

УДК 629.7.002:621.762

А.М. ЗИНОВЬЕВ¹, А.П. КУШНАРЕВ², А.В. КОНДРАТЬЕВ³,
А.М. ПОТАПОВ², А.П. КУЗНЕЦОВ¹, В.А. КОВАЛЕНКО²

¹ ООО НПФ «Днепротехсервис», г. Днепрпетровск, Украина

² Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», г. Днепрпетровск, Украина

³ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

СТАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ОПЫТНОГО МЕЖСТУПЕННОГО ОТСЕКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ЦИКЛОН-4» ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА

Приведено краткое описание натуральных статических испытаний опытного крупногабаритного межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон-4» трехслойной конструкции с обшивками из углепластика и сотовым наполнителем на четыре расчетных случая нагружения. Определена несущая способность отсека в сравнении с расчетными значениями. Методом конечных элементов установлено распределение по корпусу отсека максимальных меридиональных деформаций при различных случаях нагружения и дано их удовлетворительное совпадение с фактическими. Выявлен характер дефектов, возникающих в процессе испытаний, не критичных для разрушения отсека.

Ключевые слова: межступенной отсек, ракета-носитель «Циклон-4», углепластики, статические испытания, несущая способность, деформации.

Введение

Как уже отмечалось в ряде наших работ, например [1 – 7], на Государственном предприятии «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля» перманентно расширяется диапазон эффективных конструктивно-технологических решений (КТР) агрегатов ракетно-космических аппаратов из полимерных композиционных материалов (ПКМ), разрабатываемых совместно с вузами и предприятиями отрасли. Одной из таких разработок является опытный крупногабаритный межступенной отсек (МСО) ракеты-носителя (РН) «Циклон-4» из углепластика с сотовым наполнителем (СЗ) (рис. 1) [8 – 10].

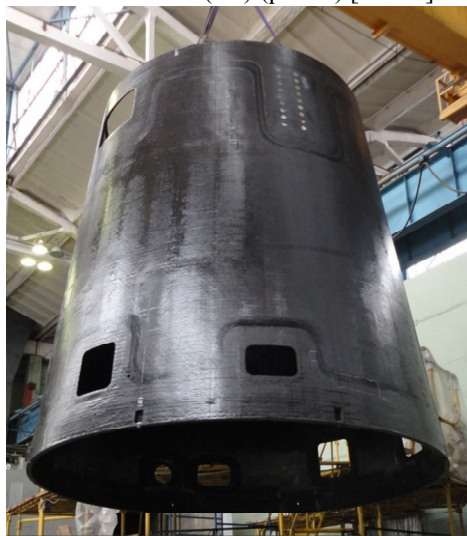


Рис. 1. МСО РН «Циклон-4» для проведения натуральных испытаний

В нашей работе [9] приведены описание данного агрегата и результаты исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) его конструкции, а в [8, 10] – технологического процесса изготовления его корпуса и неразрушающего контроля.

Ниже изложены результаты статических испытаний МСО и их сравнения с выполненными в [9] расчетами НДС агрегата.

Изложение основного материала

Общий вид сборки МСО РН «Циклон-4» на статических испытаниях показан на рис. 2.



Рис. 2. Общий вид сборки МСО РН «Циклон-4» при проведении испытаний

Корпус МСО поступил на статические испытания с некоторыми отклонениями от конструкторской документации, которые не отразились на фактической оценке его несущей способности.

Были проведены испытания для четырех расчетных случаев нагружения: «Транспортировка» и трех случаев полета РН на активном участке траектории (АУТ), отличающихся местом, величиной и характером приложения поперечных сил и соответствующим случаю изгибающим моментом. В соответствии с программой было проведено четыре этапа тензометрических измерений с непрерывной записью результатов [11].

Статические испытания МСО сопровождались одновременным исследованием НДС его конструкции с помощью программного комплекса конечно-элементного анализа MSC NASTRAN, что позволило оценить расчетную несущую способность агрегата по сравнению с фактической.

Конечно-элементная модель МСО, имитирующая испытания и соответствующие им направления поперечных сил, показана на рис. 3 [10].

