

Д. В. Акимов¹, д-р техн. наук В. З. Гришак², д-р техн. наук С. И. Гоменюк²,
Д. В. Клименко¹, И. Ф. Ларионов¹, В. Н. Сиренко¹

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное», г. Днепр

² Запорожский национальный университет, г. Запорожье

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ И ПРОЧНОСТИ МЕЖСТУПЕНЧАТОГО ОТСЕКА РАКЕТОНОСИТЕЛЯ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ ВНЕШНЕМ НАГРУЖЕНИИ

Представлены результаты экспериментального исследования деформирования и прочности конструкции межступенчатого отсека (второй и третьей ступени) ракетносителя при комбинированном внешнем статическом нагружении в ряде расчетных случаев. Результаты эксперимента сопоставлены с теоретическими данными расчета по методу конечных элементов, применительно к исследуемому классу механических систем.

Ключевые слова: межступенчатый отсек, испытания, деформация, прочность, комбинированное нагружение, технологические обечайки, расчетный случай, метод конечных элементов.

Введение

Конкурентоспособные изделия ракетно-космической техники (РКТ) в связи с новыми представлениями развития данной отрасли и решаемых задач требуют постоянного совершенствования процесса проектирования конструкций на базе современного математического обеспечения с учетом опыта использования отечественных и зарубежных систем автоматизированного проектирования (САПР) или CAD (Computer-Aided Design) и систем автоматизации инженерных расчетов и анализа (CAE) [1], позволяющих моделировать, в частности, процессы деформации, истощения несущей способности и разрушения конструкций сложной конфигурации, работающих в экстремальных условиях эксплуатации. К наиболее распространенным широко специализированным системам CAE можно отнести такие программные продукты, как ANSYS (ANSYS, Inc.), Nastran (MSC Software Corporation), Abacus (Abacus, Inc.) и другие. Следует отметить, что, например, программные комплексы MSC.Patran и MSC.Nastran достаточно широко используются в ракетно-космической технике.

Одним из основополагающих звеньев при проектировании конкретного вида ракетно-космической техники является прочностной расчет с выбором конструкционных материалов, определением основных расчетных случаев нагружения и отвечающего за весовое совершенство проектируемого изделия. Необходимость специализированного математического обеспечения возникает при использовании в конструкции ракеты-носителя и космических аппаратов композиционных материалов, в частности уг-

лепластиков, которые формируются в процессе изготовления конструкции. Именно для них надежное математическое обеспечение, особенно предиспытательное математическое моделирование, имеет высокий статус в связи с возможностью значительного облегчения корпусных силовых элементов ракеты-носителя, в частности между баковых отсеков, головного обтекателя (ГО) и разгонного блока, а также снижением, в ряде случаев, натурных повторных испытаний при условии обеспечения углубленного прочностного анализа. Например, качественное усложнение задач прочности конструкций из высокопрочных алюминиевых сплавов, решаемых с помощью компьютерных технологий, приводит к необходимости конечно-элементных моделей расчетов с учетом реальных диаграмм нелинейного деформирования материала. Естественно, принципиальным вопросом для пользователя является выбор программного продукта и совершенствование математического обеспечения для решения конкретных задач. Отметим, что аналитический обзор программных комплексов, включающий математическое моделирование в нелинейных проблемах механики, до 2009 года содержится в работе [1]. К последним работам этого направления следует отнести публикации [2–10].

Естественно, используемое математическое обеспечение для прогнозирования несущей способности силовых элементов конструкций ракетносителей и используемый на практике конструкторских бюро программный продукт нуждаются в тщательной экспертной оценке по результатам тестовых испытаний конструкций для основных расчетных случаев.

Целью настоящего исследования является описание постановки, методики проведения и анализ результатов экспериментальных исследований натуральных испытаний при заданных жесткостных характеристиках исследуемой конструкции межбакового отсека и параметрах внешнего нагружения.

