

Акимов Д. В.¹, д-р техн. наук Грищак В. З.², д-р техн. наук Гоменюк С. И.²,
канд. техн. наук Чопоров С. В.², д-р техн. наук Дегтярев А. В.¹, Дегтяренко П. Г.³,
канд. техн. наук Клименко Д. В.¹, канд. техн. наук Ларионов И. Ф.¹,
канд. техн. наук Сиренко В. Н.¹

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

² Запорожский национальный университет, г. Запорожье

³ Государственное космическое агентство, г. Киев

ЧИСЛЕННО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ТОПЛИВНОГО БАКА ТРЕТЬЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТОНОСИТЕЛЯ

Цель работы. Сравнение результатов численного и экспериментального исследования напряженно-деформированного состояния топливного отсека 3-й степени ракетносителя.

Методы исследования. Исследование напряженно-деформированного состояния топливного бака проводилось экспериментальными и численными методами с помощью оболочечных и пространственных конечных элементов.

Полученные результаты. Определены значения разрушающих напряжений и расположение зон разрушения топливного бака при действии комбинированной внутренней нагрузки. Проведен сравнительный анализ результатов экспериментального и численного исследований.

Научная новизна. Впервые предложена и реализована экспериментальная методика определения разрушающих нагрузок для топливного отсека 3-й степени ракетносителя при действии комбинированной нагрузки. Приведены два конечно-элементных подхода определения напряженно-деформированного состояния и разрушающих нагрузок топливного бака на основе двух типов элементов – оболочечных и пространственных.

Практическая ценность. Предложенная экспериментальная и численная методики определения разрушающих напряжений могут быть использованы как для исследованного топливного бака, так и других аналогичных конструкций. Хорошая сходимость результатов эксперимента и численных расчетов позволяет в процессе проектирования новых конструкций уменьшить количество дорогостоящих экспериментальных исследований и заменить их компьютерным моделированием.

Ключевые слова: ракетноситель, топливный отсек, напряженно-деформированное состояние, комбинированное нагружение, метод конечных элементов, QFEM.

Введение

Повышение конкурентоспособности разрабатываемых ракетносителей (РН) требует постоянного совершенствования процесса их проектирования с использованием современного математического и программного обеспечения и, в первую очередь, систем автоматизации инженерных расчетов и анализа (CAE) [1], позволяющих автоматизировать анализ процессов деформирования и разрушения сложных инженерно-технических конструкций, эксплуатируемых в экстремальных условиях. При проектировании аэрокосмической техники широко применяются такие достаточно универсальные CAE, как ANSYS [2], PATRAN [3], NASTRAN [4] и др. [5]. Однако, для выполнения нестандартных видов расчетов, например, исследования конструкций из новых композиционных материалов, а также для верификации полученных численных результа-

тов, возникает необходимость разработки специализированного математического и программного обеспечения. Особенно это актуально для снижения издержек проектирования РН путем уменьшения количества физических (особенно разрушающих) испытаний и замены их на соответствующий численный эксперимент.

В данной работе проведено сравнение результатов численного и экспериментального исследований напряженно-деформированного состояния (НДС) топливного отсека (ТО) 3-й степени РН. ТО является тонкостенной сварной конструкцией, состоящей из верхнего сферического сегмента, цилиндрической части с нижним сферическим сегментом верхней и нижней конической части. Цилиндрическая и коническая части соединены между собой силовыми распорными шпангоутами. Анализ НДС ТО выполнялся численно с помощью

системы NASTRAN, экспериментально на специализированном стенде, а также с использованием конечно-элементного пакета QFEM [6].

В работе предложены различные конечно-элементные модели ТО, представлены полученные распределения полей деформаций и напряжений, дана оценка сходимости результатов расчетов, с данными проведенных статических испытаний. Результаты расчета с использованием пакета конечно-элементного анализа NASTRAN по методике, разработанной специалистами ГП «Южное», имеют удовлетворительную сходимость с данными по деформациям и перемещениям, полученными при проведении наземной экспериментальной отработки отсеков, а также с соответствующими расчетами, выполненными в Запорожском национальном университете с помощью пакета QFEM.

