

УДК 621.81

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПРОЧНОСТИ ВАФЕЛЬНЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОТСЕКОВ ПЕРЕМЕННОЙ ЖЕСТКОСТИ

Часть 2. Результаты анализа

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
kvavr@kharkov.ua
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

В первой части этой статьи [1] была описана разработанная методика экспериментального исследования прочности хвостового отсека ракеты-носителя (РН). Хвостовой отсек представляет собой вафельную тонкостенную конструкцию, которая состоит из двух оболочек. В этой части статьи представлены результаты экспериментальных исследований на базе методики, разработанной в первой части.

Результаты экспериментального анализа

Рассмотрим результаты экспериментального анализа напряженно-деформированного состояния (НДС), возникающего в хвостовом отсеке ракеты. Схема нагружения отсека РН представлена на рис. 1. Эквивалентные сжимающие усилия исследовались в пяти различных поперечных сечениях, обозначенные так: VI – верхний шпангоут, V – начало верхней вафельной обечайки, IV – место сварного шва между нижней и верхней обечайкой, III – начало нижней вафельной обечайки, II – сечение на нижнем шпангоуте хвостового отсека.

Результаты анализа сжимающих усилий приводятся в табл. 1 и 2. В табл. 1 представлены эквивалентные сжимающие усилия в поперечных сечениях хвостового отсека без поддержки транспортно-установочного агрегата (ТУА). В первом столбце таблицы показан номер сечения, в котором исследовались сжимающие усилия. Во втором представлены расчетные значения сжимающих усилий, которые реализуются при эксплуатации в составе ракеты-носителя. В третьем и четвертом столбцах показаны результаты экспериментального анализа сжимающих усилий, полученные для первого и второго случая нагружения (рис. 3 в статье [1]). Как следует из табл. 1, расчетные и экспериментальные сжимающие усилия чрезвычайно близки. В табл. 2 представлены результаты, аналогичные табл. 1, только для случая нагружения ракеты с поддержкой ТУА.

Представлены результаты экспериментального анализа напряженно-деформируемого состояния хвостового отсека переменной жесткости, который спроектирован в КБ «Южное». Анализу подвергались эквивалентные сжимающие усилия в поперечных сечениях хвостового отсека без поддержки транспортно-установочного агрегата. Установлено, что расчетные и экспериментальные сжимающие усилия чрезвычайно близки. Измерение деформаций в хвостовом отсеке проводилось в местах установки тензорезисторов. Для измерения перемещений монтировались датчики перемещений. Перемещения измерялись в шести точках. Они исследовались при максимальных значениях нагрузок, соответствующих пятому и шестому этапам нагружения. Осевые перемещения всегда отрицательные, что свидетельствует о сжатии оболочки в осевом направлении. Экспериментально исследовалось напряженно-деформируемое состояние хвостового отсека ракеты-носителя. Окружные нормальные напряжения на несколько порядков меньше продольных. Поэтому окружные напряжения не исследовались. Результаты экспериментальных исследований сравнивались с данными численного моделирования в программном комплексе NASTRAN. Целью моделирования являлось подтверждение работоспособности хвостового отсека при нагрузках, возникающих во время эксплуатации. Другими словами, конструкция должна выдержать действующие нагрузки без разрушения и появления пластических деформаций. Особое внимание уделялось зонам, которые находились непосредственно под кронштейнами. Экспериментальные результаты и данные численного моделирования близки.

Ключевые слова: хвостовой отсек, напряженно-деформируемое состояние хвостового отсека, эквивалентные сжимающие усилия, измерения перемещений.