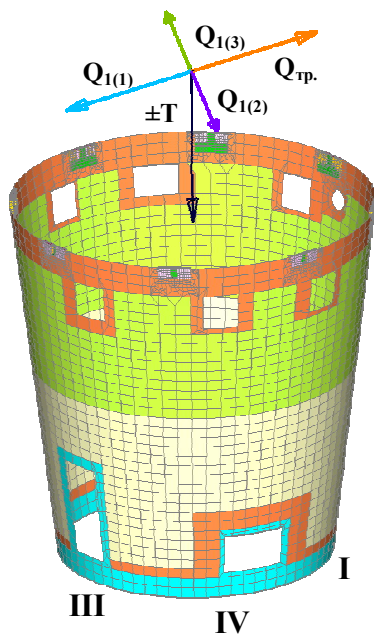


Рис. 3. Конечно-элементная модель МСО из ПКМ, имитирующая нагружение при испытаниях и соответствующие им направления поперечных сил: Q_{tr} – для расчетного случая «Транспортировка»; $Q_{1(1)}$, $Q_{1(2)}$, $Q_{1(3)}$ – для расчетных случаев «Полет РН на АУТ»

Первым случаем нагружения являлись испытания по программе расчетного случая «Транспортировка». МСО нагружался одновременным приложением сил T , Q_{tr} по этапам согласно табл. 1.

Поперечная сила Q_{tr} прикладывалась посред-

ством гибкого банджа, зафиксированного на плече $a = 2,635$ м относительно верхнего стыка МСО, и реализовывалась в виде двух параллельных составляющих $Q_{tr}/2$, приложенных к бандажу и расположенных диаметрально. Осевая растягивающая сила T создавалась цепью силовозбудителей.

Таблица 1
Этапы нагружения корпуса МСО
(I расчетный случай – «Транспортировка»)

Этапы нагружения	1	2	3	4	5	6
T , кН	-4,3	-8,7	-13,0	-17,3	-21,6	-26,0
Q_{tr} , кН	26,8	53,7	80,5	107,3	134,1	161

В табл. 1 этап 4 соответствует эксплуатационным нагрузкам, этап 6 – расчетным нагрузкам.

Фактические значения изгибающего момента M , осевой T и поперечной Q_{tr} сил, реализованных при испытании, приведены в табл. 2.

В процессе испытаний отмечались в начале нагружения каждого этапа, начиная с третьего, одиночные потрескивания, которые прекращались после достижения нагрузки каждого этапа.

После испытаний внешним осмотром в доступных местах установлено, что корпус МСО из ПКМ разрушений в элементах конструкции не имеет.

Вторым случаем нагружения являлись испытания для расчетного случая «Полет РН на АУТ», соответствующего случаю приложения поперечной силы $Q_{1(1)}$. Сборка нагружалась согласно табл. 3.

Поперечная сила $Q_{1(1)}$ прикладывалась посредством гибкого банджа, зафиксированного на плече $a = 1,99$ м относительно верхнего стыка МСО, и реализовывалась аналогично предыдущему случаю в виде двух параллельных составляющих, приложенных к бандажу и расположенных диаметрально.

Сила $Q_{2(1)}$ прикладывалась в обратном направлении $Q_{1(1)}$ на расстоянии 30 мм от верхнего стыка МСО. Осевая сжимающая сила T создавалась собственным весом технологической обечайки и системой восьми параллельных сил, приложенных к технологической обечайке.

Корпус МСО из ПКМ выдержал испытательные нагрузки на этот случай нагружения. После испытаний внешним осмотром в доступных местах установлено, что на внутренней поверхности корпуса в районе нижнего шпангоута и окантовок люков имеются одиночные продольные трещины в гелькоуте, зоны его выкрашивания между плоскостями (рис. 4 и 5).

Остальные элементы конструкции при визуальном осмотре видимых изменений не имели.

