

УДК 629.7.06-533.6

И.А. ГУСАРОВА<sup>1</sup>, В.А. КОВАЛЕНКО<sup>1</sup>, А.В. КОНДРАТЬЕВ<sup>2</sup>, А.М. ПОТАПОВ<sup>1</sup><sup>1</sup> Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина<sup>2</sup> Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

## ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ИСПЫТАНИЯ ОПЫТНЫХ ОБРАЗЦОВ ТЕПЛОВЫХ ЭКРАНОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Изложены вопросы отработки основных технологических операций изготовления тепловых экранов трехслойной сотовой конструкции. Минимальная масса и необходимые эксплуатационные характеристики конструкции достигнуты за счет использования обшивок из высокомодульного и высокопрочного углепластика и сотового заполнителя из алюминиевой фольги, соединенных между собой с помощью клея. Спроектирована и изготовлена технологическая оснастка для проведения термовакуумной отработки тепловых экранов, отработана технология изготовления двухслойных углепластиковых обшивок, приформовки рамки на основе пеноклея к углепластиковой обшивке, склейки-сборки сотового заполнителя с углепластиковыми обшивками и окантовкой, изготовлены опытные образцы обшивок и панелей, проведены их испытания.

**Ключевые слова:** тепловой экран, трехслойные сотовые панели, углепластик, технология изготовления, опытные образцы, испытания.

### Введение

В течение ряда лет Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля» в содружестве с профильными предприятиями и вузами ракетно-космической отрасли Украины перманентно расширяет сферу исследований и конструкторско-технологических разработок, связанных с применением полимерных композиционных материалов (ПКМ) в отечественных ракетах-носителях и космических аппаратах (КА) [1 – 8].

Одной из таких разработок являются тепловые экраны (ТЭ) КА (рис. 1), первое сообщение о которых было сделано в 2007 г. [1]. Впервые ТЭ, выполненные в виде трехслойных сотовых конструкций (СК) с обшивками из углепластика, были применены в спутнике EgyptSat-1, в настоящее время находящемся на орбите, а затем в КА «Січ-2» (МС-2-8).



Рис. 1. Несущая конструкция теплового экрана КА «Січ-2»

### Отработка технологии изготовления и испытания опытных образцов тепловых экранов

Для обеспечения теплового режима и исключения прямого воздействия внешних тепловых потоков на приборы и узлы, размещенные внутри объема КА, разработаны специальные ТЭ трехслойной СК. Они выполняют роль теплового буфера при резко меняющихся внешних тепловых нагрузках, воздействующих на КА в течение всего времени его орбитального полета.

ТЭ представляет собой трехслойную конструкцию, состоящую из двух углепластиковых обшивок, расположенного между ними сотового заполнителя из алюминиевой фольги толщиной 23 мкм с размером грани ячейки 6 мм и окантовки из вспененной эпоксидной композиции, соединенных между собой при помощи эпоксидного клея холодного отверждения.

Изготовление углепластиковых обшивок проводилось на имеющейся технологической оснастке по следующей схеме:

- подготовка оснастки к работе;
- приготовление связующего;
- пропитка углеродной ленты связующим;
- выкладка заготовок пропитанной ленты на оснастку;
- отверждение обшивок.

Отверждение обшивок проводилось по следующему режиму:

- подъем температуры воздуха в печи до  $60 \pm 5^\circ\text{C}$ ;
- выдержка при температуре  $60 \pm 5^\circ\text{C} - 2^{+0,25}$  часа;

- подъем температуры воздуха в печи до  $90 \pm 5^\circ\text{C}$ ;
- выдержка при температуре  $90 \pm 5^\circ\text{C}$  –  $8^{+0,25}$  часов.

При этом в системе создавалось давление  $P=0,4$  МПа и вакуум не менее  $0,08$  МПа.

После проведения режима отверждения давление отключалось, и охлаждение проводилось под вакуумом до температуры  $40^\circ\text{C}$ .

