

УДК 531.58

Д.Б. Добрица

ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА СТОЙКОСТИ СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ МЕТЕОРНО-ТЕХНОГЕННЫХ ЧАСТИЦ

Приводятся результаты теоретического и экспериментального исследования баллистических характеристик сотовых панелей космического аппарата при воздействии метеорно-техногенных частиц.

Ключевые слова: *космический мусор, соты, защита от загрязнений, гиперскоростное воздействие, баллистическая кривая ограничения.*

Существует два типа частиц, представляющих опасность для космического корабля при гиперскоростном воздействии: естественные метеорные тела и искусственные частицы орбитального космического мусора (КМ). Метеорные тела – это фрагменты комет или астероидов на околосолнечных орбитах. Частицы КМ характеризуются либо как более крупные, прослеживаемые фрагменты, либо как меньшие по размерам, неотслеживаемые частицы на околоземных орбитах.

Ударное повреждение при воздействии частиц космического мусора или метеорных тел на элементы конструкции космического аппарата (КА) может вызывать широкий диапазон различных эффектов. Оценка степени риска при таких воздействиях необходима при проектировании КА и его систем, чтобы построить космический корабль, защищенный от угрозы воздействия этих частиц.

Количество пробоев зависит от интенсивности воздействующих потоков и критерия разрушения, который определяется толщиной защитного экрана и его свойствами. Широко используемый критерий разрушения – полное проникновение (то есть «перфорация») стенки защищаемой структуры. Но также возможны другие критерии разрушения, такие, как образование отверстия, превышающего заданный критический размер, глубина проникновения, которая превышает заданную, или образование кратера, по объему превышающего заданное значение, и т.д.

Чтобы определить условия воздействия (то есть размер частицы, плотность частицы, скорость воздействия и угол воздействия), которые приводят к порогу повреждения определенных компонент или подсистем КА, разрабатываются баллистические предельные уравнения (БПУ). Для определения БПУ необходимо использовать базу данных результатов испытаний по гиперскоростным воздействиям и их исследований.

В работах [1–3] рассматривались проблемы защиты космических аппаратов с использованием экранов различных конструкций: сплошных, разнесенных и сеточных. Исследования защитных свойств таких конструкций основывались на базе проведенных баллистических экспериментов и численного моделирования.

Структуры космического корабля должны обеспечить требуемую стойкость к метеорно-техногенным воздействиям для защиты полезной нагрузки от воздействия метеорно-техногенных тел (МТТ). Масса структур должна быть как можно более низкой, чтобы обеспечить максимум полезной нагрузки. Поэтому космический корабль, как правило, представляет собой легковесовую конструкцию, состоящую из окруженных тонкой стенкой структурных элементов, которые могут

быть локально усилены (защищены) или выполнены в виде многослойных панелей или оболочек.

В дополнение к инерционным нагрузкам, возникающим вследствие ускорения и оказывающим давление на составные части КА в герметичных частях структуры (камеры высокого давления или герметичные модули), структура должна защитить полезную нагрузку от гиперскоростных воздействий, которые возникают от микрометеорных тел или от частиц орбитального космического мусора. Сложность этой задачи становится важным соображением при конструировании беспилотного космического корабля. Необходимо избегать критического повреждения нагруженных структур (камеры высокого давления, герметичные модули) так же, как и вероятного источника новых частиц КМ.

Воздействие частиц на тонкостенные структуры сопровождается высоким давлением и повышением температуры, что может привести к плавлению или даже испарению материала и образованию кратера, объем которого будет намного больше, чем объем частицы. Если частица будет достаточно большой (приблизительно 10–15 % толщины стенок для скорости частицы приблизительно 7 км/с [4]), то произойдут перфорация тонкой структуры и образование трещин. Частица будет фрагментирована, а фрагменты проникнут внутрь структуры и произведут дальнейшие повреждения. В случае герметичных структур возникающие трещины могут превысить критическую длину, приводящую к катастрофическому разрыву.

Сотовые панели представляют собой два тонких листа, соединенных легким заполнителем. Сотовые заполнители разделяют листы и несут сдвиговые нагрузки, в то время как листы очень эффективно несут нагрузки на изгиб. По отношению к ударным нагрузкам, две обшивки работают подобно щитовой структуре. В этом случае они менее эффективны, поскольку каналы сотового заполнителя пропускают облако осколков.