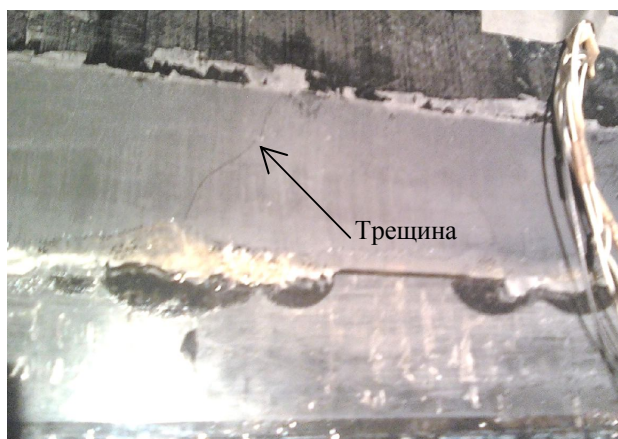


Рис. 4. Трещины и зоны выкрашивания гелькоута



Рис. 5. Трещины и зоны выкрашивания гелькоута треугольной формы размерами 35x25 мм

Таблица 2

Реализованные нагрузки на различных этапах нагружения МСО из ПКМ
(I расчетный случай – «Транспортировка»)

Этапы нагружения		0	1	2	3	4	5	6
Q _{тр} , кН	Программные значения	0	26,8	53,7	80,5	107,3	134,1	161,0
	Реализованные значения	0	27,7	54,0	80,7	107,5	134,2	161,1
T, кН	Программные значения	0	-4,3	-8,7	-13,0	-17,3	-21,6	-26,0
	Реализованные значения	0	-4,6	-8,8	-13,1	-17,4	-21,8	-26,2
M, кН·м	Программные значения	0	70,6	141,5	212,1	282,7	353,4	424,2
	Реализованные значения	0	73,0	142,3	212,6	283,3	353,6	424,5

Таблица 3

Расчетные и реализованные нагрузки на различных этапах нагружения МСО из ПКМ
(II расчетный случай – «Полет РН на АУТ»)

Этапы нагружения		0	1	2	3	4	5	6
Q _{1(i)} , кН	Программные значения	0	90,5	181,0	271,5	362,3	416,7	471,0
	Реализованные значения	0	93,94	184,4	277,8	366,8	421,3	476,3
Q _{2(i)} , кН	Программные значения	0	68,0	136,0	204,0	272,3	313,2	354,0
	Реализованные значения	0	68,62	139,3	208,3	276,9	318,4	360,2
T, кН	Программные значения	0	152,8	307,7	461,5	615,4	707,7	800
	Реализованные значения	0	244,29	310,53	467	617,2	708	801
M, кН·м	Программные значения	0	180,0	361,0	541,0	721,0	829,3	937,3
	Реализованные значения	0	187,0	367,0	552,9	730,0	838,4	947,9

Третьим случаем нагружения являлись испытания для расчетного случая «Полет РН на АУТ», соответствующего приложению поперечной силы $Q_{1(2)}$. Сборка нагружалась приложением сил T , $Q_{1(2)}$, $Q_{2(2)}$ и момента M аналогично предыдущему случаю нагружения этапами согласно табл. 4.

Корпус МСО из ПКМ выдержал испытательные нагрузки для III случая нагружения – «Полет РН на АУТ». После испытаний внешним визуальным осмотром установлено, что элементы конструкции МСО видимых изменений не имеют. Размеры трещин и зон выкрашивания гелькоута, появившихся после проведения статических испытаний, не изменились.

Четвертым случаем нагружения являлись испытания для расчетного случая «Полет РН на АУТ»,

соответствующего приложению поперечной силы $Q_{1(3)}$. Сборка нагружалась одновременным приложением сил T , $Q_{1(3)}$, $Q_{2(3)}$ и момента M этапами согласно табл. 5. Поперечная сила $Q_{1(3)}$ прикладывалась посредством гибкого биндажа, зафиксированного на плече $a=1,99$ м относительно верхнего стыка МСО из ПКМ, и реализовывалась также в виде двух параллельных составляющих, приложенных к биндажу и расположенных диаметрально. Сила $Q_{2(3)}$ прикладывалась в обратном направлении $Q_{1(3)}$ на расстоянии 30 мм от верхнего стыка МСО из ПКМ. Осевая сжимающая сила T создавалась весом обечайки и системой восьми параллельных сил, приложенных к элементам обечайки (табл. 5).