После извлечения углепластиковых листов из пресс-формы, не снимая полиэтиленовую пленку, из них с помощью ножа вырезали обшивки.

В соответствии с требованиями конструкторской документации (КД) направление основы ленты со стороны лицевой поверхности обшивок располагалось вдоль продольной оси ТЭ.

Для получения окантовки ТЭ использовалась специальная технологическая оснастка, представляющая собой плиту размером  $1000 \times 1000$  мм, выполненную в виде трехслойной СК.

Технология изготовления окантовки состоит из следующих основных этапов:

- на плиту устанавливаются планки наружной рамки и закрепляются на ней с помощью винтов;
- алюминиевые вставки крепятся на планку с помощью технологических винтов;
- на плиту в рамку укладывается обшивка, подготовленная под склейку с окантовкой;
- устанавливаются внутренние планки и скрепляются между собой с помощью фиксаторов;
- вырезаются вставки сотоблока для окантовки размером  $15 \times 10$  мм (10 шт.) и  $15 \times 25$  мм (1 шт.);
- по технологической инструкции готовится клей Аэроласт-400М;
- объем между рамками заполняется клеем Аэроласт-400М с помощью шприца. В окантовку пинцетом устанавливаются вставки сотового заполнителя;
- устанавливается крышка и проводится вспенивание в течение 24 часов;
- проводится разборка оснастки и съем окантовки, склеенной с нижней обшивкой.

Разработанная технология обеспечивает получение геометрических параметров окантовки в соответствии с требованиями КД.

Для сборки-склейки ТЭ использовалась та же оснастка, что и для запенивания окантовки.

Технология сборки-склейки ТЭ состоит из следующих основных этапов:

- на плиту поверх полиэтиленовой пленки устанавливается наружная рамка и закрепляется на плите с помощью винтов;
- в рамку укладывается нижняя обшивка с окантовкой;
- на внутреннюю сторону окантовки наносится 10 г пеноклея Аэроласт-400М;
- на внутреннюю поверхность нижней обшивки наносится 65 г клея Эпофлекс-0,4;
- укладывается сотоблок;
- на внутреннюю поверхность наружной обшив-

ки наносится 65 г клея Эпофлекс-0,4;

- наружная обшивка с нанесенным на ее поверхность клеем укладывалась на сотоблок;
- сверху укладываются слой полиэтиленовой пленки и технологическая цулага;
- устанавливается вакуумный мешок и проводится склейка ТЭ под вакуумом не менее  $0,08$  МПа в течение 24 часов при температуре цеха.

В процессе отработки технологии сборки-склейки ТЭ из-за высокой проникающей способности клея Эпофлекс-0,4 на первом технологическом ТЭ возникли проблемы с распрессовкой. После чего было решено на плиту укладывать полиэтиленовую пленку и одновременно с этим проводить выдержку клея в течение 15 минут перед нанесением на обшивку для повышения его вязкости.

После распрессовки проводился внешний осмотр панели, контроль массовых и геометрических параметров.

Одновременно с производством ТЭ изготавливался образец-свидетель, обшивки которого получали из той же партии углепластика, что и для ТЭ, а сотовый наполнитель использовали с размером грани ячейки  $a=6$  мм и высотой  $h=5,6$  мм. Расход клея Эпофлекс-0,4 на обшивки составлял  $130 \text{ г/м}^2$ . Размер образца-свидетеля –  $265 \times 205$  мм. Из образца-свидетеля изготавливались образцы для контроля прочности склейки обшивок с сотоблоком на отрыв. Испытания образцов, проведенные в соответствии с ОСТ 92-1476, показали, что прочность склейки обшивок с сотоблоком составляет  $1,41 \dots 2,02$  МПа.

При отработке технологии для набора статистики проводили взвешивание комплектующих ТЭ.

Исследования по контролю сплошности приклеивания обшивок к сотовому наполнителю проводились по специальной методике. Для проведения контроля использовались следующие средства:

- голографическая установка;
- система нагружения;
- устройство фототермопластической записи (ФТПЗ) голограмм;
- видеокамера.