Испытания межступенного отсека 2-3 ступеней (МСО 2-3)

Основными задачами испытаний явились:

- подтверждение правильности выбранных конструктивных решений для элементов конструкции МСО 2-3 ступеней в обеспечение его прочности;
- подтверждение прочности корпуса МСО 2-3 ступеней при нагружении осевыми, перерезывающими силами и изгибающим моментом на активном участке траектории полета РКН (полет 1 и 2 ступени) и при наземной эксплуатации полностью собранной РКН;
- определение фактической несущей способности корпуса МСО 2-3 ступеней (испытания до разрушения).

Испытаниям подвергалась опытная конструкция (ОК), состоящая из:

- третьей ступени;
 - цилиндрического отсека;
 - корпуса переходника.
- Третья ступень включает:
- топливный отсек третьей ступени;
 - магистральный и расходный трубопровод;
 - корпус крепления двигателя;
 - имитатор двигателя;
 - корпус МСО 2-3 ступеней;
 - элементы крепления приборов;
 - комплект крепежа для крепления отсеков.

Испытания сборки на расчетный случай «Полет РКН на АУТ, работа 1 ступени»

Сборка, состоящая из нижнего отсека цилиндрической секции ГО, корпуса переходника, корпуса МСО 2-3 ступеней, топливного отсека третьей ступени, магистрального трубопровода «О», расходного трубопровода «Г», корпуса (рамы МДУ) и клепаной части ТО третьей ступени, входящего в топливный отсек в сборе, устанавливалась вертикально и нижним шпангоутом корпуса МСО 2-3 ступеней, через технологическую обечайку, крепилась к силовому полу. Крепление нижнего шпангоута корпуса МСО 2-3 ступеней к технологической обечайке осуществлялось технологическим крепежом, по геометрии и прочности соответствующим штатному.

Схема испытаний сборки приведена на рисунках 1 и 2. На шпангоуты отсека ГО, корпуса переходника ГБ и бака «О» устанавливались технологические обечайки для приложения осевых, перерезывающих сил и изгибающих моментов. К шпангоуту бака «Г» третьей ступени были пристыкованы технологические сегменты для приложения осевых и перерезывающих сил.

К корпусу (рамы МДУ) был пристыкован имитатор МДУ для приложения осевой силы.

Общий вид испытательной установки представлен на рисунке 3. При нагружении в значениях усилий учитывался вес технологической оснастки, пристыкованной к верхнему торцу цилиндрической секции ГО, к верхнему торцу переходника ГБ, к шпангоуту бака «О». При проведении испытания нагружение проводилось этапами №№1-6. На этапе №4 производилось нагружение эксплуатационными нагрузками с выдержкой 5 минут, на этапах № 5 и № 6 – расчетными (максимальное растяжение и максимальное сжатие соответственно). Далее проводился сброс нагрузок. Измерение параметров и визуальный осмотр конструкции производились на каждом этапе нагружения.

Схема расположения датчиков перемещений представлена на рисунке 4. Программные и реализованные значения нагрузок приведены в таблице 1.

Испытание МСО 2-3 ступеней максимальным осевым сжатием до разрушения

Корпус МСО 2-3 ступеней устанавливался вертикально и нижним шпангоутом с помощью технологической обечайки закреплялся на силовом полу. Крепление нижнего шпангоута корпуса МСО 2-3 ступеней к технологической обечайке осуществлялось технологическим крепежом, по геометрии и прочности соответствующим штатному.

Схема испытаний сборки приведена на рисунке 5.

На верхний торцевой шпангоут корпуса МСО 2-3 ступеней, через технологическое кольцо, устанавливалась технологическая обечайка для приложения осевой силы. Результаты статических испытаний приведены в таблице 2.

На рисунках 6-9 приведены изображения деформации обшивки на разных этапах нагружения. На рис. 9 хорошо видно разрушение межступенного отсека 2-3 ступеней при достижении критического значения нагрузок.

Расчет устойчивости МСО 2-3 ступеней при осевом сжатии

Исходными данными для проведения расчета на устойчивость конструкции МСО 2-3 являлись:

- конструкторская документация (КД) на корпус МСО 2-3;
- физико-механические характеристики материалов и предельные значения напряжений.