В конструкции беспилотных космических кораблей, как правило, используются сотовые структуры, то есть обшивки, соединенные сотовыми ячейками (рис. 1), обычно используемый материал для обеих обшивок и сот – алюминий или углепластик. Как правило, толщина обшивки может колебаться от 0,25 до 2 мм, с размерами ячейки в диапазоне от 3 до 25 мм. Полная толщина сотовой структуры может находиться между 4 и 50 мм.

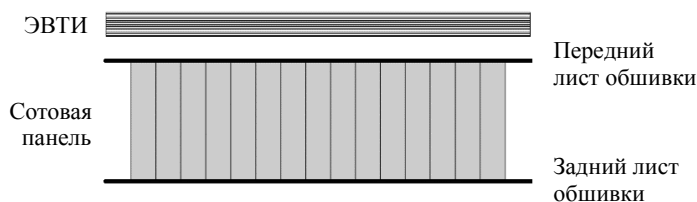


Рис. 1. Стандартная сотовая панель с ЭВТИ

Назначение каждой обшивки в структуре панели:

- Выдерживать прямые нагрузки (растяжение и сжатие), которые вызывают расширение и сужение.

- Нести внутренние сдвиговые нагрузки и нагрузки на изгиб обшивки.

Сотовый заполнитель в структуре вносит следующий вклад:

- Стабилизация обшивок в пространстве, чтобы обеспечить необходимое соотношение сила/вес и жесткость.

- Обеспечение сопротивления поперечной сдвиговой нагрузке, для воспрепятствования сдвигу плоскостей.

С целью улучшения терморегулирования обшивки могут быть покрыты такими материалами, как многослойная изоляция (ЭВТИ) или тефлон.

Для сотовой структуры из алюминиевого сплава наблюдалось несколько вариантов повреждения при высокоскоростном воздействии.

1) Первичное и внутреннее повреждение

Этот тип повреждения относится к пробое ударником и косвенному повреждению передней и задней обшивок и внутреннего сотового заполнителя. Внутреннее повреждение, как правило, намного серьезнее, чем отверстие в обшивке (см. рис. 2; параметры соударения – снаряд 1,74 мм, 7,2 км/с, угол полета 45°). Повреждение отдельных сотовых ячеек может классифицироваться как выпучивание стенки (перфорация ячейки отсутствует), разрыв (перфорация ячейки) и, наконец, уничтожение (распад ячейки). Повреждение всей структуры происходит при наличии перфорации на задней обшивке. Совместный эффект наличия перфорированных обшивок и пустот в сотовых ячейках создает местные концентрации напряжения. Случайное распределение пустот в сотах может способствовать местной стабильности поврежденной структуры, что может быть крайне важным с точки зрения точности используемого расчетного инструментария. Разрыв ячейки может привести к потере структурной целостности клеевого состава соседних металлических конструкций, сопряженных с сотовой панелью. Это может привести в результате к отрыву установленного оборудования.

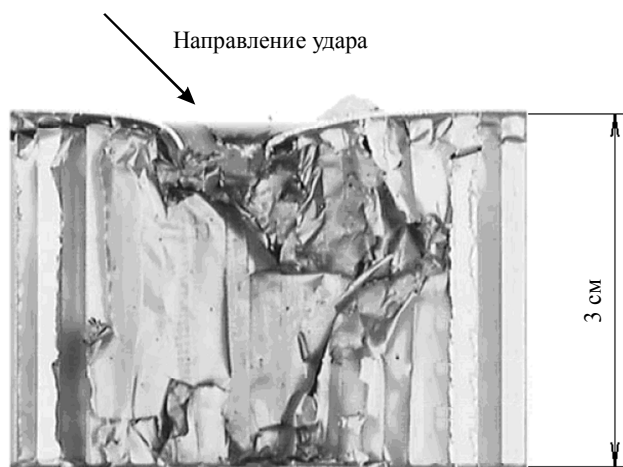


Рис. 2. Типовое ударное повреждение сотовых ячеек в сотовой панели

2) Повреждение облаком осколков

Это повреждение относится ко вторичному облаку высоко- и низкоскоростных частиц, образующемуся при перфорации обшивки.

Возникновение вторичного облака осколков, образующегося в случае перфорации структуры, приводит к наиболее высокому риску механического повреждения полезной нагрузки, расположенной на корпусе КА. Особенно это относится к оборудованию, установленному непосредственно на уязвимых лицевых панелях корпуса или близко к ним. Для установленного снаружи оборудования поврежде-

ние облаком осколков возможно от рикошета частицы, воздействующей на соседнюю поверхность под наклонным углом.

