

УДК 629.7.02

А. В. КОНДРАТЬЕВ¹, М. Е. ХАРЧЕНКО²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина*

ТЕРМОРАЗМЕРОСТАБИЛЬНОСТЬ КОРПУСА СКАНЕРА ВЫСОКОЙ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ИЗ ТРЕХСЛОЙНЫХ ПАНЕЛЕЙ С УГЛЕСОТОПЛАСТОМ

Представлены результаты исследований возможности применения цельноуглепластиковой сотовой конструкции для терморазмеростабильных агрегатов космического назначения. Для регламентированных температурных воздействий корпуса сканера высокой разрешающей способности в составе космического аппарата проведен сравнительный анализ монолитной углепластиковой конструктивно-силовой схемы и трехслойной, состоящей из углепластиковых несущих обшивок и углесотопласта. Показано, что цельноуглепластиковая сотовая конструкция имеет существенное массовое преимущество при практически одном уровне несущей способности и тепловой деформативности.

Ключевые слова: космический аппарат, корпус сканера, термостабильность, углесотопласт, сэндвичевая конструктивно-силовая схема, сотовая конструкция, прочность, тепловая деформативность.

Введение

В настоящее время в Украине, как и во всех странах, имеющих замкнутый цикл производства космической техники, развиваются наукоемкие технологии создания конкурентоспособных на мировом рынке космических аппаратов (КА), предназначенных для систем телекоммуникации, дистанционного зондирования Земли и др [1, 2]. В современных экономических условиях дальнейшее развитие таких прецизионных комплексов неразрывно связано с созданием перспективных КА с длительным сроком их активного существования с широким использованием прогрессивных конструктивно-технологических решений (КТР), обеспечивающих выполнение жестких требований по массе, несущей способности, терморазмеростабильности, стоимости и т.д. [3, 4].

Постановка задачи

Одним из эффективных направлений в создании конструкций данного класса явилось применение для них трехслойной (сэндвичевой) конструктивно-силовой схемы (КСС), состоящей из несущих обшивок, изготовленных из высокопрочных и высококомодульных полимерных композиционных материалов на основе углеродных волокон, в сочетании с наполнителями различных типов, среди которых наиболее широкое распространение нашли сотовые на основе алюминиевой фольги [5]. Данная КСС получила широкое распространение в таких агрегатах КА, как корпусные элементы разгонных блоков,

солнечные панели, элементы рабочей поверхности космических радиотелескопов, платформы для размещения спутникового оборудования [6]. Применяемые в конструкциях КА трехслойные панели обычно предназначены для точной ориентации ретрансляционного оборудования и используются в качестве размеростабильной опоры высокочувствительных приемопередающих устройств [6].

Однако контакт алюминиевая фольга – углепластиковая несущая обшивка на сегодняшний день является основным сдерживающим фактором более широкого применения сотовых конструкций для КА с длительным сроком активного существования. Такое соединение химически неинертно и вызывает существенную коррозию [7]. Решение данной проблемы видится в применении химически однородных сотовых конструкций [8, 9], изготовленных целиком из углепластика. Одновременное применение углепластика в качестве материала для несущих обшивок и сотового наполнителя создает возможности в широком диапазоне регулировать их физико-механические характеристики (ФМХ) путем изменения угла укладки армирующих волокон с целью получения оптимального сочетания искомых свойств, определяющих несущую способность и размеростабильность сотовой конструкции в целом. Углесотопласт по сравнению с другими типами сотов обладает самыми высокими удельными показателями прочности и жесткости в сочетании с минимальным коэффициентом линейного расширения [10, 11].

Одним из первых результатов в направлении создания химически однородных сотовых конструк-

ций на территории России и Украины была работа, выполненная при участии авторского коллектива [12], в которой разработана и апробирована опытно-промышленная технология создания углесотопласта и сотовой конструкции на его основе для блока оптико-электронного модуля автоматического КА, эффективность которых подтверждена результатами статических и наземных автономных испытаний.