Для расчета устойчивости была построена конечно-элементная модель МСО 2-3, приведенная на рисунке 10.

Конечно-элементная модель МСО 2-3 нагружалась единичной осевой сжимающей силой по верхнему сечению, с учетом жесткости оснастки. Результаты расчета общей устойчивости корпуса МСО 2-3 приведены на рисунках 10-12.

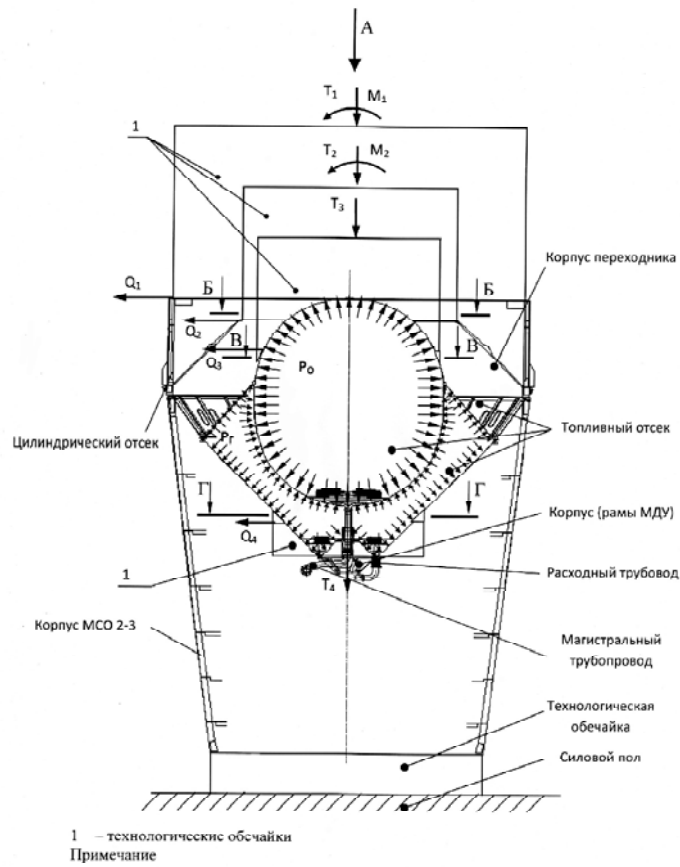


Рис. 1. Схема нагружения сборки СТАГ X «Полет РКН на АУТ, работа 1 ступени»: 1 – технологические обечайки

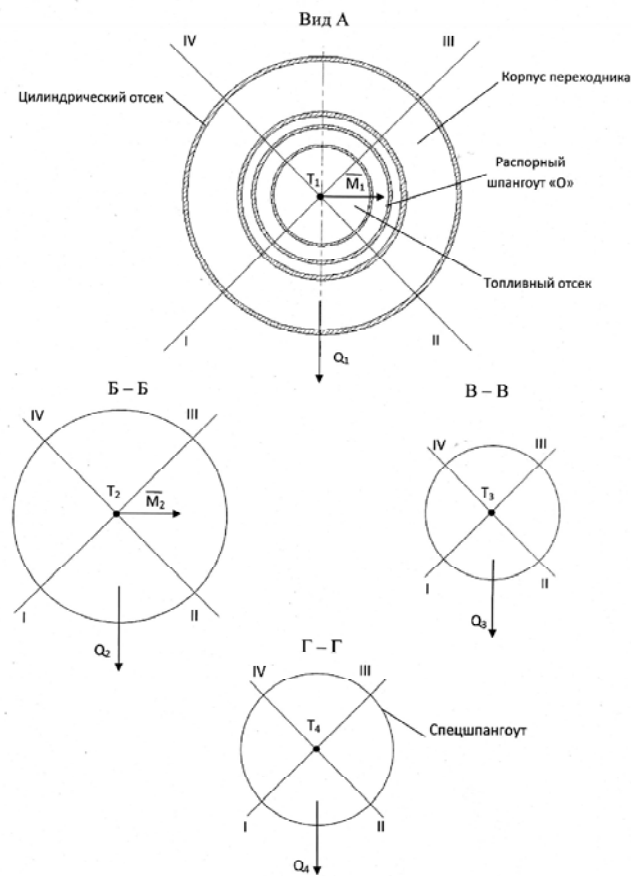


Рис. 2. Схема нагружения сборки «Полет РКН на АУТ, работа 1 ступени»