Эффект воздействия низкоэнергетического облака состоит в эрозии поверхности оборудования, тогда как воздействие высокоэнергетического облака может привести к проникновению вторичных частиц внутрь через алюминиевые стенки корпуса оборудования.

3) Загрязнение

Если соударение со стенкой происходит под достаточным наклоном, то могут появиться фрагменты вторичного извержения (рикошет), которые могут воздействовать на другие части космического корабля или загрязнить полезную нагрузку и подсистемы.

Уравнения повреждения и БПУ

Баллистические предельные зависимости для сотовых конструкций в целом плохо определены для находящихся в широком диапазоне диаметров частицы и скоростей. В связи с этим невозможно сравнение относительного исполнения различных конфигураций. Однако ключевые механизмы повреждения могут быть идентифицированы следующим образом:

- Значительное отслаивание сотового заполнителя от обшивок происходит выше баллистического предела [5].

- Облако осколков направлено по определенному руслу и для нормальных и для наклонных углов воздействия [6–8].

- Внутреннее повреждение ячеек сот может быть, по крайней мере, на порядок больше, чем изначальный диаметр снаряда [9].

- Тип алюминиевого сплава, используемого в сотовом заполнителе, не влияет на направление ударной волны [10].

- Существует зависимость баллистического предела от угла воздействия [8, 9].

- ЭВТИ увеличивает баллистический предел структуры в целом.

Баллистический предел для сотовой конструкции – функция толщины обшивки, размеров ячейки и толщины стенки ячейки, глубины сотовой структуры и используемых материалов. В настоящее время не существует уравнений, которые объединяют все эти параметры. Возможно использование измененного уравнения Кур-Паласа (Christiansen-Cour-Palais) для защиты Уиппла (см. ниже), расчетные значения которого могут быть сопоставлены с экспериментальными данными испытаний воздействия с соответствующими параметрами. Однако при таком подходе влияние сотового заполнителя в уравнении не представлено.

Для некоторых сотовых конфигураций это уравнение может быть совместимо с известными данными, в которых используется либо эквивалентный интервал [10], либо эквивалентная толщина задней обшивки [6].

Для $V_n \leq 3$ км/с:

$$d_c(v_n) = \left[\frac{t_w \left(\frac{\tau}{40000} \right)^{0,5} + t_b}{0,6 \cos \theta v_n^{0,667} \cdot \rho_p^{0,5}} \right]^{0,947} \quad (1)$$

Для $V_n \geq 7$ км/с:

$$d_c(v_n) = 1,155 K_{3D}^{-0,667} t_w^{0,667} \rho_p^{-0,333} \rho_b^{-0,111} v_n^{-0,667} \left(\frac{\tau S}{70000} \right)^{0,333} \quad (2)$$

Для $3 \leq V_n \leq 7$ км/с:

$$d_c(v_n) = d_c(v_n = 3) \cdot \left(1,75 - \frac{v_n}{4}\right) + d_c(v_n = 7) \cdot \left(\frac{v_n}{4} - 0,75\right), \quad (3)$$

где $K_{3S} = 1$ (базовый вариант);
 $K_{3D} = 0,16$ (базовый вариант);
 d_c – предельный минимальный диаметр пробивающей частицы (см);
 v – скорость (км/с);
 v_n – нормальная компонента скорости (км/с);
 θ – угол воздействия, измеренный от нормали к поверхности (град);
 t_b – толщина бампера, т.е. передней обшивки (см);
 t_w – толщина задней стенки (обшивки) (см);
 ρ_p – плотность снаряда (г/см³);
 ρ_w – плотность задней стенки (г/см³);
 ρ_b – плотность бампера (г/см³);
 τ – напряжение текучести (фунт/дюйм²);
 S – интервал между бампером и задней стенкой (см).