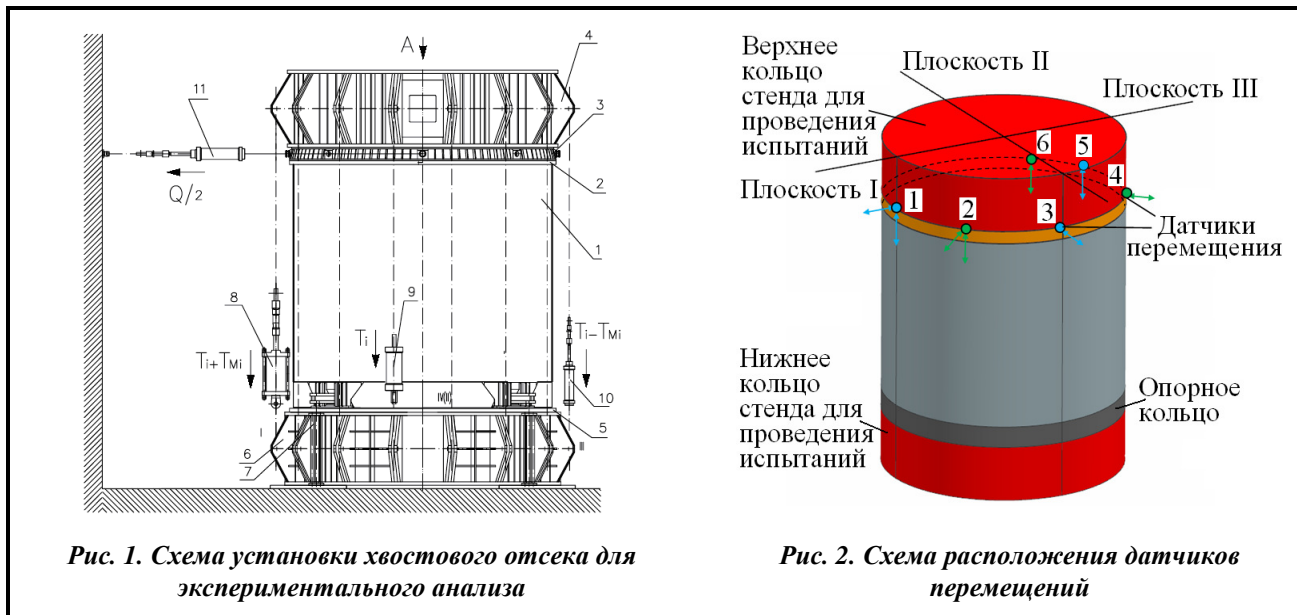


Рис. 1. Схема установки хвостового отсека для экспериментального анализа

Рис. 2. Схема расположения датчиков перемещений

Таблица 1. Эквивалентные сжимающие усилия в поперечных сечениях хвостового отсека в случае стоянки заправленной ракеты без поддержки ТУА

Сечение	Расчетная нагрузка, тс ($f=1,3$)	Испытательная нагрузка, тс	
		В плоскости I-III	Под углом 45°
VI	559,389	562,479	564,719
V	560,836	566,763	569,012
IV	576,475	581,711	583,990
III	592,094	596,510	598,820
II	593,579	597,907	600,220

Таблица 2. Эквивалентные сжимающие усилия в поперечных сечениях хвостового отсека в случае стоянки заправленной ракеты с поддержкой ТУА

Сечение	Расчетная нагрузка, тс ($f=1,3$)	Испытательная нагрузка, тс	
		В плоскости I-III	Под углом 45°
VI	596,439	599,469	692,393
V	599,089	603,352	696,811
IV	611,441	616,915	712,220
III	625,831	630,330	727,481
II	624,737	631,602	728,919

Измерение деформаций в хвостовом отсеке проводилось в местах установки тензорезисторов, показанных на рис. 4 в статье [1] перевернутой буквой Т. Используя закон Гука, из величин продольных и окружных деформаций пересчитывались окружные напряжения σ_y и продольные напряжения σ_x [2].

Для измерения перемещений монтировались датчики в местах, показанных на рис. 2. Перемещения измерялись в шести точках. Они исследовались при максимальных значениях нагрузок, соответствующих пятому и шестому этапам нагружения. Эти нагрузки представлены в последнем столбце табл. 1–4 в статье [1]. Результаты измерений осевых и радиальных перемещений приводятся в табл. 3. Как следует из этой таблицы, осевые перемещения всегда отрицательные, что свидетельствует о сжатии оболочки в осевом направлении. В первом столбце табл. 3 указаны номера точек, которые представлены на рис. 2. В таблице показаны измерения проекций перемещений, которые проводились для первого и второго случая нагружения хвостового отсека (рис. 3 в статье [1]).

Теоретические расчеты, которые проводились для сравнения с экспериментальными данными, представлены в табл. 4. В ней показаны максимальные перемещения, полученные экспериментально, и расчетные значения. В последней строке таблицы дана разница экспериментальных и расчетных значений в процентах. В большинстве случаев относительная погрешность находится в диапазоне допустимых величин. Одно значение выходит из этого диапазона; тогда погрешность составляет 27,8%.

Теперь представим результаты экспериментального анализа НДС хвостового отсека ракетно-носителя. Как следует из экспериментального анализа, при условиях нагружения, показанных на рис. 3 в статье [1], окружные нормальные напряжения на несколько порядков меньше продольных. Поэтому окружные напряжения не исследуются.

