

Д. В. Акимов ¹, д-р техн. наук В. З. Грищак ², канд. физ.-мат. наук С. Н. Гребенюк ²,
д-р техн. наук С. И. Гоменюк ²

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

²Запорожский национальный университет, г. Запорожье

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДИК РАСЧЕТА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ РАКЕТОНОСИТЕЛЯ

Представлен анализ результатов численного расчета напряженно-деформированного состояния тонкостенных элементов ракетноносителя при различных статических нагрузениях с использованием различных методик. Выполнено сопоставление полученных численных результатов с результатами экспериментальных исследований.

Ключевые слова: ракетноноситель, головной обтекатель, межступенный отсек, деформация, прочность, расчетный случай, метод конечных элементов.

Введение

Высокий уровень конкуренции в сфере производства современной ракетно-космической техники (РКТ) требует с одной стороны постоянного совершенствования изготавливаемых изделий и повышения их надежности, а с другой – уменьшения издержек производства и сроков выпуска новых разработок. Одной из важных задач, которая ставится перед отечественным ракетостроением, является уменьшение доли физических испытаний (особенно разрушающих) проектируемых образцов и замена их вычислительным (компьютерным) экспериментом.

Одним из важнейших этапов моделирования и анализа соответствия проектируемой РКТ заявленным свойствам является прочностной расчет. Широкое применение в настоящее время новых конструкционных материалов, особенно композитов, приводит к необходимости разработки новых методик численного анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) РКТ, что в свою очередь требует создания специализированного математического и программного обеспечения.

К настоящему времени разработано значительное количество различных систем автоматизированного проектирования (САД) и инженерного анализа (САЕ), позволяющих автоматизировать исследование напряженно-деформированного состояния, устойчивости, прочности и долговечности РКТ, а также моделировать различные режимы ее работы в экстремальных условиях эксплуатации. Наиболее распространенными САЕ, применяемыми при проектировании РКТ, являются ANSYS [1], Abacus [2], CATIA [3], Nastran [4], Patran [5] и другие [6–9], причем последние две системы специально создавались для автоматизации разработки ракетно-космической техники.

Однако применение универсальных «тяжелых» САПР сопряжено с рядом проблем: с одной стороны, они могут не учитывать специфику расчета новой нетиповой конструкции, построенной, например, с использованием нестандартного композитного материала, а с другой – на практике часто возникает необходимость верификации полученных численных результатов путем сравнения их со сторонними расчетами. Таким образом, проблема разработки специализированного программного обеспечения для численного анализа НДС РКТ является актуальной задачей.

Целью настоящего исследования является определение напряженно-деформированного состояния таких элементов конструкции ракетноносителя как головной обтекатель (ГО) и межступенной отсек (МСО) с помощью различных программных комплексов и сравнительного анализа полученных результатов.

Основная часть

Для расчета элементов конструкции ракетноносителя воспользуемся методом конечных элементов, реализованным в программных комплексах «FORTU-FEM» [10] и «MIRELIA+» [11], которые были разработаны в Запорожском национальном университете. Для расчета использовались оболочечные и пространственные конечные элементы, основанные как на традиционной схеме, так и моментной схеме конечного элемента. Результаты расчетов сравнивались с данными, полученными на основе подходов, разработанных в ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля».

Головной обтекатель ракетноносителя. Конструкция ГО представляет собой трехслойную оболочку (рис. 1) из достаточно жестких внешнего и внутреннего слоев (волокнистый композит из углеродных волокон и эпоксидной матрицы) и относительно мягкого заполнителя

(пенопласт) между ними. В процессе эксплуатации на внешнюю часть ГО действуют распределенные поверхностные и сжимающие осевые нагрузки. Учитывая характер нагружения и тот факт, что нагрузки действуют на внешний слой оболочки, расчет проводился для двух случаев: однослойной и трехслойной модели. Нагрузки также задавались в трех вариациях: внешнее давление, осевое сжатие и их комбинированное воздействие. Кроме того, в ходе полета величина внешнего давления и осевого сжатия изменяется. Поэтому значения нагрузок моделировались для двух характерных моментов полета ракетносителя, и расчет проводился для $t = 33$ с и $t = 42$ с.

Внешнее давление. Максимальная интенсивность напряжений получена в середине конической части ГО.