Постановка задачи

При создании многоступенчатых ракет часто возникает задача оценки прочностных характеристик ТО различных ступеней. При разработке РН «Циклон-4» перед КБ «Южное» возникла задача определения критических нагрузок, при которых возникнет разрушение ТО 3-й ступени. Его конструктивная схема (рис. 1) представляет собой тонкостенную сварную конструкцию, состоящую из верхнего сферического сегмента, цилиндрической части с нижним сферическим сегментом

(емкость окислителя), верхней и нижней конической части (емкость горючего), соединенных между собой силовыми распорными шпангоутами. Конструкционный материал емкостей – алюминиевый сплав.

Данная конструкция нагружалась избыточным внутренним давлением в соответствии со схемой нагружения, представленной на рис. 2. Необходимо определить фактическую несущую способность ТО при условии, что материал, из которого он сделан, удовлетворяет следующим свойствам: модуль Юнга – 6,5 МПа, коэффициент Пуассона – 0.3. Механические свойства ТО соответствуют экспериментально полученным значениям, приведенным в табл. 1.

Численный расчет ТО 3-й ступени ракеты на действие максимального внутреннего давления с помощью системы NASTRAN

Для расчета прочности ТО 3-й ступени с помощью препроцессора системы NASTRAN была построена конечно-элементная модель, состоящая из оболочечных конечных элементов типа «Plate» (рис. 3).

Данная расчетная модель нагружалась в соответствии со схемой, представленной на рис. 2. Полученные численные результаты приведены в табл. 2, их графическая интерпретация, полученная с помощью постпроцессора системы NASTRAN, изображена на рис. 4, 5.

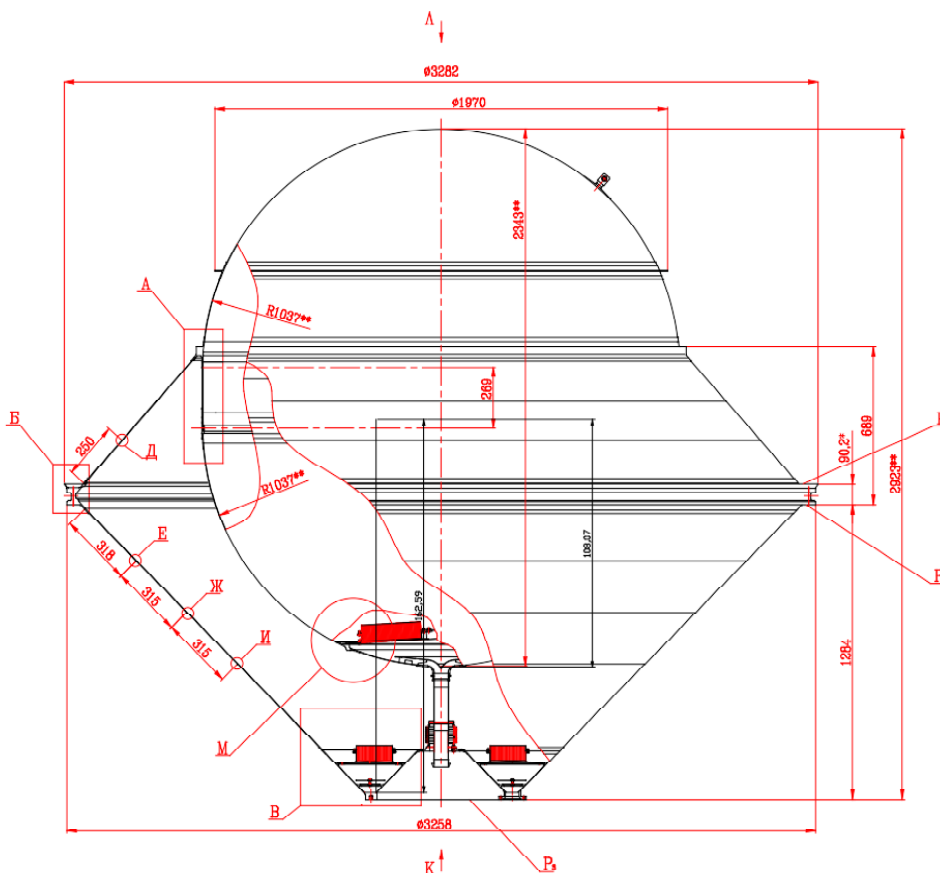


Рис. 1. Схема ТО 3-й ступени РН «Циклон-4»