Голографическая установка состоит из чугунной разметочной плиты размером  $1000 \times 2000$  мм, толщиной 350 мм, уложенной на виброизоляторы. В качестве виброизоляторов используются шесть автомобильных покрышек. На плите собирается оптическая схема, устанавливается источник когерентного излучения и устройство для крепления образца. В качестве источника когерентного излучения используется гелий-неоновый лазер ЛГН-222.

Контроль образцов проводится визуально по голографическому интерференционному портрету поверхности, полученным с помощью метода голографической интерферометрии в реальном времени.

Был проведен контроль технологических ТЭ.

Приклеив обшивку к сотовым блокам составил 100%.

Определение уровня газовой выделений проводилось на образцах материалов ТЭ. Испытаниям было подвергнуто по четыре образца каждого наименования материалов:

- по 2 образца – без проведения термовакуумной обработки (ТВО);

- по 2 образца – с проведением ТВО.

Для исключения влияния условий хранения на результаты эксперимента перед испытаниями образцы кондиционировали по ГОСТ 12423. Для кондиционирования образцов материалов создавали атмосферу с постоянной относительной влажностью  $50 \pm 5\%$  в эксикаторе с раствором хлористого кальция плотностью  $1,34 \text{ г/см}^3$ . Чтобы возможно большая поверхность каждого образца была подвержена воздействию атмосферы эксикатора, их располагали на сетках. Температура выдержки образцов в условиях кондиционирования –  $20^\circ\text{C}$ . Кондиционирование образцов проводили до достижения ими постоянной массы.

Испытания образцов проводили в специальной термовакуумной камере. В предварительно взвешенные на аналитических весах чистые и сухие испытательные контейнеры помещали подготовленные образцы материалов и еще раз взвешивали. Массу образцов определяли по разности между массой контейнера с образцом и массой пустого контейнера. Контейнеры с испытуемыми образцами помещали в ячейки нагревательного блока, который установлен на ленточном нагревателе. Чистые и сухие конденсирующие пластины, на которые в ходе эксперимента осаждалась конденсируемая фаза газовой выделений, взвешивали на аналитических весах и устанавливали в гнезда над контейнерами с образцами материалов. Держатель конденсирующих пластин устанавливался в холодильник, соединенный с проточным водопроводом. Номера конденсирующих пластин и результаты взвешиваний записывали в рабочем журнале.

Вакуумную камеру закрывали и откачивали до  $1,3 \cdot 10^{-6}$  Па. После этого включали нагревательное устройство и систему охлаждения конденсирующих пластин. После достижения температуры  $125^\circ\text{C}$  образцы материалов выдерживали в течение 24 часов.

Температура нагревателя регулировалась ЛАТ-Ром и контролировалась с помощью хромель-копелевой термопары и потенциометра КСП-4.

По окончании испытаний закрывали высоковакуумный затвор, выключали питание нагревательного устройства, открывали вентиль на камере и выпускали в нее атмосферный воздух.

Нагревательное устройство охлаждали, довели давление в вакуумной камере до атмосферного и открывали камеру.

Образцы материалов и конденсирующие пластины вынимали из камеры, взвешивали на аналитических весах и определяли уровень газовой выделений материалов в виде общей потери массы (ОПМ) и величины конденсируемой фазы (КФ).

Общую потерю массы за счет газовой выделений рассчитывали по формуле

$$\text{ОПМ} = \frac{m_1 - m_2}{m_1} \cdot 100\%, \quad (1)$$

где  $m_1$ ,  $m_2$  – масса образца до нагревания в вакуумной камере и после соответственно.

Величину конденсируемой фазы определяли по привесу конденсирующих пластин по формуле

$$\text{КФ} = \frac{m_4 - m_3}{m_1} \cdot 100\%, \quad (2)$$

где  $m_3$ ,  $m_4$  – масса конденсирующей пластины перед экспериментом и после.

