

УДК 621.81

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПРОЧНОСТИ ВАФЕЛЬНЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОТСЕКОВ ПЕРЕМЕННОЙ ЖЕСТКОСТИ

Часть 1. Методика проведения эксперимента

¹ М. А. Дегтярев
maxim.dv@gmail.com

¹ В. Г. Данченко, канд. техн. наук

¹ А. В. Шаповал
artemshapoval7@gmail.com

² К. В. Аврамов, д-р техн. наук
kvavramov@gmail.com
ORCID: 0000-0002-8740-693X

¹ Государственное предприятие
«Конструкторское бюро «Южное»
им. М. К. Янгеля»,
49008, Украина, г. Днепр,
ул. Криворожская, 3

² Институт проблем
машиностроения
им. А. Н. Подгорного
НАН Украины,
61046, Украина, г. Харьков,
ул. Пожарского, 2/10

Введение

Системное проектирование отсеков РН оптимальной массы включает в себя экспериментальный и теоретический анализ их прочности. На основании расчетного анализа, который не является предметом этой статьи, была исследована прочность вафельных цилиндрических отсеков РН и выбраны оптимальные параметры орбренных конструкций с обшивкой. Вафельный отсек представляет собой цилиндрическую оболочку, которая состоит из двух обечаек, изнутри усиленных стрингерами и шпангоутами, расположенными равномерно по окружной и продольной координате, образуя так называемый силовой набор. Основное отличие вафельного отсека в том, что оболочка, стрингеры и шпангоуты имеют переменную толщину, а отсек – переменную жесткость. На основании этих расчетных исследований был спроектирован и изготовлен оптимальный цилиндрический отсек РН. Переменность толщины позволяет усилить конструкцию в более нагруженных зонах хвостового отсека. В этой статье представлены результаты экспериментального анализа НДС отсека переменной жесткости РН.

Вафельные оболочки являются несущими элементами ракет-носителей [1]. Из оболочек с ребрами жесткости изготавливают различные элементы РН: обтекатели, баки, хвостовые отсеки. Вафельная цилиндрическая оболочка является основным конструктивным элементом для корпусов РН. По-

Предложен метод экспериментального исследования статического напряженно-деформированного состояния (НДС) хвостового отсека ракеты-носителя (РН) переменной жесткости. Хвостовой отсек состоит из корпуса и опорного кольца. Корпус представляет собой сварную конструкцию, изготовленную из двух вафельных обечаек и двух торцевых шпангоутов. На верхнем и нижнем торцевых шпангоутах имеются отверстия под болты и направляющие штыри для стыковки с баком горючего и опорным кольцом соответственно. Материал обечаек – сплав алюминия АМгБНПП, шпангоутов – сплав алюминия АМгБМ. Нагружение корпуса хвостового отсека производится через четыре опорных кронштейна силового кольца, введенного в состав испытываемой сборки. В статье описываются результаты экспериментального анализа статического НДС оптимизированного корпуса хвостового отсека в условиях нагружения, близкого к натурному. В результате проведения экспериментальных исследований достигнуты следующие цели: получены данные о прочности корпуса хвостового отсека с учетом особенностей конструкции, технологии изготовления и механических характеристик материала; проверены теоретические методики расчета на прочность конструкции; определены напряжения в местах, где они наиболее достоверно могут быть найдены только экспериментально; выявлены сечения конструкции, обладающие избытком прочности для их последующего облегчения. К хвостовому отсеку прикладываются разные по величине статические силовые факторы. Статическое нагружение конструкции производится поэтапно без динамических составляющих. При испытаниях корпуса хвостового отсека производилось измерение перемещений и деформаций. Деформации измерялись для трех различных значений продольной координаты оболочки и в различных точках по окружной координате конструкции. В каждой точке наклеивалась розетка из двух тензодатчиков. Один тензодатчик наклеивался в продольном направлении, а другой – в окружном. С помощью предложенного метода исследовано напряженно-деформируемое состояние хвостового отсека, который проектировался ГП КБ «Южное».

Ключевые слова: хвостовой отсек, вафельная цилиндрическая оболочка, датчики деформаций, нагрузка.