Таблица 4

Расчетные и реализованные нагрузки на различных этапах нагружения МСО из ПКМ (III расчетный случай – «Полет РН на АУТ»)

Этапы нагружения		0	1	2	3	4	5	6
$Q_{1(2)}$, кН	Программные значения	0	90,5	181,0	271,5	362,3	416,7	471,0
	Реализованные значения	0	90,6	182,6	274,4	369,0	422,1	473,6
$Q_{2(2)}$, кН	Программные значения	0	68,0	136,0	204,0	272,3	313,2	354,0
	Реализованные значения	0	69,7	138,8	208,2	278,5	318,7	360,0
T , кН	Программные значения	0	152,8	307,7	461,5	615,4	707,7	800
	Реализованные значения	0	241,5	308,8	462,7	617,4	709,2	800,8
M , кН·м	Программные значения	0	180,0	361,0	541,0	721,0	829,3	937,3
	Реализованные значения	0	180,3	363,4	546,0	734,3	839,9	942,4

Таблица 5

Расчетные и реализованные нагрузки на различных этапах нагружения МСО из ПКМ (IV расчетный случай – «Полет РН на АУТ»)

Этапы нагружения		0	1	2	3	4	5	6
$Q_{1(3)}$, кН	Программные значения	0	90,5	181,0	271,5	362,3	416,7	471,0
	Реализованные значения	0	94,8	189,3	280,7	369,3	418,9	474,2
$Q_{2(3)}$, кН	Программные значения	0	68,0	136,0	204,0	272,3	313,2	354,0
	Реализованные значения	0	69,1	137,2	205,7	274,3	315,8	359,3
T , кН	Программные значения	0	152,8	307,7	461,5	615,4	707,7	800
	Реализованные значения	0	241,5	309,8	462,7	620,2	714,1	808,3
M , кН·м	Программные значения	0	180,0	361,0	541,0	721,0	829,3	937,3
	Реализованные значения	0	188,6	376,7	558,6	734,9	833,6	943,7

После испытаний для IV случая нагружения – «Полет РН на АУТ», соответствующего случаю приложения силы $Q_{I(3)}$, внешним осмотром установлено, что на внутренней поверхности корпуса в районе верхнего шпангоута по плоскости IV на окантовке имеются, как уже отмечалось выше, трещины и зоны выкрашивания гелькоута (рис. 4 и 5).

Обнаружены отдельные раковины в связующем с оголением углепластика на радиусе перехода законцовки верхнего шпангоута на внутреннюю поверхность оболочки (рис. 6). Остальные элементы конструкции корпуса видимых изменений не имеют.



Рис. 6. Раковины в связующем с оголением углепластика на радиусе перехода законцовки верхнего шпангоута на внутреннюю поверхность оболочки

Анализ измерений перемещений показал, что максимальные их значения зарегистрированы на верхнем стыковочном шпангоуте в радиальном направлении. По случаям испытаний для расчетных значений нагрузок (6-го этапа) они составляли:

I случай «Транспортировка РН» – 17,91 мм;

II случай «Полет РН на АУТ» – 15,24 мм;

III случай «Полет РН на АУТ» – 12,67 мм;

IV случай «Полет РН на АУТ» – 14,83 мм.

Максимальные значения деформаций в радиальном направлении зарегистрированы на горизонтальной полке нижнего шпангоута. По случаям испытаний они составляли:

I случай «Транспортировка РН» – 0,00774 % деформации сжатия в полке шпангоута на участке, находящемся в противоположной стороне от действия перерезывающей силы;

II случай «Полет РН на АУТ» – 0,00308 % деформации сжатия в полке шпангоута на участке, находящемся в противоположной стороне от действия перерезывающей силы;

III случай «Полет РН на АУТ» – 0,00173 % деформации сжатия в полке шпангоута на участке, находящемся в противоположной стороне от действия перерезывающей силы;

IV случай «Полет РН на АУТ» – 0,00576 % деформации сжатия в полке шпангоута на участке, на-

ходящемся в противоположной стороне от действия перерезывающей силы IV.

Максимальные осевые деформации в наружной и внутренней обшивках трехслойной оболочки МСО из ПКМ были зарегистрированы в сжатой зоне (в районе перехода от усиления в окантовке нижних люков к неусиленному трехслойному пакету). Их значения возрастали линейно и достигли примерно одного уровня для всех случаев нагружения.

Распределение фактических меридиальных осевых деформаций в наружной обшивке, полученных при испытаниях МСО, показано на рис. 7.

Распределение максимальных расчетных осевых деформаций в наружной обшивке МСО из ПКМ представлено на рис. 8.