После завершения первого этапа испытаний в целях снижения уровня газовой выделений проводилась ТВО материалов при температуре  $60^\circ\text{C}$ , давлении  $3,9 \cdot 10^{-4}$  Па в течение 48 часов. Затем проводилось экспериментальное определение уровня газовой выделений материалов, прошедших ТВО, описанным выше способом. Результаты испытаний представлены в табл. 1.

Экспериментальные исследования материалов показали, что все исследуемые материалы выделяют при нагревании в вакууме газообразные вещества, некоторые из которых конденсируются на холодных поверхностях.

Таблица 1

Результаты определения уровня газовой выделений материалов ТЭ

Наименование материала	Без ТВО		После ТВО	
	ОПМ, %	КФ, %	ОПМ, %	КФ, %
1. Пластик: углеродная лента Элур-0,08+ЭДТ-10П	0,66	0,094	0,52	0,04
2. Сотовый наполнитель из алюминиевой фольги	0,018	0,01	0,010	0,01
3. Эпоксидный клей марки Эпофлекс-0,4	2,76	0,08	1,62	0,05
4. Пеноклей Аэропласт-400М	1,25	0,01	0,40	0,01
Требования КД			<b>1,00</b>	<b>0,1</b>

Пластики выделяют 0,66% газообразных веществ, конденсируемая фаза составляет 0,094%, что соответствует требованиям по уровню газовой выделений.

ний. После проведения ТВО уровень их газовой выделений становится ниже – 0,52%, КФ – 0,04%.

Для изделий космической техники, подвергающихся вакуумно-тепловому воздействию, рекомендуется применять неметаллические материалы, имеющие общую потерю массы не более 1% и содержание летучих конденсирующихся веществ не более 0,1%.

Экспериментальные исследования материалов показали, что газовой выделение исследуемых материалов не превышает допустимый уровень. Количество конденсируемой фазы во всех экспериментах не превышает 0,1% и не является критичным.

В целях снижения содержания летучих веществ была проведена ТВО исследуемых материалов.

ТВО материалов проводилась на той же установке, на которой исследовалось газовой выделение материалов. Образцы небольшого размера, вырезанные из ТЭ, и отдельные материалы подвергались ТВО в течение 48 часов при температуре 600°C и давлении  $3,9 \cdot 10^{-4}$  Па.

В результате проведения ТВО уровень газовой выделений материалов уменьшился: общая потеря массы всех исследуемых материалов меньше 1%, кроме клея марки Эпофлекс-04 (1,62%). Но, учитывая место расположения данного клея (используется в качестве клевого соединения обшивок с сотовым наполнителем) и результаты определения уровня газовой выделений ТЭ после ТВО (ОПМ=0,52%, КФ=0,04%), можно считать, что клей не оказывает существенного влияния на уровень его газовой выделений.

Механические характеристики (разрушающее напряжение при равномерном отрыве в поперечном направлении трехслойной конструкции и разрушающее напряжение при сдвиге в ее плоскости) определялись на образцах, вырезанных из технологического ТЭ.

При испытаниях на равномерный отрыв обшивок от наполнителя из экрана были вырезаны пять образцов трехслойной конструкции, имевших в плоскости панели форму правильного шестиугольника со стороной 40 мм. Образцы приклеивались эпоксидным клеем холодного отверждения к технологическим бобышкам диаметром 80 мм. Образец устанавливается на испытательную машину (Р-5) через двойные шарниры – для центрирования образца и нагружались со скоростью перемещения траверсы испытательной машины 10...15 мм/мин до разрушения. Фиксировались разрушающая нагрузка образца  $P_{\text{разр}}$  и характер разрушения. Разрушающее напряжение при отрыве вычислялось по формуле:

$$\sigma_{\text{отр}} = \frac{P_{\text{разр}}}{F}, \quad (3)$$

где  $F$  – номинальная площадь образца, равная 41,6 см<sup>2</sup>.

