

УДК 629.7.02

А.Л. МАКАРОВ¹, А.М. ПОТАПОВ¹, В.А. КОВАЛЕНКО¹, А.В. КОНДРАТЬЕВ²¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОРПУСА ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА СКАНЕРА ВЫСОКОЙ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Изложены основные аспекты анализа прочности и стойкости углепластикового корпуса сканера высокой разрешающей способности в составе космического аппарата к внешним воздействиям среды эксплуатации. Проведенные исследования напряженно-деформированного состояния объекта выявили соответствие его конструкции требованиям технического задания для регламентированных силовых и температурных воздействий среды эксплуатации агрегата. Отмечается, что на последующих этапах разработки корпуса при уточненных физико-механических и прочностных характеристиках углепластика целесообразно уделить внимание возможностям снижения массы при увеличении параметров жесткости конструкции, обеспечивающим запас размеростабильности в условиях эксплуатации.

Ключевые слова: корпуса сканера высокой разрешающей способности, термостабильность, углепластик, несущая способность, жесткость, прочность.

Введение

В нашей публикации [1] изложены основные аспекты опытной конструктивно-технологической разработки термостабильного корпуса высокой разрешающей способности (СВРС) для крепления оптических элементов и узлов космического аппарата (КА) из полимерных композиционных материалов (ПКМ) – углепластиков. Конструкция корпуса СВРС является одним из типов космических размеростабильных конструкций [2 – 4], так как оптические приборы в космосе должны сохранять положение своей оси с высокой степенью точности, гарантирующей высокую степень разрешения при наблюдении за объектами.

Постановка задачи

Для определения перечня необходимых технических решений и мероприятий по технологии изготовления, видам и типам испытаний для подтверждения выполнения требований по надежности представляется актуальным проведение анализа прочности и стойкости корпуса СВРС к внешним воздействиям.

Конструкция корпуса СВРС состоит из корпуса и съемной плиты. В свою очередь корпус включает в себя короб и стенку.

Короб представляет собой монолитную конструкцию, состоящую из пяти граней прямоугольного параллелепипеда размерами 710 × 610 × 445 мм с вырезами. Толщина боковых граней составляет

18 мм, а торцевой – 20 мм.

Со стороны «открытой» части короба на винтах устанавливается стенка с вырезом, который закрывается плитой. Толщина стенки равна 20 мм, а плиты – 30 мм. На трех боковых гранях короба имеются титановые кронштейны, служащие для крепления корпуса СВРС.

Материал корпуса и плиты – углепластик на основе угольных волокон марки ТС 36S-12K с эпоксидным связующим марки ЭДТ-10. Материал кронштейнов – титановый сплав ВТ-6.

На рис. 1 приведена схема корпуса сканера без плиты и навесных элементов.

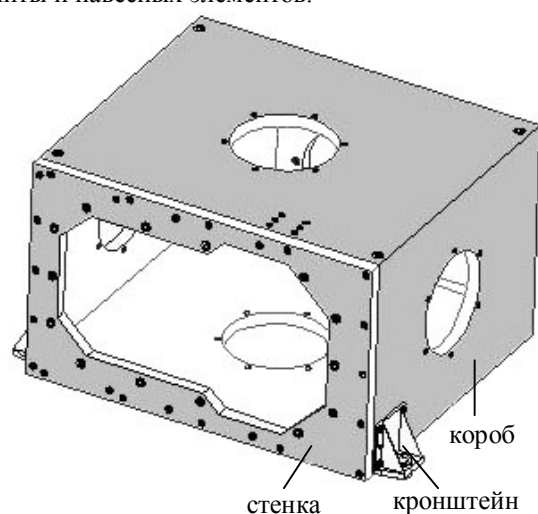


Рис. 1. Схема корпуса сканера высокой разрешающей способности

Корпус в составе СВРЗ должен сохранять прочность, жесткость и геометрические параметры при воздействии на него линейных перегрузок до $n = 8,5$ в трех взаимно перпендикулярных направлениях и после циклического изменения температуры от минус 150 до плюс 150°C

Результаты исследований

В настоящее время в области создания деталей и узлов агрегатов ракетно-космической техники из композиционных материалов разработаны основные принципы их оптимального проектирования [5 – 9], инженерные методы расчета конструкций с использованием компьютерной техники и современных программных комплексов, позволяющие на этапах разработки эскизного проекта проводить расчеты в целях подтверждения обеспечения несущей способности конструкций, например [10 – 15].

Расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) корпуса СВРЗ проведен с помощью комплекса программ конечно-элементного анализа ANSYS.

Коэффициент безопасности в соответствии с ОСТ 92-8832 принят равным $f = 1,3$. При расчетах на прочность для углепластика введен дополнительный коэффициент $k = 1,2$, являющийся множителем к коэффициенту безопасности.

Корпус СВРЗ и плита были разбиты на конечные элементы, и к ним были добавлены навесные элементы с массой и положением центра масс, соответствующими моделируемым элементам.

Материал конструкции корпуса СВРЗ считался ортотропным.

В расчетной схеме корпус, плита, кронштейны и бленда были представлены оболочечными элементами SHELL63, навесные детали – объемными элементами SOLID45. В местах контакта кронштейнов с коробом были введены контактные поверхности с элементами CONTA174 и TARGE170.

Конечно-элементная модель корпуса СВРЗ без навесных элементов показана на рис. 2.

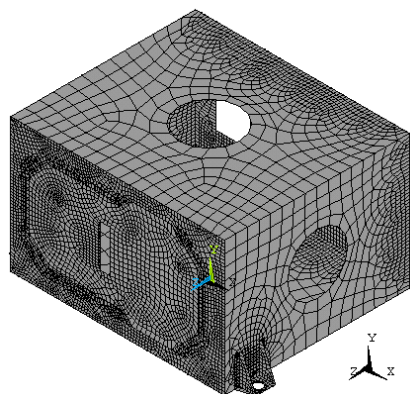


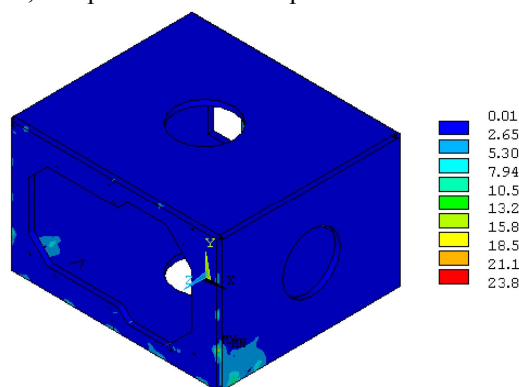
Рис. 2. Конечно-элементная модель корпуса СВРЗ без навесных элементов

Опираение корпуса СВРЗ осуществлялось по трем кольцевым поверхностям, расположенным на опорных кронштейнах.

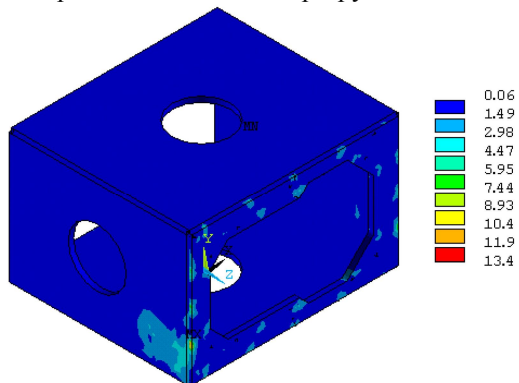
Нагрузки на модель были заданы в виде инерционных сил, пропорциональных массе рассчитываемой модели и перегрузке, действующей на конструкцию.

Для оценки прочности конструкции корпуса СВРЗ использовался критерий Мизеса, который определял момент исчерпания несущей способности сравнением величины эквивалентных напряжений $\sigma_{\text{ЭКВ}}$ с предельной для используемого материала.

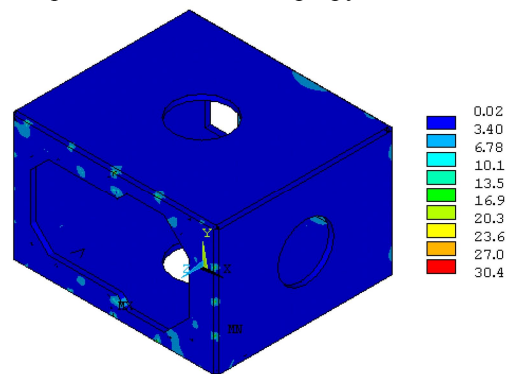
Картини распределения эквивалентных напряжений по корпусу показаны на рис. 3, по плите – на рис. 4, по кронштейнам – на рис. 5.