Сравнительный анализ расчетных и фактических деформаций элементов конструкции МСО из ПКМ показал их хорошую сходимость.

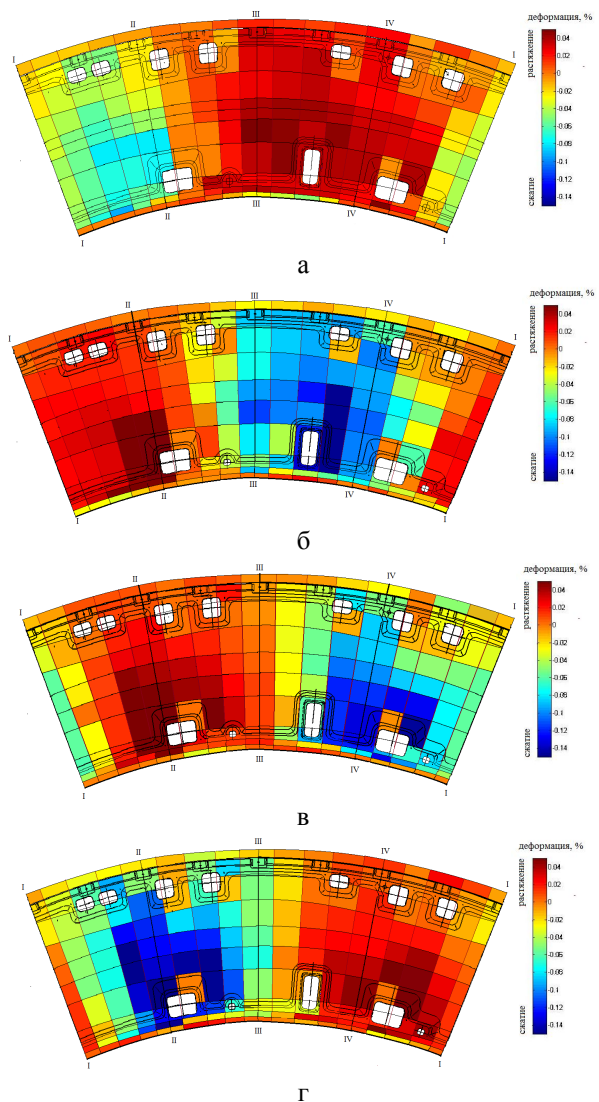


Рис. 7. Распределение фактических меридиальных деформаций во внешней оболочке МСО: а – расчетный случай I; б – расчетный случай II; в – расчетный случай III; г – расчетный случай IV