Таблица 3. Результаты измерений максимальных перемещений

№ точки	Направление измерения	Нагружение в плоскости		Нагружение под 45°	
		Без поддержки ТУА	С поддержкой ТУА	Без поддержки ТУА	С поддержкой ТУА
Перемещения, мм					
1	Осевое	-6,46	-6,19	-4,41	-5,64
	Радиальное	-3,59	-2,75	-2,36	-2,03
2	Осевое	-5,91	-5,90	-6,03	-7,22
	Радиальное	-3,17	-2,19	-2,84	-2,30
3	Радиальное	-0,43	-0,10	-3,14	-3,04
4	Радиальное	3,35	2,73	0,34	0,39
5	Осевое	-0,56	-1,82	-1,94	-3,33
6	Осевое	-2,00	-2,87	-0,94	-2,54

Таблица 4. Сравнение максимальных экспериментальных и расчетных перемещений хвостового отсека в местах установки датчиков

Вид данных	Нагружение хвостового отсека в плоскости I–III				Нагружение хвостового отсека под углом 45° от пл I к пл IV			
	Осевые	Радиальные	Осевые	Радиальные	Осевые	Радиальные	Осевые	Радиальные
	Без поддержки ТУА		С поддержкой ТУА		Без поддержки ТУА		С поддержкой ТУА	
Экспериментальные значения, мм	-6,46	-3,59	-6,19	-2,75	-6,03	-3,14	-7,22	-3,04
Расчетные значения, мм	-6,58	-3,37	-6,22	-3,81	-6,16	-3,70	-7,44	-2,75
Δ , %	1,82	6,12	0,48	27,8	2,11	15,13	2,95	9,53

Результаты экспериментального анализа продольных напряжений даны на рис. 3–6. На каждом из них изображены распределение продольных напряжений для трех сечений, которые обозначаются номерами 1, 2, 3. Эти три слоя измерений представлены на рис. 4 в статье [1] перевернутыми буквами Т. Номера сечений размещаются сверху вниз. Сечение 1 находится сверху, а сечение 3 – снизу. На рис. 3 показано распределение продольных напряжений по окружной координате для случая стоянки заправленной ракеты без поддержки ТУА. Нагрузки, приложенные к хвостовому отсеку, соответствуют 5-му этапу нагружения (табл. 1 в статье [1]). Подчеркнем, что эти нагрузки прикладываются в плоскости I–III. На рис. 4 показано распределение продольных напряжений в трех поперечных сечениях в зависимости от окружной координаты в случае стоянки заправленной ракеты с поддержкой ТУА. Нагрузки, действующие на РН, представлены в последнем столбце табл. 2 в статье [1]. Эти нагрузки прикладываются в плоскости I–III (рис. 3).

Величины максимальных напряжений для случая нагрузок с поддержкой ТУА больше, чем для случая без его поддержки. Как следует из табл. 3, 4 статьи [1], при поддержке ТУА величины продольных сжимающих усилий больше.

Теперь рассмотрим результаты анализа НДС для второго случая нагружения (рис. 3 в статье [1]). Результаты экспериментального анализа распределения продольных напряжений в трех поперечных сечениях хвостового отсека в зависимости от окружной координаты в случае заправленного РН без поддержки ТУА показаны на рис. 5. Нагрузки, действующие на хвостовой отсек, приводятся в последнем столбце табл. 3 статьи [1].

На рис. 6 даны распределения продольных напряжений в трех поперечных сечениях в зависимости от окружной координаты в случае стоянки заправленной РН с поддержкой ТУА. Нагрузки, действующие на РН, представлены в последнем столбце табл. 4 статьи [1]. Эти нагрузки прикладываются под углом 45° от плоскости I к плоскости IV (рис. 3 в статье [1]).

Как следует из результатов экспериментального анализа, в рассмотренных выше четырех случаях нагружения хвостового отсека величины продольных напряжений меньше предела текучести материала. Поэтому хвостовой отсек находится в области упругости.

