

УДК 629.7.023.224

Канд. техн. наук И. А. Гусарова, канд. техн. наук А. М. Потапов, Е. И. Шевцов,  
В. И. Онофриенко, канд. техн. наук В. В. Гусев, д-р техн. наук Т. А. Манько

## ОПТИМИЗАЦИЯ МАССОВЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕПЛОЗАЩИТНОЙ КОНСТРУКЦИИ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Рассмотрена разработанная специалистами ГП "КБ "Южное" конструкция ТЗС-У для наветренной части многоразового космического аппарата с наружной металлической трехслойной панелью, U-образным стыком и плиточной теплоизоляцией, в которой решена проблема компенсации тепловых расширений и герметизации зазоров. Для оптимизации массы конструкции использован специально созданный дисперсно-упрочненный порошковый сплав на основе никрома и алюминия с диоксидом иттрия с пониженной удельной массой  $7500 \text{ кг/м}^3$  и более легкого фетра марки МКРФ и заменен сотовый наполнитель трехслойной панели на наполнитель с квадратной ячейкой.*

*Розглянуто розроблену спеціалістами ДП "КБ "Південне" конструкцію ТЗС-У для навітряної частини багаторазового космічного апарата із зовнішньою металевою тришаровою панеллю, U-подібним стыком і плитковою теплоізоляцією, в якій вирішено проблему компенсації теплових розширень і герметизації проміжків. Для оптимізації маси конструкції використано спеціально створений дисперсно-зміцнений порошковий сплав на основі ніхрому й алюмінію з діоксидом ітрію зі зниженою питомою масою  $7500 \text{ кг/м}^3$  і більш легкого фетру марки МКРФ і замінено стільниковий заповнювач тришарової панелі на заповнювач з квадратною коміркою.*

*The paper considers the TZS-U design developed by Yuzhnoye SDO specialists for windward part of reusable spacecraft with external metal three-layer panel, U-like joint and tiled thermal protection, in which the problem is solved of compensation of thermal expansions and sealing of gaps; for optimization of structural mass. The specially created dispersion-hardened powder alloy based on nichrome and aluminum with yttrium dioxide with decreased specific mass of  $7500 \text{ kg/m}^3$  and lighter felt of MKRF brand are used, and honeycomb filler of three-layer panel is replaced by the filler with square cell.*

### Введение

Создание надежных теплозащитных конструкций для многоразовых космических аппаратов (МКА) является одним из важнейших направлений развития таких перспективных изделий ракетно-космической техники: транспортно-космические системы и орбитальные космические корабли (ОКС). Высокой надежностью обладают многоразовые теплозащитные конструкции с наружной несущей панелью и внутренней легковесовой теплоизоляцией.

Первая завершенная теплозащитная конструкция (ТЗК) с наружной металлической панелью (металлическая ТЗК) была выполнена из рифленых панелей никель-хром-кобальт-молибденового суперсплава René-41 [1] на гибких опорах с расположенной под ними теплоизоляцией и предназначалась для космического аппарата (КА) X-20 Dyna-Soar

(США). Рабочая температура этих панелей ограничивалась  $820 \text{ }^\circ\text{C}$ . Их основными недостатками являлись тепловое расширение межпанельных кромок и адсорбция воды теплоизоляцией.

За последние десятилетия в США создан ряд ТЗК для многоразовых космических кораблей с наружной [2, с. 221-232] металлической трехслойной панелью с сотовым наполнителем. Аналогичные работы ведутся в Европе.

Все известные металлические ТЗК или находятся в стадии разработки, или программы по ним закрыты и работы не завершены. Основными сложностями при проектировании таких конструкций являются большие термические расширения наружной панели при нагреве, для компенсации которых наружные обшивки выполняются с перекрытием или разнесены, а между ними установлено металлическое уплотнение [3, 4].

В обоих случаях между отдельными панелями образуются зазоры и возникает проблема их герметизации, что понижает надежность конструкций.