Рис. 3. Общий вид испытательной установки

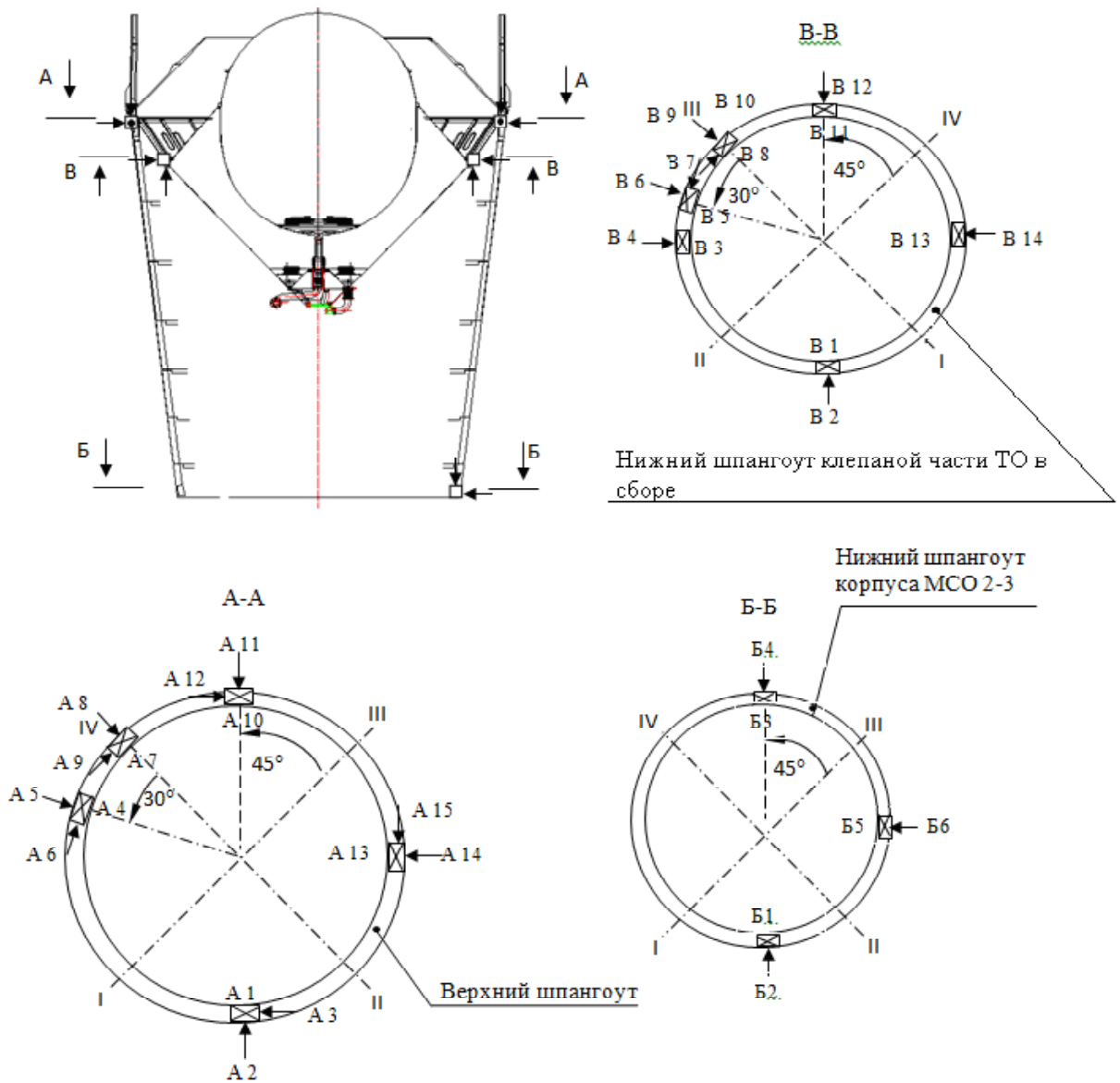


Рис. 4. Схема расположения датчиков перемещений на сборке

Таблица 1 – Нагружение сборки расчетный случай «Полет РКН на АУТ работа 1 ступени» (программные и испытательные значения)

Этап	0	1	2	3	4	5	6
$P^0_{\text{прог.}}$	0,15	1,15	2,30	3,45	4,65	7,00	7,00
$P^0_{\text{реал.}}$	0,152	1,152	2,313	3,458	4,666	7,015	7,007
$P^1_{\text{прог.}}$	0,10	0,75	1,50	2,25	3,10	4,65	4,65
$P^1_{\text{реал.}}$	0,101	0,751	1,503	2,254	3,102	4,652	4,651
$T_1_{\text{прогр.}}$	0	5,64	11,28	16,92	22,54	29,30	36,10
$T_1_{\text{реал.}}$	0	11,503	11,533	16,964	22,560	29,330	36,170
$T_2_{\text{прогр.}}$	0	-2,54	-5,08	-7,62	-10,15	-13,20	-4,50
$T_2_{\text{реал.}}$	0	-2,615	-5,107	-7,633	-10,255	-13,235	-4,530
$T_3_{\text{прогр.}}$	0	3,84	7,68	11,52	15,36	19,96	22,36
$T_3_{\text{реал.}}$	0	4,912	7,694	11,604	15,430	20,070	22,360
$T_4_{\text{прогр.}}$	0	1,61	3,22	4,83	6,42	8,34	9,34
$T_4_{\text{реал.}}$	0	1,722	3,343	4,995	6,622	8,694	9,567
$Q_1_{\text{прогр.}}$	0	2,64	5,28	7,92	10,54	13,70	16,70
$Q_1_{\text{реал.}}$	0	2,669	5,335	7,974	10,620	13,840	16,840