Графическое сравнение распределения интенсивности напряжений вдоль оси ГО однослойной и трехслойной моделей представлено на рис. 1 (начало координат расположено в плоскости крепления ГО к переходному кольцу). Можно увидеть, что при использовании мягкого внутреннего наполнителя критические значения интенсивности напряжений уменьшаются (относительно однослойной модели, основанной на использовании только внешних несущих слоев).

Осевое сжатие. Рассмотрим модель ГО обтекателя под действием сжимающих сил. Будем считать, что ГО является трехслойной оболочкой. Сопоставление экстремальных значений трехслойной модели с однослойной для этого случая приведено на графике распределения интенсивности напряжений (рис. 2).

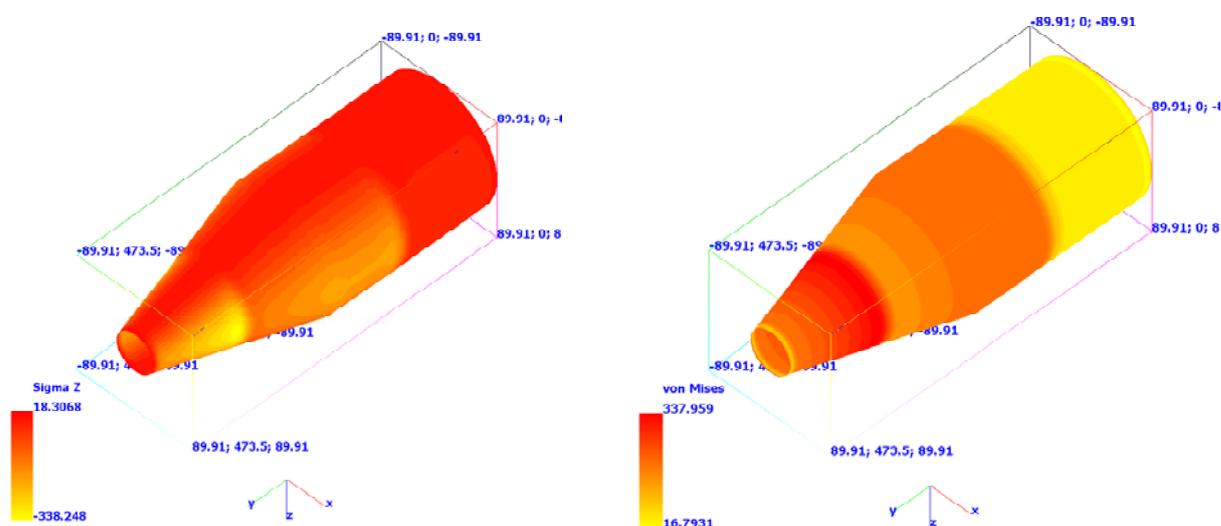


Рис. 1. Напряжения ГО (однослойная модель, внешнее давление, $t = 42$ с)

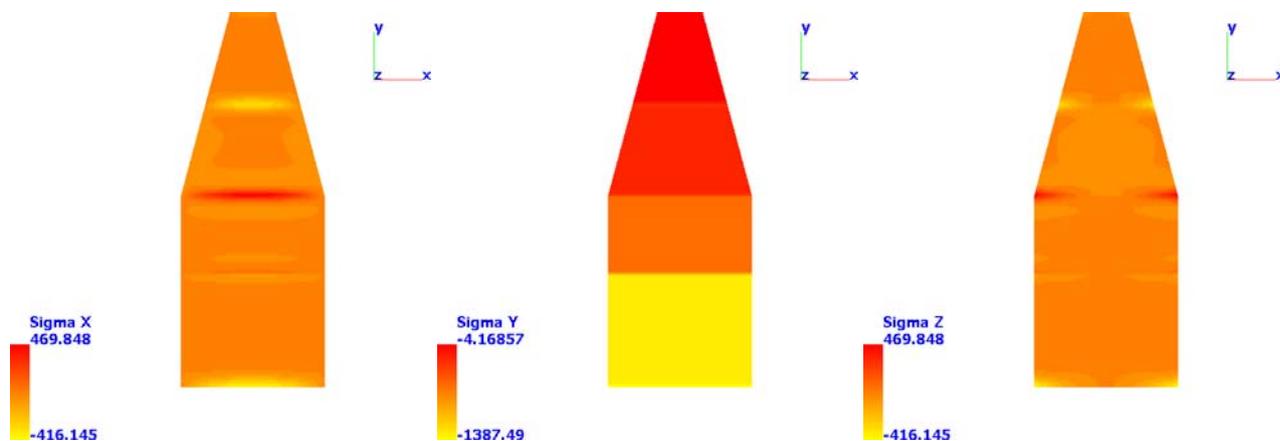


Рис. 2. НДС ГО (трехслойная модель, сжимающая сила, $t = 42$ с)

$$\sigma_{сж} = -1341 \text{ кгс/см}^2$$

Комбинация нагрузок. Рассмотрим НДС ГО под действием комбинации нагрузок (одновременном действии внешнего давления и сжимающей силы). Сопоставление распределения интенсивности напряжений для однослойной и трёхслойных моделей приведено на рис. 3. В случае комбинированного нагружения получено, что максимальные напряжения возникнут на защемлённом крае (край крепления к стыковочному кольцу).

Распределение интенсивности напряжений, полученное на основе моментной схемы конечного элемен-

та [11], для случая $t = 42$ с, когда на головной обтекатель действуют только распределенные поверхностные нагрузки показано на рис. 4.

Распределение интенсивности напряжений для случая $t = 33$ с, полученное на основе моментной схемы конечного элемента, показано на рис. 5.

В таблице 1 приведены результаты расчетов прочностных характеристик ГО, полученные в ГП «КБ «Южное», а на рисунках 6 и 7 показан характер распределения напряжений в конструкции.

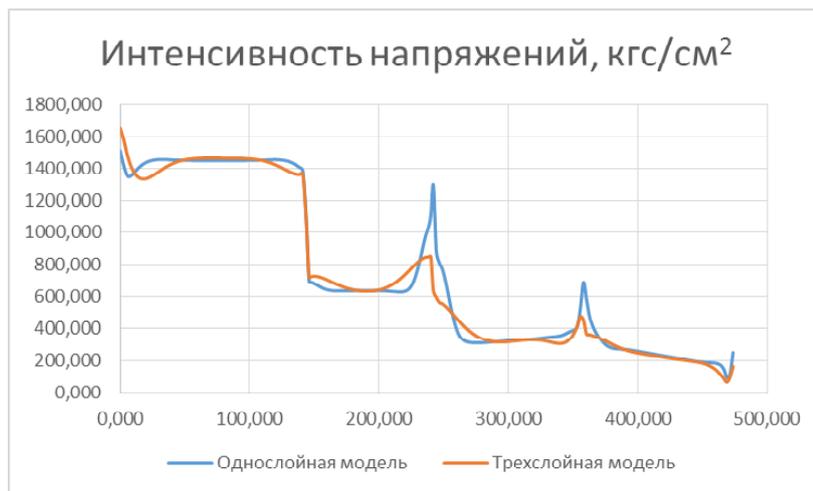


Рис. 3. Сопоставление распределения интенсивности напряжений ГО под действием комбинации нагрузок ($\sigma_{\max} = 1469$ кгс/см²)

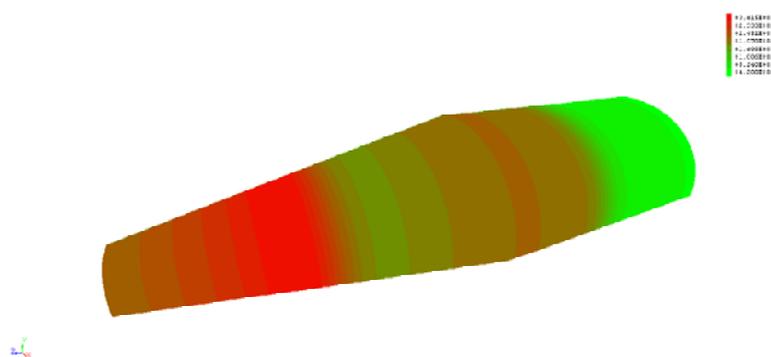


Рис. 4. Распределение интенсивности напряжений

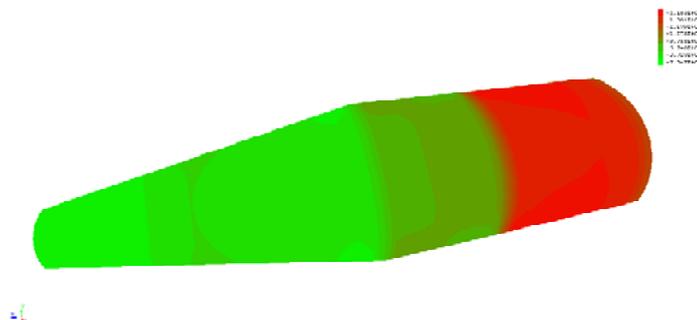


Рис. 5. Распределение интенсивности напряжений

Таблиця 1 – Результати расчета прочности ГО (ГП «КБ «Южное»)

Расчетный случай	Элемент конструкции	$T, ^\circ\text{C}$	$\sigma_{сж}$, кгс/см ²	$\sigma_{раст}$, кгс/см ²
Полет на АУТ ($t=42$ с)	Трехслойная оболочка	100	1130	1364
Полет на АУТ ($t=33$ с)	Трехслойная оболочка		1192	1331

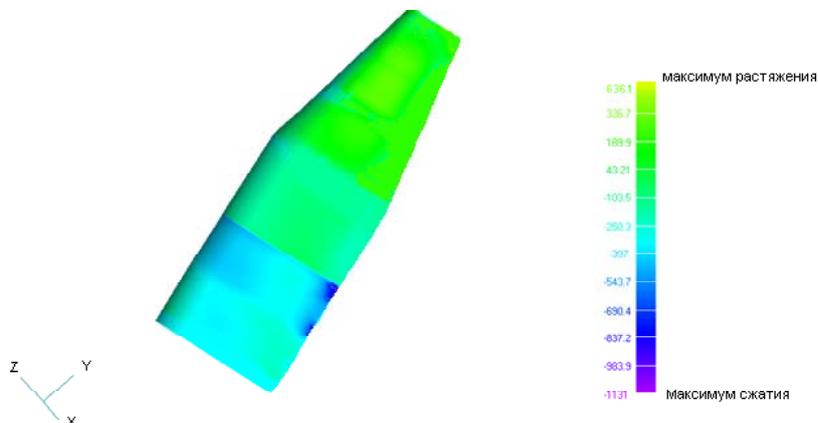


Рис. 6. Распределение максимальных нормальных меридиональных напряжений (кгс/см²) во внутреннем слое трехслойной оболочки ГО ($t = 42$ с)

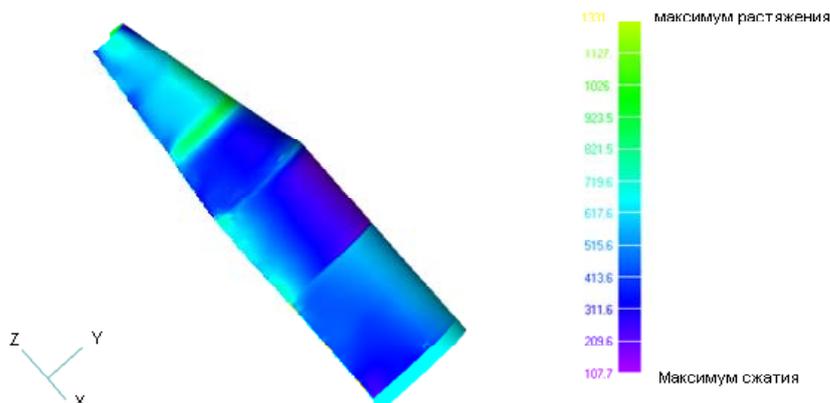


Рис. 7. Распределение максимальных нормальных меридиональных напряжений (кгс/см²) во внутреннем слое трехслойной оболочки ГО ($t = 33$ с)

Таблиця 2 – Сравнение результатов расчета ГО

Методика	$\sigma_{сж}$, кгс/см ²	$\sigma_{раст}$, кгс/см ²	Сходимость результатов расчета, %	
			по сжатию	по растяжению
ГП «КБ «Южное»	1192	1364	11	7
ЗНУ	1341	1469		

Межступенной отсек ракетносителя. Конструкция МСО, как и ГО, представляет собой трехслойную оболочку из достаточно жестких внешнего и внутреннего слоев (волокнистый композит из углеродных волокон и эпоксидной матрицы) и заполнителя (перфорированный картон) между ними. В процессе конечноэлементного расчета на устойчивость [10] были получены критические параметры нагрузок: критическое давление $P_{кр} = 1,447$ кгс/см², критическая сжимающая сила, $T_{кр} = 338,76$ тс.

Аналогичные расчеты, полученные по методике ГП «КБ «Южное» дали следующие результаты: критическое давление $P_{кр} = 0,809$ кгс/см², критическая сжимающая сила $T_{кр} = 265,676$ тс. В ГП «КБ «Южное» были проведены также натурные испытания, результаты которых представлены в таблице 3, а в таблице 4 приведено сравнение экспериментальных данных с численными расчетами.

Таблица 3 – Результаты испытаний МСО

Испытательные реализованные нагрузки	
$T_{экв.сж.}^{исп}$, тс	$T_{экв.раст.}^{исп}$, тс
267,17	106,98
265,10	104,94
269,11	107,45

В таблице использованы следующие условные обозначения: $T_{экв.сж.}^{исп}$, $T_{экв.раст.}^{исп}$ – испытательные эквивалентные осевые сжимающая и растягивающая силы в сечении соответственно.

Таблица 4 – Сравнение результатов расчета МСО

Методика	$P_{кр.}$, кгс/см ²	$T_{кр.}$, тс	Сходимость результатов расчета, %	
			по давлению	по сжатию
ГП «КБ «Южное»	0,809	265,676	72	27
ЗНУ	1,447	338,76		
Результаты испытаний	–	>269,11	3*	

* – Сходимость результата расчета МСО по методике ГП «КБ «Южное» с результатами статических испытаний.

Выводы

Результаты расчетов, их качественное совпадение показывают адекватность разработанных подходов и моделей для элементов конструкций ракетносителей. Исследование головного обтекателя с помощью различных методик дает хорошее совпадение результатов,

некоторое количественное различие при расчете межступенного отсека обусловлено целым рядом факторов, такими как вычислительная погрешность, различие методик определения критических нагрузок, учетом специфического механического деформирования применяемых материалов (перфорированный картон). Для повышения точности расчетов, разработанные подходы требуют дальнейшего совершенствования.

Список литературы

1. ANSYS – Simulation Driven Product Development [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ansys.com/>
2. Abaqus unified FEA – Complete Solutions For Realistic Simulation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.3ds.com/products-services/simulia/products/abaqus/>
3. CATIA [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.3ds.com/ru/products-services/catia/>
4. MSC Nastran – Multidisciplinary Structural Analysis [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mscsoftware.com/product/msc-nastran>
5. Patran [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mscsoftware.com/product/patran>
6. Pro/ENGINEER | PTC [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ptc.com/cad/pro-engineer>
7. LISA | Free Affordable Finite Element Analysis Software [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://lisafea.com/>
8. LS-DYNA | Livermore Software Technology Corp. – LSTC [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.lstc.com/products/ls-dyna>
9. Ведмидь П. А. Основы NX CAM. / П. А. Ведмидь. – М. : ДМК Пресс, 2012. – 216 с.
10. Функциональный подход к геометрическому моделированию технических систем / [С. В. Чопоров, С. Н. Гребенюк, С. И. Гоменюк и др.]. – Запорожье: ЗНУ, 2016 – 176 с.
11. Метод конечных элементов в вычислительном комплексе «MIRELA+» / [Киричевский В. В., Дохняк Б. М., Козуб Ю. Г. и др.]. – К. : Наук. думка, 2005. – 416 с.

Одержано 22.11.2016

Акімов Д.В., Гришак В.З., Гребенюк С.М., Гоменюк С.І. Порівняльний аналіз методик розрахунку напружено-деформованого стану елементів конструкцій ракетносія

Представлено аналіз результатів чисельного розрахунку напружено-деформованого стану тонкостінних елементів ракетносія при різних статичних навантаженнях з використанням різних методик. Виконано співставлення отриманих чисельних результатів з результатами експериментальних досліджень.

Ключові слова: ракетносія, головний обтічник, міжступеневий відсік, деформація, міцність, розрахунковий випадок, метод скінченних елементів.

Akimov D., Gristchak V., Grebeniuk S., Gomeniuk S. Comparative analysis of the calculation methods of the stress-strain state of the launch vehicle structural elements

The analysis of the results of numerical calculation of the stress-strain state of thin-walled elements of the launch vehicle under various static loads with the use of various techniques is presented. The obtained numerical results are compared with the results of experimental studies.

Key words: launch vehicle, head fairing, interstage compartment, deformation, strength, calculation case, finite element method.