### Основная часть

Специалистами ГП "КБ "Южное" разработана концепция ТЗК ТЗС-У для наветренной части ОКС с наружной металлической трехслойной панелью с сотовым наполнителем, U-образным стыком и плиточной теплоизоляцией, в которой решена проблема компенсации тепловых расширений и герметизации зазоров. ТЗС-У должна иметь поверхностную плотность не более  $10 \text{ кг/м}^2$ , многократно выдерживать длительные полеты и обеспечивать снижение температуры от  $1100$  (на внешней обшивке плитки) до  $200$  °С (на обшивке космического аппарата) в течение 20 мин за один цикл штатного использования аппарата [5, с. 105-113]. Конечнo-элементная модель ТЗС-У, на которой проводили моделирование воздействия механических и тепловых нагрузок при эксплуатации, приведена на рис. 1.

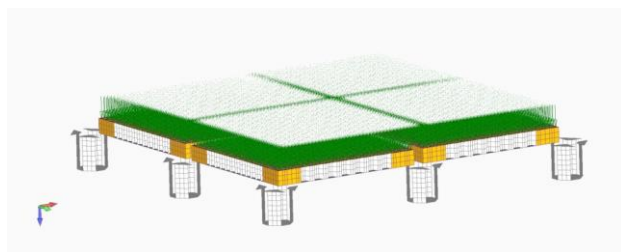


Рис. 1. Конечнo-элементная модель ТЗС-У

Комплекс расчетов с использованием программного обеспечения MSC Nastran показал, что предложенная конструкция с толщинами:

- верхней обшивки – 0,5 мм (сплав ЮИПМ-1200);
- нижней обшивки – 0,1 мм (сплав ЮИПМ-1200);
- фольги сотового наполнителя – 0,03 мм (сплав ЮИПМ-1200);
- стенки опоры – 1,0 мм (сплав ЮИПМ-1200);
- теплоизоляции – 35 мм (волокнистая керамика) –

работоспособна и обеспечивает допустимые температуры на обшивке КА.

Сплав ЮИПМ-1200, использованный для конструктивных элементов ТЗС-У, является дисперсно-упрочненным порошковым сплавом на основе нихрома с диоксидом иттрия, специально разработанным специалистами Института проблем материаловедения НАНУ и ГП "КБ "Южное" для таких конструкций.

Следующим завершенным этапом работ была экспериментальная проверка работоспособности основного несущего элемента ТЗС-У – трехслойной панели с сотовым наполнителем – при заданном количестве термоциклов в рабочем диапазоне температур. Испытания проведены на макете панели размерами 150 x 150 мм. Выбор размера макета определялся возможностями технологического оборудования прокатки заготовок обшивок и фольги для наполнителя и размерами камеры для диффузионной сварки трехслойной панели.

Термоциклирование макета трехслойной наружной панели теплозащитной конструкции из сплава ЮИПМ-1200 в рабочем диапазоне температур показало, что элементы конструкции толщиной 0,5 мм сохраняют работоспособность, а толщиной 0,03 и 0,1 мм деформируются и разрушаются, поэтому необходимо доработать трехслойную панель в части увеличения минимальной толщины конструктивных элементов [6, с. 31-35].

Для обеспечения работоспособности ТЗС-У толщина фольги сотового наполнителя увеличена до 0,06 мм, а внутренней обшивки – до 0,15 мм, при этом для обеспечения требуемых массовых параметров толщина наружной обшивки уменьшена до 0,45 мм, а размер грани ячейки увеличен с 5 до 10 мм. Толщина уголка составляет 0,3 мм (рис. 2).

