq 1,02, [-] \quad (9)$$

$$\frac{x_{ef}^{0,2}}{x} = 1,0065 - (|0,009235 - 0,009133 \frac{x}{R_0}|)^{1/3} \quad \text{при } \frac{x}{R_0} \leq 1,02, [-] \quad (10)$$

$I_w = c_p T_w$ – ентальпія воздуха при температурі поверхності T_w , ккал / кг.

I_e – ентальпія восстановления, рассчитанная по формуле:

$$I_e = h + \frac{1}{2} \cdot \frac{Pr^{1/4} \cdot V^2}{lg}, \quad \text{ккал / кг}, \quad (11)$$

где h – статическая энтальпія в невозмущенном потоке; $Pr \approx 0,72$ – число Прандтля.

Температура поверхности планера зависит также от процесса переноса тепла всего теплозащитного пакета, т.е. от его теплопроводности, поэтому задача о тепловом состоянии в комплексе решается с учетом определения температур по толщине пакета из решения уравнения теплопроводности многослойной стенки, записываемого в виде:

$$c \cdot \rho \frac{\partial T}{\partial \tau} = \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial \lambda}{\partial y} \frac{\partial T}{\partial y}, \quad (12)$$

где c – удельная теплоемкость материалов, составляющих пакет; ρ – плотность материалов, составляющих пакет; λ – теплопроводность, зависящая от температуры; τ – время; y – координата.

Решение уравнения $T(\tau, y)$ находится с применением разностных методов (метод прогоночных коэффициентов, метод элементарных балансов) в одномерной постановке при граничных условиях второго, третьего и смешанного вида.

По проведенным расчетам тепловой поток при аэродинамическом нагреве к гладкой поверхности составляет около 40 ккал / м² с (168 кВт / м²). Отношение коэффициентов давления на скруглении и гладкой плитке составляет 3,6.

Тогда температура оболочки в районе скругления из условия теплового равновесия при степени черноты поверхности $\varepsilon = 0,85$ составит 1490 °С, что значительно выше допустимой, принятой для рассматриваемого сплава ЮИПМ-1200 на основе Ni-Cr (1100 °С).

Для экспериментальной проверки функционирования U-образного профиля при многократной смене температур в рабочем диапазоне было проведено термоциклирование соответствующего фрагмента U-образного профиля толщиной 0,1мм, который закрывает стык между плитками трехслойной металлической защиты в диапазоне температур 20–1100 °С.

Испытания проводились в стационарном режиме. В ходе испытаний образцы подвергались всестороннему нагреву в муфельной печи до температуры 1100 °С и выдержке при этой температуре в течение 20 минут, что соответствует штатному режиму нагрева конструкции при спуске (рис. 2).

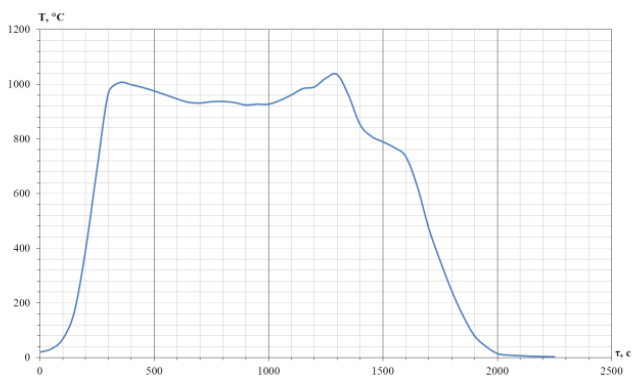


Рис. 2. Залежність температури поверхні навітренної частини МКА від часу при штатному режимі нагріву

U-образний профіль був изготовлен из материала ЮИПМ-1200. Для имитации температурного расширения штатной трехслойной металлической панели при проведении термоциклирования фрагмента U-образного профиля разработана и изготовлена специальная технологическая оснастка, которая обеспечивает имитацию деформации штатной трехслойной металлической защиты при размере теплозащитной плитки 150 x 150 мм (рис. 3).