Из-за влияния угла соударения на стойкость сотовой структуры уравнение Christiansen-Cour-Palais не может использоваться как представление функции угла воздействия для мишеней с сотовой структурой. В случае наклонных воздействий линия полета снаряда многократно пересекается с тонкими алюминиевыми листами (сотовый наполнитель). Сотовое ядро в этом случае действует как многослойный щит. Для определения стойкости мишени в качестве функции энергии воздействия может использоваться баллистический предел мишени как функция энергии удара. Экспериментальные данные [8] показали, что при соударении под углом 45°, требуется ~ в 2,3 раза большая энергия воздействия, чтобы достичь баллистического предела по сравнению с соударением 0°. Это соотношение справедливо для глубины сотового наполнителя 22 мм. Для глубины сотового наполнителя 45 мм (двойной сотовый наполнитель) в таком случае для достижения баллистического предела потребуется энергия воздействия ~ в 4,6 раза больше.

Экспериментальные испытания стойкости сотовых панельных конструкций

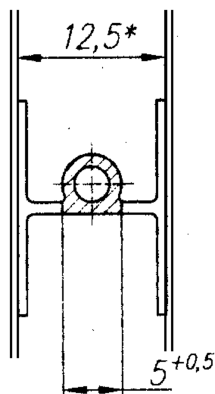


Рис. 3. Элемент профиля тепловой трубы радиатора с обшивкой (образец № 1)

Проблема стойкости сотовых панелей и конструкций, устанавливаемых на их обшивке с внутренней стороны, является весьма распространенной при проведении расчетов вероятности непробоя (ВНП) для КА и их систем при воздействии метеорно-техногенных частиц. Данные о стойкости таких конструкций к воздействию МТТ были получены, в частности, в НИИ ПММ ТГУ при проведении экспериментальных работ по определению стойкости типовых конструкций КА «Спектр-УФ» для НПО им. С.А. Лавочкина [11]. В качестве объекта испытаний был взят фрагмент типового радиатора КА (см. рис. 3).

В качестве метательной установки была выбрана пороховая пушка калибром 8 мм. Ниже приведена сводная таблица, составленная по протоколам проведенных экспериментов на данной конструкции.

Таблица 1

Результаты экспериментов по пробую радиатора

№ опыта	Материал ударника	Размер ударника, мм	Скорость ударника, км/с	Результаты опыта
1	графелон	цилиндр $\varnothing 2 \times 2$	1,76	Сквозное пробитие (радиатор)
2	графелон	цилиндр $\varnothing 2 \times 2$	1,51	Пробита внешняя оболочка + закладная трубки, вторая оболочка не пробита
3	графелон	цилиндр $\varnothing 2 \times 2$	1,9 (оценка)	Пробита внешняя оболочка + закладная трубки, вторая оболочка не пробита
4	графелон	цилиндр $\varnothing 2 \times 2$	2,0	Пробита внешняя оболочка + закладная трубки + сама трубка
5	Незачётный			
6	графелон	цилиндр $\varnothing 2 \times 2$	2,17	Сквозное пробитие (радиатор)
7	графелон	цилиндр $\varnothing 2 \times 2$	1,28	Пробита внешняя оболочка + закладная трубки,
8	графелон	цилиндр $\varnothing 2,5 \times 2,5$	1,59	Пробита внешняя оболочка + закладная трубки,
9	графелон	цилиндр $\varnothing 2,5 \times 2,5$	1,64	Пробита внешняя оболочка + закладная трубки,

Картины взаимодействия ударников с образцом № 1 приведены на рис. 4, 5.

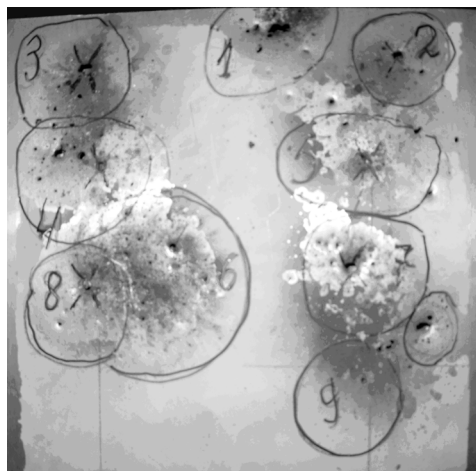


Рис. 4. Лицевая поверхность образца



Рис. 5. Тыльная поверхность образца

В опытах № 1, 6 осуществлялось воздействие непосредственно на сотовую панель (минуя профильную тепловую трубу), и это привело к сквозному пробитию радиатора (т.е. перфорации задней стенки). Для того чтобы нанести эти экспериментальные точки на теоретическую баллистическую кривую, уравнение (2) было модифицировано с целью введения в него зависимости от угла воздействия.