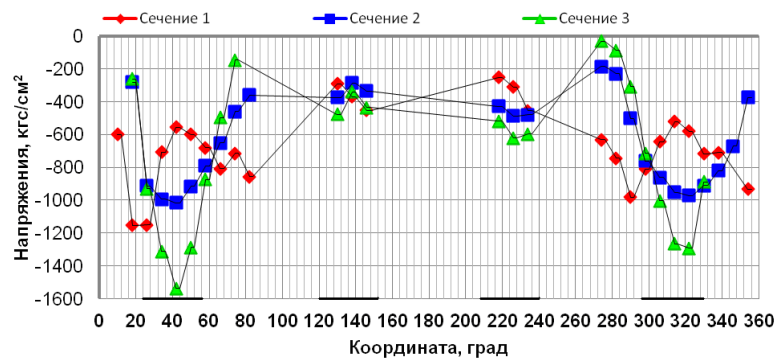


Рис. 3. Распределение продольных напряжений в поперечных сечениях хвостового отсека без поддержки транспортно-установочного агрегата

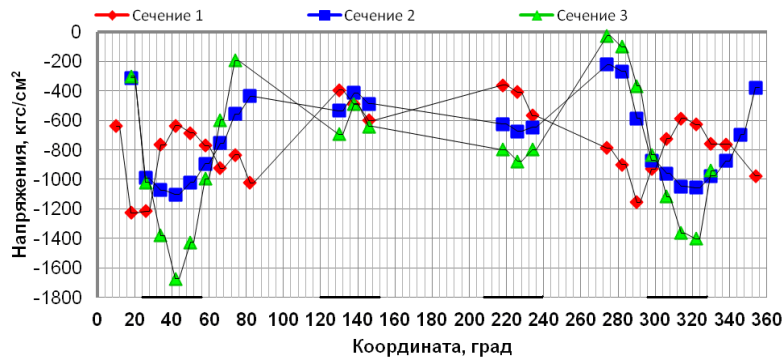


Рис. 4. Распределение продольных напряжений в поперечных сечениях корпуса хвостового отсека с поддержкой транспортно-установочного агрегата

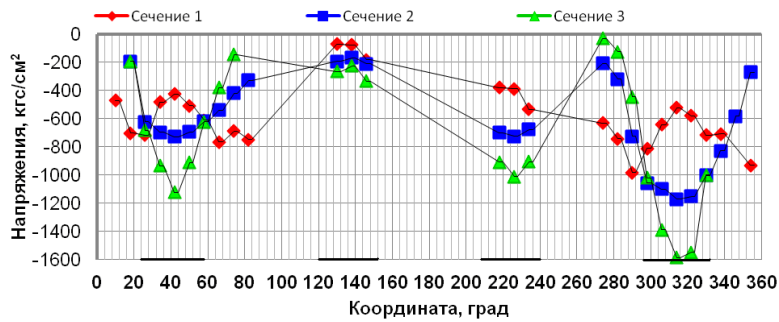


Рис. 5. Распределение продольных напряжений в поперечных сечениях корпуса хвостового отсека для случая стоянки заправленной ракеты без поддержки ТУА

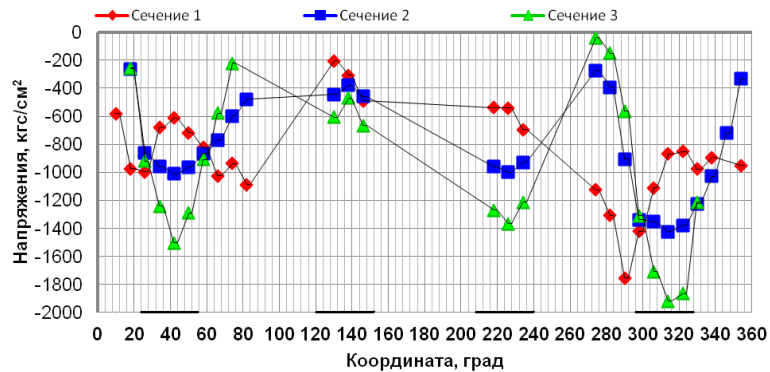


Рис. 6. Распределение продольных напряжений в поперечных сечениях корпуса хвостового отсека для случая стоянки заправленной ракеты с поддержкой ТУА

Численное моделирование напряженного состояния

В этом разделе представлены результаты конечноэлементного моделирования НДС хвостового отсека в программном комплексе NASTRAN. Целью моделирования являлось подтверждение работоспособности хвостового отсека при нагрузках, возникающих во время эксплуатации. Другими словами, конструкция должна выдержать действующие нагрузки без разрушения и появления пластических деформаций. Особое внимание уделялось зонам, которые находились непосредственно под кронштейнами и обозначены знаками (Y) и (Z) (рис. 2 в статье [1]). По результатам расчетов было принято решение увеличить толщины силовых элементов конструкции в зонах установок кронштейнов. Такие усиления образуют так называемые силовые столбы, которые по ширине соответствуют кронштейнам. При расчетах и испытаниях обращали внимание именно на эти зоны, чтобы в них не наблюдались пластические деформации [2].