Таблица 1 – Экспериментально полученные механические свойства материала ТО

№	Напряжения $\sigma \times 10^8$, Па	Деформации $\epsilon \times 10^{-2}$
1	0,00	0,00
2	1,30	0,20
3	1,40	0,24
4	1,50	0,30
5	1,60	0,40
6	1,70	0,55
7	1,80	0,79
8	1,90	1,30
9	2,00	1,50
10	2,10	2,48
11	2,20	3,20
12	2,30	3,61
13	2,70	5,00
14	3,09	10,00
15	3,30	15,00

Испытания ТО 3-й ступени

Физическим испытаниям подвергалась опытная конструкция (ОК) ТО 3-й ступени в сборе. Нагружение ТО 3-й ступени производилось внутренним избыточным давлением P_o, P_r . Нагрузки прикладывались в последовательности: P_o, P_r . Сборка устанавливалась вертикально на технологическую подставку, закрепленную на силовом полу. Крепление верхнего шпангоута клепанной части ТО в сборе к технологической подставке осуществлялось технологическим крепежом, по геометрии и прочности соответствующему штатному.

Общий вид испытательной установки представлен на рис. 6. Перед испытанием для проверки функционирования систем нагружения и измерения конструкция опрессовывалась нагрузками, соответствующими 50 % эксплуатационных значений.

При проведении испытания этапы №№ 1–6 соответствовали стадиям нагружения в соответствии с табл. 3.

В таблице использованы следующие обозначения: $P_o^{прог}, P_r^{прог}$ – программные значения избыточного внутреннего давления в баках «О» и «Г» соответственно; $P_o^{реал.}$ и $P_r^{реал.}$ – реализованные значения избыточного внутреннего давления в баках «О», «Г» соответственно.

На этапе № 4 конструкция выдерживалась под давлением в течении 5 минут. После выдержки нагружение продолжалось этапами таблицы нагружения до расчетных значений (этап № 6) с регистрацией давлений и относительных деформаций. При достижении расчетных значений таблицы нагружения внешним осмотром видимых изменений в конструкции не отмечено. Далее производилось нагружение конструкции до разрушения этапами, равными по величине первому. При достижении нагрузок $P_o = 11,77$ атм и $P_r = 6,782$ атм произошло разрушение бака «О». Численные и реализованные значения нагрузок приведены в табл. 2.

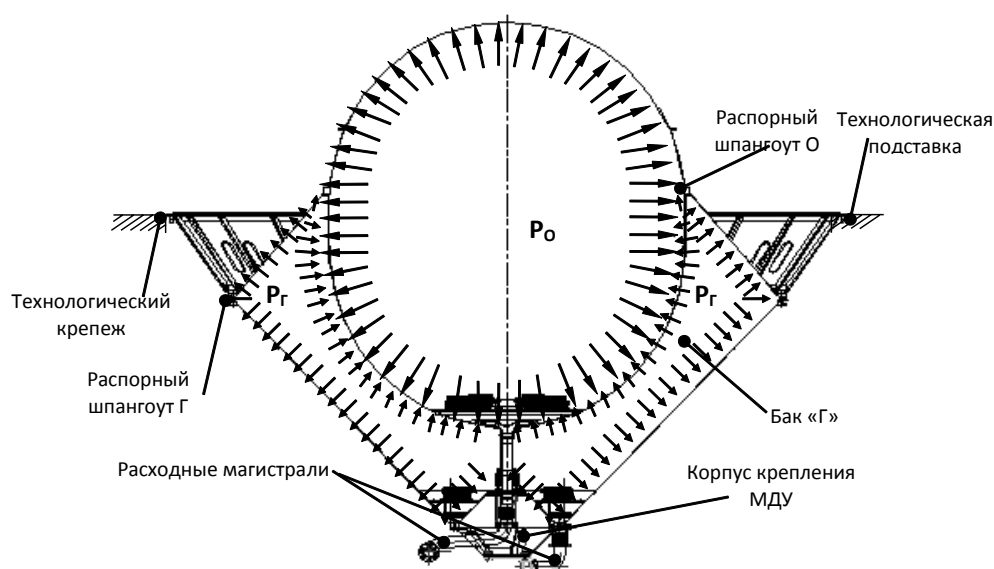


Рис. 2. Схема нагружения сборки ТО 3-й ступени

Примечание. Этап № 4 соответствовал эксплуатационным нагрузкам, этап № 6 соответствовал расчетным нагрузкам.