Для $V_n \geq 7$ км/с:

$$d_c(v_n) = 1,155 K_{3D}^{-0,667} t_w^{0,667} \rho_p^{-0,333} \rho_b^{-0,111} v_n^{-0,667} \left(\frac{\tau S}{70000} \right)^{0,333} (\cos \theta)^{-0,4145^{0,84}} \quad (4)$$

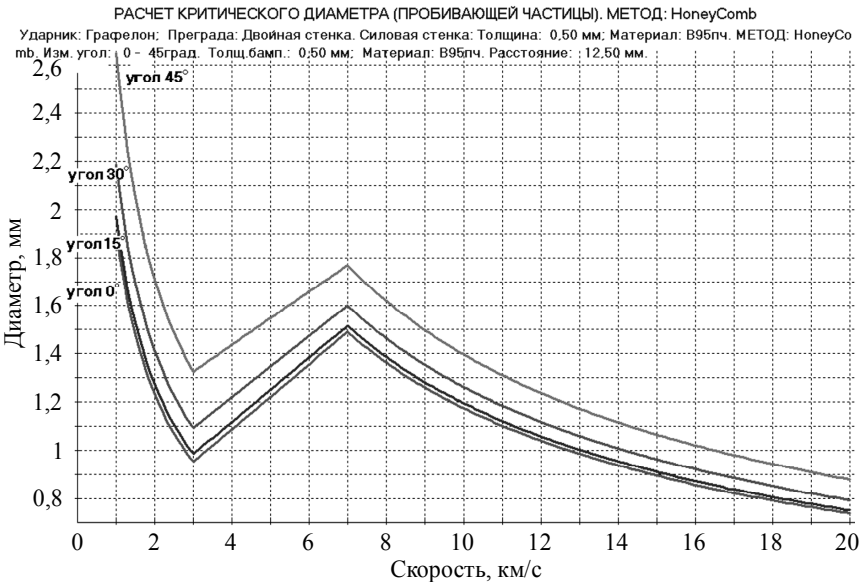


Рис. 6. Баллистическая предельная зависимость для сотовой панели (углы соударения 0, 15, 30 и 45°)

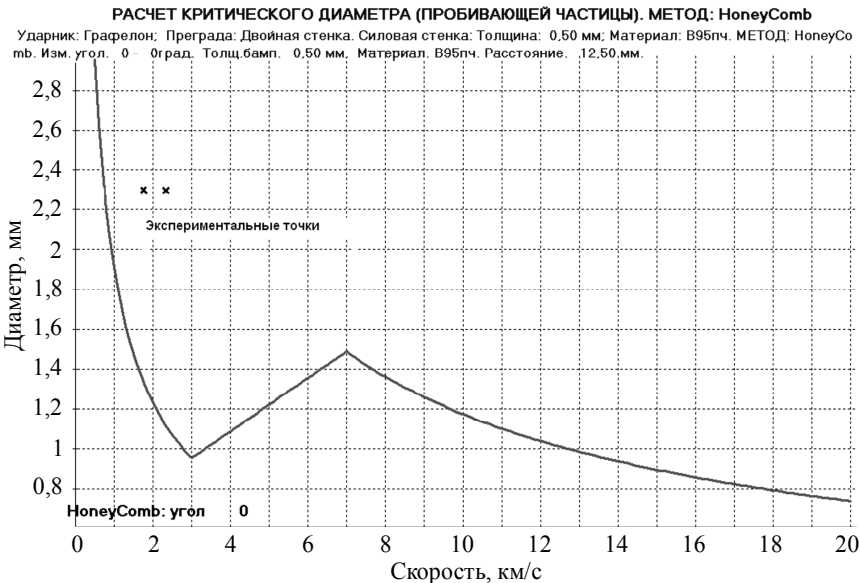


Рис. 7. Баллистическая предельная зависимость для сотовой панели и экспериментальные точки

Расчетные баллистические предельные зависимости, полученные для рассматриваемой сотовой панели по формулам (1), (2), (4) для углов соударения от 0 до 45°, показаны на рис. 6. На рис. 7 на графике нанесены экспериментальные точки, в качестве которых взяты опытные выстрелы с результатом «сквозное пробитие (радиатор)». При этом учитывалось, что масса шара диаметром 2,3 мм соответствует массе цилиндра диаметром 2 и высотой 2 мм. Зона расположения имеющихся экспериментальных точек не противоречит предельной баллистической зависимости, построенной для данной структуры на основании соотношений (1), (2), (4).