направление действия перегрузки по оси X



направление действия перегрузки по оси Y



направление действия перегрузки по оси Z

Рис. 3. Картини распределения эквивалентных напряжений по корпусу, МПа

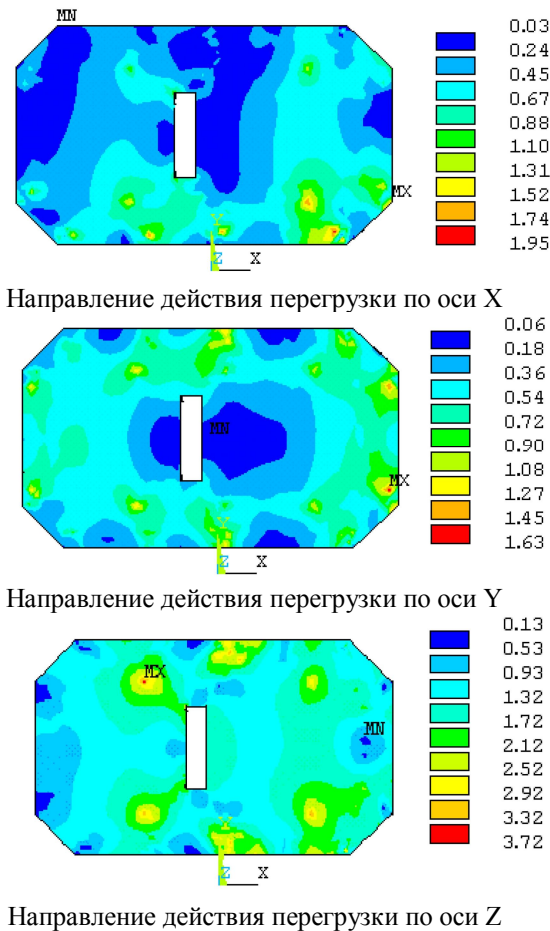


Рис. 4. Картины распределения эквивалентных напряжений в плите, МПа

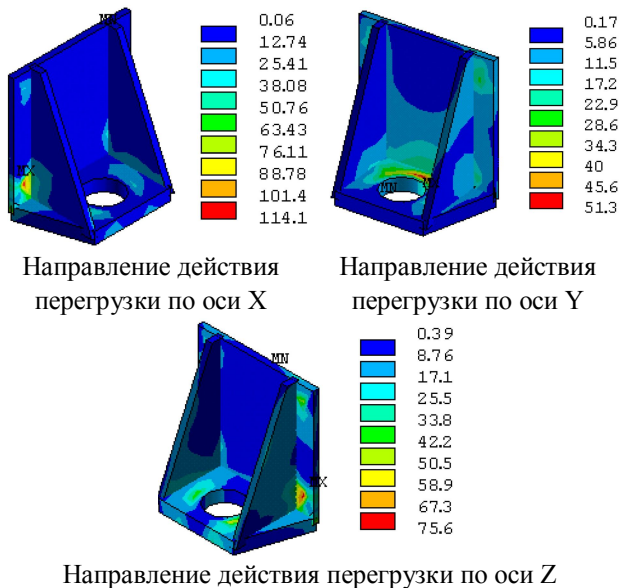


Рис. 5. Картины распределения эквивалентных напряжений по кронштейнам, МПа

Из рис. 3 – 5 видно, что максимальные напряжения в корпусе СВРС равны 30,4 МПа, в плите – 3,72 МПа, в кронштейнах – 114,1 МПа.

Коэффициенты запаса прочности для корпуса и плиты определяли по формуле

$$\eta = \frac{\sigma_p}{k\sigma_{\text{экв}}} > 10, \quad (1)$$

где σ_p – предел прочности однонаправленного углепластика на разрыв.

Для кронштейнов минимальный коэффициент запаса прочности определяли по формуле

$$\eta = \frac{\sigma_B}{\sigma_{\text{экв}}} = 8, \quad (2)$$

где σ_B – предел прочности титанового сплава ВТ-6.

Как видно из рис. 3, при действии перегрузки в направлении оси X максимальные напряжения действуют в точке соединения стенки с коробом.

Для более детального исследования НДС соединения указанных деталей была синтезирована уточненная конечно-элементная модель, показанная на рис. 6. Созданная модель представляет собой четвертую часть короба, к которой присоединена половина стенки и кронштейн. Все конечные элементы, входящие в расчетную схему, – десятиузловые элементы SOLID92.