$Q_3_{\text{прогр.}}$	0	-0,3	-0,6	-0,9	-1,2	-1,56	-2,61
$Q_3_{\text{реал.}}$	0	-0,334	-0,613	-0,922	-1,221	-1,586	-2,636
$Q_4_{\text{прогр.}}$	0	-0,260	-0,520	-0,780	-1,030	-1,335	-2,220
$Q_4_{\text{реал.}}$	0	-0,262	-0,521	-0,780	-1,040	-1,339	-2,233
$M_1_{\text{прогр.}}$	0	11,74	23,48	35,22	46,93	61,00	57,62
$M_1_{\text{реал.}}$	0	11,971	23,724	35,521	47,200	61,387	57,836

Примечание. $P^0_{\text{прог.}}$; $P^2_{\text{прог.}}$; $T_1_{\text{прогр.}}$; $T_2_{\text{прогр.}}$; $T_3_{\text{прогр.}}$; $T_4_{\text{прогр.}}$; $Q_1_{\text{прогр.}}$; $Q_3_{\text{прогр.}}$; $Q_4_{\text{прогр.}}$; $M_1_{\text{прогр.}}$; $M_2_{\text{прогр.}}$ – программные значения внутреннего избыточного давления, осевых, перерезывающих сил и моментов;

$P^0_{\text{реал.}}$; $P^2_{\text{реал.}}$; $T_1_{\text{реал.}}$; $T_2_{\text{реал.}}$; $T_3_{\text{реал.}}$; $T_4_{\text{реал.}}$; $Q_1_{\text{реал.}}$; $Q_3_{\text{реал.}}$; $Q_4_{\text{реал.}}$; $M_1_{\text{реал.}}$; $M_2_{\text{реал.}}$ – реализованные значения внутреннего избыточного давления, осевых сил, перерезывающих сил и моментов при испытаниях.