В процессе нагрева конструкции U-образного стыка в специальной оснастке тепловое расширение оснастки приводит к продольным перемещениям материала конструктивных элементов, между которыми расположен U-образный стык.



Рис. 3. U-образний фрагмент в спеціальній технологічній оснастці

Образцы в технологической оснастке помещались в разогретую и стабилизированную по температуре муфельную печь. Образец выдерживался при температуре 1100 °C в течение 20 минут при закрытой дверце печи. По истечении 20 минут муфельная печь выключалась, открывалась дверца и производилась выдержка в течение 8 минут. После выдержки образец извлекался из печи и охлаждался при температуре помещения.

Количество термоциклов при испытаниях определялось целостностью конструкции. До момента необратимой деформации образца U-образного стыка было проведено 6 термоциклов. После проведения пятого термоцикла зафиксирован дефект (рис. 4).

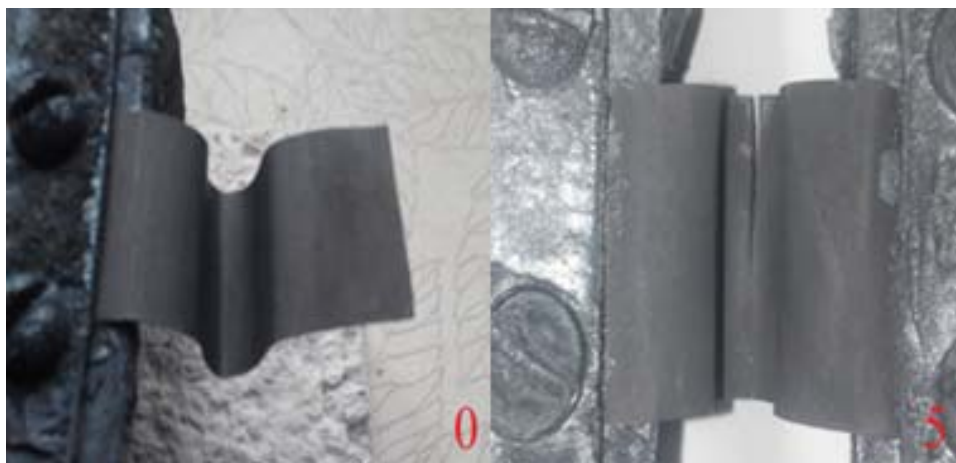


Рис. 4. Исследуемый образец U-образного стыка до и после термоциклирования

Таким образом, образец U-образного профиля толщиной 0,1 мм выдержал без разрушения 5 термоциклов. Разрушение образца произошло в прогнозируемом месте максимального изгиба на 6-м термоцикле.

Выводы

U-образный профиль толщиной 0,1 мм обеспечивает нормальное функционирование ТЗК на протяжении 5 циклов температур, имитирующих тепловые режимы при спуске. Для обеспечения нормального функционирования теплозащитной конструкции при заданном количестве пусков необходимо увеличить толщину U-образного профиля.

Расчетные и экспериментальные данные показали, что для обеспечения нормального функционирования конструкции ТЗС-У необходимо оптимизировать конструкцию U-образного элемента и использовать жаропрочные жаростойкие материалы с рабочими температурами порядка 1400–1500 °С.

Библиографические ссылки

1. **Buursink J.** Ph D. Dissertation «On the Development of a Cooled Metallic Thermal Protection System for Spacecraft» // Publisher: TU Delft, Faculteit Luchtvaart – en Ruimtevaarttechniek.

2. Заявка на патент Украины № И 2013 13658 от 25.11.13 г., Потапов А. М., Шевцов Е. И., Тихий В. Г., Гусарова И. А., Скороход В. В., Фролов Г. А., Солнцев В. П. «Багатощарова теплозахисна система багаторазового космічного апарату».

Надійшла до редколегії 30.01.2017