Улучшение стойкости сотовых панелей к повреждению от воздействий высокоскоростных частиц

Технологии усиления сотовой структуры КА и/или многослойной теплоизоляции применялись ранее на беспилотных космических кораблях [12, 13]. Они в первую очередь включали в себя повышение стойкости ЭВТИ с помощью тканей и материалов, таких, как некстел, проволоочная сетка и стекловолоконная ткань. Набор стратегий защиты беспилотных КА на основе базовой структуры для низ-коорбитальной космической станции [14] представлен в табл. 2.

Таблица 2

Защитные возможности для сотовых структур

	Тип защиты	Ожидаемое улучшение от защиты
1	Изменение толщины стенок ячеек сот	Изменяет эффект направления облака осколков. Меняется зависимость от угла соударения
2	Изменение размера сотовой ячейки	Изменяет эффект направления облака осколков. Меняется угловая зависимость
3	Увеличение глубины сот	Увеличение разброса облака осколков
4	Варьирование толщины обшивки лицевой стороны	Увеличенное разрушение снаряда
5	Варьирование толщины обшивки внутренней стороны	Увеличенная стойкость к воздействию облака осколков
6	Использование многослойных сотовых структур	Эффект, подобный многослойной защите
7	Сотовая + ламинат	Разнообразие структур повышает сопротивление при соударении, чтобы увеличить стойкость к разрушению
8	ЭВТИ + некстел/кевлар/стекловолоконная ткань спереди	Эффект многослойной защиты и повышенное разрушение снаряда
9	ЭВТИ + некстел/кевлар/стекловолоконная ткань сзади	Эффект многослойной защиты и улучшенное сдерживание облака осколков
10	ЭВТИ + некстел/кевлар/стекловолоконная ткань средним слоем	Эффект многослойной защиты и улучшенное рассеивание облака осколков
11	ЭВТИ + разделительные стержни	Эффект многослойной защиты
12	Соты + некстел/кевлар внутри КА	Защита чувствительного внутреннего оборудования КА
13	Соты + отстоящий бампер	Эффект защиты Уиппла

Варианты, перечисленные в табл. 2, ограничены многими техническими условиями. Оптимальная силовая структура – глубокие соты, массивные стенки и маленькие размеры ячейки. Там, где в структуре должны быть установлены вставки, их интервал и нагрузка являются функцией от размера ячейки. Глубина сот также зависит от вставок.

Особенно интересный вариант в таблице – замена стандартной одиночной сотовой структуры кратным числом (например, двойной) сотовой структурой внутреннего заполнителя (рис. 8).