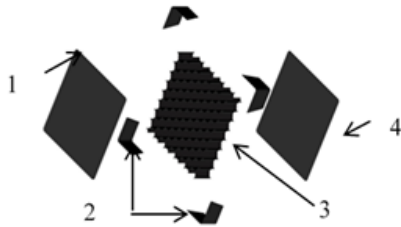


Рис. 2. Наружная металлическая панель ТЗС-У:

1 – наружная обшивка; 2 – уголок;  
3 – сотовый наполнитель; 4 – внутренняя обшивка

Проведено исследование напряженно-деформированного состояния (НДС) плитки ТЗС-У с доработанной металлической панелью для двух случаев нагружения:

- максимальным давлением  $P^P=0,065$  МПа при нормальной температуре;
- теплового нагружения, соответствующего максимальной температуре наружной поверхности  $1100$  °С.

При решении нелинейной задачи статики при равномерном нагружении ТЗС-У внешним давлением  $P^P=0,065$  МПа максимальные напряжения по Мизесу достигаются в сотовом наполнителе по углам плитки и составляют  $450$  МПа. При нагреве максимальные напряжения возникают в нижней части опор и достигают  $50$  МПа. Температура опор в зоне максимального нагружения составляет  $250-300$  °С.

Анализ НДС модифицированной ТЗС-У показал, что прочность конструкции достаточная (табл. 1).

Таблица 1

Результаты анализа НДС

Характеристики	Давление 0,065 МПа	Температура наружной поверхности 1100 °С
	Критичный элемент	
	соты (в углах)	опоры
$\sigma_x$ , МПа	-305	511
$\sigma_y$ , МПа	127	67
$\sigma_M$ , МПа	450	504
$t$ , °С	20	300
$\sigma_\sigma$ , МПа	738	560

$\eta$	1,64	1,1
--------	------	-----

Примечание:

$\sigma_x$  – максимальные напряжения по оси X;

$\sigma_y$  – максимальные напряжения по оси Y;

$\sigma_M$  – максимальные напряжения по Мизесу;

$\sigma_\sigma$  – предел прочности при растяжении сплава ЮИПМ-1200;

$\eta$  – запас прочности,  $\eta = \sigma_\sigma / \sigma_{max}$ .

Критические усилия общей потери устойчивости опор толщиной  $0,8$  мм определяются по формуле

$$T_{кр} = \frac{\pi^2 EI}{L^2} = \frac{\pi^2 \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot 5,12 \cdot 10^{-5}}{3,5^2} = 82,5, \quad (1)$$

где  $T_{кр}$  – критические усилия общей потери устойчивости, кгс;

$E$  – модуль Юнга;

$L$  – длина опоры, см;

$I$  – момент инерции, см<sup>2</sup>;

$$I = \frac{b\delta^3}{12} = \frac{1,2 \cdot 0,08^3}{12} = 5,12 \cdot 10^{-5}, \quad (2)$$

где  $b$  – ширина опоры, см;

$\delta$  – толщина опоры, см.

Запас устойчивости опоры

$$\eta = 4T_{кр} / a^2 / P^P = 4 \cdot 82,5 / 15^2 / 0,65 = 2,25, \quad (3)$$

где  $\eta$  – запас устойчивости опоры;

$a$  – размер панели в плоскости, см;

$P^P$  – внешнее давление, МПа.

Доработанная теплозащитная конструкция ТЗС-У по проведенным аналитическим оценкам обеспечивает нормальное функционирование МКА при спуске в атмосферу. Однако поверхностная плотность конструкции составляет при этом  $12,1$  кг/м<sup>2</sup>, что превышает требования к массовым ограничениям ( $10$  кг/м<sup>2</sup>).

С целью снижения массы конструкцию необходимо оптимизировать. Более 50% массы конструкции приходится на металлическую наружную панель, поэтому целесообразно рассмотреть возможность ее облегчения.

Уменьшить массу металлической панели можно заменой сот с шестигранной ячейкой, в которых общие грани между соседними ячейками имеют двойные стенки, на заполнитель с квадратной ячейкой, у которого все грани однослойные. Увеличение размера ячейки также приводит к снижению массы заполнителя, при этом из условия устойчивости ребра может потребоваться увеличение его толщины, ведущее к возрастанию массы заполнителя. Размер грани ячейки  $b=30$  мм выбран из условия обеспечения устойчивости ребер толщиной  $\delta=0,1$  мм при максимальном давлении, действующем на верхнюю пластину  $P^p=0,065$  МПа.