Результаты моделирования НДС хвостового отсека в случае стоянки заправленного ракетносителя без поддержки ТУА приводятся на рис. 6. Нагрузки, действующие на ракету, находятся в плоскости I–III. Эти нагрузки приводятся в пятом столбце табл. 1 статьи [1]. На рис. 7 показаны продольные напряжения в хвостовом отсеке. Подчеркнем, что растягивающие напряжения являются положительными, а сжимающие – отрицательными. На рис. 7 представлено распределение продольных напряжений в хвостовом отсеке под действием нагрузок, описывающих стоянку заправленной ракеты с учетом поддержки ТУА. Нагрузки, действующие на ракету, относятся к первому случаю нагружения (рис. 3 в статье [1]).

Величины экспериментальных измерений НДС сравнивались с данными его численного моделирования в программном комплексе NASTRAN. Результаты такого сравнения представлены в табл. 5, где показаны максимальные продольные напряжения, возникающие в корпусе хвостового отсека. Во второй строке даны экспериментальные значения продольных сжимающих напряжений, а в третьей – расчетные значения. В четвертой строке представлена относительная погрешность экспериментальных и расчетных значений. Итак, экспериментальные и расчетные результаты близки.

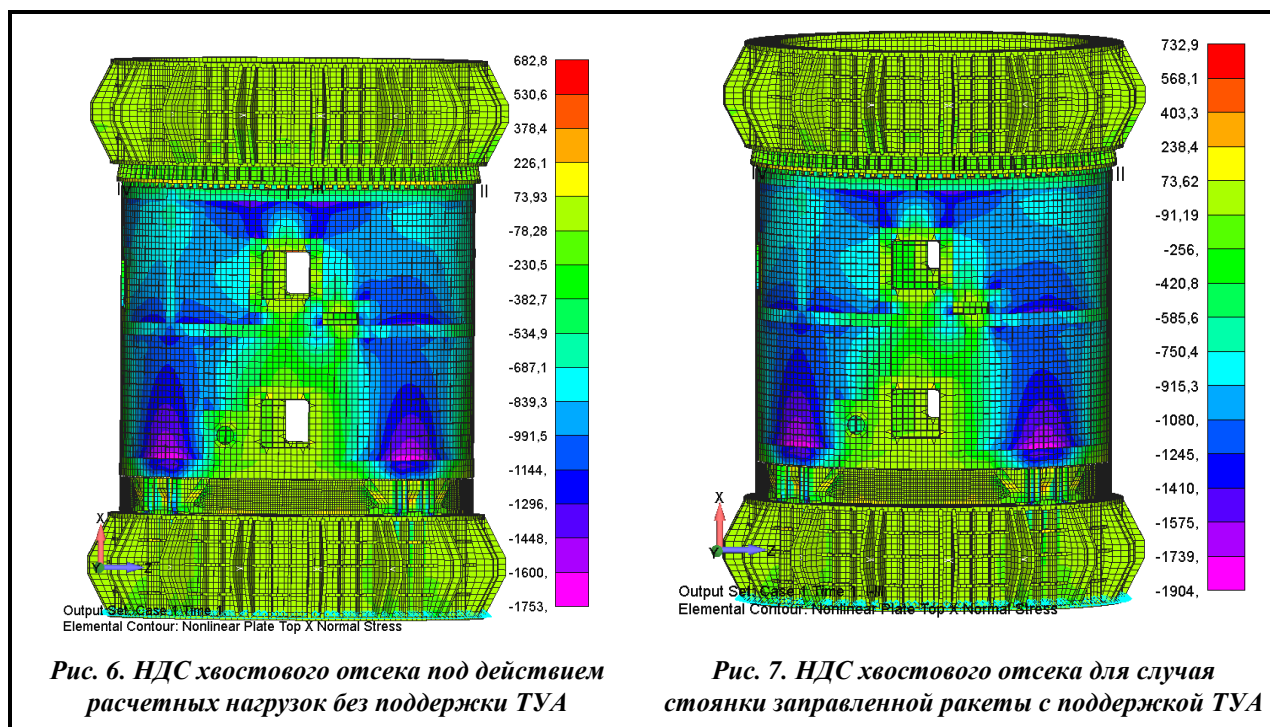


Рис. 6. НДС хвостового отсека под действием расчетных нагрузок без поддержки ТУА

Рис. 7. НДС хвостового отсека для случая стоянки заправленной ракеты с поддержкой ТУА