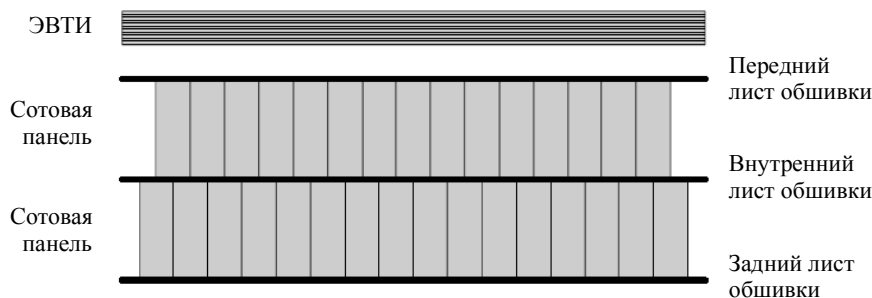


Рис. 8. Двойная сотовая панель с ЭВТИ

Данные структуры особенно рекомендуются для самых уязвимых поверхностей КА [14], например, тех, которые установлены по направлению скорости КА. Двойная сотовая структура эффективна для гашения эффекта воздействия направленного облака осколков, а также для сокращения размера самых больших фрагментов в облаке. Однако необходимо принять во внимание, что использование двойной сотовой структуры могло бы привести к дополнительным техническим проблемам по сравнению с одинарной сотовой конфигурацией. Например, может быть уменьшена теплопередача. Кроме того, не представляется возможным использование тонкослойных покрытий из-за деформирования во время изготовления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Gerasimov A.V., Dobritsa D.B., Pashkov S.V., Khristenko Yu.F. Theoretical and experimental study of interaction of protective systems of cosmic station with natural and man-caused fragments // Международная конференция «Х Забабахинские научные чтения (ЗНЧ-Х)». 15–19 марта 2010 г. Снежинск, Челябинская обл., Россия. Статья. С. 1–4. <http://www.vniitf.ru/images/zst/2010/sec1/1-7.pdf>
2. Герасимов А.В., Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. Защита космических аппаратов от удара высокоскоростными частицами: сплошные, разнесенные и сеточные экраны // Труды Междунар. конф. XIII Харитоновские тематические научные чтения. «Экстремальные состояния вещества. Детонация. Ударные волны». РФЯЦ-ВНИИЭФ. Саров. 14–18 марта 2011. С. 501–505.
3. Герасимов А.В., Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. Теоретико-экспериментальное моделирование эффективной защиты космических аппаратов от высокоскоростных осколков // Zbornik Radova Konferencije MIT 2011, Belgrad 2012, Serbia. С. 117–121.
4. Cour-Palais B. Hypervelocity impact in metals, glass and composites // Int. J. Impact Engineering. 1987. V. 5. P. 221–237.

5. Frate D.T., Nahra H.K. Hypervelocity impact testing of nickel hydrogen battery cells // AIAA Space Programs and Technologies Conf., Huntsville, Alabama, AIAA 96-4292, September 1996.
6. Taylor E.A., Herbert M.K., Vaughan B.A.M., McDonnell J.A.M. Hypervelocity impact on carbon fibre reinforced plastic / aluminium honeycomb: comparison with whipple bumper shields // Int. J. Impact Engineering. 1999. V. 23. P. 883–894.
7. Lambert M. Hypervelocity impacts and damage laws // Ad. Space Res. 1997. V. 19(2). P. 369–378.
8. Jex D.W., Miller A.M., Mackay C.A. The Characteristics of Penetration for a Double-Sheet Structure with Honeycomb. NASA TM X-5397, 1970.
9. Taylor E.A., Herbert M.K., Gardner D.J., Kay L. Hypervelocity impact on carbon fibre reinforced plastic (CFRP) / aluminium honeycomb // Proc. of the Institute of Mechanical Engineers. 1997. 211 (Part G). P. 355–363.
10. Sennett R.E., Lathrop B.L. Effects of hypervelocity impact on honeycomb structures // J. Spacecraft and Rockets. 1968. V. 5. P. 1496–1497.
11. Отчет об опытно-конструкторской работе «Экспериментальное определение предельной стойкости элементов конструкций КА «Спектр-УФ» и противометеорной защиты при воздействии высокоскоростных частиц (итоговый). Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики Томского государственного университета. Томск, 2010.
12. Terrillion F., Warren H.R., and Yelle M.J. Orbital debris shielding design of the radarsat satellite // IAF-91-283, 42nd Congress of the International Astronautical Federation, 5–11 October, Montreal, Canada, 1991.
13. Christiansen E.L. Design practices for spacecraft meteoroid/debris (M/D) protection // Proc. 1998 Hypervelocity Shielding Workshop, IAT Catalog number IAT.MG 0004, Institute for Advanced technology, The University of Texas at Austin, 1999.
14. Turner R.J., Taylor E.A., McDonnell J.A.M., et al. Cost effective honeycomb and MLI debris shields for unmanned spacecraft // Int. J. Impact Engineering. 2001. V. 26.

Статья поступила 12.11.2013 г.

Dobritsa D.B. THEORETICAL-EXPERIMENTAL ESTIMATE OF RESISTANCE OF SPACECRAFT HONEYCOMB PANELS UPON IMPACTS FROM METEOROIDS AND SPACE DEBRIS. Results of the theoretical and experimental study of ballistic characteristics of spacecraft honeycombs upon impacts from meteoroids and space debris are presented. Consequences of the impact of high-speed particles on thin-walled spacecraft structures spacecraft and their failure criterions are considered. Damage options for honeycomb sandwich structures made of an aluminum alloy are given. An option of modification of the ballistic limit equations for the honeycomb structures on the example of application of the modified Cour-Palais (Christiansen–Cour-Palais) Whipple bumper equation for the purpose to introduce a functional dependence of the critical diameter of penetrating particles on the impact angle is proposed. For a standard honeycomb design of the Spektr-UF spacecraft, the results of the performed experiments received on ultra-high speed launcher are presented. The ballistic limit dependences calculated by a theoretical method are correlated to the experimental values which have been selected by criterion of perforation. Some ways to improve the resistance of the honeycomb panels to meteoroid/debris damage are given.