Учитывая выше сказанное, представляется актуальным проведение исследования возможности применения цельноуглепластиковой сотовой конструкции для отечественного агрегата данного класса. В качестве объекта исследования рассмотрен корпус сканера высокой разрешающей способности (СВРС) КА разработки ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», для которого нами ранее в работе [13] был проведен анализ его напряженно-деформированного состояния и дано заключение о соответствии его конструкции требованиям технического задания для регламентированных силовых и температурных воздействий среды.

Результаты исследований

Конструкция корпуса состоит из стенки и короба, состоящего из пяти граней прямоугольного параллелепипеда (рис. 1).

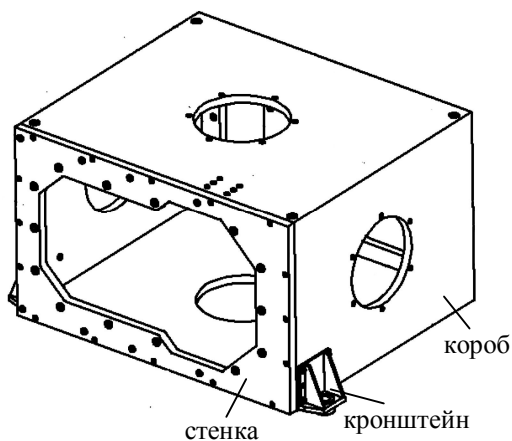


Рис. 1. Схема корпуса сканера высокой разрешающей способности

Для возможности проведения сравнительного анализа в качестве базового был рассмотрен вариант монолитного корпуса из углепластика на основе волокон марки ТС 36S-12K со схемой армирования $[0; \pm 45; 90; 90; \mp 45; 0]_n$ и толщиной боковых граней 18 мм, торцевой – 20 мм [13].

В качестве нагрузки был принят равномерный нагрев корпуса СВРС до температуры $+50^\circ\text{C}$. Расчет температурного напряженно-деформированного состояния (НДС) короба и стенки был проведен с

помощью комплекса программ конечно-элементного анализа. Для этого были дискретизированы пластинчатые многослойные трехузловые элементы. Модель была закреплена в узлах по месту расположения кронштейнов крепления корпуса.

Конечно-элементная модель, представленная 22904 элементами, глобальная система координат и условия закрепления показаны на рис. 2.

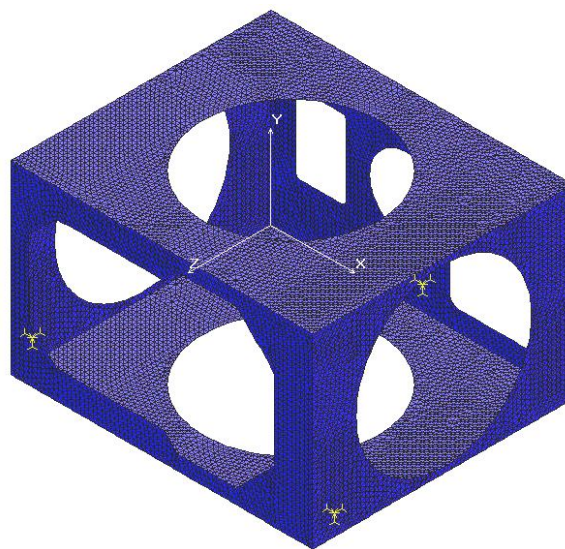


Рис. 2. Конечно-элементная модель корпуса СВРС без навесных элементов

В результате расчета было определено температурное НДС и максимальная величина энергетического критерия разрушения для слоистых композитов Мизеса-Хилла (табл. 1).