Результаты испытаний приведены в таблице 4.

В таблице использованы следующие обозначения: P_o , P_r – расчетные значения избыточного внутреннего давления в емкости «О» и в емкости «Г» соответственно; $P_o^{исп.}$, $P_r^{исп.}$ – максимальные значения избыточного

внутреннего давления при испытаниях в емкости «О» и в емкости «Г» соответственно; h_o , h_r – минимальные коэффициенты запаса прочности, реализованные при испытаниях.

На рис. 7–9 приведены фотографии процесса и места разрушения ТО 3-й ступени, полученные на разных этапах эксперимента.

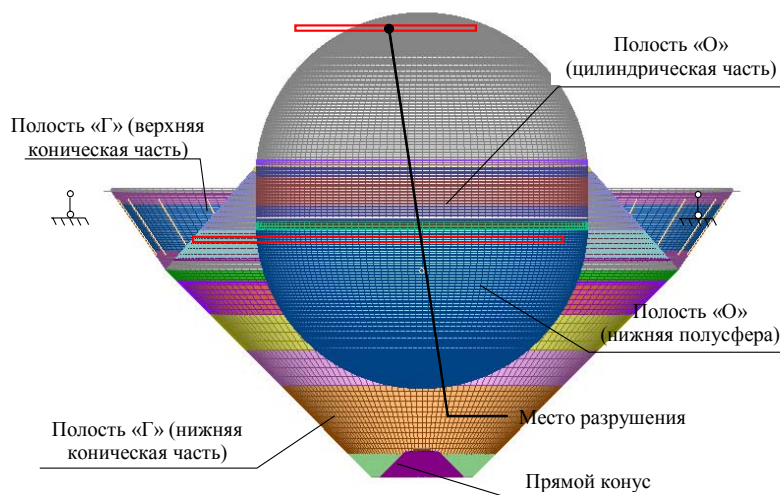


Рис. 3. Конечно-элементная модель топливного отсека в сборе

Таблица 2 – Результаты расчета прочности ТО 3-й ступени в NASTRAN

Элемент конструкции ТО	$\sigma_{пред.}$	$\sigma_{расч.}$	η
Бак «О»	3550	3628	0,97
Бак «Г»	4200	4189	1,00

Примечание. В табл. 2 использованы следующие обозначения: $\sigma_{пред.}$ – предельные напряжения материала бака «О» и «Г» соответственно; $\sigma_{расч.}$ – расчетные напряжения бака «О» и «Г» соответственно; η – коэффициенты запаса прочности по расчету.

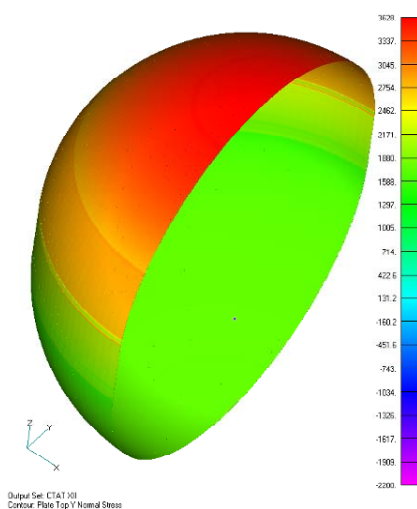


Рис. 4. Максимальные расчетные напряжения в баке «О» при действии испытательного избыточного внутреннего давления $P^{исп} = 11,77$ атм

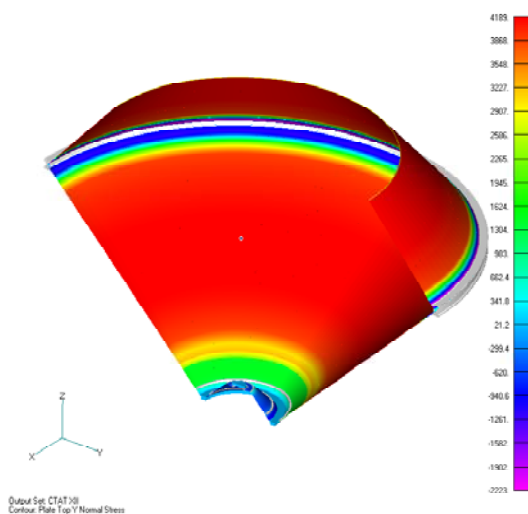


Рис. 5. Максимальные расчетные напряжения в баке «Г» при действии испытательного избыточного внутреннего давления $P^{исп} = 6,782$ атм