После преобразований (1-3) получаем выражение

$$\sigma_{кр} \geq \frac{0,5bP^p}{\delta} = 9,75, \quad (4)$$

где  $\sigma_{кр}$  – критическое напряжение потери устойчивости ребра, МПа,

$$\sigma_{кр} = 0,9 \left[ 1 + \left( \frac{h}{b} \right)^2 \right]^2 E \left( \frac{b}{h} \right)^2 = 12,44 \text{ МПа},$$

где  $h$  – высота ребра, равная 15 мм.

Заполнитель с квадратной ячейкой  $30 \times 30$  мм толщиной 0,1 мм будет состоять из восьми ребер (рис. 3) и иметь массу  $15 \cdot 1,5 \cdot 0,01 \cdot 8 \cdot 8,3 = 15$  г, или 0,015 кг, в одной плитке, соответственно масса  $1 \text{ м}^2$  составит  $0,015 \cdot 40 = 0,6$  кг.

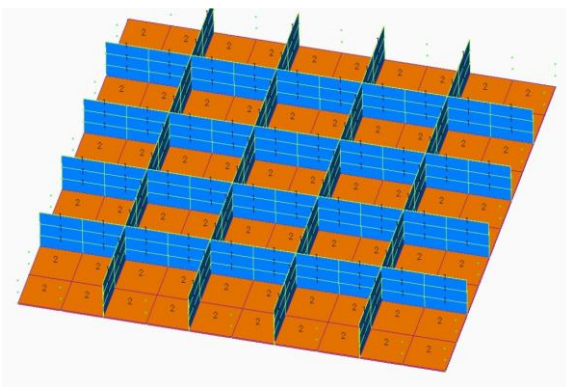


Рис. 3. Наружная обшивка панели с заполнителем

Масса  $1 \text{ м}^2$  сотового заполнителя составляет 1,14 кг. Масса  $1 \text{ м}^2$  конструкции уменьшится на 0,54 кг.

При использовании заполнителя с размерами ячейки  $30 \times 30$  мм необходимо заменить уголки толщиной 0,3 мм на ограничители толщиной 0,1 мм по всему периметру, чтобы увеличить жесткость конструкции и распределить нагрузку по всей плитке.

Анализ НДС конструкции при нагружении внешним давлением 0,065 МПа показал, что максимальные напряжения в плитке реализуются в боковых стенках в зоне опор (рис. 4). Запас прочности относительно предела прочности материала

$$\eta = \sigma_b / \sigma_{\max} = 738 / 170 = 4,3.$$

Концентрация напряжений в зоне опор вызвана, прежде всего, усилиями сдвига, которые могут привести к потере устойчивости боковой стенки. Максимальные значения мембранных касательных усилий  $S_{\max}$  в боковой стенке в этой зоне 1,175 и 0,61 МПа – в ближайших к опоре элементах.

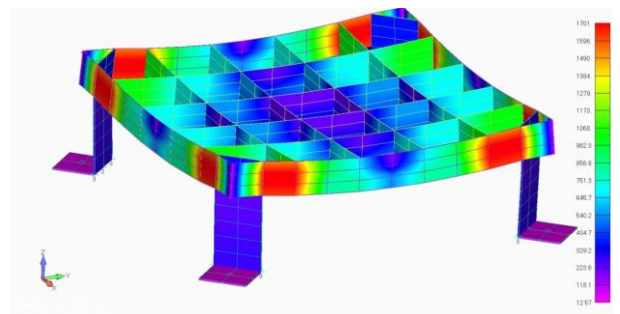


Рис. 4. НДС ТЗС-У при давлении  $P^p=0,065$  МПа (верхняя пластина не показана)

Критические значения мембранных касательных усилий определяли по формуле

$$S_{кр} = \left[ 4,85 + 3,6 \cdot (h/b)^2 \right] E \cdot \delta^3 / h^2.$$

В ближайших к опоре элементах боковой стенки критические значения мембранных касательных усилий равны 1,297 МПа, в сле-

дующих за ними – 0,883 МПа, а запасы прочности  $\eta=12,97/11,75=1,1$  и  $\eta=8,83/6,1=1,44$  соответственно. Максимальные сжимающие напряжения в подкрепляющих ребрах равны 9,26 МПа, т. е. не превышают расчетных значений критического напряжения потери устойчивости ребра 9,75 МПа (4).