Таблица 2 – Результаты статических испытаний МСО 2-3 ступеней при нагружении максимальным осевым сжатием

Наименование отсека	L	$T^P_{\text{экв.сж.}}$	$T^P_{\text{доп}}$	$T^{\text{исп.}}_{\text{разр}}$	$\eta^{\text{исп.}}$
Участок между шпангоутами 8–7	63,0	167,41	212,0	295,9	1,76
Участок между шпангоутами 7–6	63,0	178,16	237,0		1,66
Участок между шпангоутами 6–5	63,0	189,88	232,4		1,55
Участок между шпангоутами 5–4	52,4	200,48	324,0		*
Участок между шпангоутами 4–3	50,0	210,89	351,3		*

Примечание. L – длина секции между шпангоутами; $T^P_{\text{экв.сж.}}$ – расчетная эквивалентная осевая сжимающая сила; $T^P_{\text{доп}}$ – расчетная допускаемая осевая сила; $T^{\text{исп.}}_{\text{разр}}$ – испытательная разрушающая сила; $\eta^{\text{исп.}}$ – коэффициент запаса прочности (устойчивости) реализованный при испытаниях; * – нижнее сечение корпуса МСО 2.

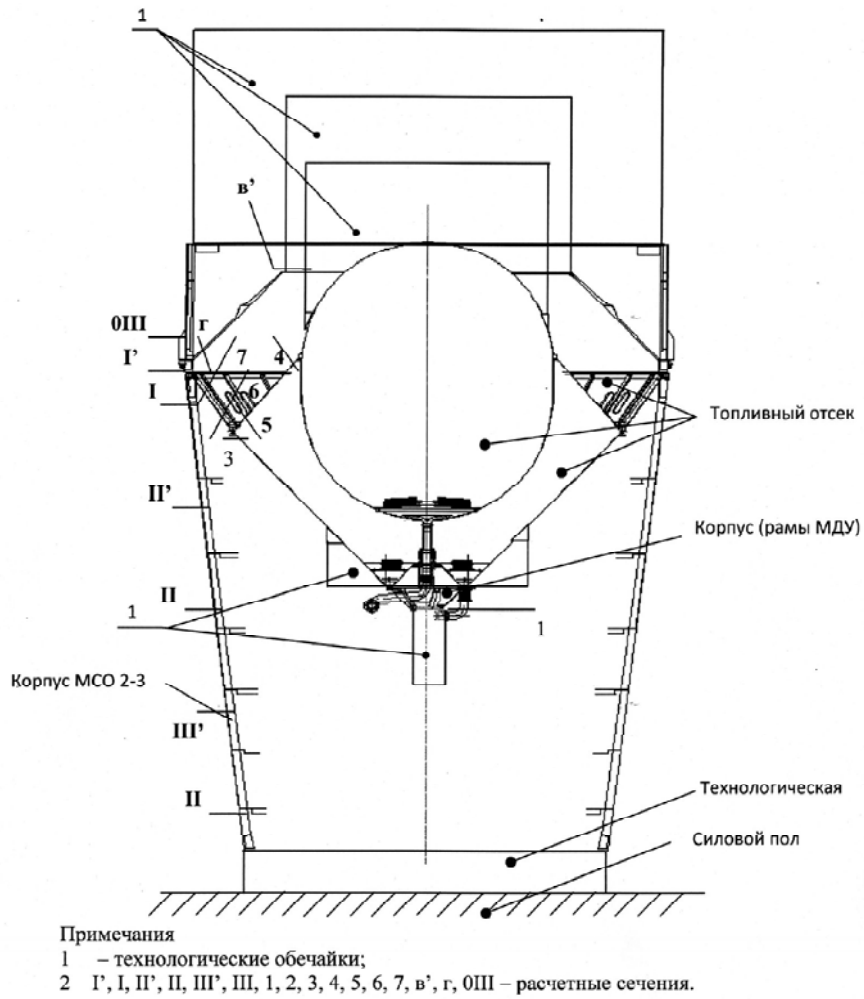


Рис. 5. Схема расчетных сечений сборки: 1 – технологические обечайки; 2 – Г', I, II', II, III', III, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, в', г, OIII – расчетные сечения