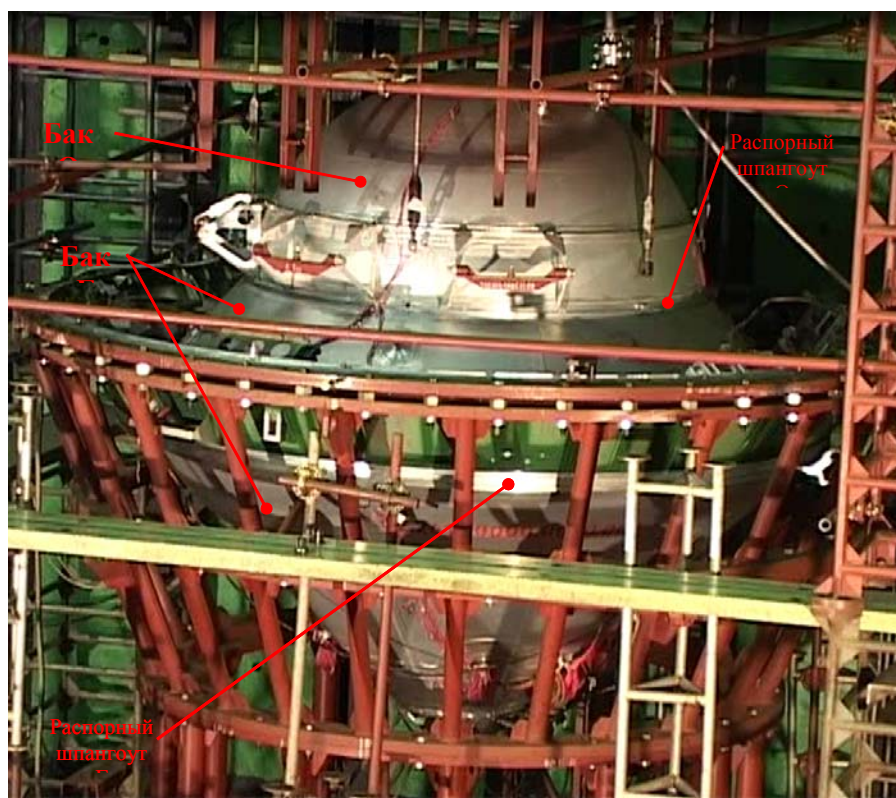


Рис. 6. Общий вид испытательной установки

Таблица 3 – Нагружение ТО 3-й ступени максимальным избыточным внутренним давлением (программные и испытательные значения), атм

Этапы нагружения	1*	1	2	3	4	5	6	7	7*
$P_o^{\text{прог.}}$	0,18	1,6	3,2	4,8	6,5	8,1	9,8	11,4	–
$P_o^{\text{реал.}}$	0,20	1,6	3,3	4,9	6,5	8,1	9,8	11,5	11,77
$P_{\Gamma}^{\text{прог.}}$	0,10	1,0	1,9	2,8	3,8	4,8	5,7	6,7	–
$P_{\Gamma}^{\text{реал.}}$	0,10	1,0	1,9	2,8	3,8	4,8	5,7	6,7	6,782

Таблица 4 – Результаты испытаний ТО 3-й ступени при нагружении максимальным избыточным внутренним давлением, атм

Расчетные значения давлений		Испытательные значения давлений		η_o –	η_{Γ} –
P_o	P_{Γ}	$P_o^{\text{исп.}}$	$P_{\Gamma}^{\text{исп.}}$		
9,8	5,7	11,77	6,782	1,20	>1,18