Максимальные напряжения  $\sigma_{\max}$  при температурном нагружении ТЗС-У до 1100 °С составляют 239,6 МПа и достигаются в нижней части опор, где температура не превышает 600 °С. Запас прочности конструкции по пределу прочности материала составляет

$$\eta = \sigma_{b600} / \sigma_{\max} = 380 / 239 = 1,6.$$

Проанализирована возможность потери устойчивости силовых элементов ТЗС-У при наличии градиентов температуры при нагреве до 1100 °С. Запас устойчивости конструкции при температурном нагружении  $\eta_{уст}=2,64$ .

Рассмотренный вариант конструкции удовлетворяет требованиям прочности и устойчивости. При этом масса 1 м<sup>2</sup> конструкции снижается на 0,395 кг и составляет 11,47 кг, что превышает требования к массовым ограничениям (10 кг). Дальнейшее снижение массы конструкции может быть достигнуто за счет использования сплавов с более высокими удельными характеристиками, поэтому специалистами Института проблем материаловедения (г. Киев) и ГП "КБ "Южное" разработан новый дисперсно-упрочненный порошковый сплав на основе нихрома и алюминия с диоксидом иттрия – ЮИПМ-Ni20Cr6Al, удельная прочность которого в 1,5-1,7 раза выше, чем у ЮИПМ-1200 во всем рабочем диапазоне температур (табл. 2) [7].

Таблица 2

Характеристики дисперсно-упрочненных сплавов нихрома

Параметры	ЮИПМ-1200			ЮИПМ-Ni20Cr6Al		
	$\rho$ , г/см <sup>3</sup>	8,28			7,50	
$t$ , °С	20	800	1100	20	800	1200
$\sigma_b$ , МПа	738	237	40	1000	600	56
$\sigma_b / \rho$ , км	8,9	2,86	0,48	13,3	8,0	0,75
$\sigma_{0,2}$ , МПа	364	228	35	713	286	51
$\delta$ , %	36,5	36,7	32,8	15,6	6,0	22,3

Масса конструкционных элементов ТЗС-У из сплавов ЮИПМ-1200 и ЮИПМ-Ni20Cr6Al приведена в табл. 3.

Общий вид конструкции ТЗС-У приведен на рис. 5, ее расчетная масса при изготовлении металлических элементов из сплава ЮИПМ-Ni20Cr6Al составляет 10,77 кг/м<sup>2</sup>, что выше допустимого значения.

Таблица 3

Масса элементов ТЗС-У

Наименование элемента	Масса	Масса
	1 м <sup>2</sup> , кг, из ЮИПМ-1200	1 м <sup>2</sup> , кг, из ЮИПМ-Ni20Cr6Al
Верхняя обшивка	3,35	3,02
Нижняя обшивка	1,12	1,00
Квадратный заполнитель	0,6	0,54
Ограничители	0,31	0,28
Панель с квадратным заполнителем	5,38	4,84
Опоры	0,85	0,75
U-профиль	0,63	0,57
Все металлические элементы	6,86	6,2
Теплоизоляция	3,32	3,32
Крепежный винт	0,04	0,04
Термомост	0,05	0,05
Демпфирующая подложка	1,2	1,2
Общая масса плитки	11,47	10,81

Дальнейшее снижение массы теплозащиты возможно заменой материала демпфирующей подложки, в качестве которой рас-

сма тривался теплоизоляционный фетр с удельной массой  $300 \text{ кг/м}^3$ , фетром марки МКРФ с удельной массой  $130 \text{ кг/м}^3$ . При этом поверхностная плотность ТЗС-У составит  $10,19 \text{ кг/м}^2$ .