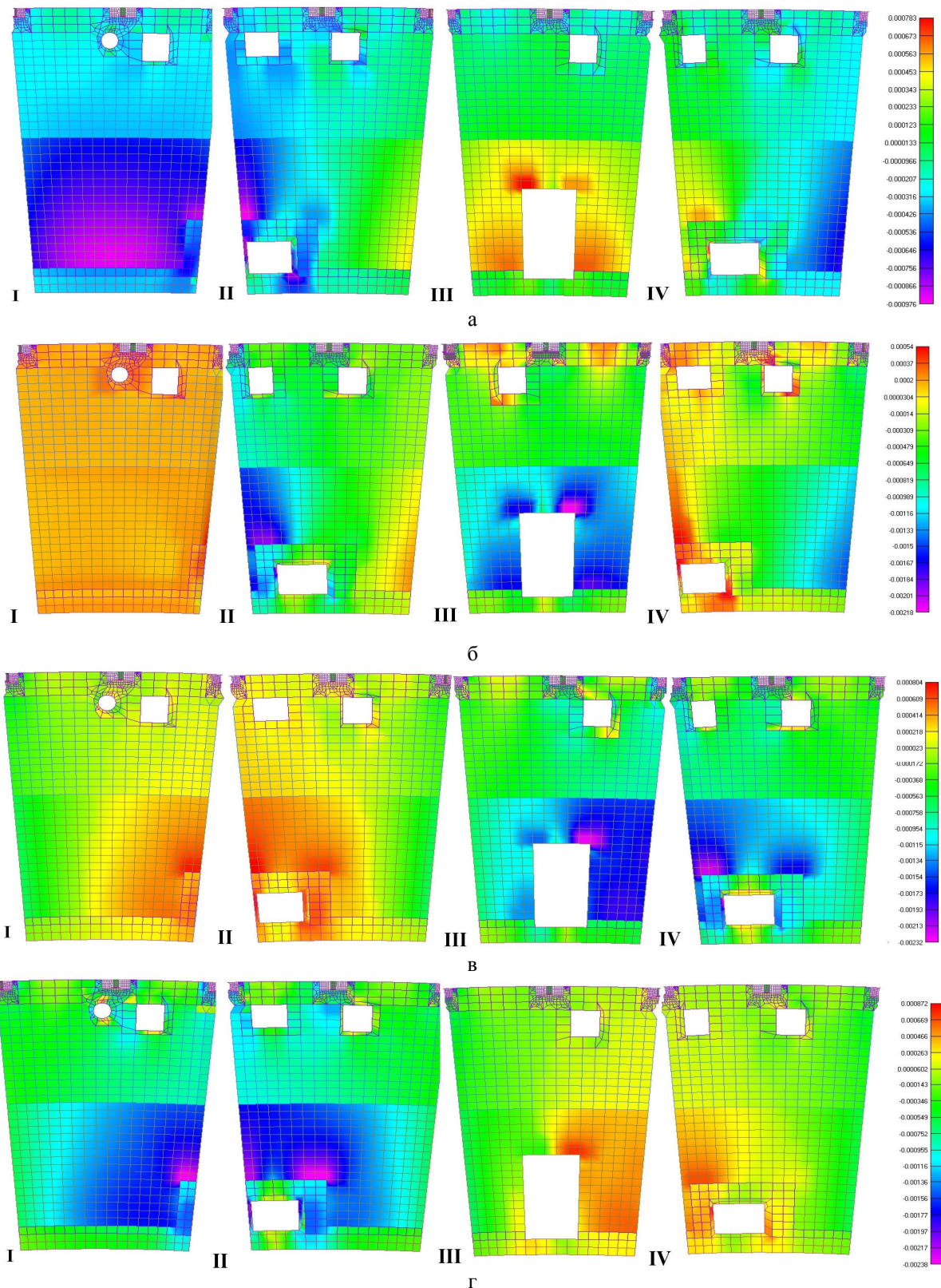


Рис. 8. Распределение максимальных расчетных меридиональных деформаций во внешней оболочке МСО из ПКМ: а – I расчетный случай «Транспортировка»; б – II расчетный случай «Полет РН на АУТ» (направление перерезывающей силы $Q_{1(1)}$ под углом $\alpha = 45^\circ$ между IV и III плоскостями стабилизации); в – III расчетный случай «Полет РН на АУТ» (направление перерезывающей силы $Q_{1(2)}$ под углом $\alpha = 15^\circ$ от IV плоскости стабилизации в сторону I; г – IV расчетный случай «Полет РН на АУТ» (направление перерезывающей силы $Q_{1(3)}$ под углом $\alpha = 15^\circ$ от II плоскости стабилизации в сторону III)

Выводы

1. Программа прочностных испытаний МСО из ПКМ выполнена в полном объеме. После нагружения отсека испытательными нагрузками расчетных этапов при внешнем визуальном осмотре изменений конструкции не наблюдалось.

2. Результаты испытаний МСО из ПКМ на данном этапе разработки позволили провести качественный анализ НДС и устойчивости элементов конструкции вследствие отклонения граничных условий, при которых проводились испытания, от штатных условий эксплуатации и нагружения.

3. Результаты контроля акустическим методом до и после статических испытаний и характер обнаруженных дефектов позволяют сделать вывод о том, что суммарная площадь дефектов (непроклея) в конструкции МСО из ПКМ в результате статических испытаний не увеличилась.

Литература

1. Дегтярев, А.В. Применение композиционных материалов при создании перспективных образцов ракетной техники [Текст] / А.В. Дегтярев, В.А. Коваленко, А.В. Потапов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 2(89). – С. 34 – 38.

2. 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.

3. Оптимизация проектных параметров головного обтекателя ракеты-носителя «Циклон-4» [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.И. Сливинский, А.В. Кондратьев, А.П. Кушнарев // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники*: сб. материалов III междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 27-29 мая 2009 г. – Днепропетровск, 2009. – С. 88 – 95.