© М. А. Дегтярев, В. Г. Данченко, А. В. Шаповал, К. В. Аврамов, 2019

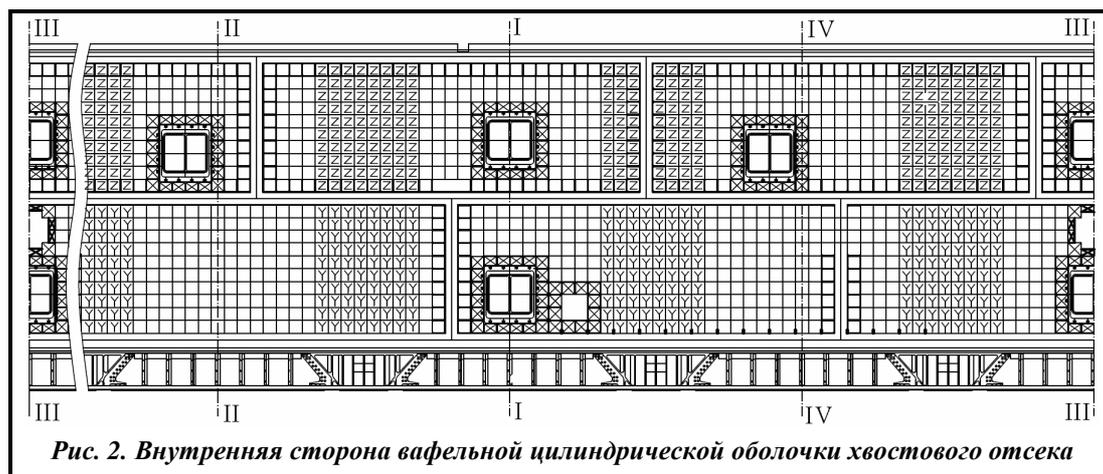


Рис. 2. Внутренняя сторона вафельной цилиндрической оболочки хвостового отсека

В данной статье описываются результаты экспериментального анализа статического НДС оптимизированного корпуса хвостового отсека в условиях нагружения, близкого к натурному. В результате проведения экспериментальных исследований достигнуты следующие цели:

- получены данные о прочности корпуса хвостового отсека с учетом особенностей конструкции, технологии изготовления и механических характеристик материала;
- проверены теоретические методики расчета на прочность конструкции;
- определены напряжения в местах, где они наиболее достоверно могут быть найдены только экспериментально;
- выявление сечений конструкции, обладающих избытком прочности для их последующего облегчения.

Основной задачей испытаний являлось проведение испытаний без разрушения и появления пластических деформаций в силовых элементах корпуса, для дальнейшего использования хвостового отсека в составе РН.

Схема испытаний отсека под действием нагрузок, моделирующих статические усилия от полностью заправленной ракеты на стартовом столе, представлена на рис. 3. К хвостовому отсеку прикладываются разные по величине статические силовые факторы, величины которых приводятся в табл. 1, 2. Статическое нагружение конструкции производится поэтапно без динамических составляющих. Отметим, что в силу T , представленную в табл. 1 и 2, входит вес верхней технологической оснастки. Этап 4, описанный в таблицах, отвечает эксплуатационным нагрузкам, действующим на хвостовой отсек. Этап 5 и 6 соответствует расчетным значениям нагрузок; коэффициент безопасности принимался $f=1,3$ и $f=1,5$ соответственно.

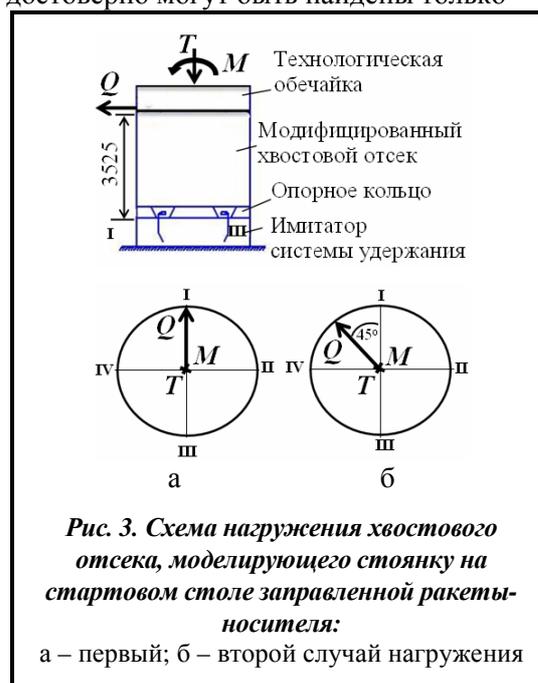


Рис. 3. Схема нагружения хвостового отсека, моделирующего стоянку на стартовом столе заправленной ракеты-носителя:

а – первый; б – второй случай нагружения

Таблица 1. Нагрузки, действующие на хвостовой отсек в случае стоянки заправленной ракеты-носителя без поддержки транспортно-установочного агрегата

Силовые факторы	Этапы нагрузки				
	1	2	3	4	5
T (тс)	74,53	147,18	220,97	294	381,3
M (тс·м)	31,83	68,06	102	135,81	176,65
Q (тс)	1,8	3,6	5,4	7,2	9,4

Таблица 2. Нагрузки, действующие на хвостовой отсек в случае стоянки заправленной ракеты-носителя с поддержкой транспортно-установочного агрегата

Силовые факторы	Этапы нагрузки				
	1	2	3	4	5
T (тс)	87,39	175,58	262,38	350,11	454,29
M (тс·м)	27,13	55,02	82,01	109,09	141,55
Q (тс)	1,6	3,2	4,8	6,53	8,5

При испытаниях корпуса хвостового отсека производилось измерение перемещений и деформаций. Схема расположения датчиков приведена на рис. 4. Места измерения деформаций обозначаются перевернутой буквой Т. Итак, деформации измерялись для трех различных значений продольной координаты оболочки и в различных точках по окружной координате конструкции. В каждой точке (рис. 4) наклеивалась розетка из двух тензодатчиков. Один тензодатчик наклеивался в продольном направлении, а другой – в окружном.

Эскиз хвостового отсека представлен на рис. 1. Хвостовой отсек и опорное кольцо устанавливаются и закрепляются системой удержания на технологическом кольце.

К верхнему торцу хвостового отсека крепилось технологическое кольцо, переходное кольцо и силовая обечайка. Теперь рассмотрим, как реализовывалось силовое нагружение. Схема нагружения силовыми факторами T и Q представлена на рис. 1. Осевая сжимающая нагрузка T реализовывалась в виде 16 параллельных сил T_i , передаваемых на сборку через верхнюю и нижнюю технологические обечайки. При нагружении конструкции в величине силы T учитывался вес технологической оснастки $G=19,11$ тс.

Изгибающий момент создавался парой сил с плечом $L=4.433$ м, приложенной к верхнему торцу хвостового отсека. Опишем способ создания этого изгибающего момента. Из рис. 1 следует, что создаваемые сжимающие усилия на противоположных сторонах хвостового отсека T_i+T_{Mi} и T_i-T_{Mi} . Вследствие таких величин прикладываемых нагрузок будет возникать изгибающий момент. Поперечная сила Q прикладывалась к переходному кольцу, которое крепится к верхнему торцу хвостового отсека.

Нагружение хвостового отсека силами T , Q производилось поэтапно согласно табл. 1 и 2. Представленные в таблицах этапы отвечают первому случаю нагружения (рис. 3). Для каждого случая нагружения производилось по одному испытанию. В этом случае сосредоточенные силы лежат в плоскости I–III.

При достижении 4-го этапа нагружения производилась выдержка в течение 10 минут. При достижении значений статических нагрузок 5-го этапа (табл. 1 и 2) дальнейшее нагружение прекращалось и нагрузки сбрасывались до нуля. На всех этапах нагружения производились измерения перемещений и деформаций.

После проведения описанных выше испытаний проводился второй случай нагружения. Этот случай тоже показан на рис. 3. Тогда все силовые факторы прикладываются под углом 45° к плоскости I–III. Значения прикладываемых нагрузок представлены в табл. 3 и 4. Исследуемая оболочка является достаточно дорогой. Поэтому все испытания проводились на одном образце. Дело в том, что, как показывают эксперименты, оболочка находится в области упругости и необратимых пластических деформаций не возникает.

Фактически реализуемые при стоянке ракеты-носителя нагрузки, действующие на хвостовой отсек, представлены в последних столбцах табл. 1–4.