Максимальная прочность конструкции на отрыв реализуется при разрушении сотового наполнителя.

Результаты определения  $\sigma_{\text{отр}}$  представлены в табл. 2.

Таблица 2  
Результаты испытаний на отрыв

№ п/п	Площадь образца, см <sup>2</sup>	$\sigma_{\text{отр}}$ , МПа	Характер разрушения
1	41,6	2,0	Отрыв по клеевому соединению между обшивкой и сотовым наполнителем
2		1,53	«-«
3		1,41	«-«
4		1,67	«-«
5		1,81	«-«
Ср.		1,69	

Для определения разрушающего напряжения сотовой конструкции при сдвиге из технологического ТЭ сначала вырезались заготовки размером 100x50 мм, при этом длина заготовки располагалась вдоль клеевых полос сотового наполнителя. Посередине заготовок делались прорезы шириной 2 мм до противоположной обшивки. Полученные заготовки склеивались в образец для испытаний на сдвиг. Заготовки склеивались с технологическими пластинами с помощью эпоксидного клея холодного отверждения. Технологические пластины перед склейкой шлифовались «как чисто» по плоскостям склейки и по торцам, к которым прикладывается нагрузка. После приклейки технологических пластин на наружные поверхности в месте расположения прорезов наклеивались накладки из углепластика шириной 12...15 мм и толщиной 1 мм. Образец устанавливался на испытательную машину TiraTest-2300 со сферическим шарниром на верхней опоре и нагружался сжимающей нагрузкой. Скорость перемещения траверсы при испытаниях составляла 10-15 мм/мин. Фиксировались разрушающая нагрузка и характер разрушения. Разрушающее напряжение при сдвиге вычисляли по формуле

$$\tau_{\text{сд}} = \frac{P_{\text{разр}}}{2Lb}, \quad (4)$$

где  $L$  и  $b$  – длина и ширина образца.

Результаты определения  $\tau_{\text{сд}}$  и характер разрушения приведены в табл. 3.

Таблица 3  
Результаты испытаний на сдвиг

№ п/п	$\tau_{сд}$ , МПа	Характер разрушения
1	0,16	Сдвиг в поперечной плоскости с потерей устойчивости сотового заполнителя
2	0,145	-«-
3	0,144	-«-
4	0,21	-«-
<b>Ср.</b>	<b>0,165</b>	

Работы по контролю чистоты каркасов ТЭ проводились в помещении, в котором поддерживались параметры воздуха в соответствии с классом ISO 14644-1 (количество частиц размером от 0,5 мкм и более в 1 дм<sup>3</sup> воздуха не должно превышать 3520, из них частиц от 1 мкм и более в том же объеме воздуха – не больше 832, а частиц от 1 мкм и более в том же объеме воздуха – не больше 29 шт.).

Количество частиц в воздухе «чистого помещения» (ЧП) соответствовало требованиям ISO 14644-1.

Молекулярные загрязнения включают в себя остатки масел, смазок, химических растворителей, сконденсированные продукты газовой выделений, а также отпечатки пальцев.

Контроль проводился смывом контролируемой поверхности с помощью салфетки, смоченной в органическом растворителе. После этого салфетку помещали в колбу с растворителем. Молекулярные загрязнения переходят из салфетки в раствор. Полученный раствор выпаривается. Невыпаренный остаток взвешивали на аналитических весах. Количество молекулярных загрязнений не превышало установленных требований.

Контроль количества механических загрязнений поверхности проводился путем снятия отпечатков контролируемой поверхности с помощью ленты с липким слоем типа «скотч» производства фирмы ЗМ. Применение этого вида скотча обусловлено его свойством не оставлять следов липкого слоя на контролируемой поверхности. Подсчет снятых загрязнений проводился под микроскопом по гранулометрическому признаку. По результатам подсчета количества частиц на площади снятого отпечатка определялось количество механических загрязнений на одном квадратном метре контролируемой поверхности.