По торцам короба были наложены граничные условия по всем трем осям, а на узлы опорной поверхности кронштейна были наложены связи в направлении оси Y, заключающиеся в том, что все перемещения узлов в этом направлении равны между собой.

В центре опорной поверхности кронштейна были приложены три сосредоточенные силы, вычисленные при расчете корпуса на действие перегрузки в направлении оси X (рис. 6).

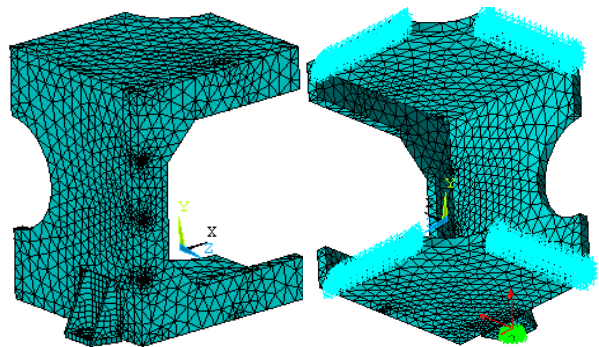


Рис. 6. Уточненная конечно-элементная модель фрагмента корпуса и принятые граничные условия

В результате расчета были определены компоненты НДС конструкции СВРС.

Наиболее критичным местом с точки зрения прочности является та зона корпуса, где клеена втулка для крепления стенки, поскольку может произойти расслоение композита. Картина распределения напряжений в этой зоне по направлению оси X приведена на рис. 7.

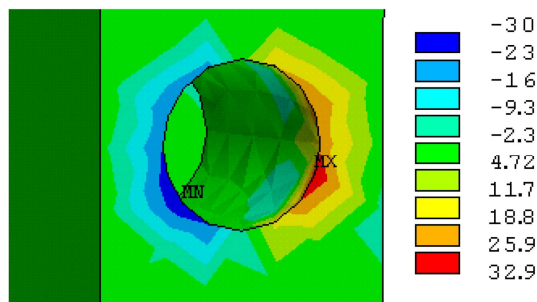


Рис. 7. Картина распределения напряжений в зоне отверстия для крепления стенки к корпусу по направлению оси X, МПа

Как видно из приведенного рисунка, максимальные нормальные напряжения $\sigma_x = 32,9$ МПа. Поскольку прочность монослоя углепластика на разрыв гораздо больше, чем у эпоксидного связующего ЭДТ-10, разрушающее напряжение разрыва которого равно $\sigma_p = 40$ МПа, то расслоение может произойти по связующему. В связи с этим коэффициент запаса прочности определялся по разрушающему напряжению для эпоксидного связующего ЭДТ-10.

Коэффициент запаса прочности рассматриваемой зоны корпуса

$$\eta = \frac{\sigma_p}{k\sigma_x} = 1. \quad (3)$$

По результатам расчета прочность конструкции корпуса СВРС достаточна.

Для расчета жесткостных характеристик использовалась та же конечно-элементная модель корпуса СВРС, что и для расчета на прочность.

Для определения жесткостных характеристик к конструкции прикладывалась единичная перегрузка поочередно в трех взаимно перпендикулярных направлениях, и определялись перемещения посадочных мест оптических элементов.

Результаты расчета приведены в табл. 1. По результатам расчета максимальные линейные перемещения посадочных мест оптических элементов равны 0,01 мм, а угловые – 6,5 угл. с при действии единичной перегрузки в направлении оси Z.

При действии единичной перегрузки по направлению других осей линейные и угловые перемещения имеют меньшую величину.

Таким образом, требования технического задания на создание корпуса сканера высокой разрешающей способности, согласно которому линейные перемещения не должны превышать 0,01 мм, а угловые – 30 угл. с, выполняются.

Таблица 1

Перемещения посадочных мест оптических элементов при действии единичных перегрузок в трех взаимно перпендикулярных направлениях