Таблица 1

Температурное НДС и максимальная величина энергетического критерия разрушения базового варианта корпуса СВРС

Монолитные углепластиковые короб и стенка со схемой армирования $[0; \pm 45; 90; 90; \mp 45; 0]_n$ с толщиной боковых граней 18 мм, торцевой – 20 мм	
Масса, кг	30,98
Максимальная величина результирующего линейного перемещения u_{rez} , мм,	0,0248
Величина углового перемещения относительно посадочной плоскости зеркала $\Delta\varphi$, угл. с	0,859
Максимальная величина энергетического критерия разрушения Мизеса-Хилла CR	0,026

На рис. 3 показана картина результирующих линейных перемещений корпуса СВРС.

В качестве альтернативы рассмотренному монолитному углепластиковому корпусу СВРС была проанализирована его сотовая конструкция, состоящая из углепластиковых несущих обшивок и углесотопласта. Как уже отмечалось выше, углесотопласт является новым конструкционным материалом, для которого в доступных литературных источниках приводятся отрывочные данные, касающиеся теоретических и экспериментально полученных ФМХ [14].

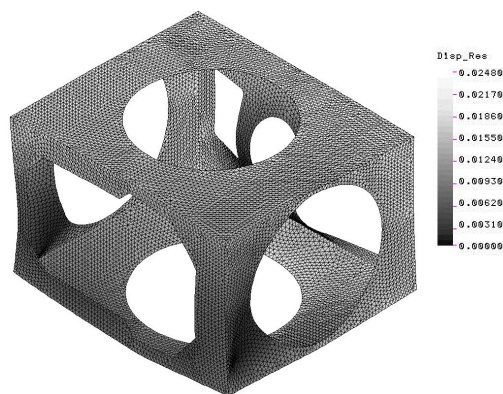


Рис. 3. Картина результирующих линейных перемещений (мм) корпуса СВРС

На основании результатов, проведенного с помощью конечно-элементной поддержки численного эксперимента, нами была дана оценка применимости существующих аналитических зависимостей ФМХ сотового заполнителя из различных типов углеродных наполнителей [12, 15] (табл. 2):

- волокно марки ЭЛУР-П-А, пропитанное связующим ЭНФБ, с толщиной монослоя 130 мкм;
- разреженное волокно марки ТС-36S-12К, пропитанное связующим ЭНФБ, с толщиной монослоя 80-90 мкм;

Таблица 2

Удельные механические характеристики полученных образцов углесотопласта на основе рассмотренных углеродных наполнителей

Материал сотов	Кол-во слоев×толщина слоя, мм	Плотность ρ , кг/м ³	Удельные механические характеристики			
			$\frac{\tau_{xz}}{\rho \cdot g}$	$\frac{\tau_{yz}}{\rho \cdot g}$	$\frac{G_{xz}}{\rho \cdot g}$	$\frac{G_{yz}}{\rho \cdot g}$
			кМ	кМ	кМ	кМ
ЭЛУР-П-А	2×0,13	117,0	5,69	3,52	562	317
ТС-36S-12К	2×0,095	85,0	4,65	2,93	759	517
IMS-65	4×0,02	41	6,3	3,9	650	422

- высокомодульный углеродный наполнитель IMS-65, пропитанный связующим ЭНФБ, с толщиной монослоя 20 мкм.

Для расчета температурного НДС была синтезирована, аналогичная базовой, конечно-элементная модель, состоящая из многослойных конечных элементов. При этом несущие обшивки моделировались в виде пакета со схемой армирования $[0; \pm 45; 90]$ с ФМХ, соответствующими волокну ТС 36S-12К. Углесотопласт был представлен в виде условного, однородного слоя используемого конечного элемента с ФМХ, представленными в табл. 2 и высотой 16 мм.

Результаты расчетов сведены в табл. 3.

Таблица 3

Температурное НДС и максимальная величина энергетического критерия разрушения корпуса СВРС цельноуглепластиковой сотовой конструкции

Марка сотов	УСП-5,0 (ЭЛУР-П-А)	УСП-5,0 (ТС-36S-12К)	УСП-5,0 (IMS-65)
Результат			
Масса, кг	3,48	2,903	2,104
Максимальная величина результирующего линейного перемещения u_{rez} , мм,	0,026	0,025	0,025
Величина углового перемещения относительно посадочной плоскости зеркала $\Delta\phi$, угл. с	1,58	1,65	1,0
Максимальная величина энергетического критерия разрушения Мизеса-Хилла несущих обшивок CR	0,026	0,025	0,025

Выводы

Анализ полученных результатов позволил сделать следующие выводы.