Превышений значений от установленных требований не обнаружено.

В соответствии с программой были проведены исследования оптических и терморadiационных характеристик углепластиковой обшивки ТЭ и их из-

менения после воздействия факторов космического пространства (вакуум, электромагнитное излучение Солнца, корпускулярное излучение).

Для исследования оптических и терморadiационных характеристик материалов были изготовлены образцы обшивок ТЭ двух видов: с нанесенным клеем Эпофлекс-0,4 и без него.

Результаты измерений приведены в табл. 4.

Таблица 4  
Интегральные коэффициенты поглощения и излучения

Образцы	Характеристика образцов	Интегральный коэф. поглощения, $A_{ss}, \%$	Интегральный коэф. излучения, $\epsilon, \%$
Образцы обшивок ТЭ КА МС-2-8 до воздействия ФКП			
1	исходный	91,0	82,0
2	исходный	91,0	80,0
Образцы обшивок с клеем ТЭ КА МС-2-8 до воздействия ФКП			
1	исходный	91,5	79,0
2	исходный	91,5	80,0
Образцы обшивок с клеем теплового экрана КА МС-2-8 после воздействия ФКП			
1	облученный	91,0	78,5
2	облученный	91,0	77,0

Воздействия ФКП проводилось на комплексном имитаторе факторов космоса, показано на рис. 2.

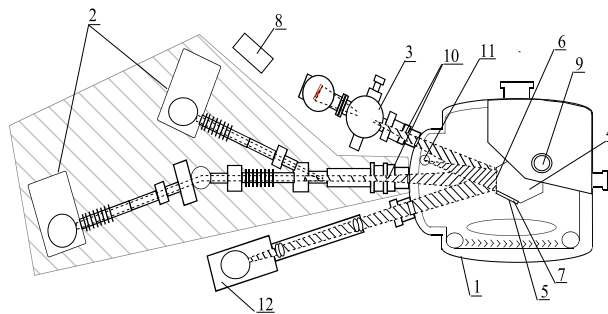


Рис. 2. Комплексный имитатор факторов космоса:

1 – криогенно-вакуумная камера; 2 – протонно-электронный инжектор; 4 – образец; 5 – зона установки образца; 6 – зона воздействия радиационных факторов на образец; 7 – плата-держатель образца; 8 – стойка системы управления имитационным комплексом; 9 – электрический вакуумный разъем; 10 – шибберные вакуумные затворы; 12 – источник излучения Солнца

Образцы крепились на одну из граней поворотного барабана в криогенно-вакуумной камере. Облучение образцов материалов КА корпускулярным излучением протонов и электронов с энергией 160 кэВ и поглощенной дозой  $2,11 \cdot 10^6$  рад проводи-

ли в течение  $t_e=222,5$  мин;  $t_p=1,15$  мин при  $I_e=I_p=0,1$  мкА.

Одновременно проводили облучение электромагнитным излучением Солнца:

- диапазон длин волн – 200...2500 нм;
- продолжительность облучения – 100 часов;
- диапазон длин волн – 5...200 нм;
- интенсивность электромагнитного излучения заатмосферного Солнца в имитаторе ИС-160 составляла 0,14 Вт/см<sup>2</sup> (одна солнечная постоянная);
- интенсивность электромагнитного излучения заатмосферного Солнца в области вакуумного ультрафиолета на имитаторе ГИС составляла 0,07 Вт/м<sup>2</sup>;
- продолжительность облучения – 20 часов (эквивалентно 100 ч орбитального облучения);
- вакуум в криогенной вакуумной камере до начала облучения составляет  $1 \cdot 10^{-5}$  Па;
- вакуум в криогенной вакуумной камере в процессе облучения ЭМИС –  $4,8 \cdot 10^{-4}$  Па.