Элемент конструкции	Смещение по оси X, мм	Смещение по оси Y, мм	Смещение по оси Z, мм	Поворот относительно оси X, угл. с	Поворот относительно оси Y, угл. с	Поворот относительно оси Z, угл. с
При действии единичной перегрузки в направлении оси X						
Зеркало 1	-0,005	0,001	0,000	-0,7	-0,6	0,8
Зеркало 2	-0,004	0,000	0,000	-0,9	3,4	2,0
Зеркало 3	-0,005	0,000	-0,001	-0,8	-0,1	0,8
Зеркало 4	-0,004	-0,002	0,000	-0,7	-1,4	1,8
Призмный блок	-0,005	0,000	0,000	-0,7	-1,0	0,7
Клиновой компенсатор	-0,005	0,000	-0,001	-0,7	-1,2	0,7
При действии единичной перегрузки в направлении оси Y						
Зеркало 1	0,000	-0,002	0,000	1,3	0,0	0,2
Зеркало 2	0,000	-0,001	0,000	-3,2	0,0	0,3
Зеркало 3	0,000	-0,003	0,000	1,2	0,1	0,0
Зеркало 4	0,000	-0,001	0,000	-3,1	-0,2	0,2
Призмный блок	0,000	-0,003	0,000	1,4	0,0	0,1
Клиновой компенсатор	0,000	-0,003	0,000	1,5	0,0	0,1
При действии единичной перегрузки в направлении оси Z						
Зеркало 1	0,000	-0,002	0,010	3,3	0,3	-0,1
Зеркало 2	0,002	0,001	0,009	6,5	6,1	-1,8
Зеркало 3	0,000	-0,002	0,008	3,2	-3,1	-0,1
Зеркало 4	0,002	0,003	0,009	5,0	-6,3	-1,8
Призмный блок	0,000	-0,002	0,010	3,2	-0,9	-0,1
Клиновой компенсатор	0,000	-0,002	0,010	3,2	-1,0	-0,1

Расчет собственных частот конструкции корпуса СВРС проводился методом конечных элементов по той же схеме, что и расчет на прочность.

В результате расчета были определены нижняя собственная частота, которая составила 147 Гц, и форма колебаний на этой частоте.

Форма колебаний корпуса СВРС на нижней собственной частоте приведена на рис. 8. По результатам расчета требования технического задания, согласно которому резонансные частоты корпуса СВРС должны быть не ниже 25 Гц, выполняются.

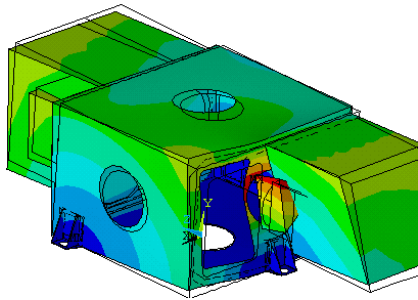


Рис. 8. Форма колебаний корпуса СВРС на частоте 147 Гц

Для расчета температурного НДС была создана конечно-элементная модель (рис. 9), включающая в себя только углепластиковые детали и состоящая из объемных элементов SOLID45.

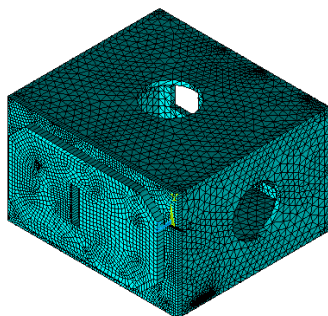


Рис. 9. Конечно-элементная модель корпуса СВРС для определения температурного НДС

Расчет температурного НДС проводился относительно посадочной плоскости зеркала 1. Для этого были заданы следующие граничные условия. Согласно схеме плиты (рис. 10) в точках поз. 1, 2, 3, 4 были наложены ограничения на перемещения по оси Z; в точках поз. 4,5 – по осям X и Y; в точке 5 – по оси Y.

Температурные деформации посадочных плоскостей зеркал относительно центра посадочной плоскости под зеркало 1 для рабочего поля температур

Элемент конструкции	Смещение по оси X, мм	Смещение по оси Y, мм	Смещение по оси Z, мм	Поворот относительно оси X, угл. с	Поворот относительно оси Y, угл. с	Поворот относительно оси Z, угл. с
Зеркало 2	-0,00052	-0,00015	0,00150	-0,021	-0,086	0,134
Зеркало 3	0,00028	-0,00021	0,00040	-0,004	0,670	0,156
Зеркало 4	-0,00030	-0,00028	0,00121	0,028	-0,535	0,115

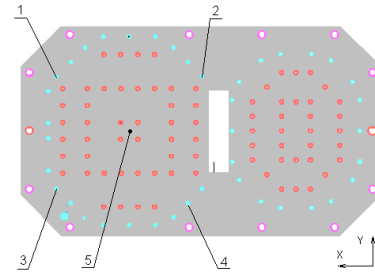


Рис. 10. Схема плиты для задания граничных условий при расчете температурного НДС

Температура на элементах корпуса при натурной работе задавалась на их поверхностях согласно исходным данным, при этом перепад температуры по толщине стенки короба, на которой установлены зеркала 2 и 4, составлял 0,4°C. Для остальных элементов корпуса перепад был принят равным 0,3°C.