1. Проведенный сравнительный анализ базового монолитного углепластикового корпуса и возможной для практической реализации цельноуглепластиковой сотовой конструкции выявил ее существенное массовое совершенство по отношению к базовому варианту при практически одном уровне несущей способности и тепловой деформативности. Так, при использовании углесотопласта, изготовленного из обыкновенного волокна ЭЛУР-П-А с толщиной монослоя 130 мкм, теоретическое снижение массы корпуса СВРС составляет 27,5 кг, а для более тонкого наполнителя сотов IMS-65 с толщи-

ной монослоя 20 мкм экономия массы может составить 28,876 кг.

2. Следует отметить, что в соответствии с существующими методиками расчета сотовых конструкций [16] при проведенных исследованиях не было учтено влияние углесотопласта в плоскости грани корпуса. Для маложестких сотовых заполнителей, изготовленных из алюминиевой фольги или полимерной бумаги, это является оправданным. Однако при решении задач термического деформирования сотовых конструкций с углесотопластом нельзя не учитывать влияния его термоупругих характеристик на терморазмеростабильность всей конструкции.

Литература

1. Композиционные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении [Текст] / Г. П. Гардымов, Е. В. Мешков, А. В. Пчелинцев и др. – СПб.: СпецЛит, 1999. – 271 с.
2. Применение термостатированных сотовых конструкций в перспективных космических аппаратах и антенных системах [Текст] / Г. Д. Кесельман, Е. Н. Данилов, Е. В. Патраев и др. // Конструкции из композиционных материалов. – № 3. – 2005. – С. 10 – 13.
3. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов [Текст] / Г. А. Молодцов, В. Е. Биткин, В. Ф. Симонов и др. – М.: Машиностроение, 2000. – 352 с.
4. Харченко, М. Е. Обзор и анализ состояния разработки формостабильных композитных конструкций космического назначения [Текст] / М. Е. Харченко // Системні технології: регіональний міжвузівський зб. наук. праць. – Вып. 4 (87). – Днепропетровск, 2013. – С. 180 – 186.
5. Сотовые заполнители и панельные конструкции космического назначения [Текст]: моногр. В 2 т. Т. 1. Технологические несовершенства сотовых заполнителей и конструкций / А. В. Гайдачук, О. А. Карпикова, А. В. Кондратьев, М. В. Сливинский; под ред. А. В. Гайдачука. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2012. – 279 с.
6. Степанов, Н. В. Разработка методики проектирования опорных узлов для трехслойных сотовых платформ космических аппаратов [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02, защищена 2007г., утв. 2007г / Степанов Николай Викторович – О.: 2007. – 146 с.
7. Композиционные материалы [Текст]. Т. 3 / под ред. Л. Браутмана и Р. Крока // Применение композиционных материалов в технике. – М.: Машиностроение, 1978. – 510 с.
8. New Developments in Honeycomb Core Materials. Presented by Christian Le AF/NASA ING, WWW.Ultracorinc.com. Rev. 022802. C Le. – 5 p.
9. Легкий и прочный конструкционный материал для ракетно-космической техники [Текст] / В. И. Сливинский, А. В. Кондратьев, В. А. Коваленко, А. И. Алямовский // Композиционные материалы в промышленности: сб. материалов 31 междунар. науч.-практ. конф., Ялта 6–10 июня 2011 г. / Украинский информационный Центр «Наука. Техника. Технология». – Киев, 2011. – С. 407 – 409.
10. Carbon honeycomb plastic as light-weight and durable structural material [Text] / V. I. Slyvynskiy, A. I. Alyamovskiy, A. V. Kondratiev, M. E. Kharchenko // 63th International Astronautical Congress 2012 – Naples, Italy – IAC-12.C2.4.6. – P. 1 – 11.
11. Создание облегченного углесотопласта [Текст] / В. И. Сливинский, М. Е. Харченко, А. Ф. Санин, В. Е. Гайдачук, А. В. Кондратьев // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г. – Днепропетровск, 2013. – С. 189 – 192.
12. Углесотопласт и сотовые конструкции на его основе для терморазмеростабильных изделий ракетно-космической техники [Текст] / А. И. Алямовский, В. И. Сливинский, А. В. Кондратьев, М. Е. Харченко, Н. И. Копыла // Композитные материалы. – 2013. – Т. 7, № 1. – С. 33 – 43.
13. Анализ напряженно-деформированного состояния корпуса из углепластика сканера высокой разрешающей способности для космического аппарата [Текст] / А. Л. Макаров, А. М. Потапов, В. А. Коваленко, А. В. Кондратьев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 5(102). – С. 32 – 39.
14. Сотовые заполнители в конструкциях авиационно-космического назначения [Текст] / В. И. Сливинский, В. С. Зевако, Г. В. Ткаченко, О. А. Карпикова // Космічна наука і технологія. – 2008. – Т. 14, № 3. – С. 101 – 107.
15. Сливинский, В. И. Влияние схемы армирования наполнителя на свойства углесотопласта [Текст] / В. И. Сливинский, А. В. Кондратьев, М. Е. Харченко // Композитные материалы. – 2012. – Т. 6, № 1. – С. 33 – 40.
16. Панин, В. Ф. Конструкции с сотовым заполнителем [Текст] / В. Ф. Панин. – М.: Машиностроение, 1980. – 228 с.