Результаты измерений показали, что оптические характеристики углепластиковых обшивок с клеем и без него отличаются незначительно. Величина интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения на наружной поверхности образца углепластиковой обшивки ТЭ КА МС-2-8, с клеем эпофлекс-04 до облучения составляла 91,5, после облучения – 91,0. Уменьшение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения на исследуемых образцах составляет 0,5...1%. Величина интегрального коэффициента излучения на наружной поверхности образца углепластиковой обшивки ТЭ КА МС-2-8, с клеем эпофлекс-0,4 до облучения составляет 79-80, после облучения – 78,5-77. Изменение интегрального коэффициента излучения на исследуемых образцах составляет 1...2%.

## Выводы

Проведена отработка основных конструктивно-технологических решений для ТЭ КА МС-2-8. По результатам проведенной отработки установлено следующее.

1. Спроектирована и изготовлена технологическая оснастка для проведения ТВО ТЭ. Отработана технология изготовления углепластиковых обшивок для ТЭ вакуумно-автоклавным способом. Разработана и отработана технология запенивания окантовки с одновременным приклеиванием ее к нижней обшивке. Отработана технология клеесборки и механической обработки ТЭ. Разработанная технология обеспечивает выполнение всех требований КД к конструкции.

2. Проведены исследования по контролю сплошности приклейки обшивок к сотовому заполнителю. Проведен контроль изготовленных в процессе отработки технологических ТЭ. Приклеивание обшивок к сотовым блокам для данных ТЭ составляет

100%.

3. Проведена отработка технологии ТВО ТЭ. В целом уровень газовыделений ТЭ после ТВО соответствует требованиям КД и по общей потере массы (меньше 1%) и по конденсируемой фазе (меньше 0,1%).

4. Проведены исследования физико-механических характеристик трехслойной конструкции ТЭ. Установлено, что разрушающее напряжение при отрыве обшивок от сотового заполнителя находится на уровне 1,69 МПа. Разрушающее напряжение при сдвиге составляет 0,165 МПа.

5. Проведены работы по контролю чистоты ТЭ. Превышения значений от установленных требований не обнаружено.

6. Проведены исследования оптических и терморadiационных характеристик углепластиковой обшивки ТЭ КА МС-2-8 и их изменения после воздействия факторов космического пространства. Установлено, что:

- величина интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения составляет на наружной поверхности образца углепластиковой обшивки ТЭ КА МС-2-8 с клеем эпофлекс-04 до облучения – 91,5%, после облучения – 91,0%. Уменьшение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения на исследуемых образцах составляет 0,5...1%;

- величина интегрального коэффициента излучения на наружной поверхности образца углепластиковой обшивки ТЭ КА МС-2-8, с клеем эпофлекс-0,4 до облучения составляет 79-80, после облучения – 78,5-77. Изменение интегрального коэффициента излучения на исследуемых образцах составляет 1...2%.

## Литература

1. Коваленко, В.А. Создание тепловых экранов трехслойной сотовой конструкции для системы терморегулирования КА МС-2-8 [Текст] / В.А. Коваленко, Е.А. Макаренко, Ю.В. Штефан // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов II междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 23 – 25 мая 2007 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2007. – С. 129 – 130.
2. Гусарова, И.А. Исследование влияния космического пространства на свойства материалов теплового экрана [Текст] / И.А. Гусарова, С.А. Божко, А.Г. Богачёва // Вісник Східноукраїнського національного університету ім. В. Даля. – 2011. – №14(168). – Ч. 1. – С. 58 – 63.
3. Композиционные материалы в разработках ГП «КБ Южное» [Текст] / А.М. Потапов, В.А. Коваленко, Ю.Г. Артеменко и др. // Композиционные материалы в промышленности: сб. материалов 30 междунар. науч.-практ. конф., Ялта 7–11 июня 2010 г. / Укр. ИЦ «Наука. Техника. Техноло-

гия». – К., 2010. – С. 111 – 119.