4. Расчет головного блока ракеты-носителя «Циклон-4» при различных случаях нагружения [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, 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. – Днепропетровск, 2011. – С. 91 – 97.

5. Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers [Text] / V. Shyvyyn's'kyu, V. Gajdachuk, V. Kirichenko, A Kondratiev // 62nd International Astronautical Congress, IAC 2011. Cape Town, 3 - 7 October 2011. – Red Hook, NY:

Curran, 2012. – Vol. 9. – P. 5701 – 5710.

6. Разработка макетного образца и технологии изготовления тестовой панели солнечной батареи космического аппарата [Текст] / В.В. Гаврилко, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 3(71). – X., 2012. – С. 110 – 117.

7. 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.

8. Технологические особенности изготовления крупногабаритных трехслойных сотовых конструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.М. Потапов, Ю.Г. Артеменко, В.К. Москалец и др. // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г.* – Днепропетровск, 2013. – С. 155 – 159.

9. Конструктивно-технологическое решение и несущая способность межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон-4» из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.М. Зиновьев, А.П. Кушнарев, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов, А.П. Кузнецов, В.А. Коваленко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – №3(100). – С. 46 – 53.

10. Технология изготовления корпуса опытного крупногабаритного межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон» из углепластиков [Текст] / А.М. Зиновьев, А.П. Кушнарев, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов, А.П. Кузнецов, В.А. Коваленко // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 2 (74). – X., 2013. – С. 7 – 17.

11. Идентификация особенностей конструктивно-технологических решений применения углепластиков в опытной сотовой конструкции по результатам тензометрических измерений при статических испытаниях [Текст] / И.И. Деревянко, Ю.А. Кочусов, А.М. Потапов и др. // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г.* – Днепропетровск, 2013. – С. 114 – 123.

Поступила в редакцию 1.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

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

СТАТИЧНІ ВИПРОБУВАННЯ ДОСЛІДНОГО МІЖСТУПЕНЕВОГО ВІДСІКУ РАКЕТИ-НОСІЯ «ЦИКЛОН-4» З ВУГЛЕПЛАСТИКА

О.М. Зінов'єв, О.П. Кушнар'єв, А.В. Кондратьєв, О.М. Потапов, О.П. Кузнецов, В.О. Коваленко

Наведено короткий опис натурних статичних випробувань дослідного крупногабаритного міжступеневого відсіку ракети-носія «Циклон-4» тришарової конструкції з обшивками з углепластика і стільниковим заповнювачем для чотирьох розрахункових випадків навантаження. Визначено несучу здатність відсіку у порівнянні з розрахунковими значеннями. Методом скінченних елементів встановлено розподіл по корпусу відсіку максимальних меридіональних деформацій при різних випадках навантаження і дано їх задовільний збіг з фактичними. Виявлено характер дефектів, що виникають у процесі випробувань, не критичних для руйнування відсіку.

Ключові слова: міжступеневий відсік, ракета-носій «Циклон-4», углепластики, статичні випробування, несуча здатність, деформації.

STATIC TESTS OF THE EXPERIMENTAL INTERSTAGE SECTION OF CARRIER ROCKET "TSYKLON-4" MADE OF CFRP

A.M. Zinov'ev, A.P. Kushnarev, A.V. Kondratyev, A.M. Potapov, O.P. Kuznetsov, V.A. Kovalenko

A brief description of the static tests of the prototype of large-sized interstage section of carrier rocket «Tsyklon-4» which is a three-layer construction with a CFRP skins and honeycomb core for the four load cases was presented. Bearing capacity of the section in comparison with the calculated values was determined. Meridional distribution of maximum strain by the section body at different load cases were identified by finite element method and was given a satisfactory agreement with their actual values. Character of defects that arise during testing that are not critical for the destruction of the compartment was detected.

Keywords: interstage section, carrier rocket «Tsyklon-4», CFRP, static tests, bearing capacity of section.

Зінов'єв Алексей Михайлович – генеральный директор научно-производственной группы «Днепропетехсервис», Днепропетровск, Украина.

Кушнар'єв Александр Павлович – Первый заместитель Генерального конструктора - Генерального директора по системному проектированию, 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.

Кузнецов Александр Петрович – канд. техн. наук, заместитель генерального директора научно-производственной группы «Днепропетехсервис», Днепропетровск, Украина.

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