Таблица 3. Нагрузки, действующие на хвостовой отсек в случае стоянки заправленной ракеты-носителя без поддержки транспортно-установочного агрегата

Силовые факторы	Этапы нагрузки				
	1	2	3	4	5
T (тс)	74,72	109,83	221,09	294,04	382,36
M (тс·м)	31,95	68,7	102,46	136,48	177,8
Q (тс)	1,8	3,61	5,42	7,21	9,42

Таблица 4. Нагрузки, действующие на хвостовой отсек в случае стоянки заправленной ракеты-носителя с поддержкой транспортно-установочного агрегата

Силовые факторы	Этапы нагрузки				
	1	2	3	4	5
T (тс)	87,48	176,1	263,2	350,29	454,81
M (тс·м)	27,48	55,76	83,07	110,18	143,36
Q (тс)	1,6	3,2	4,8	6,5	8,5

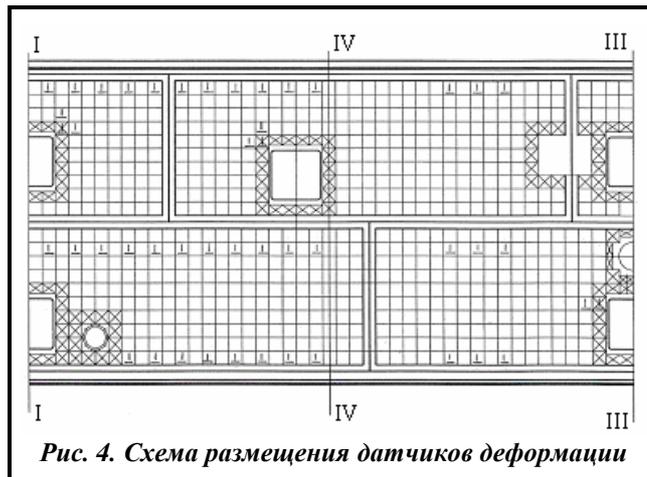


Рис. 4. Схема размещения датчиков деформации

Выводы

В этой части работы описана конструкция хвостового отсека переменной жесткости ракеты-носителя и представлена методика проведения экспериментальных исследований. На основании этой методики проведены экспериментальные исследования, которые будут подробно рассмотрены во второй части статьи.

Литература

1. Моссаковский В. И., Макаренко А. Г., Никитин П. И., Савин Ю. И., Спиридонов И. Н. Прочность ракетных конструкций. М: Высш. шк., 1990. 358 с.
2. Амиро И. Я., Заруцкий В. А. Теория ребристых оболочек. Киев: Наук. думка, 1980. 367 с.
3. Амиро И. Я., Грачев О. А., Заруцкий В. А., Пальчевский А. С., Санников Ю. А. Устойчивость ребристых оболочек вращения. Киев: Наук. думка, 1987. 180 с.
4. Андрианов И. В., Лесничая В. А., Лобода В. В., Маневич Л. И. Расчет прочности ребристых оболочек инженерных конструкций. Киев; Донецк: Вища шк., 1986. 167 с.
5. Лизин В. Т., Пяткин В. А. Проектирование тонкостенных конструкций. М: Машиностроение, 1994. 247 с.
6. Расчеты машиностроительных конструкций методом конечных элементов: справочник (под общей ред. В. И. Мяченкова). М: Машиностроение, 1989. 456 с.
7. Кармишин А. В., Лясковец В. А., Мяченков В. И., Фролов А. Н. Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций. М: Машиностроение, 1975. 280 с.
8. Печников В. П., Захаров Р. В., Тарасова А. В. Проектирование вафельных оболочек топливных баков ракеты с учетом пластических деформаций. *Инж. сб.: наука и инновации*. 2007. Т. 11. С. 1–14.
9. Кондратьев А. В. Проектирование головных обтекателей ракет-носителей из полимерных композитных материалов при одновременном тепловом и силовом воздействии. *Вопр. проектирования и пр-ва конструкций летат. аппаратов*. 2010. Т. 4. С. 11–22.
10. Гудрамович В. С., Гарт Э. Л., Клименко Д. В., Тонконоженко А. М., Рябоконт С. А. Конечно-элементный анализ упруго-пластического напряженно-деформированного состояния отсеков ракетных конструкций с вырезами. *Техн. механика*. 2011. Т. 4. С. 52–61.

Поступила в редакцию 12.07.2018