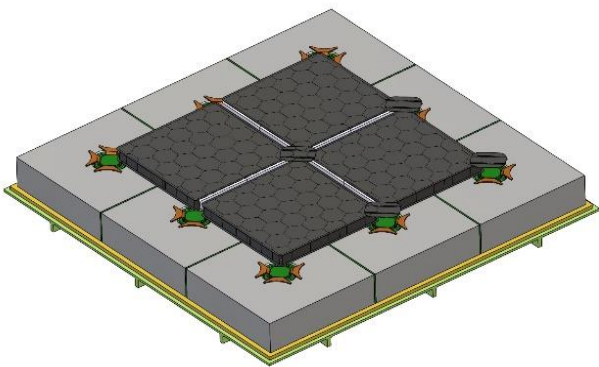


Рис. 5. Общий вид ТЗС-У

### Выводы

Специалистами ГП "КБ "Южное" разработана теплозащитная конструкция ТЗС-У для наветренной части орбитального космического самолета с наружной металлической трехслойной панелью, U-образным стыком и плиточной теплоизоляцией, в которой решена проблема компенсации тепловых расширений и герметизации зазоров. Поверхностная плотность ТЗС-У составляет  $10,19 \text{ кг/м}^2$ . Для оптимизации массы конструкции путем снижения массы ее металлических элементов использован специально созданный дисперсно-упрочненный порошковый сплав на основе никрома и алюминия с диоксидом иттрия с пониженной удельной массой  $7500 \text{ кг/м}^3$ . Уменьшение удельной плотности теплозащитной конструкции достигнуто применением более легкого фетра марки МКРФ, а также заменой сотового заполнителя трехслойной панели на заполнитель с квадратной ячейкой.

Работы выполнены в рамках проекта Light TPS РП7 №607162.

### Список использованной литературы

1. Aerothermal performance and structural integrity of a René-41 thermal protection system at Mach 6.6 / W. D. Deveikis, R. Miserentino, I. Weinstein, J. L. Schideler // NASA-TN-D-7943, NASA, Washington DC. – 1975. – 105 p.

2. Poteet C.C., Blosser M.L. Improving Metallic Thermal-Protection-System Hypervelocity Impact Resistance Through Numerical Simulation // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2004. – Vol. 41, № 2. – P. 221–232.

3. Advanced metallic thermal protection system development / M. L. Blosser, R. R. Chen, I. H. Schmidt и др. // AIAA-2002-0504; AIAA, Washington DC. – 2002. – 56 p.

4. European Directions for Hypersonic Thermal Protection Systems and Hot Structures / E. David. Glass NASA Langley Research Center, Hampton // 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures. Daytona Beach, FL. – January 22, 2007. – 44 p.

5. Гусарова И. А. Выбор схемы крепления теплозащитной плитки к корпусу многоугольного космического аппарата // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – 2016. – №4 (88). – С. 105–113.

6. Гусарова И. А. Оценка термостойкости трехслойной сотовой панели, полученной из сплава ЮИПМ-1200 способом диффузионной сварки в вакууме / И. А. Гусарова, М. Парко, А. М. Потапов, Ю. В. Фальченко, Л. В. Петрушинец, Т. В. Мельниченко, В. Е. Федорчук // Автоматическая сварка. – 2016. – №12 (759). – С. 31–35.

7. Пат. 108096 Україна. Спосіб одержання жаростійкого сплаву на основі ніхрому / В. В. Скороход, В. П. Солнцев, Г. О. Фролов, Т. О. Солнцева, О. М. Потапов, В. Г. Тихий, І. О. Гусарова, Ю. М. Литвиненко / Заявка № а2012 11691; заявл. 04.10.2012; надр. 25.03.2015, Бюл. № 6. – 4 с.

Статья поступила 30.06.2017