На плите и стенке короба, на которой установлены зеркала 2 и 4, температура внутренних поверхностей корпуса была выше, а на остальных элементах конструкции – ниже.

Для расчета температуры во всех промежуточных узлах конечно-элементной модели структурные элементы были преобразованы в температурные и решена температурная задача.

В результате расчета было определено поле распределения температур по корпусу, приведенное на рис. 11.

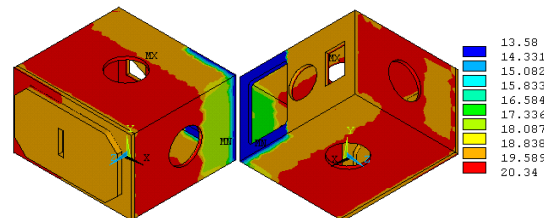


Рис. 11. Поле распределения температур по корпусу, °C

Затем был проведен структурный анализ, для которого температурные элементы снова были преобразованы в структурные, а узловые температуры записаны в файл нагрузок.

После проведения структурного анализа были получены температурные деформации посадочных плоскостей зеркал относительно центра посадочной плоскости под зеркало 1, приведенные в табл. 2.

Таблица 2

На рис. 12 показаны линейные перемещения корпуса в направлении осей X, Y и Z относительно посадочной плоскости зеркала 1.

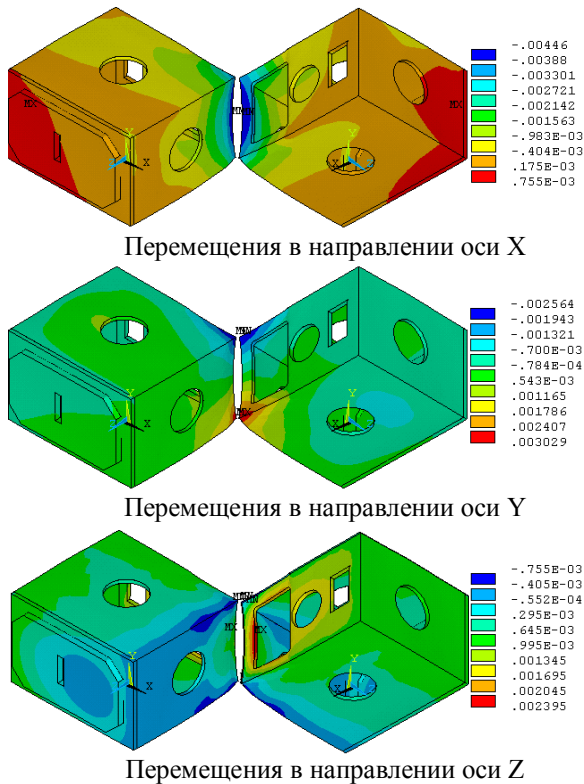


Рис. 12. Линейные перемещения корпуса (мм) в трех взаимно перпендикулярных направлениях относительно посадочной плоскости зеркала 1 для рабочего поля температур

Из табл. 2 следует, что требования технического задания на создание корпуса СВРС, согласно которому линейные перемещения не должны превышать 0,01 мм, а угловые – 30 угл. с., выполняются.

В табл. 3 приведены относительные перемещения двух противоположных точек крепления каждого оптического элемента для случаев транспортирования корпуса (при температуре минус 40°C и плюс 50°C).

Таблица 3
Относительные перемещения двух противоположных точек крепления оптических элементов для случаев транспортирования корпуса

Элемент конструкции	Смещение по оси X, мм		Смещение по оси Y, мм	
	-40°C	50°C	-40°C	50°C
Зеркало 1	-0,022	0,028	-0,026	0,033
Зеркало 2	-0,012	0,015	-0,014	0,018
Зеркало 3	-0,018	0,023	-0,021	0,026
Зеркало 4	-0,012	0,015	-0,012	0,015
Призмный блок	-0,023	0,029	-0,018	0,023
Клиновой компенсатор	-0,016	0,020	-0,013	0,016

Из табл. 3 следует, что при транспортировании могут возникнуть существенные смещения противоположных точек крепления зеркал, что допустимо, но при переходе в рабочий диапазон температур (20±5)°C зеркала не должны оставаться возле этих крайних положений, а в допустимых пределах центрироваться. Это должно обеспечиваться конструкцией крепления зеркал.