Рис. 7. Начало процесса разрушения ТО 3-й ступени

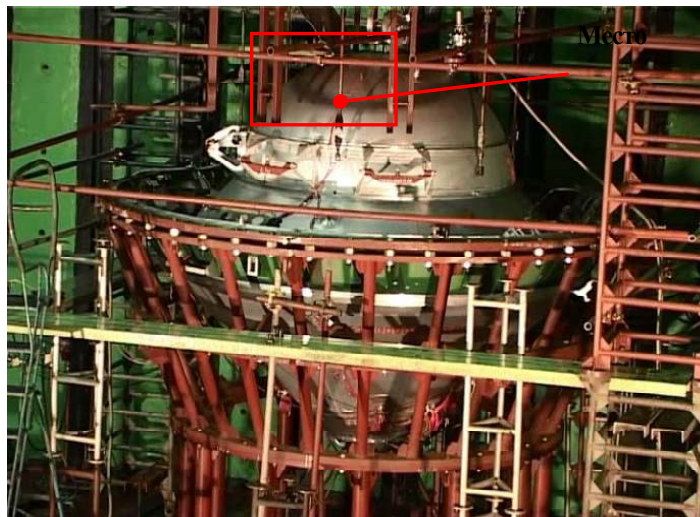


Рис. 8. Разрушение ТО 3-й ступени



Рис. 9. Место разрушения ТО 3-й ступени

Численный расчет ТО 3-й ступени РН с помощью системы QFEM

Для альтернативного расчета прочности ТО 3-й ступени РН с помощью препроцессора системы QFEM была построена конечно-элементная модель, состоящая из пространственных конечных элементов типа «Tetrahedron», приведенная на рис. 10 (из соображений симметрии модель была построена для четверти ТО, границы элементов не изображены). Модель состоит из 7432 узлов и 22282 конечных элементов.

В результате выполнения расчета было получено значение внутреннего разрушающего давления 6,37 атм. Пример визуализации распределения интенсивности напряжений, полученный при одном из режимов нагружения, изображен на рис. 11.

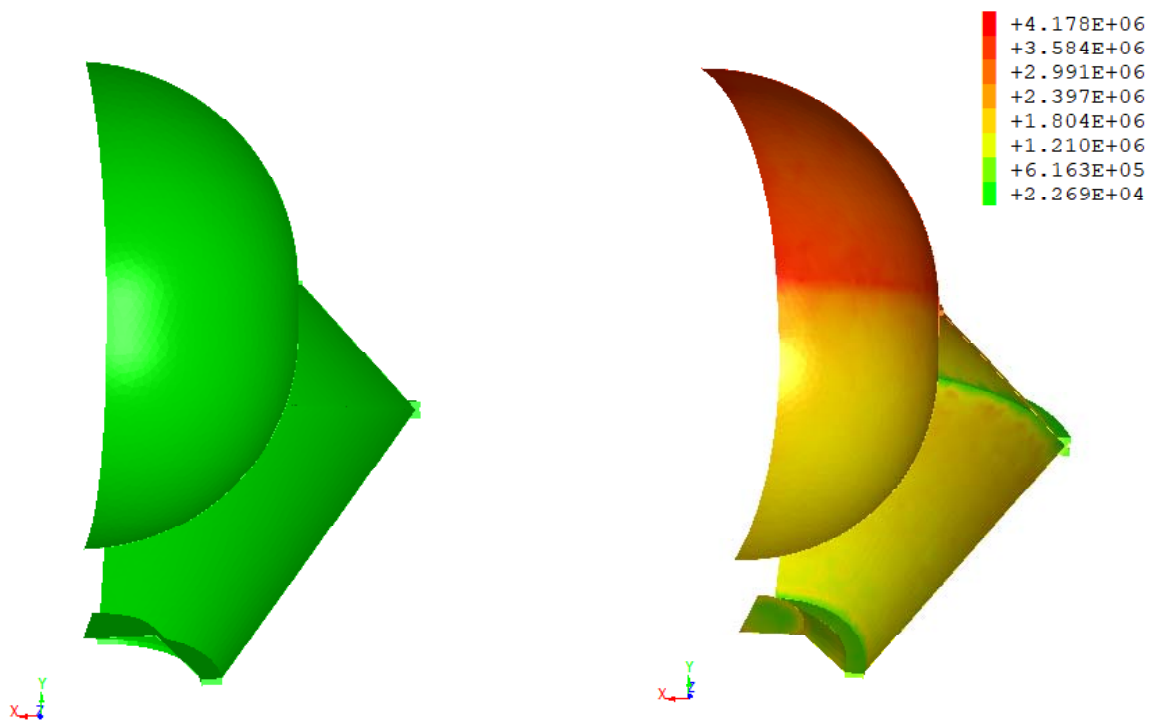


Рис. 10. Конечно-элементная модель, построенная с помощью QFEM

Рис. 11. Распределение интенсивности напряжений по ТО

Выводы

Представленные результаты численного и экспериментального исследования напряженно-деформированного состояния конструкции топливного отсека 3-й ступени ракетносителя «Циклон-4» подтверждают правильность и эффективность выбранной математической модели и метода анализа при заданном критическом нагружении. В работе сформулирован основной подход к математическому моделированию силовых элементов ракетно-космической техники, обеспечивающий возможность определения разрушающих и предельных нагрузок, без проведения наземной экспериментальной отработки.

Список литературы

1. CAE-системы. Анализ. Автоматизация инженерных расчетов. URL: <http://insoftmach.ru/CAE.html>
2. Engineering Simulation & 3-D Design Software | ANSYS. URL: <https://www.ansys.com/>
3. Patran – Интегрирующая среда для систем анализа, моделирования и проектирования на основе универсального графического пользовательского интерфейса. URL: <http://www.mscsoftware.ru/products/patran>
4. MSC Nastran. Расчет и оптимизация конструкций. URL: <http://www.mscsoftware.ru/products/msc-nastran>
5. Kurowski P. M. Engineering Analysis with SOLIDWORKS Simulation 2017. SDC Publications, 2017. 352 p.
6. QFEM. FEM Solver. URL: <https://github.com/SeregaGomen/QFEM>

Одержано 15.01.2018

Акімов Д.В., Грищак В.З., Гоменюк С.І., Чопоров С.В., Дегтярев О.В., Дегтяренко П.Г., Клименко Д.В., Ларіонов І.Ф., Сіренко В.М. Чисельно-експериментальний аналіз напружено-деформованого стану паливного баку третьої ступені ракетносія

Мета роботи. Порівняння результатів чисельного та експериментального дослідження напружено-деформованого стану паливного відсіку 3-ої ступені ракетносія.

Методи дослідження. Дослідження напружено-деформованого стану паливного баку проводилося експериментальними та числовими методами за допомогою оболонкових та просторових скінченних елементів.

Отримані результати. Визначено значення руйнівних напружень та розташування зон руйнування паливного баку при дії комбінованого внутрішнього навантаження. Проведено порівняльний аналіз результатів експериментального та чисельного досліджень.

Наукова новизна. Вперше запропоновано й реалізовано експериментальну методику визначення руйнівних навантажень для паливного відсіку 3-ої ступені ракетносія при дії комбінованого навантаження. Наведено

два скінченно-елементні підходи визначення напружено-деформованого стану та руйнівних навантажень паливного баку на основі двох типів елементів – оболонкових та просторових.

Практична цінність. Запропонована експериментальна та чисельна методика визначення руйнівних напружень може бути використана як для дослідженого паливного баку, так і інших аналогічних конструкцій. Гарна збіжність результатів експерименту та чисельних розрахунків дозволяє в процесі проектування нових конструкцій зменшити кількість дорогих експериментальних досліджень і замінити їх комп'ютерним моделюванням.

Ключові слова: ракетносії, паливний відсік, напружено-деформований стан, комбіноване навантаження, метод скінченних елементів, QFEM.

Akimov D., Gristchak V., Gomenyuk S., Choporov S., Degtyarev A., Degtiarenko P., Klimenko D., Larionov I., Sirenko V. Numerical-experimental analysis of the stress-strain state of the third stage fuel tank of the launch vehicle

Purpose. To compare the results of numerical and experimental studies of the stress-strain state of the fuel compartment of the 3rd degree launch vehicle.

Research methods. The study of the stress-strain state of the fuel tank was carried out by experimental and numerical methods using shell and solid finite elements.

Results. The values of destructive stresses and the location of the zones of destruction of the fuel tank under the action of the combined internal load are determined. A comparative analysis of the results of experimental and numerical studies are carried out.

Scientific novelty. For the first time, an experimental method was proposed and implemented to determine the destructive loads for the fuel chamber of the 3rd degree of a launch vehicle under the action of a combined load. Two finite element approaches for determining the stress-strain state and destructive loads of the fuel tank based on two types of elements – shell and solid are given.

Practical value. The proposed experimental and numerical methods for the determination of destructive stresses can be used for both the investigated fuel tank and other similar structures. The good convergence of experimental results and numerical calculations allows in the process of designing new constructions to reduce the number of expensive experimental studies and replace them with computer simulation.

Key words: launch vehicle, fuel tank, stress-strain state, combined loading, finite element method, QFEM.
