УДК 539.3

**Г. Ю. МАРТЫНЕНКО[1], М. В. ЧЕРНОБРЫВКО[1,2], К. В. АВРАМОВ[1,2], В. Г. МАРТЫНЕНКО[1],
А. М. ТОНКОНОЖЕНКО[3], В. Ю. КОЖАРИН[3]**

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ БОЕВОГО СНАРЯЖЕНИЯ РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА

*[1] Национальный технический университет «ХПИ»
Министерство образования и науки Украины,
ул. Кирпичева, 2, 61002, Харьков, Украина; e-mail:omsroot@kpi.kharkov.ua
[2] Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного
Национальной академии наук Украины,
ул. Пожарского, 2/10, 61046, Харьков, Украина; e-mail:admi@ipmach.kharkov.ua
[3] Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им М. К. Янгеля»
ул. Кривороожская, 3, 49008, Днепр, Украина; e-mail:info@yuzhnoye.com*

Розглядаються особливості числового моделювання прогнозованого руйнування кріпильних елементів спеціальної ракетної конструкції під дією заданого газодинамічного імпульсного навантаження. Конструкція є збірною, її елементи кріпляться болтовими з'єднаннями та стяжками. Досліджується напружено-деформований стан і час руйнування зібраного бойового спорядження ракетного комплексу. Задача вирішується числовими методами в універсальній програмній системі скінченно-елементного аналізу ANSYS. Пропонується методика числового моделювання руйнування кріпильних елементів, яка включає три етапи й відрізняється від стандартної швидкістю розрахунку та хорошою збіжністю суттєво нелінійної задачі. Запропонований триетапний підхід для моделювання роботи бойового спорядження ракетного комплексу дозволяє враховувати всі фактори його навантаження. На першому етапі досліджується статичний напружено-деформований стан повної конструкції, який виникає в результаті її збирання – затягування болтових з'єднань. На другому етапі досліджується динамічний напружено-деформований стан всієї конструкції при імпульсному навантаженні з урахуванням білінійного закону пластичної течії матеріалів і зміни коефіцієнта тертя в залежності від поточної швидкості ковзання. На третьому етапі досліджується динаміка руйнування статично навантажених кріпильних елементів конструкції під дією сумарного тиску газодинамічного імпульсного навантаження й впливу бойового спорядження, що розлітається. Пластичний плин матеріалу описується на основі моделі зміцнення Купера–Саймондса. Критерієм руйнування є максимальна пластична деформація. Розрахунковий час синхронізується з часом реального навантаження конструкції, що дозволяє прогнозувати момент руйнування кріпильних елементів. Використання запропонованої методики на стадії розробки конструкції дозволяє замінити натурні експерименти числовими дослідженнями.

Рассматриваются особенности численного моделирования прогнозируемого разрушения крепежных элементов специальной ракетной конструкции под действием заданной газодинамической импульсной нагрузки. Рассматриваемая конструкция является сборной, ее элементы крепятся болтовыми соединениями и стяжками. Исследуется напряженно-деформированное состояние и время разрушения собранного боевого снаряжения ракетного комплекса. Задача решается численными методами в универсальной программной системе конечно-элементного анализа ANSYS. Предлагается методика численного моделирования разрушения крепежных элементов, которая включает три этапа и отличается от стандартной быстротой расчета и хорошей сходимостью существенно нелинейной задачи. Предложенный трехэтапный подход для моделирования работы боевого снаряжения ракетного комплекса позволяет учитывать все факторы его нагружения. На первом этапе исследуется статическое напряженно-деформированное состояние полной конструкции, которое возникает в результате ее сборки – затяжки болтовых соединений. На втором этапе исследуется динамическое напряженно-деформированное состояние всей конструкции при импульсном нагружении с учетом билинейного закона пластического течения материалов и изменения коэффициента трения в зависимости от текущей скорости скольжения. На третьем этапе исследуется динамика разрушения статически нагруженных крепежных элементов конструкции под действием суммарного давления газодинамической импульсной нагрузки и воздействия разлетающегося боевого снаряжения. Пластическое течение материала описывается на основе модели упрочнения Купера–Саймондса. Критерием разрушения является максимальная пластическая деформация. Расчетное время синхронизируется со временем реального нагружения конструкции, что позволяет прогнозировать момент разрушения крепежных элементов. Использование предложенной методики на стадии разработки конструкции позволяет заменить натурные эксперименты численными исследованиями.

This paper considers the features of numerical simulation of the predicted destruction of the fastening elements of a special rocket structure under a given gas-dynamic impulse load. The structure under consideration is a composite one; its components are fastened with bolts and ties. The stress and strain field and the destruction time of an assembled missile payload are investigated. The problem is solved numerically using the ANSYS universal program system for finite-element analysis. The proposed technique for numerical simulation of fastening element destruction includes three stages and in comparison with the standard one offers a faster computational speed and a better convergence for the essentially nonlinear problem. The proposed three-stage approach to simulating the missile payload operation accounts for all loading factors. At the first stage, the static stress and strain field of the whole structure produced by its assembly (bolt tightening) is investigated. At the second stage, the dynamic stress and strain field of the whole structure under impulse loading is investigated with account for the bilinear law of plastic flow and the sliding speed dependence of the friction factor. The objective of the third stage is to investigate the destruction of the statically loaded fastening elements of the structure under the action of the total pressure of a gas-dynamic impulse load and the action of the payload flying apart. The plastic flow of the material is described using the Cowper–Symonds hardening model. The destruction criterion is the maximum plastic strain. The estimated time is synchronized with the actual structure loading time, which allows one to predict the fastening element destruction point. The use of the proposed technique at the development stage allows one to replace full-scale experiments with numerical studies.

Ключевые слова: *составная конструкция, крепежный элемент, газодинамическая импульсная нагрузка, упруго-пластическое деформирование, модель упрочнения Купера–Саймондса, метод конечных элементов, разрушение элемента.*

Создание многофункционального оперативно-тактического ракетного комплекса в настоящее время является важным проектом Государственного космического агентства Украины совместно с ведущими предприятиями отрасли. Уменьшение экспериментальных исследований на стадии разработки конструкции и замена их численным моделированием позволяет значительно снизить себестоимость готовой продукции и время ее создания.

Численные исследования процессов высокоскоростного деформирования и разрушения конструкции требуют всестороннего учета всех факторов нагружения. Особый интерес представляет моделирование напряженно-деформированного состояния при пластическом течении материала и его разрушении. Этой тематике посвящено много работ. Для обеспечения физической достоверности расчетов разрушения важной проблемой является выбор критерия разрушения и описания кинетики накопления поврежденности. В последние годы опубликованы монографии, которые обобщают эти исследования [1 – 4]. В них проведена систематизация существующих подходов и методов моделирования разрушения механических систем. Результаты экспериментальных исследований физико-механических свойств современных алюминиевых сплавов и высокопрочных сталей представлены в работах [5 – 7].

Ряд исследований посвящено анализу напряженно-деформированного состояния сложных конструкций, в том числе и ракетно-космической техники. В работе [8] проведен обзор таких исследований. Отмечено, что при применении метода конечных элементов можно добиться значительного уменьшения времени вычислений за счет решения на укрупненной сетке и последующей интерполяции этих результатов на более мелкую сетку. В работе [9] проводится анализ динамической прочности конструкции, предварительно нагруженной статическим давлением. Численные исследования проводились методом конечных элементов в программном комплексе ABAQUS. Численное моделирование разрушения конструкций под действием ударной волны рассмотрено в работах [10 – 11].

В статье [12] предлагается метод моделирования акустических волн, возникающих в результате действия импульсной нагрузки. Показано, что при достаточно гладкой форме импульса метод интегрирования по времени может быть как явным, так и неявным.

В этой статье предложена методика численного моделирования работы боевого снаряжения специальной ракетной конструкции, которая позволяет определять время ее разрушения при заданной газодинамической импульсной нагрузке, а также оптимизировать элементы крепления.

Описание конструкции и постановка задачи. Рассмотрим составную конструкцию, которая является частью боевого снаряжения ракетного комплекса (рис. 1). Она состоит из бросковых элементов (цифры 1 и 2, рис. 1), которые расположены на несущей трубчатой оболочке в два яруса. Бросковые элементы первого яруса (цифра 1, рис. 1) расположены на ложементах первого яруса (цифра 3, рис. 1) и крепятся с помощью прижимов и болтовых соединений (цифра 5, рис. 1) к конструкции. Бросковые элементы второго яруса (цифра 2, рис. 1) расположены на ложементах второго яруса (цифра 4, рис. 1) и крепятся с помощью двух металлических лент со стяжками (цифра 6, рис. 1) снаружи боевого заряда. В конечной полетной фазе ракеты срабатывание пускового механизма во внутренней зоне (цифра 7, рис. 1) приводит к нагружению конструкции газодинамическим импульсным давлением. Высокоскоростное импульсное нагружение крепежных элементов, изготовленных из металлических сплавов с вязкоупругими физико-механическими свойствами, вызывает необратимые процессы в конструкции. В элементах креплений возникают пластические деформации, которые приводят к образованию трещин, пор и полному разрушению креплений, а как следствие – разлету бросковых элементов.

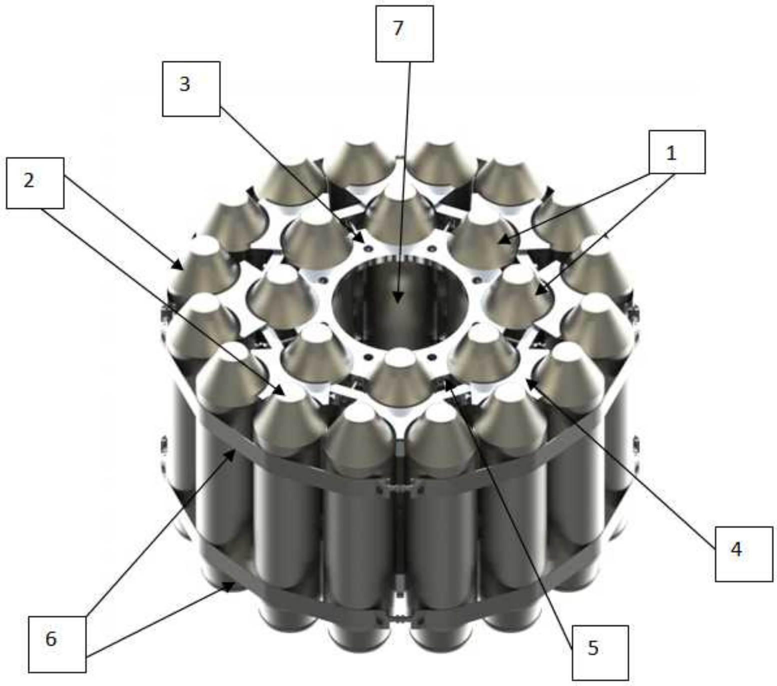


Рис. 1

Сборка конструкции осуществляется следующим образом. Бросковые элементы первого яруса ставятся на ложементы первого яруса, которые неразрывно соединены с внутренней частью конструкции. Между бросковыми элементами первого и второго яруса также расположены ложементы второго яруса, к которым крепятся бросковые элементы второго яруса. Ложементы первого и второго яруса соединяются узлами затяжки (цифра 5, рис. 1), в которые входят болт, шайба, гровер и прижим. Вся описанная конструкция стягивается узлом, который состоит из четырех наборов лент, стяжек и шпилек, образующих опоясывающую кольцевую конструкцию. Такие ленточные стяжки бросковых элементов второго яруса расположены по высоте дважды:

вверху и внизу боевого снаряжения. Закручиванием шпилек в стяжках регулируется величина натяжения ленты и прижимная сила, действующая на бросковые элементы. Подчеркнем, что вследствие затяжки ленты возникает статическое напряженное состояние конструкции (рис. 1).

Разрушение болтов прижимов и шпилек стяжки для достижения поставленных целей должно происходить за определенный промежуток времени. Превышение времени на разрушение конструкции недопустимо.

Основными трудностями численного моделирования всего жизненного цикла боевого заряда от затяжки при сборке до разрушения при боевом срабатывании является большая размерность задачи, а также ее существенная нелинейность, обусловленная большим количеством контактных областей и нелинейным поведением материала конструкции. Для уменьшения размерности задачи осуществляется переход к осесимметричной расчетной модели в виде 1/8 части конструкции и достигается сходимость решения.

Моделирование жизненного цикла боевого заряда предлагается разделить на три этапа в соответствии с фазами нагружения конструкции. При этом главной задачей моделирования является расчет времени разрушения элементов крепления для прогнозирования промежутка времени от боевого срабатывания до разлета бросковых элементов.

Такими этапами являются:

– исследование статического напряженно-деформированного состояния, которое возникает вследствие затяжки шпилек стяжек лент и болтовых соединений прижимов, с учётом геометрических и контактных нелинейностей;

– расчет динамического напряженного состояния всей конструкции при действии нагрузки в виде анализа переходных динамических процессов с учетом физических нелинейностей материалов;

– исследование динамического разрушения наиболее нагруженных узлов конструкции. Эти узлы выделяются из всей конструкции, а на поверхностях, полученных в результате этого выделения, задаются силовые граничные условия в виде динамической нагрузки, полученной с учетом полного взаимодействия элементов конструкции на различных временных отрезках.

Теоретические основы конечно-элементного расчета. Отличительной особенностью процессов, протекающих в элементах конструкции под действием газодинамического импульсного давления, является высокая скорость деформирования, которая приводит к изменению механических характеристик металла. Такие изменения учитываются в настоящей работе. Все элементы конструкции (рис. 1) изготовлены из упругопластических материалов. Под действием заданного давления материал части конструкции испытывает пластические деформации.

В зоне упругости уравнение состояния имеет вид:

$$\sigma_{eq} = E(T) \cdot \varepsilon_{eq} , \qquad (1)$$

где σ_{eq}, ε_{eq} – эквивалентные по Мизесу напряжения и деформации; $E(T)$– модуль Юнга для заданной температуры T .

Для описания пластического деформирования используется модель упрочнения Купера–Саймондса [13], которая учитывает влияние скорости деформации на величину предела текучести:

$$Y = \left(A + B\varepsilon_{pl}^{n}\right)\left[1 + \left(D^{-1}\frac{\partial\varepsilon_{pl}}{\partial t}\right)^{1/q}\right], \qquad (2)$$

где Y – напряжения на поверхности текучести; A – предел текучести при нулевой пластической деформации; B – модуль пластического упрочнения; ε_{pl} – пластическая деформация; n – степень упрочнения деформации; $\frac{\partial\varepsilon_{pl}}{\partial t}$ – скорость пластической деформации; D,q – эмпирические коэффициенты упрочнения материала.

Предложенная модель обладает рядом преимуществ. Во-первых, учет влияния скорости деформации позволяет моделировать сложную физику процессов высокоскоростного деформирования креплений из металлических сплавов [1]. Во-вторых, для данной модели экспериментально определены динамические характеристики используемых металлических сплавов [2, 6]. И, в-третьих, эта модель реализована в ANSYS.

В таблице 1 представлены механические характеристики элементов боевого оснащения, разрушающихся под действием импульсного нагружения.

Таблица 1

Элемент	Тип материала	n	D	q	$£_{fail}$
ложементы 3 и 4	АМг6	1	6500	4	0,24
болты 5 и ленты	30ХГСА	1	4000	5	0,055

где $£_{fail}$ – предельное значение пластической деформации.

Для исследования напряженного состояния и разрушения боевого снаряжения (рис. 1) применяется программный комплекс ANSYS/Workbench, который реализует метод конечных элементов.

При моделировании работы боевого заряда учитывается динамическое контактное взаимодействие между ложементами первого и второго уровня с бросковыми элементами и прижимами с бросковыми элементами первого уровня. Такое динамическое контактное взаимодействие обязательно учитывает трение. При высокоскоростном контактном воздействии коэффициенты трения между отмеченными выше элементами меняются в процессе деформирования. Поэтому в качестве модели трения принимаем обобщенную модель Кулона–Амонтона с учетом эффекта Штрибека, которая учитывает изменения коэффициента трения в зависимости от текущей скорости скольжения. Математическая формулировка данной модели следующая [14]:

$$\mu = \mu_{din} + \left(\mu_{stat} - \mu_{din}\right)e^{-\beta v}, \qquad (3)$$

где v – относительная скорость скольжения двух контактирующих тел; μ_{stat} – статический коэффициент трения; μ_{din} –динамический коэффициент трения; β – экспоненциальный коэффициент затухания.

Анализ статического напряженного состояния. В этом разделе рассмотрим первый этап расчета – анализ статического напряженного состояния, которое вызвано затяжками шпилек стяжек лент и болтов прижимов. Эти затяжки производятся при сборке конструкции. Основные механические характеристики материала элементов конструкции приводятся в таблице 2.

Таблица 2

	Материал	E, ГПа	ν,	σ_T, МПа	σ_B, МПа
Бросковые элементы	С45	213	0,3	505	720
Ложементы 3 и 4	АМг6	70	0,32	162	315
Болты 5 и ленты	30ХГСА	196,2	0,3	932	1080

где σ_T – предел текучести материала; σ_B – предел прочности материала.

Геометрическая модель 1/8 части конструкции с указанием направлений нагрузок от затяжки болтовых соединений показана на рис. 2.

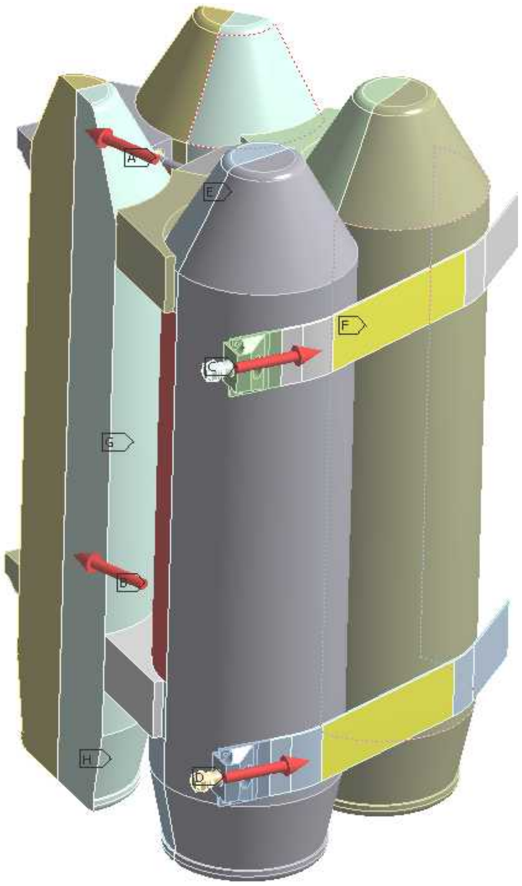


Рис. 2

Все узлы конструкции (рис. 1) разбивались на конечные элементы. Для создания качественной конечно-элементной модели проводился подбор подходящего конечного элемента, на его основе проведена серия вариантных расчётов для установления оптимального размера конечных элементов и для оценки погрешности конечно-элементной дискретизации. Был достигнут уровень погрешности менее 0,5 %.

Рассматриваемая конструкция обладает большим количеством контактных узлов, которые возникают вследствие контактов ложементов первого и второго яруса с бросковыми элементами. Дополнительное контактное взаимодействие наблюдается между элементами узлов затяжки, прижимов и бросковыми элементами первого яруса, а также между головками болтов и прижимами. Отметим, что рассматриваемая система содержит 20 нелинейных контактов и 4 соединения. Во всех контактирующих поверхностях учитывается трение.

Статическое напряженно-деформированное состояние конструкции возникает вследствие действия следующих нагрузок. Во-первых, затяжки болтов в узлах 5 (рис. 1) с моментом $M_1 = 0{,}85$ кгс·м; во-вторых, затяжки шпилек узлов стяжки 6 (рис. 1) с моментом $M_2 = 2{,}25$ кгс·м.

Рассмотрим результаты расчетов напряженного состояния конструкции. Поле эквивалентных по Мизесу напряжений показано на рис. 3. Величины напряжений даны в МПа. Отдельно приведены характерные значения эквивалентных напряжений.

Анализ результатов численного моделирования показал, что на одном из бросковых элементов второго яруса возникает зазор. Этот зазор вызван натяжением лент и действием на этот бросковый элемент вращающего момента, вызванного отсутствием проскальзывания из-за трения между лентой и бросковым элементом.

Значительные величины эквивалентных напряжений возникают в болте прижима и узле стяжки. На рис. 3 показаны перемещения узла стяжки бросковых элементов первого уровня (цифра 5, рис. 1). Вследствие затяжки болта возникают максимальные перемещения прижима в местах его деформирования. Максимальные эквивалентные напряжения в прижиме равны $\sigma_1^{(max)} = 141{,}8$ МПа. Наиболее нагруженным элементом узла прижима является болт. В нем максимальные эквивалентные напряжения равны $\sigma_2^{(max)} = 402{,}95$ МПа. Предел текучести материала болта $\sigma_T = 932{,}0$ МПа. Таким образом, узел стяжки находится в области упругости.

Также на рис. 3 представлены эквивалентные напряжения в некоторых точках ленты. При приближении к замку величины эквивалентных напряжений растут.

Детальное распределение эквивалентных напряжений в замке и части ленты около замка приводится на рис. 4. Наибольшие величины эквивалентных напряжений возникают около отверстий стяжки ленты. Здесь максимальная величина эквивалентных напряжений составляет $\sigma^{(max)} = 629{,}72$ МПа, а предел текучести материала ленты $\sigma_T = 932{,}0$ МПа. Итак, материал ленты находится в области упругости.

Анализ результатов показал, что при сборке напряжения от затяжки в стяжке достигают своего локального максимума в местах галтельных переходов с замков стяжек на ленты и соответствуют 67,5 % предела текучести, а также в месте фаски на центральной шейке шпильки и соответствуют 60,7 % предела текучести.

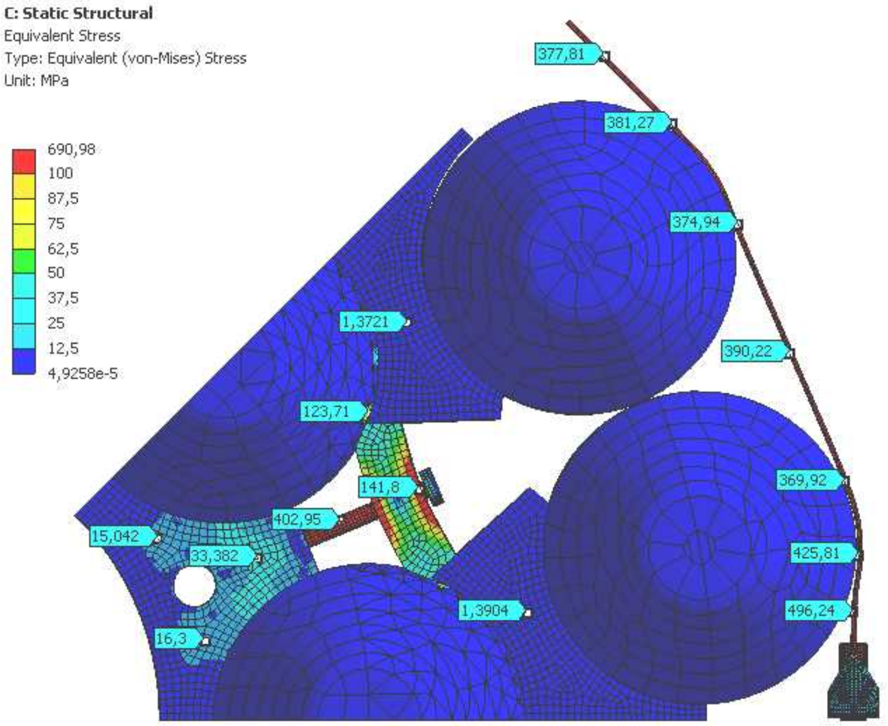


Рис. 3

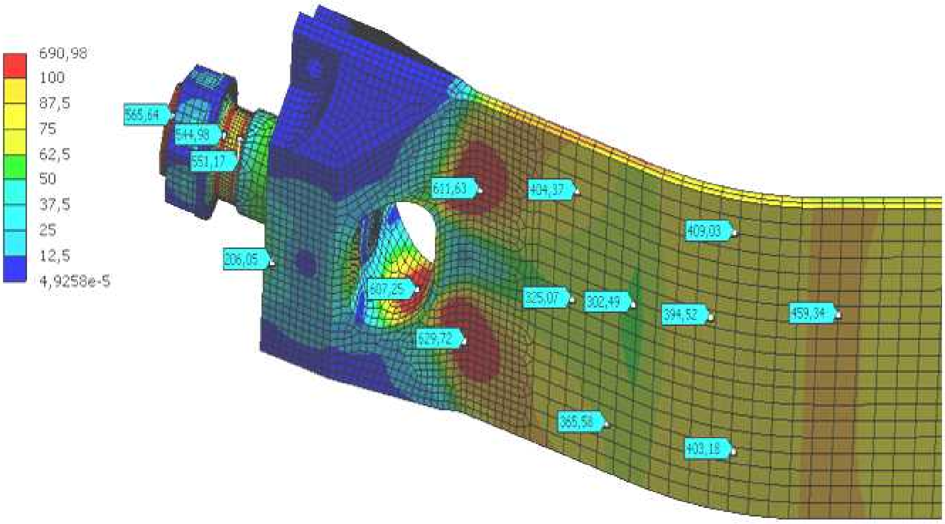


Рис. 4

В результате анализа напряженно-деформированного состояния конструкции, возникающего при ее сборке, получено, что в стяжке появляются две зоны локализации напряжений: в местах галтельных переходов с замков стяжек на ленты и в месте фаски на центральной шейке шпильки. Последующий анализ динамического деформирования полной конструкции проводился с учетом полученных статических напряжений.

Анализ динамического напряженного состояния полной конструкции. Исследование процессов разрушения всего боевого оснащения (рис. 1) чрезвычайно сложная задача, требующая огромных затрат вычислительного времени. Поэтому численное моделирование процессов разрушения проводится в два этапа. На первом этапе численно рассчитывается динамическое напряженное состояние всего боевого оснащения (рис. 1). В результате такого расчета определяется динамическое напряженное состояние в лентах и их замках, а затем исследуются процессы разрушения в них. В этом разделе рассматривается динамическое напряженное состояние конструкции. Цель анализа – получение параметров динамического напряженного состояния полной конструкции для определения приведенных нагрузок, действующих на крепежные элементы конструкции и зависящих от времени, для детализированного исследования разрушения элементов крепления боевого оснащения. А в следующем разделе описываются результаты исследования процессов разрушения лент с замками под действием приведенных нагрузок.

Анализ напряженного состояния полной конструкции производится с учетом статических технологических напряжений преднатяга и динамического напряженного состояния от импульсного газодинамического давления. На рис. 5 представлены интегральные силовые факторы, действующее на бросковые элементы первого (кривая 1) и второго (кривая 2) ярусов. Величины интегральных силовых факторов, действующих на два яруса бросковых элементов, определялись экспериментально. В результате расчета такого напряженного состояния находятся места концентрации динамических напряжений и выявляются зоны потенциального разрушения.

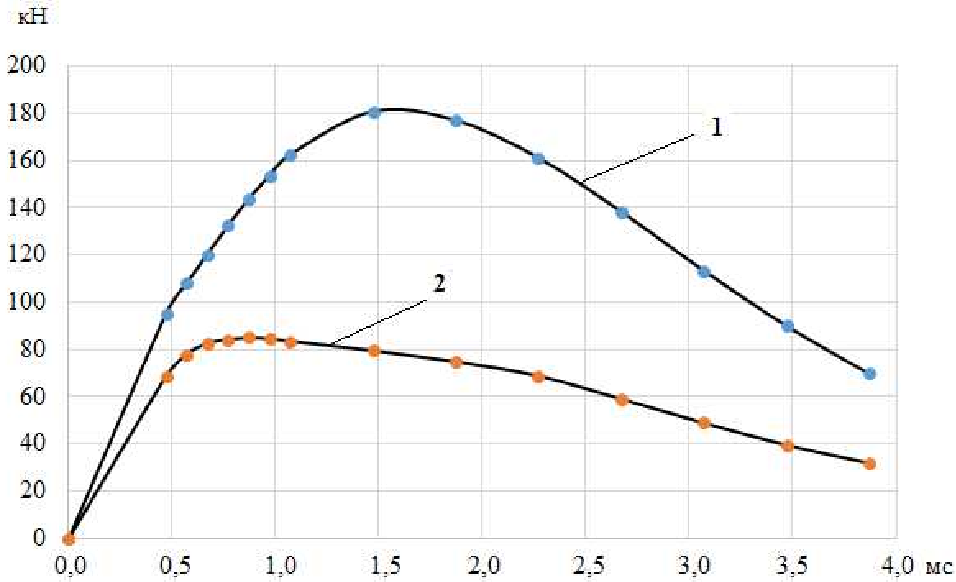


Рис. 5

Перемещения в конструкции в мм (масштаб 1:1) в момент времени $t = 1{,}5$ мс с момента боевого срабатывания приведены на рис. 6. Представлены совместные перемещения бросковых элементов первого и второго ярусов, ложементов первого и второго ярусов, узлов прижима первого яруса и узла стяжки лент второго яруса. Также представлена конечно-элементная сетка, которая использовалась в расчетах. Как видно из рисунка, наибольшие перемещения совершают бросковые элементы второго яруса. Несмотря на их поджатие лентой, эти бросковые элементы отделяются от ложементов второго яруса. Бросковые элементы первого яруса также отделяются от ложементов первого яруса. Суммарные перемещения бросковых элементов второго яруса больше, чем суммарные перемещения элементов первого яруса.

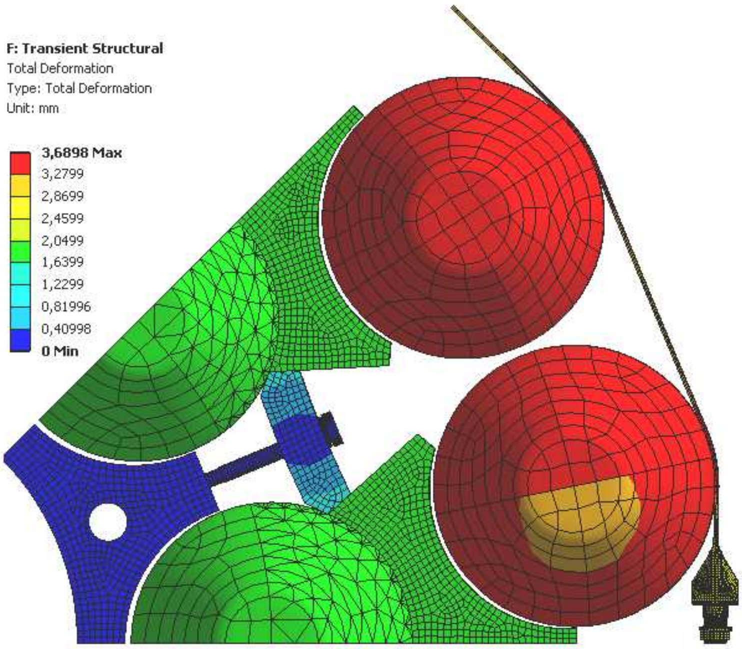
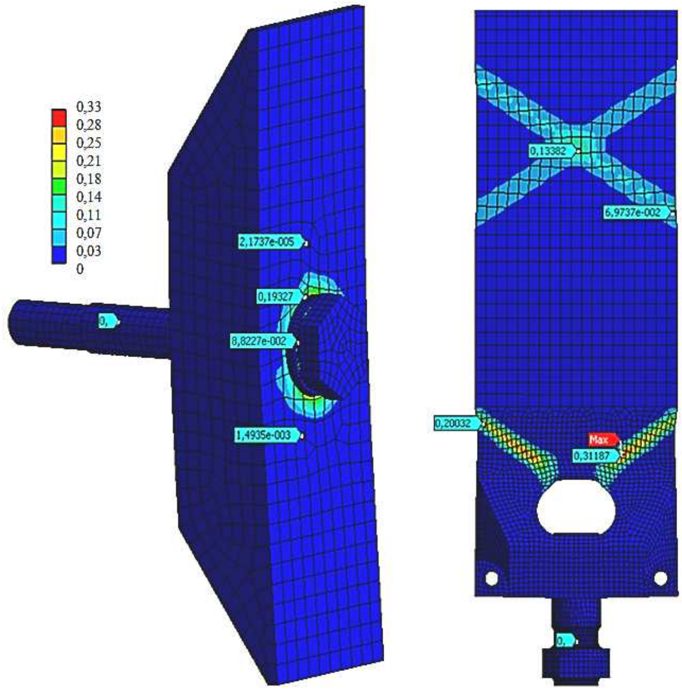


Рис. 6

Результаты расчетов пластических деформаций, возникающих в прижиме в момент времени $t = 1{,}5$ мс, приводятся на рис. 7, а).

Как видно из этого рисунка, наибольшее пластическое деформирование происходит в области контакта болта с прижимом. На рис. 7, б) представлены величины пластических деформаций в ленте в момент времени $t = 1{,}5$ мс. Как видно из этого рисунка, максимальные пластические деформации возникают под углом 45° к продольной оси ленты. Как правило, разрыв ленты происходит по линиям максимальных пластических деформаций. Можно прогнозировать, что при таком диаметре центральной шпильки стяжки ленты разрушение будет в месте галтельного перехода с замка стяжки на ленту.

Для дальнейшего исследования процессов разрушения в ленте определялась интегральная продольная нагрузка R, действующая на стяжку крепежной ленты. На рис. 8 показана зависимость нагрузки R от времени для исходного диаметра центральной шпильки (кривая 1) и для уменьшенного до 70 % от первоначального значения (кривая 2). Отрицательная величина интегральной нагрузки R показывает, что лента растягивается, а не сжимается. Нагрузка с течением времени увеличивается. Ее значения определены для дискретных моментов времени, соответствующих экспериментальным значениям интегральных силовых факторов (рис. 5).



а) б)

Рис. 7

Из анализа рис. 8 можно сделать вывод, что уменьшение диаметра шпильки стяжки до 70 % от первоначального значения практически не влияет на величины интегральных нагрузок R до момента времени $t = 1{,}8$ мс.

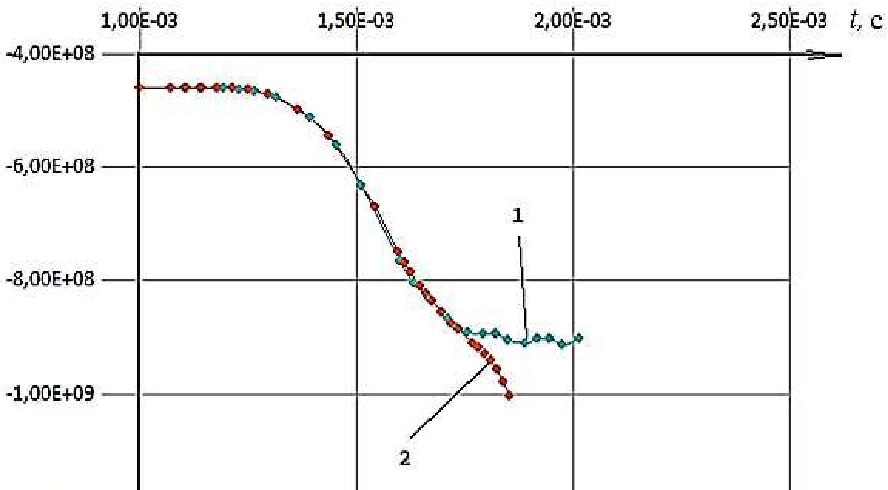


Рис. 8

Моделирование разрушения конструкции. Как отмечалось выше, процессы разрушения исследуются только в ленте, ее стяжке и шпильке. Для такого моделирования использовался модуль Explicit Dynamics (Autodyn) в пакете ANSYS. В этом модуле реализуется следующий подход. Напряженное состояние в каждом конечном элементе определяется до момента его разрушения. Модель разрушения материала следующая. Принимаем, что разрушение материала наступает тогда, когда величина пластической деформации ε_{pl} достигает своего предельного значения ε_{fail}, которое называется пластической деформацией разрушения. Эти значения для каждого материала определяются экспериментально. В таблице 1 представлены значения для материалов, используемых в исследуемой конструкции.

Реализуется следующий подход для анализа разрушения. В каждом конечном элементе тензоры напряжений рассчитываются с течением времени. Для этого интегрируется система обыкновенных дифференциальных уравнений с течением времени. На каждом временном шаге определяются эквивалентные деформации и скорость деформации. В зависимости от величины этих значений эквивалентные напряжения определяются из уравнения (1) или из закона пластического упрочнения Купера–Саймондса (2). В момент времени, когда $\varepsilon_{pl} \geq \varepsilon_{fail}$, конечный элемент считается разрушенным, а расчетное время считается временем разрушения конечного элемента. За начало отсчета времени принималось начало действия импульсного газодинамического давления. За расчетное время разрушения боевого оснащения (рис. 1) принимается время разрушения центральной шпильки замка крепежной ленты или разрушение самой крепежной ленты. При определении шага интегрирования использовался критерий Куранта–Фридрихса–Леви [3].

Численный анализ разрушения крепежной ленты с исходным диаметром центральной шпильки замка показал, что в промежутке времени с 1,4 мс по 1,9 мс максимальные напряжения (в МПа) возникают в местах перехода от замкового соединения к ленте (рис. 9).

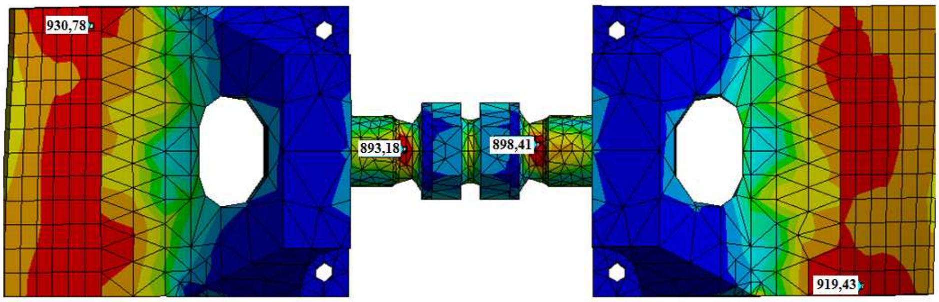


Рис. 9

Однако при дальнейшем деформировании крепежной ленты зона максимальных напряжений перемещается в замковое соединение. Такое перераспределение напряженного состояния происходит в силу того, что крепеж не только растягивается, но и изгибается под действием разлетающегося боевого заряда. На рис. 10 показаны пластические деформации, возникающие в замковом соединении крепежной ленты к моменту времени $t = 1{,}9$ мс. Из рисунка видно, что потенциальными зонами разрушения внешнего крепежа конструкции являются места галтельного перехода с замка стяжки на ленту и места с минимальным диаметром в замковом соединении.

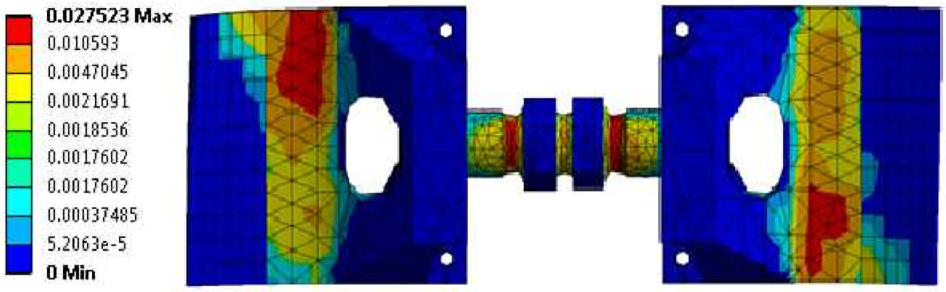


Рис.10.

Дальнейшее деформирование приводит к разрушению крепёжной ленты при $t = 2{,}2$ мс. Результаты численного моделирования процесса разрушения показаны на рис. 11.

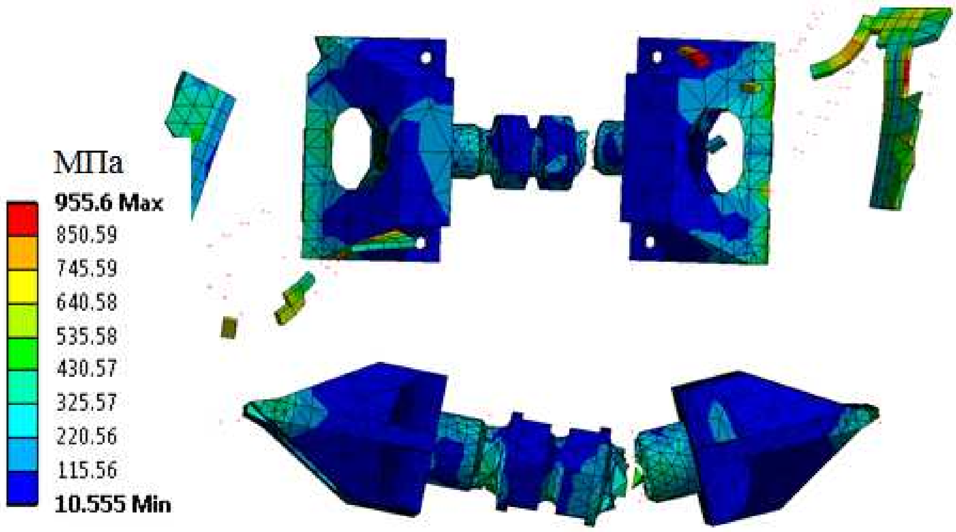


Рис. 11

Численное моделирование подтвердило, что разрушение происходит в галтельном переходе стяжки в ленту и в боковой проточке замка. Также время разрушения превышает значение, необходимое для успешного срабатывания боевого заряда. Однако при проектировании крепежа специальной ракетной конструкции ставилась задача получить разрушение замкового соединения в месте центральной шпильки. Поэтому проводилось варьирование параметрами замкового соединения так, чтобы разрушение происходило в центральной шпильке. Таким образом производилось управление процессом разрушения конструкции с помощью изменения параметров конструкции. Численное моделирование показало, что уменьшение диаметра центральной шпильки до 77 % исходного значения приводит к нужному результату.

На рис. 12 представлены эквивалентные напряжения в области замка ленты в момент времени $t = 1{,}8$ мс. Максимальные эквивалентные напряжения в шпильке равны $\sigma^{(max)} = 869{,}0$ МПа. В этот момент времени в центральной шпильке пластические деформации на внешнем радиусе достигают предельных значений, что приводит к разрушению.

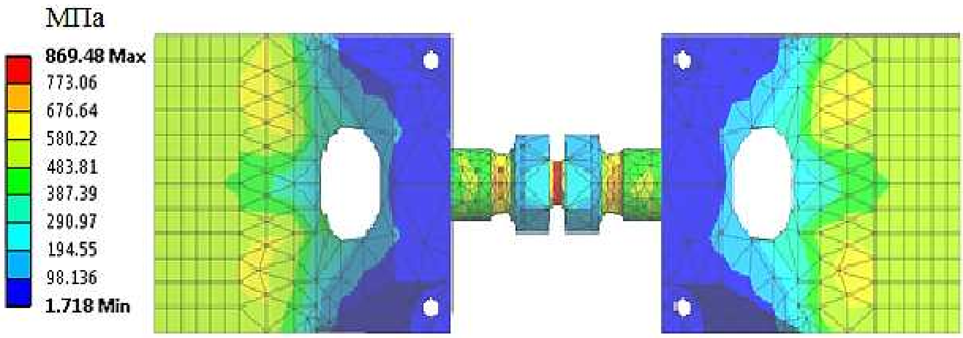


Рис. 12

К моменту времени $t = 1{,}9$ мс шпилька разрушается полностью (рис. 13). Уменьшение диаметра шпильки приводит к уменьшению промежутка времени от момента срабатывания боевого заряда до момента разрушения внешнего крепежа конструкции.

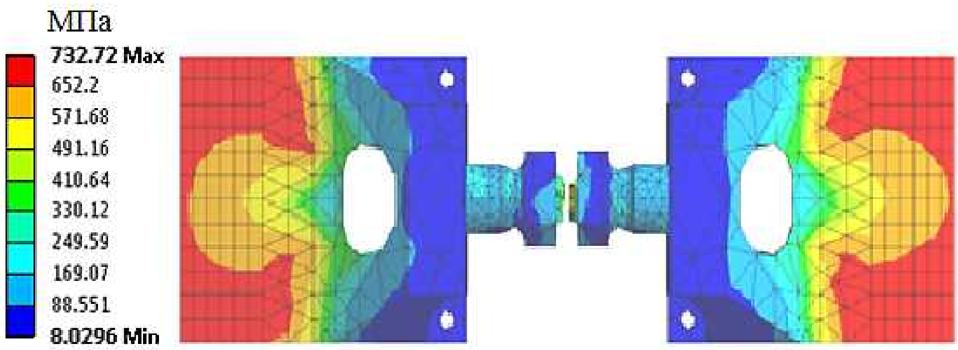


Рис. 13

Сравнение полученных результатов численного анализа с данными экспериментального исследования разрушения боевого оснащения показало, что относительная погрешность вычислений не превышает 5 %. Таким образом, разработанная методика может быть использована при анализе разрушения боевого оснащения ракетных комплексов. Отметим, что такой результат не получается при расчете без учета контактного давления элементов конструкции на ленту стяжки. Поэтому предварительный расчет полной конструкции является неотъемлемо2й частью предлагаемой методики.

Выводы. Предложена методика расчета разрушения боевого оснащения ракетного комплекса под действием внутреннего ударного давления в программном комплексе ANSYS. Методика включает три этапа численного анализа: исследование статического напряженного состояния, которое вызвано сборкой изделия; расчет динамического напряженного состояния всей конструкции, которое обусловлено действием газодинамического импульсного давления; расчет времени динамического разрушения наиболее нагруженных узлов конструкции.

При анализе статического напряженного состояния установлено, что максимальные напряжения возникают в стяжке в области соединения лент шпильками. Здесь максимальные напряжения наблюдаются в месте галтельного перехода, они равны 629,72 МПа. Эти напряжения меньше предела текучести материала стяжки, поэтому при статическом напряженном состоянии вся конструкция находится в области упругости.

При анализе динамического напряженного состояния наибольшее внимание уделяется исследованию наиболее нагруженного узла, которым является стяжка. Отметим, что образование динамических пластических деформаций происходит вдоль двух линий, расположенных под углом 45^0 к оси ленты. Далее, с течением времени, целые области ленты переходят в пластическое состояние.

В результате анализа динамического разрушения удалось установить диаметр центральной шпильки замка стяжки, при котором разрушение происходит именно в этой шпильке. В результате расчета установлено время разрушения $t = 1{,}9$ мс. В Государственном предприятии «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля» проводился натурный эксперимент по разрушению исследуемой конструкции [15]. Получено, что расхождение между расчетными и экспериментальными значениями времени разрушения элементов креплений не превышает 5 %.

Проведенные расчеты подтверждают эффективность предложенной методики. Разработанная методика может быть использована для численного моделирования разрушения составных конструкции, которые находятся под действием импульсных нагрузок. Использование предложенной методики может существенно снизить количество проводимых натурных экспериментов.

1. *Харченко В. В.* Моделирование процессов высокоскоростного деформирования материалов с учетом вязкопластических эффектов. Киев: Институт проблем прочности им. Г.С.Писаренко НАН Украины, 1999. 280 с.
2. *Ben-Dor G., Dubinsky A., Elperin T.* High-Speed Penetration Dynamics: Engineering Models and Methods. World Scientific Publishing, 2013. 311 p.
3. *Anderson Ted L.* Fracture Mechanics: Fundamentals and Applications, Fourth Edition. CRC Press, 2017. 259 p.
4. *Кукуджанов В. Н.* Компьютерное моделирование деформирования, повреждаемости и разрушения неупругих материалов и конструкций. М.: МФТИ, 2008. 212 с.
5. *Dursun T., Soutis C.* Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys. Materials & Design. 2014. Volume 56. P. 862–871.
6. *Cadoni E., Singh N. K., Singha M. K., Gupta N. K.* Dynamic tensile behavior of multi phase high yield strength steel. Materials & Design. 2012. № 32 (10). P. 5091–5098.
7. *Писаренко Г. С., Лебедев А. А.* Деформирование и прочность материалов при сложном напряженном состоянии. К.: Наук. думка, 1976. 416 с.
8. *Гудрамович В. С.* Моделирование напряженно-деформированного состояния оболочечных конструкций ракетной техники и энергетики. Техническая механика. 2013. С. 97–104.
9. *Kurşun A., Şenel M., Enginsoy M.* Experimental and numerical analysis of low velocity impact on a preloaded composite plate. Advances in Engineering Software. 2015. V. 90. P. 41–52.
10. *Yang Zh.* Finite element simulation of response of buried shelters to blast loadings. Finite Elements in Analysis and Design. 1997. V. 24, Is. 3. P. 113–132.
11. *Tada Y., Nishihara Sh.* Optimum shape design of contact surface with finite element method. Advances in Engineering Software. 1993. V. 18, Is. 2. P. 75–85.
12. *Idesman A., Pham D.* Accurate finite element modeling of acoustic waves. Computer Physics Communications. 2014. V. 185, Is. 7. P. 2034–2045.
13. *Cowper G., Symonds P.* Strain hardening and strain-rate effects in the impact loading of cantilever beams. Tech. Rep. Brown University: Division of Applied Mathematics, 1957. 28 p.
14. *Dong An., Tian Y.* General formula to calculate the fragment velocity of warheads with hollow core. Int J of Imp Engin. 2018. №11 (5). P. 477–496.
15. *Martynenko G. , Chernobryvko M. , Avramov K. , Martynenko V. , Tonkonozhenko A. , Kozharin V. , Klymenko D.* Numerical simulation of missile warhead operation. Advances in Engineering Software. 2018. Vol. 123. P. 93–103.

Получено 31.05.2018,
в окончательном варианте 16.12.2018