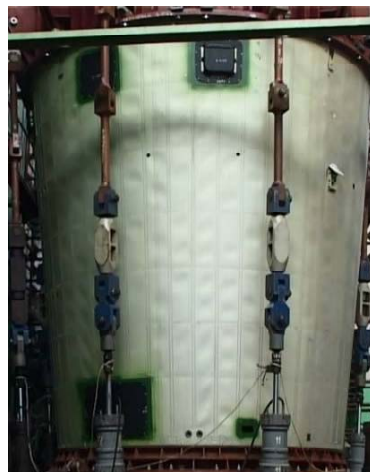


Рис. 6. Деформация обшивки после 3 этапа нагружения МСО 2-3 ступеней



Рис. 7. Деформация обшивки на 5 этапе нагружения МСО 2-3 ступеней

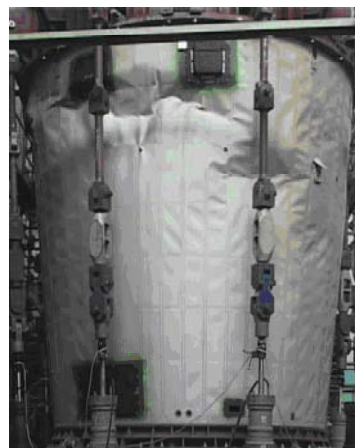


Рис. 8. Начало процесса разрушения корпуса МСО 2-3 ступеней на 6 этапе нагружения

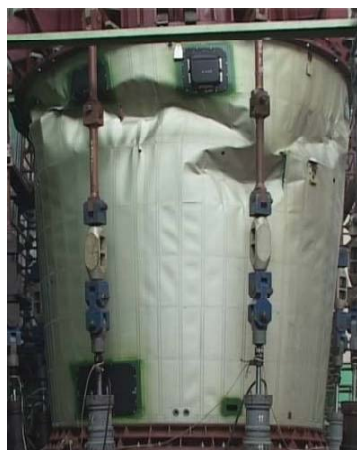


Рис. 9. Разрушение МСО 2-3 ступеней

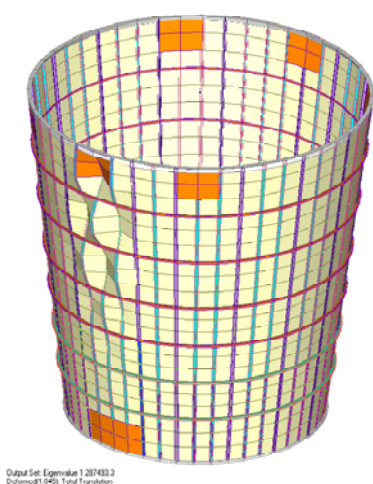


Рис. 10. Форма общей потери устойчивости корпуса МСО 2-3, характерная для нагружения осевой сжимающей силой (критическая расчетная сила потери устойчивости $T_{кр.} = 287,493$).

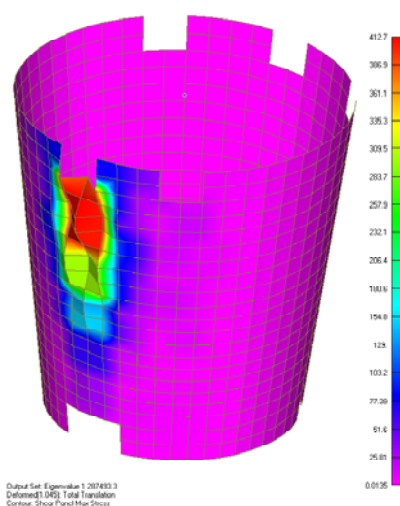
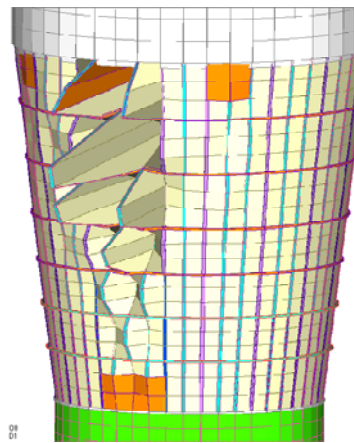