Поступила в редакцию 13.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

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

**ТЕРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНІСТЬ КОРПУСУ СКАНЕРА ВИСОКОЇ РОЗДІЛЬНОЇ ЗДАТНОСТІ
КОСМІЧНОГО АПАРАТА ІЗ ТРИШАРОВИХ ПАНЕЛЕЙ З ВУГЛЕСТІЛЬНИКОПЛАСТОМ***А. В. Кондратьєв, М. Є. Харченко*

Представлено результати досліджень можливості застосування цільновуглепластикової стільникової конструкції для терморозміростабільних агрегатів космічного призначення. Для регламентованих температурних навантажень корпус сканера високої роздільної здатності в складі космічного апарату проведено порівняльний аналіз монолітної вуглепластикової конструктивно - силової схеми та тришарової, що складається з вуглепластикових несучих обшивок і вуглестільникопласта. Показано, що цільновуглепластиково стільникова конструкція має істотну масову досконалість при практично одному рівні несучої здатності та теплової деформативності.

Ключові слова: космічний апарат, корпус сканера, термостабільність, вуглестільникопласт, тришарова конструктивно-силова схема, стільникова конструкція, міцність, тепла деформативність.

**THERMAL AND SIZE STABILITY OF THE HIGH-RESOLUTION SCANNERS BODY
OF SPACECRAFT MADE FROM SANDWICH PANELS WITH CARBON PLASTIC
HONEYCOMB STRUCTURE***A.V. Kondratyev, M. E. Kharchenko*

The results of studies of the possibility of applying of whole carbon plastic honeycomb structure for thermal and size stability aggregates of space assignment were presented. Comparative analysis of monolithic carbon plastic structure and sandwich structure consisting of carbon plastic load-bearing layers and carbon plastic honeycomb core was conducted for regulated temperature effects on high-resolution scanners body of spacecraft. It was shown that whole carbon plastic honeycomb structure has a significant mass perfection in almost the same level of carrying capacity and thermal deformability.

Keywords: spacecraft, scanners body, thermal stability, carbon plastic honeycomb structure, sandwich structure, honeycomb structure, strength, thermal deformability.

Кондратьєв 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.

Харченко Максим Евгеньевич – аспирант каф. технологии производства летательных аппаратов, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина