

Физико-механические эффекты при высокоскоростных ударных воздействиях на трехслойную панель микрометеоритной защиты

Сафронов И. С.^{}, Ушаков А. И.^{}, Кобзарь А. Н.^{}

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

Россия, 125993, г. Москва, ул. Волоколамское шоссе, д. 4

Issafronov@yandex.ru, Ushakov_a_i@mail.ru, Antonina1303@gmail.com

Аннотация. Освоение ближнего и дальнего космоса требует создания специальных материалов и композиционных панелей на их основе, обеспечивающих защиту космических аппаратов как от радиоактивного космического излучения, так и от метеоритов. В случае околоземного пространства это также защита от милли- и микрочастиц космического мусора. Исходя из темпов освоения ближнего космоса и одновременного роста количества частиц космического мусора актуальность данной проблемы будет только возрастать.

Ключевые слова: моделирование, панель метеоритной защиты, композит, упругое деформирование, физико-механические процессы

Для цитирования: Сафронов И.С., Ушаков А.И., Кобзарь А.Н. Физико-механические эффекты при высокоскоростных ударных воздействиях на трехслойную панель микрометеоритной защиты. *Прикладная математика & Физика*. 2026;58(3):318–326. DOI 10.52575/2687-0959-2026-58-3-318-326 EDN ODTNNJ

Original Research

Physical and Mechanical Effects During High-Speed Impacts on Three-Layer Micrometeorite Protection Panel

Ivan S. Safronov^{}, Alexander I. Ushakov^{}, Antonina N. Kobzar^{}

Moscow Aviation Institute (National Research University),

4 Volokolamskoye Shosse St., Moscow 125993, Russia,

Issafronov@yandex.ru, Ushakov_a_i@mail.ru, Antonina1303@gmail.com

Abstract. The development of near and far space requires the creation of special materials and composite panels based on them, which provide protection for spacecraft from both radioactive cosmic radiation and meteorites. In the case of near-Earth space, it is also protection against milli- and microparticles of space debris. Based on the pace of exploration of near space, and the simultaneous increase in the number of particles of space debris, the relevance of this problem will only increase. The work involved modeling the physical and mechanical processes initiated in a three-layer meteorite protection panel by high-speed impacts.

Keywords: Modelling, Meteorite Protection Panel, Composite, Elastic Deformation, Physical and Mechanical Processes

For citation: Safronov IS., Ushakov AI., Kobzar AN. Physical and Mechanical Effects During High-Speed Impacts on Three-Layer Micrometeorite Protection Panel. *Applied Mathematics & Physics*. 2026;58(3):318–326. (In Russ.)

DOI 10.52575/2687-0959-2026-58-3-318-326 EDN ODTNNJ

1. Введение. Освоение ближнего и дальнего космоса требует создания специальных экранов, обеспечивающих защиту космических аппаратов как от радиоактивного космического излучения, так и от метеоритов [1, 2, 3]. Проблема метеоритно-радиационной защиты становится всё более актуальной для «ближнего космоса» в связи с увеличением частиц космического мусора, проблемой нахождения космических аппаратов в радиационных поясах, программами освоения Луны и пр [4, 5, 3, 4].

Взаимодействие малых метеоритов с панелью метеоритной защиты может происходить по различным механизмам. Физические механизмы взаимодействия определяются массой метеорита, его формой, размером, плотностью вещества, а также модулем скорости и её ориентацией по отношению к поверхности панели метеоритной защиты [8]. В данной работе рассматривается воздействие на панель метеоритной защиты сравнительно небольших частиц космического мусора, летящих с относительной скоростью до 2000–4000 м/с. Таким образом, целью данной работы является моделирование физико-механических процессов при высокоскоростных ударных воздействиях на композиционную панель метеоритной защиты.

2. Методика исследования и постановка задачи. Панель метеоритно-радиационной защиты целесообразно рассмотреть в качестве упруго-пластичного элемента, размещенного перед основным корпусом космического аппарата. Такие конструкции при взаимодействии с метеоритом должны выдерживать значительные упругие и пластические деформации. Из-за проблемы вторичного космического

излучения на космических станциях [9, 10] значительное, а в ряде случаев ключевое внимание уделяется проблеме радиационной защиты космических аппаратов. При выборе материалов первоочередное внимание уделяется их возможности поглощать радиационное излучение, не давать значительного вторичного излучения, а также иметь низкую плотность. Требование по низкой плотности материалов обусловлено высокой стоимостью вывода грузов на Земную орбиту.

Податливость упругих элементов панели метеоритной защиты должна быть меньше податливости корпуса летательного аппарата. Полностью избавиться от неблагоприятных последствий взаимодействия панели метеоритной защиты и основного корпуса невозможно. Детали панели способны аккумулировать энергию, полученную от метеорита в результате упругой деформации. При этом примыкающие детали будут совершать колебания. Это неблагоприятное явление, так как оно вызывает вибрации корпуса летательного аппарата, усталостное разрушение частей корпуса и т. д. Для решения этой проблемы в панели планируется использовать слоистые упругие элементы, так как при их деформации происходит трение между слоями и диссипации энергии.

В случае сплошной компоновки материала механические напряжения сконцентрированы в малом объёме вблизи места соударения. Остальной материал панели не работает. В панелях метеоритной защиты можно использовать упругие элементы различных видов, что распределяет нагрузку по всей панели.

В случае неудачного соударения (например, с метеоритом достаточно высокой энергии) упругий элемент выйдет из строя. Рессоры могут работать не только с вертикальными, но и с горизонтальными ударами. Это, например, позволяет им эффективно работать при соударении метеорита с панелью под острым углом.

В этих условиях целесообразно использовать специальные высокомолекулярные материалы, способные эффективно поглощать радиационное излучение [11]. Такие материалы могут быть использованы для решения проблемы механической защиты благодаря их демпфирующим свойствам. Их рациональнее всего использовать для напряжённого состояния сдвига. Таким образом, рессоры для радиационно-метеоритной защиты рационально изготавливать из высокомолекулярных материалов. Для экономии материала геометрия рессоры должна приближаться к балке равного сопротивления. Этому условию наиболее полно отвечают листы с оттянутыми или трапецеидальными концами. Форма концов листов может быть скорректирована для обеспечения крепления рессоры к другим деталям [12, 13, 14]. Желательно, чтобы у всех листов рессоры было равное требуемое сопротивление изгибу. Это возможно обеспечить за счёт использования рессор разной толщины, длины, профиля поперечного сечения.

В классических рессорах короткие листы располагаются под длинными. Это позволяет минимизировать количество креплений и, следовательно, упростить сборку. Недостаток этого подхода – увеличение габаритной высоты рессоры. Поэтому для метеоритной защиты рационально маленькие листы располагать поверх больших.

Рационально короткие листы выполнить с меньшей начальной кривизной, чем длинные. Во время сборки следует обеспечить прижатие листов друг к другу. Таким образом будет обеспечен плотный контакт между листами. Отсюда высокое трение между листами и хорошее демпфирование. Если листы изготовить с профилем поперечного сечения двояковогнутом, то прижатие будет более равномерным. Ещё один способ увеличения демпфирующей способности – собрать конструкцию из более тонких листов.

Предотвратить боковое смещение листов можно за счёт выполнения их с таким профилем поперечного сечения, когда листы входят друг в друга. Таким образом возрастает площадь контактирующих поверхностей, что благоприятно для демпфирования. Профиль рессоры нужно проектировать так, чтобы центральный слой листов был смещён в сторону растягивающих напряжений, которые опаснее таких же по модулю сжимающих напряжений.

3. Результаты моделирования и обсуждение. Композит имеет строение, показанное на рисунке 1. Нижняя пластина предназначена для крепления панелей метеоритно-радиационной защиты к корпусу летательного аппарата. К ней также крепятся рессоры. Верхняя пластина снижает давление на рессоры за счёт увеличения рабочей площади.

Таким образом материал пластин должен обладать высокой прочностью и высокими значениями модуля Юнга. Так как транспортировка материала на Земную орбиту дорогостоящая, то материал также должен обладать высокой удельной прочностью. На основании этого был выбран сплав ВТ9, поверхность которого упрочнена методом селективной лазерной обработки [15, 16].

Толщина пластин выбрана минимально возможной исходя из концепции панелей радиационно-метеоритной защиты. В ходе моделирования процесса деформации оптимальная толщина элементов панели уточняется.

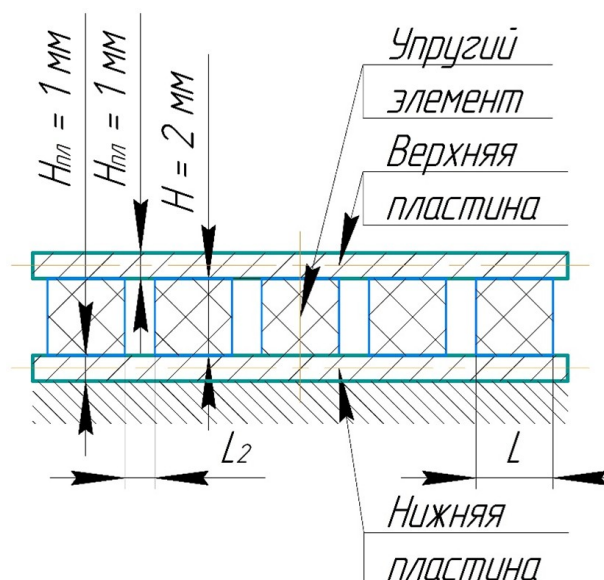


Рис. 1. Принципиальная схема построения композиционной панели метеоритно-радиационной защиты. L – длина упругого элемента, L_2 – расстояние между упругими элементами, $H_{пл}$ – толщина пластины, H – толщина слоя панели, соответствующего упругим элементам

Fig. 1. Schematic diagram of a composite panel for meteorite and radiation protection. L is the length of the elastic element, L_2 is the distance between the elastic elements, $H_{пл}$ is the thickness of the plate, and H is the thickness of the panel layer corresponding to the elastic elements

Таблица 1

Table 1

Физические свойства материалов, использованные при моделировании
Physical properties of the materials used in the simulation

Название физического свойства	ВТ9 (ГОСТ 19807-91), упрочненный селективной лазерной обработкой	Полимер
Плотность ρ , кг/м ³	4500	1100 – 1300
Модуль Юнга E, Па	$44 \cdot 10^{10}$	$5 \cdot 10^6$ – $80 \cdot 10^6$
Коэффициент Пуассона μ	0,33	0,49 – 0,50

Толщина слоя панели, соответствующего упругим элементам, равна 2 мм. Расчёт процессов деформации панели метеоритной защиты проводился методом конечных элементов (МКЭ) для системы уравнений линейной теории упругости. Так как рабочие нагрузки панели метеоритной защиты приходятся на упругие деформации, то для связи механических напряжений и деформаций использовался закон Гука. Для деформации, происходящей по осям O_x , O_y и O_z декартовой системы координат, необходим обобщенный закон Гука. Его запись упрощается для изотропных тел, моделируемых в данной работе. При компьютерном моделировании в методе конечных элементов этот закон описывается матричной записью:

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} K + \frac{4}{3}G & K - \frac{2}{3}G & K - \frac{2}{3}G & 0 & 0 & 0 \\ K - \frac{2}{3}G & K + \frac{4}{3}G & K - \frac{2}{3}G & 0 & 0 & 0 \\ K - \frac{2}{3}G & K - \frac{2}{3}G & K + \frac{4}{3}G & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2G \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \varepsilon_{xy} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где σ [Па] – нормальное механическое напряжение, τ [Па] – касательное механическое напряжение, ε – деформация Генки, x, y, z – координатные оси в Декартовой системе координат, K [Па] – модуль объёмной упругости, G [Па] – модуль сдвига.

В данных моделях мерой деформации является деформация Генки, так как это наиболее точный способ записи больших деформаций. Модуль объёмной упругости и модуль сдвига характеризуют упругие свойства материала при 3D деформации. У изотропных тел их можно определить через упругие свойства материала при одноосном растяжении/сжатии следующим образом:

$$G = \frac{E}{2 \cdot (1 + \mu)}, \quad (2)$$

$$K = \frac{E}{3 \cdot (1 - 2\mu)}, \quad (3)$$

где E [Па] – модуль Юнга, μ – коэффициент Пуассона.

Коэффициент Пуассона определяет изменение объёма материала в зависимости от упругой деформации. Для описания процесса перемещения точек панели метеоритной защиты в процессе деформации необходимо использовать уравнение движения. Это уравнение использует поле механических напряжений и поле начальных скоростей каждой точки. В панели метеоритной защиты механические напряжения возникают из-за действия упругих сил. Уравнение движения принимает форму:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 & \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{\partial}{\partial x} \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{pmatrix} - \frac{\partial}{\partial t} \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix} = 0, \quad (4)$$

где ρ [кг/м³] – плотность, v [м/с] – скорость, t [с] – время.

В процессе деформации изменяется форма тел, что приводит к изменению характера восприятия нагрузки. В данных моделях происходит соударение метеорита с высокой начальной скоростью с неподвижным телом. В процессе деформации будет уменьшаться скорость метеорита, что существенно изменяет параметры деформации. Расчёт модели будет корректным при исследовании деформации за короткий промежуток времени, когда форма панели и скорость метеорита существенно не меняется. Для исследования деформации при существенном изменении геометрии или существенном снижении скорости метеорита необходимо разделить расчёт на итерации, каждая из которых рассчитывает малое приращение по времени. При этом каждая последующая итерация рассчитывается на основании геометрии и физических полей, полученных на предыдущей итерации. В уравнении (1) две искомые величины: механическое напряжение и деформация, а в уравнении (4) также добавляется скорость. Чтобы система уравнений имела решение, она должна быть замкнута. Таким образом необходимо дополнить математическую постановку задачи уравнением, которое связывает скорость и деформацию. Матричная запись уравнения связи между полем скоростей деформаций и полем скоростей материальных точек:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \varepsilon_{xy} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} \\ \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} \\ \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Также необходимо задать краевые условия, которые включают начальные условия и граничные условия. Начальные условия – положения тел, деформации и скорости в начальный момент времени. Граничные условия задаются для отдельных поверхностей или участков поверхностей. Они описывают условия закрепления, контакты или приложенные нагрузки. А также то, как они меняются со временем или с изменением других характеристик процесса. Данная математическая постановка задачи позволяет полностью определить напряженно-деформированное состояние и процесс деформации упругих тел.

В программе FreeCAD v. 1.0.1 была создана модель геометрии образца (рис. 2). Форма и размеры модели соответствуют прототипу, что позволит по результатам модельного и натурного экспериментов усовершенствовать модель.

Геометрия также включает метеорит в форме шара. Диаметр метеорита меньше длины рессоры L . Соударение будет происходить в наиболее слабую область верхней пластины (область, наиболее удалённую от закреплённых рессорами участков). Это необходимо, чтобы смоделировать наиболее неблагоприятный случай соударения, а также выявить эффекты, вызванные неоднородностью панели при соударении.

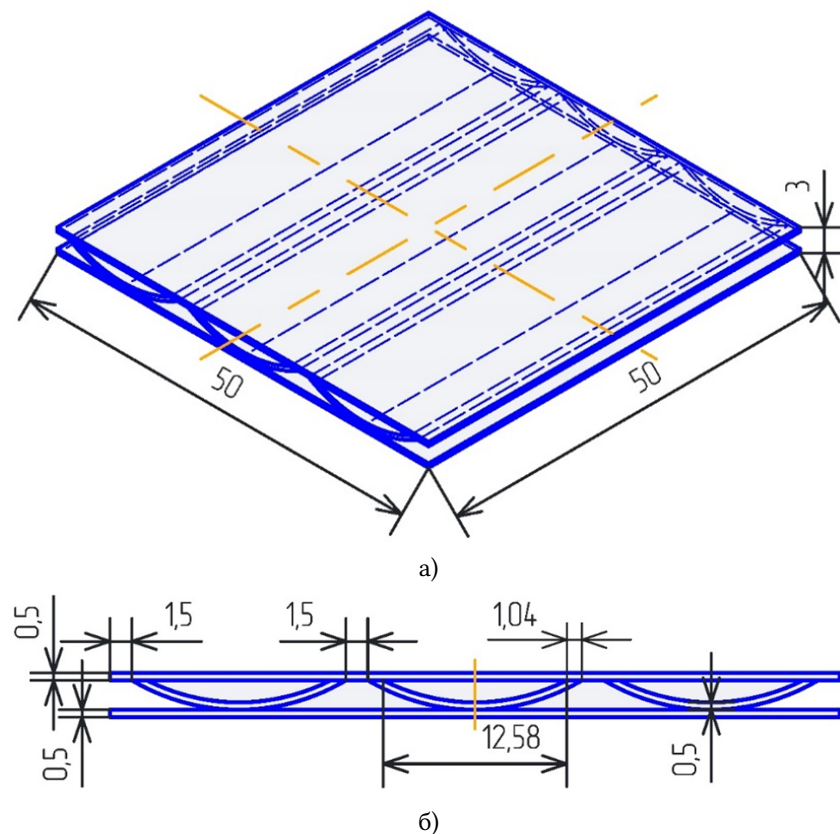


Рис. 2. Модель геометрии панели радиационно-метеоритной защиты

Fig. 2. Model of the geometry of the radiation and meteorite protection panel

В PrePoMax v. 2.3.0 модель геометрии была дискретизирована на конечные элементы, к которым были применены граничные и начальные условия (рисунок 3). В модели нижняя поверхность нижней пластины закреплена, так как по результатам предварительных модельных экспериментов в ней не возникают значительные механические напряжения. Метеорит имеет начальную скорость, направленную в сторону панели перпендикулярно к её поверхности. Также в PrePoMax заданы свойства материалов составных частей 3D модели (таблица 1) и параметры расчёта (например, время моделирования и шаг по времени).

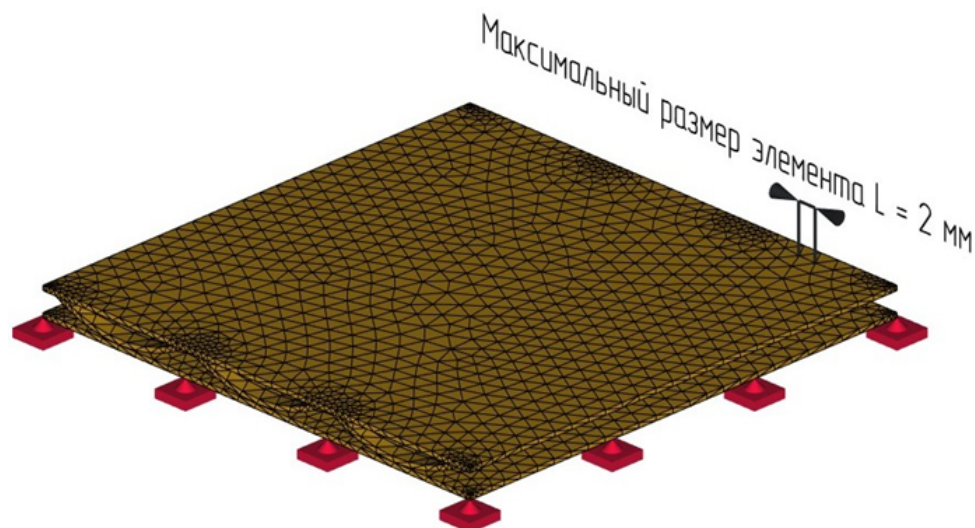


Рис. 3. Сетка метода конечных элементов, показано граничное условие жёсткого закрепления узлов

Fig. 3. Finite element method grid, showing the boundary conditions of rigidly fixed nodes

PrePoMax проводил вычисления методом конечных элементов при помощи связанной программы CalculiX v. 2.22. Полученные файлы результатов были обработаны в PrePoMax v. 2.3.0 и FreeCAD v. 1.0.1.

Чтобы оценить эффективность исследуемой компоновки материала в панели, необходимо сравнить её деформацию при бомбардировке метеоритом с деформацией сплошного материала. Поэтому было

проведено два модельных эксперимента при одинаковых параметрах бомбардировки (массы и размера метеорита, его начальной скорости) и одинаковой массе идентичных материалов. Проводилось сравнение процессов деформации панелей метеоритной защиты спустя одинаковое время после начала соударения.

Рессоры кардинально меняют способ, которым материал реагирует на нагрузку. При помощи рессор механические напряжения распределяются по всему материалу. В модели классической компоновки механические напряжения концентрируются в маленьком объёме. А в центре этого объёма они очень сильно возрастают. Это подтверждает выдвинутые гипотезы.

Во время соударения в рессоре возникают нормальные напряжения (растяжение в выпуклой части и сжатие в вогнутой части). Максимальные напряжения возникают на поверхностях листа, а к центральным слоям материала напряжения убывает до нуля. Также возникают касательные напряжения между слоями материала.

Рессора менее жёсткая, чем пластина. Своими креплениями она связывает удаленные участки поверхности верхней пластины. Система рессор связывает все элементы панели метеоритной защиты. Таким образом, механические напряжения эффективно распределяются по всему материалу.

На рисунке 4 приведены графики зависимости максимальных механических напряжений, возникающих в образцах с исследуемой и сплошной компоновкой, по критерию Мизиса от времени с начала соударения.

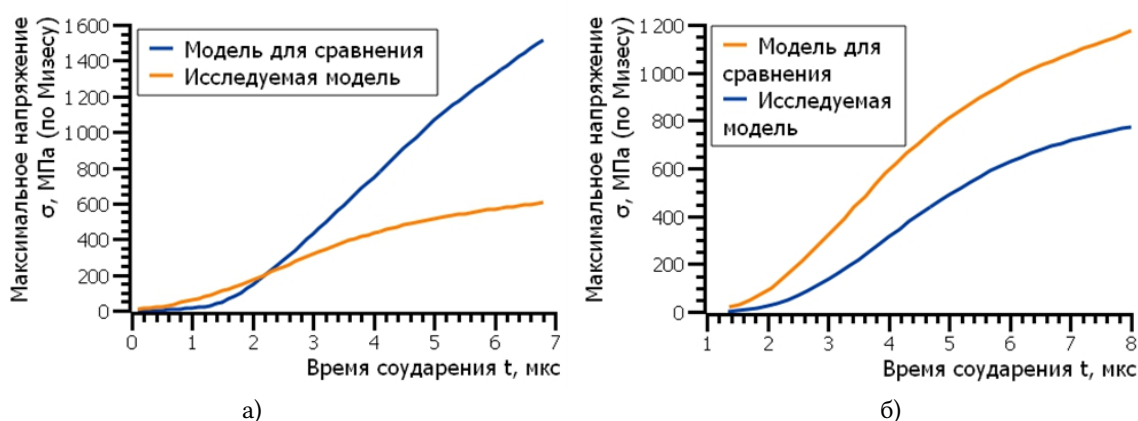


Рис. 4. Зависимости максимальных механических напряжений по критерию Мизиса от времени с начала соударения для исследуемой и сплошной компоновки. а) Пластины из сплава ВТ9, упрочнённого селективной лазерной обработкой, рессоры из полимера с характеристиками, указанными в таблице 1. б) Пластины из сплава ВНЖ-95, рессоры из сверхвысокомолекулярного полиэтилена (UHMW)

Fig. 4. Dependences of the maximum mechanical stresses on the Mises criterion on the time from the beginning of the impact for the investigated and solid filling configuration. а) Plates made of VT9 alloy, hardened by selective laser treatment, springs made of polymer with the characteristics specified in Table 1. б) Plates made of VNJ-95 alloy, springs made of ultra-high molecular weight polyethylene (UHMW)

На первом этапе соударения (до 2,2 мкс) механические напряжения не успевают распространиться до рессор. На этом этапе деформируется только участок верхней пластины, ограниченный креплениями рессоры. Так как толщина пластины меньше соответствующей толщины у сплошной компоновки, то в исследуемой компоновке возникают более высокие механические напряжения.

После 2,2 мкс деформация захватывает рессоры. В результате чего исследуемая компоновка становится эффективнее. По мере увеличения времени соударения в деформацию вовлекается всё большая область материала.

По результатам моделирования установлено, что максимальные механические напряжения, возникающие в материале в процессе соударения (по критерию прочности Мизеса), существенно ниже в исследуемой компоновке по сравнению со сплошной. Таким образом, прочность конструкции существенно возросла при неизменной массе, уменьшился её удельный вес.

С увеличением деформации эффективность исследуемой панели увеличивается. Этот процесс ускоряется $df(t)/dt > 0$. Увеличение $f'(t)$ связано с тем, что по мере роста нагрузки деформация распространяется не линейно, так как скорость увеличения объёма области деформирования увеличивается со временем.

В работе также была исследована возможность использования сверхвысокомолекулярного полиэтилена (UHMW) в качестве материала демфирующего слоя и сплава ВНЖ-95 для материала пластин (таблица 2).

По результатам моделирования установлено, что сочетание материалов из таблицы 2 не эффективно для рассматриваемых геометрических параметров. Максимальные механические напряжения по критерию прочности Мизеса для всех моментов времени с начала соударения больше у исследуемой панели. Это вызвано нарушением необходимого соотношения между жёсткостью рессор и пластин.

Таблица 2
Table 2

Механические характеристики сверхвысокомолекулярного полиэтилена (UHMW) и вольфрамового сплава ВНЖ-95
Mechanical characteristics of ultra-high-molecular-weight polyethylene (UHMW) and VNZh-95 tungsten alloy

Название физического свойства	ВНЖ-95	Сверхвысокомолекулярный полиэтилен UHMWPE
Плотность ρ , кг/м ³	$17,5 \cdot 10^3 - 18 \cdot 10^3$	930 – 950
Модуль Юнга E, Па	$38 \cdot 10^{10} - 4 \cdot 10^{11}$	$45 \cdot 10^7 - 10^9$
Коэффициент Пуассона μ	0,28 – 0,30	0,41

Для эффективного применения материалов из таблицы 2 необходимо уточнить геометрические параметры панели метеоритной защиты. Можно увеличить толщину верхней пластины. Это приведёт к увеличению её жесткости. Также можно уменьшить толщину рессор, чтобы понизить их жёсткость. С учетом того, что материал, рассмотренный в таблице 1, обладает радиационно-защитным эффектом, использование материалов, указанных в таблице 2, не эффективно.

При соударении шарообразного метеорита с пластиной образуется углубление правильной формы, центр которого находится под центром области соударения. По мере удаления от центра области соударения глубина углубления уменьшается. В зависимости от энергии и массы метеорита и жесткости пластины площадь и глубина прогиба существенно варьируются.

Исследуемая панель будет эффективна в том случае, если в области прогиба будет находиться материал, подкрепленный рессорами. Чем больше подкрепленного материала будет находиться в кратере и чем ближе он будет к центру кратера, тем эффективнее исследуемая компоновка материала по сравнению с классической. Повышение жёсткости верхней пластины уменьшает максимальную глубину кратера.

Рассмотрим эффективность панели при разных сценариях соударения. Если размер метеорита существенно больше длины рессоры L, то кратер на верхней пластине захватывает рессоры. В этом случае исследуемая компоновка эффективнее классической.

Для соударения с маленьким метеоритом существуют несколько сценариев деформирования. Если метеорит подает в область, подкрепленную рессорой, то панель эффективна. Если метеорит попадает в неподкрепленную область верхней пластины и размер кратера существенно больше этой области, то предложенная компоновка также будет эффективна. Если размер кратера при этом мал, то прочность ниже, по сравнению со сплошной компоновкой.

Вероятность этого сценария мала. Чтобы предотвратить его целесообразно сделать верхнюю пластину более жёсткой: увеличить её толщину или использовать материал с большим значением модуля Юнга. Таким образом, жёсткость верхней пластины необходимо подбирать под характеристики рессор.

4. Заключение.

1. Разработка панелей радиационно-метеоритной защиты должна предусматривать использование материалов с низкой плотностью и высокой удельной прочностью, а также обладающих способностью выполнять радиационно-защитную функцию. Эти требования ограничивают выбор возможных материалов и увеличивают значимость обоснованного выбора геометрии многослойной радиационно-метеоритной защитной панели.
2. Предлагаемая геометрическая модель панели радиационно-метеоритной защиты состоит из двух пластин, выполненных из металла с высокой удельной прочностью, между которыми находится радиационно-защитный полимер. Предложена геометрия полимерного слоя, при которой достигается высокая ударная прочность панели. Данная геометрия определяется механическими характеристиками пластин и используемым радиационно-защитным полимером. Концепция защитных панелей предусматривает возможность замены отдельных панелей, а также минимизацию негативного механического влияния панелей на корпус космической станции.
3. Физические процессы в материалах панели радиационно-метеоритной защиты определяются относительными скоростями метеоритов. В предложенной защитной панели рассматривается столкновение с космическим мусором, имеющим невысокие относительные скорости, так как при высоких скоростях меняется физика взаимодействия метеоритов с материалом защитной панели.

Список литературы

1. Шустов Б.М. Космические опасности: ближний космос. Земля и Вселенная. 2021; 6: 59-69.
2. Толочек Р.В., Павленко В.И., Черкашина Н.И., Иванова О.А., Карташов Д.А., Кариев И.С., Шуршаков В.А. Радиационно-защитные свойства полимерного композитного материала в кабине МКС по данным термolumи- несцентных и твердотельных трековых детекторов. Космические исследования. 2005; Т. 63. 3: 239-248.
3. Носков А.В., Мачукаев Д. Д., Киперша В. К., Пугина П. Д., Пирматова М. Д. Влияние расходимости электронного пучка на КРИ в периодической слоистой среде с тремя слоями на периоде. Прикладная математика & Физика. 2025; Т. 57, № 4:279-289. DOI 10.52575/2687-0959-2025-57-4-279-289.
4. Шустов Б.М. О роли науки в изучении и парировании космических угроз. Вестник РАН. 2019; Т. 89. 8: 777-799.
5. Павленко В.И., Ястребинский Р.Н., Черкашина Н.И., Дубинин В.И., Шкаплеров А.Н., Попова Е.В., Умнова Л.А. Композиционный материал для защиты от радиации внутри обитаемых отсеков космических станций. Материалы XVI Международной научно-практической конференции «Пилотируемые полёты в космос», НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина, 3–5 декабря 2025 г., Звездный Городок. 2023; 140-142.
6. Павленко В.И., Черкашина Н.И. Композиционные материалы для радиационной защиты в космосе. Труды III Международной научной конференции «Физические процессы в конденсированных средах» Тамбов – Москва – Барнаул – Мичуринск, 03–07 марта 2025 года. 2025; 87-93.
7. Вениаминов С, Червонов А. Космический мусор – угроза человечеству. М. : ИКИ РАН. 2012; 208 с.
8. Власов Ф.Ю., Воробьёв Ю.А., Семёнов В.И., Устинов В.В. Идентификация кратерообразных повреждений стёкол иллюминаторов в осколочно-метеоритной среде. Космонавтика и ракетостроение. 2012;2:165-171.
9. Булгаков Н.Н., Бахтызин И.В., Зинченко В.Ф. Учёт эффекта «усиления дозы» вторичного тормозного излучения при прогнозировании дозовых нагрузок на электрорадиоизделия в составе бортовой аппаратуры космических аппаратов. Вопросы атомной науки и техники. Серия: физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2020; 1: 31-38.
10. Кузнецов Н.В., Панасюк М.И. Космическая радиация и прогнозирование сбое- и отказоустойчивости интегральных микросхем в бортовой аппаратуре космических аппаратов. Вопросы атомной науки и техники. Серия: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2001; Вып. 1-2: 3-8.
11. Черкашина Н.И., Павленко В.И., Руднев П.И., Чешигин И.В., Сидельников Р.В., Романюк Д.С. Пат. RU2839014C1 Российская Федерация. Композиционный материал для защиты от нейтронного излучения и способ его получения. Заявитель и патентообладатель Белгородский государственный технологический университет им. В. Г. Шухова; № 2024124379; заявл. 21.08.2024; опубл. 24.04.2025, Бюл. № 12. 11 с.
12. Няшин Ю.И., Осипенко М.А., Рудаков Р.Н. К теории изгиба листовой рессоры. Известия РАН. Механика твердого тела. 2002;6:134-143.
13. Осипенко М.А. Постановка и аналитическое решение контактной задачи об изгибе трехлистовой рессоры. Вестник Кемеровского государственного университета. 2013;4-1(56):138-142.
14. Божко Г.В., Фокина М.С., Нконди Ж.Д., Щагин А.М., Баскаков А.П. Экспериментальное определение осевой силы в крепежных деталях, возникающей при их моментной затяжке. Вестник ТГТУ. 2024;1:170-177.
15. Ушаков А.И., Сафронов И.С. Механизм избирательного воздействия лазерного импульса на трехмерные дефекты в поверхностном слое титанового сплава. Вестник Московского авиационного института. 2024;4:197-208.
16. Сафронов И.С., Ушаков А.И., Андрухова О.В. Параметрические характеристики нано- и микропор, влияющие на их залечивание при селективной лазерной обработке. Прикладная математика & Физика. 2024;56(3):226–233. DOI 10.52575/2687-0959-2024-56-3-226-233.

References

1. Shustov BM. Kosmicheskie opasnosti: blizhnij kosmos. Zemlya i Vselennaya. [Space hazards: near space], Zemlya i Vselennaya. 2021;6:59–69.
2. Tolochek RV., Pavlenko VI., Cherkashina NI., Ivanova OA., Kartashov DA., Kariev IS., Shurshakov VA. Radiacionno-zashchitnye svojstva polimernogo kompozitnogo materiala v kayute MKS po dannym termoluminescentnyh i tverdotel'nyh trekovyh detektorov. [Radiation protection properties of a polymer composite material in the ISS cabin according to thermoluminescent and solid-state track detectors], Kosmicheskie issledovaniya. 2005;63,3:239–248.
3. Noskov AV., Machukaev DD., Kipersha VK., Pugina PD., Pirmatova MD. Vliyanie rashodimosti ehlektronnogo puchka na KRI v periodicheskoy sloistoy srede s tremya sloyami na periode. Prikladnaya matematika & Fizika. 2025; 4: 279-289. DOI 10.52575/2687-0959-2025-57-4-279–289. (In Russ.)
4. Shustov BM. O roli nauki v izuchenii i parirowanii kosmicheskikh ugroz. [On the role of science in studying and countering space threats], Vestnik RAN. 2019;89(8):59–69.
5. Pavlenko VI., Yastrebinskij RN., Cherkashina NI., Dubinin VI., Shkaplerov AN., Popova EV., Umnova LA. Pilotiruemye polyoty v kosmos: materialy XVI Mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoy konferencii «Pilotiruemye polyoty v kosmos», NII CPK im. Yu.A. Gagarina. Kompozicionnyj material dlya zashchity ot radiacii vnutri obitaemyh otsekov kosmicheskikh stancij. [A composite material for radiation protection inside the habitable sections of space stations], 3–5 December. 2023; Zvezdnyj Gorodok, 2025;140–142.

6. Pavlenko VI., Cherkashina NI. Fizicheskie processy v kondensirovannyh sredah: materialy III Mezhdunarodnoj nauchnoj konferencii Tambov – Moskva – Barnaul – Michurinsk. Kompozicionnye materialy dlya radiacionnoj zashchity v kosmose. [Composite materials for radiation protection in space]. Michurinsk. 2025;87–93.
7. Veniaminov C., Chervonov A. Kosmicheskij musor – ugroza chelovechestvu [Space debris is a threat to humanity], M.: IKI RAN. 2012; 208 p.
8. Vlasov FYu., Vorob'yov YuA., Semyonov VI., Ustinov VV. Identifikaciya krateroobraznyh povrezhdenij stykol illyuminatorov v oskolochno-meteoritnoj srede. [Identification of crater-like damage to porthole glass in a fragment-meteorite environment], Kosmonavtika i raketostroyeniye. 2012;2:165–171.
9. Bulgakov NN., Bahtyzin IV., Zinchenko VF. Uchyot ehffekta "usileniya dozy" vtorichnogo tormoznogo izlucheniya pri prognozirovanii dozovyh nagruzok na ehlektorradiioizdeliya v sostave bortovoj apparatury kosmicheskikh apparatov. [Accounting for the "dose enhancement" effect of secondary тормозное radiation when predicting radiation doses on electrical and electronic components of spacecraft onboard equipment] Voprosy atomnoj nauki i tekhniki. Seria: fizika radiacionnogo vozdejstviya na radioehlektronnuyu apparaturu. 2020;1:31–38.
10. Kuznecov NV., Panasyuk MI. Kosmicheskaya radiaciya i prognozirovaniye sboe- i otkazoustojchivosti integral'nyh mikroshem v bortovoj apparature kosmicheskikh apparatov. [Space radiation and prediction of failure and fault tolerance of integrated circuits in spacecraft onboard equipment] Voprosy atomnoj nauki i tekhniki. Seria: Fizika radiacionnogo vozdejstviya na radioehlektronnuyu apparaturu. 2001;2:3–8.
11. Cherkashina NI., Pavlenko VI., Rudnev PI., Cheshigin IV., Sidel'nikov RV., Romanyuk DS. Kompozicionnyj material dlya zashchity ot nejtronnogo izlucheniya i sposob ego polucheniya. Kompozicionnyj material dlya zashchity ot nejtronnogo izlucheniya i sposob ego polucheniya. [Composite material for protection against neutron radiation and method for its production], Russian Federation. 2025; Pat. RU2839014C1.
12. Nyashin YuI., Osipenko MA., Rudakov RN. K teorii izgiba listovoj resory. [Towards the theory of bending leaf springs], Izvestiya RAN. Mehanika tverdogo tela. 2002;6:134–143.
13. Osipenko MA. Postanovka i analiticheskoe reshenie kontaktnoj zadachi ob izgibe trehlistovoj resory. [Formulation and analytical solution of the contact problem of bending a three-leaf spring], Vestnik Kemerovskogo gosudarstvennogo universiteta. 2013;1-4(56):138–142.
14. Bozhko GV., Fokina MS., Nkondi ZhD., Shchagin AM., Baskakov AP. Ekhspierimental'noe opredelenie osevoj sily v krepezhnyh detal'nyh, vznikayushchej pri ih momentnoj zatyazhke. [Experimental determination of the axial force in fastening parts that occurs during their torque tightening], Vestnik TGTU. 2024;1:170–177.
15. Ushakov AI., Safronov IS. Mehanizm izbiratel'nogo vozdejstviya lazernogo impul'sa na trehmernye defekty v poverhnostnom sloe titanovogo splava. [The mechanism of selective laser pulse action on three-dimensional defects in the surface layer of a titanium alloy], Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta. 2024;4:197–208.
16. Safronov IS., Ushakov AI., Andrukhova OV. Parametricheskie harakteristiki nano- i mikropor, vliyayushchie na ih zalechivanie pri selektivnoj lazernoj obrabotke. [Parametric characteristics of nano- and micropores that affect their healing during selective laser processing], Prikladnaya matematika & Fizika. 2024;3:226–233. DOI 10.52575/2687-0959-2024-56-3-226–233.

Конфликт интересов: о потенциальном конфликте интересов не сообщалось.

Conflict of interest: no poelevential conflict of interest related to this article was reported.

Поступила в редакцию 01.07.2026

Received July 1, 2026

Поступила после рецензирования 17.08.2026

Revised August 17, 2026

Принята к публикации 19.08.2026

Accepted August 19, 2026

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Сафронов Иван Сергеевич – кандидат физико-математических наук, доцент, доцент кафедры 915 физика и физическая химия, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Ушаков Александр Иванович – ассистент кафедры 915 физика и физическая химия, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Кобзарь Антонина Николаевна – кандидат педагогических наук, доцент кафедры 915 физика и физическая химия, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Ivan S. Safronov – Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department No. 915 Physics and Physical Chemistry, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Alexander I. Ushakov – Assistant of the Department No. 915 Physics and Physical Chemistry, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Antonina N. Kobzar – Candidate of Pedagogical Sciences, Associate Professor of the Department No. 915 Physics and Physical Chemistry, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

К содержанию