Таблица 5. Максимальные экспериментальные и расчетные продольные сжимающих напряжений в корпусе хвостового отсека

Виды значений	I – III		Под углом 45° от плоскости I к плоскости IV	
	Без поддержки ТУА	С поддержкой ТУА	Без поддержки ТУА	С поддержкой ТУА
Экспериментальные, кгс/см ²	-1538	-1674	-1587	-1922
Расчетные, кгс/см ²	-1598	-1738	-1797	-2072
Δ, %	3,75	3,68	11,68	7,23

Выводы

Експериментальні дослідження хвостового отсеку проводились під дією максимальних навантажень, прикладених до корпусу при стоянці заправленої ракети-носія як з підтримкою установщика, так і без неї. Для кожного випадку реалізовано навантаження хвостового отсеку в площині опору і під кутом 45° до цієї площини. При досягненні 130 і 150% від експлуатаційного навантаження втрати працездатності конструкції не відзначені, що підтверджує достатню міцність корпусу хвостового отсеку. Аналіз НДС корпусу хвостового отсеку при максимальних рівнях навантажень показав достатню хорошу близькість розрахункових і експериментальних параметрів. Відмінність максимальних експериментальних і розрахункових параметрів напружено-деформованого стану становить від 3,75 до 11,68%. Максимальні напруження в корпусі хвостового отсеку не досягали межі текучості матеріалу. Тому матеріал хвостового отсеку знаходиться в області упругості.

Дефектація корпусу хвостового отсеку після випробувань підтвердила відсутність дефектів у зварних з'єднаннях і залишкових деформацій у конструкції, а також стикомість корпусу з контрольними технологічними кільцями.

Литература

1. Degtyarev M. A., Danchenko V. G., Shapoval A. V., Avramov K. V. Experimental strength analysis of variable stiffness waffle-grid cylindrical compartments. Part 1. Experimental procedure. *J. Mech. Eng.* 2019. Vol. 22. No. 1. P. 33–36. <https://doi.org/10.15407/pmach2019.01.033>
2. Кобаяси А. Экспериментальная механика. М.: Мир, 1990. 550 с.
3. Работнов Ю. Н. Механика деформируемого твердого тела. М.: Наука, 1988. 710 с.

Поступила в редакцию 12.07.2018

**Експериментальний аналіз міцності вафельних циліндричних відсіків змінної жорсткості.
Частина 2. Результати аналізу**

¹ Дегтярев М. О., ¹ Данченко В. Г., ¹ Шаповал А. В., ² Аврамов К. В.

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,
49008, Україна, м. Дніпро, вул. Криворізька, 3

² Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України,
61046, Україна, м. Харків, вул. Пожарського, 2/10

Подані результати експериментального аналізу напружено-деформованого стану хвостового відсіку змінної жорсткості, який спроектований в КБ "Південне". Аналізу піддавалися еквівалентні стискальні зусилля в поперечних перерізах хвостового відсіку без підтримки транспортно-інсталяційного агрегату. Встановлено, що розрахункові та експериментальні стискальні зусилля надзвичайно близькі. Вимірювання деформацій в хвостовому відсіку проводилося в місцях установлення тензорезисторів. Для вимірювання переміщень монтувалися датчики переміщень. Переміщення вимірювалися в шести точках. Вони досліджувалися за максимальних значень навантажень, що відповідають п'ятому та шостому етапам навантаження. Осьові переміщення завжди негативні, що свідчить про стиск оболонки в осьовому напрямку. Експериментально досліджувався напружено-деформований стан хвостового відсіку ракети-носія. Обводові нормальні напруження на декілька порядків менше поздовжніх. Тому обводові напруження не досліджувалися. Результати експериментальних досліджень порівнювалися з даними чисельного моделювання в програмному комплексі NASTRAN. Метою моделювання було підтвердження працездатності хвостового відсіку при навантаженнях, що виникають під час експлуатації. Іншими словами, конструкція повинна витримати діючі навантаження без руйнування і появи пластичних деформацій. Особлива увага приділялася зонам, які перебували безпосередньо під кронштейнами. Експериментальні результати і дані чисельного моделювання близькі.

Ключові слова: напружено-деформований стан хвостового відсіку, еквівалентні стискальні зусилля, вимірювання переміщень.