Keywords: space debris, honeycomb, debris protection, hypervelocity impact; ballistic limit curve.

DOBRITSA Dmitry Borisovich (Candidate of technical sciences,
FSUI named after S.A.Lavochkin, Khimki, Moscow region, Russian Federation)

E-mail: dobrica@laspace.ru

REFERENCES

1. Gerasimov A.V., Dobritsa D.B., Pashkov S.V., Khristenko Yu. F. Theoretical and experimental study of interaction of protective systems of cosmic station with natural and man-caused fragments (2010) Conference proceedings. «X Zababakhinskiye nauchnye chteniya (ZNCh-X)» (in Russian). Available at: <http://www.vniitf.ru/images/zst/2010/sec1/1-7.pdf>
2. Gerasimov A.V., Dobritsa D.B., Pashkov S.V., Khristenko Yu.F. Zashchita kosmicheskikh apparatov ot udara vysokoskorostnymi chastitsami: sploshnye, raznesennye i setochnye ek-rany (2011) Conference proceedings. XIII Kharitonovskie tematicheskie nauchnye chteniya. «Ekstremal'nye sostoyaniya veshchestva. Detonatsiya. Udarnye volny». Sarov, RFYaTs-VNIIEF Publ., pp. 501–505. (in Russian)
3. Gerasimov A.V., Dobritsa D.B., Pashkov S.V., Khristenko Yu.F. Teoretiko-eksperimental'noe modelirovanie effektivnoy zashchity kosmicheskikh apparatov ot vysokoskorostnykh oskolkov (2011) Conference proceedings. Zbornik Radova Konferencije MIT 2011, Belgrad, Serbia, 2012, pp. 117–121. (in Russian)
4. Cour-Palais B. Hypervelocity impact in metals, glass and composites (1987) International Journal of Impact Engineering. V. 5, pp. 221–237.
5. Frate D.T., Nahra H.K. Hypervelocity impact testing of nickel hydrogen battery cells, AIAA Space Programs and Technologies Conference, Huntsville, Alabama, AIAA 96-4292, September 1996.
6. Taylor E.A., Herbert M.K., Vaughan B.A.M., McDonnell J.A.M. Hypervelocity impact on carbon fibre reinforced plastic / aluminium honeycomb: comparison with whipple bumper shields (1999) International Journal of Impact Engineering. V. 23, pp. 883–894.
7. Lambert M. Hypervelocity impacts and damage laws (1997) Ad. Space Res. V. 19. No. 2, pp. 369–378.
8. Jex D.W., Miller A.M., Mackay C.A. The Characteristics of Penetration for a Double-Sheet Structure with Honeycomb. NASA TM X-5397, 1970.
9. Taylor E.A., Herbert M.K., Gardner D.J., Kay L. Hypervelocity impact on carbon fibre reinforced plastic (CFRP)/aluminium honeycomb (1997) Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, 211 (Part G), pp. 355–363.
10. Sennett R.E., Lathrop B.L. Effects of Hypervelocity Impact on Honeycomb Structures (1968) Journal of Spacecraft and Rockets. V. 5, pp. 1496–1497.
11. Otchet ob opytno-konstruktorskoy rabote «Eksperimental'noe opredelenie predel'noy stoykosti elementov konstruksiy KA «Spektr-UF» i protivometeornoy zashchity pri vozdeystvii vysokoskorostnykh chastits (itogovyy). Nauchno-issledovatel'skiy institut prikladnoy matematiki i mekhaniki Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Tomsk, 2010. (in Russian)
12. Terrillion F., Warren H.R., and Yelle M.J. Orbital debris shielding design of the radarsat satellite (1991) IAF-91-283, 42nd Congress of the International Astronautical Federation, 5–11 October, Montreal, Canada.
13. Christiansen E.L. Design practices for spacecraft meteoroid/debris (M/D) protection (1999) Proceedings of the 1998 Hypervelocity Shielding Workshop, IAT Catalog number IAT.MG 0004, Institute for Advanced technology, The University of Texas at Austin Publ., 1999.
14. Turner R.J., Taylor E.A., McDonnell J.A.M., Stokes H., Marriott P., Wilkinson J., Catling D., Vignjevic R., Berthoud L., Lambert M. Cost effective honeycomb and MLI debris shields for unmanned spacecraft (2001) International Journal of Impact Engineering. V. 26.