Рис. 11. Расчетные касательные напряжения в обшивке корпуса МСО 2-3 в момент потери несущей способности (критические касательные напряжения обшивки 257–290)



$$T_{исп} = 295,9$$



$$T_{кр,расч} = 287,493$$

Рис. 12. Сравнение формы разрушения корпуса МСО 2-3 при проведении испытаний с формой потери устойчивости, полученной расчетным путем

Выводы

Представленные результаты экспериментального исследования деформированного состояния и прочности конструкции межступенного отсека ракетносителя подтверждают правильность и эффективность выбранной математической модели и метода анализа при простом и комбинированном нагружении.

Список литературы

1. Чумаченко Е. Н. Математическое моделирование в нелинейной механике (Обзор программных комплексов для решения задач моделирования сложных систем) / [Чумаченко Е. Н., Полякова Т. В., Аксенов А. С. и др.]. – М., 2009. (Препринт / Институт космических исследований (Москва) ; Пр-2155)– 42 с.
2. Опыт и новые технологии инженерного анализа в интересах космоса. Государственный космический научно-производственный центр имени М. В. Хруничева. 15.08.2011.
3. Полиновский В. П. Применение программных продуктов фирмы MSC.Software для расчета новых изделий из композиционных материалов в ГЛНПЦ им. М. В. Хруничева [Электрон. текстовые и граф. дан.] / Полиновский В. П. // Тр. Рос. Конф. Пользователей системы MSC 2003 года. – М. : MSC.Software Corporation. – 5 с.
4. Ильин А. М. Использование технологии компьютерного моделирования на базе конечно-элементного анализа в расчетах динамической нагруженности и температурных режимов ракетно-космической техники Хруничева [Электрон. текстовые и граф. дан.] / А. М. Ильин, Е. А. Кожевников, В. И. Хлыбов // Тр. Рос. Конф. пользователей системы MSC 2003 года. – М. : MSC.Software Corporation.
5. Зиновьев А. М. Конструктивно-технологическое решение и несущая способность межступенного отсека ракеты-носителя «Диклон-4» из полимерных композиционных материалов / [Зиновьев А. М., Кушнарев А. П., Кондратьев А. В. и др.] // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – 33(100). – С. 46–52.

Одержано 20.04.2016

Акімов Д.В., Грищак В.З., Гоменюк С.І., Клименко Д.В., Ларіонов І.Ф., Сіренко В.М. Експериментальне дослідження деформованого стану і міцності міжступеневого відсіку ракетносія при статичних зовнішньому навантаженні

Представлено результати експериментального дослідження деформування і міцності конструкції міжступеневого відсіку (другого і третього ступеня) ракетносія при комбінованому зовнішньому статичному навантаженні в низці розрахункових випадків. Результати експерименту зіставлені з теоретичними даними розрахунку із застосуванням методу скінченних елементів відповідного класу механічних систем.

Ключові слова: міжступеневий відсік, випробування, деформація, міцність, комбіноване навантаження, технологічні обечайки, розрахунковий випадок, метод скінченних елементів.

Akimov D., Gristchak V., Gomenyuk S., Klimenko D., Larionov I., Sirenko V. Experimental analysis of strength and strain state interstage section of carrier rocket at a static external loading

An experimental study of deformation and strength interstage compartment structure (the second and third section) rocket with combined external static load in a number of cases are presented. The experimental results are compared with theoretical calculations based on the finite element method, in relation to the test class of mechanical systems.

Key words: interstage section, testing, deformation, strength, combined loading, the shell process, settlement case, the finite element method.