В табл. 4 приведены линейные перемещения посадочных плоскостей зеркал относительно центра посадочной плоскости под зеркало 1 для случая настройки корпуса СВРЗ при изменении температуры с плюс 15 до плюс 25°C.

Таблица 4

Линейные перемещения посадочных плоскостей зеркал относительно центра посадочной плоскости под зеркало 1 для случая настройки корпуса СВРС при изменении температуры с +15 до +25°C

Элемент конструкции	Смещение по оси X, мм	Смещение по оси Y, мм	Смещение по оси Z, мм
Зеркало 2	-0,0027	0,0023	-0,0127
Зеркало 3	-0,0056	0,0047	0,0000
Зеркало 4	-0,0064	0,0054	-0,0127

Из табл. 4 следует, что полученное значение смещения зеркал 2 и 4 по оси Z, равное 0,0127 мм, несколько превышает допустимое значение (0,01 мм) при заданном рабочем температурном диапазоне (20±5)°C по техническому заданию.

Корпус СВРС должен нормально функционировать и сохранять свои технические характеристики при воздействии факторов космического пространства в соответствии с техническим заданием:

- после изменения давления от нормального атмосферного до $1,33 \times 10^{-7}$ Па;
- при температуре корпуса СВРС (20±5)°C;
- при воздействии космических излучений;
- при воздействии потока атомарного кислорода $6,7054 \cdot 10^{21}$ см⁻²;
- при воздействии электромагнитного излучения Солнца с плотностью потока от 1321,6 до 1412,9 Вт·м⁻²;
- при воздействии метеоритов и орбитальных осколков.

ПКМ обладают более высокой стойкостью к воздействию микрочастиц по сравнению с традиционными алюминиевыми сплавами, поскольку имеют более высокую прочность. Дополнительную защиту от микрометеоритов и орбитальных осколков будут создавать чехлы экрановакуумной тепловой изоляции. Можно утверждать, что при прочих равных условиях глубина проникновения микрочастиц в углепластиковые конструкции будет меньше, чем для алюминиевых сплавов.

Выводы

1. Проведенный анализ НДС углепластикового СВРС для космической аппаратуры, выполненный с использованием программного комплекса конечно-элементного анализа ANSYS, выявил соответствие его конструкции требованиям технического задания для регламентированных силовых и температурных воздействий среды эксплуатации агрегата.

2. На последующих этапах разработки корпуса СВРС при уточненных физико-механических и прочностных характеристиках углепластика целесообразно уделить внимание возможностям снижения массы при увеличении параметров жесткости конструкции, обеспечивающих запас размеростабильности в условиях эксплуатации.

Литература

1. Каркас сканера высокой разрешающей способности из углепластика для крепления оптических элементов и узлов космического аппарата [Текст] / А.Л. Макаров, А.М. Потапов, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (73). – X., 2013. – С. 40 – 51.
2. 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. / Украинский информационный Центр «Наука. Техника. Технология». – К., 2010. – С. 111 – 119.
3. Перспективы создания размеростабильных прецизионных конструкций космического назначения [Текст] / В.А. Коваленко, А.М. Потапов, Л.П. Потапович и др. // Перспективы космических исследований Украины: сб. статей. – К.: Академперіодика, 2011. – С. 202 – 205.
4. Исследование терморазмеростабильности ферменных конструкций космических аппаратов [Текст] // В.А. Коваленко, И.В. Малков, Г.В. Сыровой и др. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2(66). – X., 2011. – С. 20 – 34.
5. 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.
6. Кондратьев, А.В. Концепция оптимального проектирования изделий авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Кондратьев // Системні технології: регіональний міжвузів. зб. наук. праць. – Вып. 4 (75). – Днепропетровск, 2011. – С. 28 – 34.
7. Выбор рациональных параметров элементов конструктивно-силовой схемы каркаса тестовой панели солнечной батареи космического аппарата [Текст] / В.В. Гайдачук, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 54. – X., 2012. – С. 5 – 13.
8. Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers [Text] / V. Slyuyns'kyu, V. Gajdachuk, V. Kirichenko, A Kondratiev // 62-nd International Astronautical Congress, IAC 2011. Cape Town, 3 - 7 October 2011. – Red Hook, NY: Curran, 2012. – Vol. 9. – P. 5701 – 5710.
9. К вопросу проектирования сверхлегких панелей солнечных батарей [Текст] / А.Л. Макаров, А.М. Потапов, В.А. Коваленко и др. // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 156 – 157.
10. Анализ схем армирования несущих слоев и рационального распределения материала в композитной панели солнечной батареи с сотовым наполнителем [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, В.И. Сливинский, В.А. Коваленко, В.И. Кузоро // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 98 – 111.
11. Расчет головного блока ракеты-носителя «Циклон-4» при различных случаях нагружения [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, Е.В. Танчик, В.И. Сливинский, А.П. Кушнарев, В.А. Коваленко // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 91 – 97.
12. Расчет композитной панели солнечной батареи с сотовым наполнителем при различных случаях ее нагружения [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, В.И. Сливинский, В.А. Коваленко, В.И. Кузоро // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 40 – 53.
13. Модель сетчатой конструктивно-силовой схемы каркаса тестовой панели солнечной батареи космического аппарата [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, М.А. Шевцова и др. // Открытые

информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 58. – Х, ХАИ, 2013. – С. 89 – 97.

14. Оценка несущей способности композитного фитинга системы разделения отсеков ракет-носителей [Текст] / А.В. Дегтярев, А.П. Кушнарев, В.В. Гаврилко, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов // Космическая техника. Ракетное вооружение: науч.-техн. сб. ГП «Конструкторское

бюро «Южное» им. М.К. Янгеля». – Вып. 1. – Днепропетровск: 2013. – С. 18 – 21.

15. Коваленко, В.А. Исследование температурного напряженно-деформированного состояния композитных панелей при различной степени термонеравновесности их структуры [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.А. Кичка // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (70). – Х, 2012. – С. 20 – 33.

Поступила в редакцию 15.03.2013, рассмотрена на редколлегии 11.09.2013

Рецензент: д-р техн. наук, глав. науч. сотр. В.И. Сливинский, ПАО «Украинский научно-исследовательский институт технологии машиностроения», Днепропетровск.

АНАЛІЗ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ КОРПУСУ З ВУГЛЕПЛАСТИКА СКАНЕРА ВИСОКОЇ РОЗДІЛЬНОЇ ЗДАТНОСТІ ДЛЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

О.Л. Макаров, О.М. Потапов, В.О. Коваленко, А.В. Кондратьев

Викладено основні аспекти аналізу міцності й стійкості вуглепластикового корпусу сканера високої роздільної здатності у складі космічного апарату до зовнішніх впливів середовища експлуатації. Проведені дослідження напружено-деформованого стану об'єкту виявили відповідність його конструкції вимогам технічного завдання для регламентованих силових і температурних діянь середовища експлуатації агрегату. Зазначено, що на наступних етапах розроблення корпусу при уточнених фізико-механічних і міцнісних характеристиках вуглепластика доцільно приділити увагу можливостям зниження маси при збільшенні параметрів жорсткості конструкції, що забезпечують запас розміростабільності в умовах експлуатації.

Ключові слова: корпус сканера високої роздільної здатності, термостабільність, вуглепластик, несуча здатність, жорсткість, міцність.

ANALYSIS OF THE STRESS-STRAIN STATE OF CFRP CASE FOR SPACECRAFT SCANNER WITH HIGH RESOLUTION

A.L. Makarov, A.M. Potapov, V.A. Kovalenko, A.V. Kondratyev

The basic aspects of the strength and stability analysis of CFRP case for scanner with high resolution as a part of spacecraft under the external influences of the operating environment were presented. The design compliance with the technical conditions for the regulated force and temperature influences of the aggregate operating environment were identified by the study of the stress-strain state of the object. The possibility of the weight reducing by increasing the rigidity parameters of construction, which provide size-stability reserve under operating conditions, would be appropriate to assess at the subsequent stages of case designing during refining physical, mechanical and strength characteristics of CFRP.

Keywords: case for scanner with high-resolution, thermal stability, CFRP, load bearing capacity, rigidity, strength.

Макаров Александр Леонидович – канд. техн. наук, главный конструктор и начальник проектно-конструкторского бюро космических аппаратов, систем измерений и телекоммуникаций, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Потапов Александр Михайлович – канд. техн. наук, начальник комплекса новых материалов и перспективных технологий, 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.