4. *Weight optimization of honeycomb structures for space applications [Text] / V. Slyvyns'kyu, V. Gajdachuk, A. Gajdachuk and oth. // 56th International Astronautical Congress 2005 – Japan, Fukuoka. – IAC-05-C2.3.07. – P. 1 – 10.*

5. *Technological possibilities for increasing quality of honeycomb cores used in aerospace engineering [Text] / V. Slyvyns'kyu, V. Gajdachuk, V. Kirichenko and oth. // 58th International Astronautical Congress 2007 – Hyderabad, India. – IAC-07-C2.1.08. – P. 1 – 7.*

6. Коваленко, В.А. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // *Авиационно-*

*космическая техника и технология. – 2011. – № 5(82). – С. 14 – 20.*

7. Кондратьев, А.В. Обзор и анализ мировых тенденций и проблем расширения применения в агрегатах ракетно-космической техники полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Кондратьев, В.А. Коваленко // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. – 7 – 18.*

8. Перспективы создания размеростабильных прецизионных конструкций космического назначения [Текст] / В.А. Коваленко, А.М. Потапов, Л.П. Потапович и др. // *Перспективы космических исследований Украины. – К.: Академперіодика, 2011. – С. 202 – 205.*

*Поступила в редакцию 15.03.2013, рассмотрена на редколлегии 27.03.2013*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектирования ракетно-космических аппаратов В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

#### **ВІДПРАЦЮВАННЯ ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ І ВИПРОБУВАНЬ ДОСЛІДНИХ ЗРАЗКІВ ТЕПЛОВИХ ЕКРАНІВ ДЛЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ**

*І.О. Гусарова, В.О. Коваленко, А.В. Кондратьєв, О.М. Потапов*

Викладено питання відпрацювання основних технологічних операцій виготовлення теплових екранів тришарової стільникової конструкції. Мінімальна маса і необхідні експлуатаційні характеристики конструкції досягнуто за рахунок використання обшивок з високомодульного і високоміцного вуглепластика і стільникового заповнювача з алюмінієвої фольги, з'єднаних між собою за допомогою клею. Спроектовано і виготовлено технологічну оснастку для проведення термовакуумного відпрацювання теплових екранів, відпрацьовано технологію виготовлення двошарових вуглепластикових обшивок, приформування рамки на основі пеноклею до вуглепластикової обшивки, склеювання-збирання стільникового заповнювача з вуглепластиковими обшивками і окантовкою, виготовлено дослідні зразки обшивок і панелей, проведено їх випробування.

**Ключові слова:** тепловий екран, тришарові стільникові панелі, вуглепластик, технологія виготовлення, дослідні зразки, випробування.

#### **REFINEMENT OF THE TECHNOLOGIES OF MANUFACTURING AND TESTING PROTOTYPES OF HEAT SHIELDS FOR SPACECRAFTS**

*I.A. Gusarova, V.A. Kovalenko, A.V. Kondratyev, A.M. Potapov*

Refinement's questions of the basic manufacturing technological operations for heat shields with honeycomb core were presented. The minimum mass and the necessary operational characteristics of design have been achieved through the using skins made of high-modulus and high-strength carbon plastic and honeycomb core of aluminum foil, which are connected together with an adhesive. Technological equipment for the thermal vacuum refinement of heat shields were designed and manufactured. Technologies of manufacturing for two-layer carbon plastic skins, of forming framework, based on foam-glyue, to carbon plastic skin, of gluing-assembly honeycomb core with carbon plastic skins were refined. Prototypes of skins and panels were manufactured and tested.

**Keywords:** heat shield, three-layer honeycomb panels, carbon plastic, manufacturing technology, prototypes, tests.

**Гусарова Ирина Александровна** – канд. техн. наук, начальник группы, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

**Коваленко Виктор Александрович** – канд. техн. наук, начальник лаборатории, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

**Кондратьев Андрей Валерьевич** – канд. техн. наук, доцент каф. проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kondratyev\_a\_v@mail.ru.

**Потапов Александр Михайлович** – канд. техн. наук, начальник комплекса новых материалов и перспективных технологий, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.