

УДК 629.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОБОЯ ЗАЩИТЫ СЛУЖЕБНОГО МОДУЛЯ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ПРИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОМ ЭКРАНИРОВАНИИ СОЛНЕЧНЫМИ ПАНЕЛЯМИ

© 2012 О.В. Волков¹, А.В. Горбенко¹, И.В. Шевченко²¹ Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королев² МАТИ – Российский государственный технологический университет
им. К.Э. Циолковского, г. Москва

Поступила в редакцию 16.03.2012

Проведены экспериментальные исследования эффективности солнечных панелей в качестве дополнительной экранной защиты служебного модуля Международной космической станции. Оценка баллистического предела существующей экранной защиты служебного модуля при дополнительном экранировании солнечной панелью дает основание провести корректировку методики пересчета баллистических зависимостей с учетом экранирования солнечными панелями служебного модуля в гиперскоростной области в части увеличения максимального баллистического предела в 1,5 раза.

Ключевые слова: служебный модуль, пробой, экранная защита, фрагментация частиц

В данной работе изложены результаты анализа экспериментальных данных по пробое экранной защиты служебного модуля (СМ) при дополнительной экранировке солнечными панелями. Анализ был проведен для обоснования возможности защиты СМ путем использования вместо задней пары дополнительных противоосколочных экранов (ДПЭ) солнечных панелей СМ, ориентированных вертикально. Для подтверждения закономерности фрагментации частиц, используемой в расчетах ВНП, при пробое солнечной панели в гиперскоростной области (свыше 7 км/с), были выполнены эксперименты по пробое образцов экранной защиты СМ с учетом дополнительного экранирования солнечными панелями СМ.

Цель экспериментов: подтверждение в гиперскоростной области (более 7 км/с) закона фрагментации частиц при пробое тонких экранов ($t/d < 0,2$, где t и d – толщина алюминиевого экрана и диаметр алюминиевой частицы), установленного при скоростях соударения менее 7 км/с.

Ввиду отсутствия отечественных действующих экспериментальных установок такого типа эксперименты проводились в соответствии с программой испытаний на гиперскоростном стенде Юго-Западного Исследовательского института США. Образцы для экспериментов были подготовлены с использованием панели №8 базового блока станции «МИР», возвращенной с орбиты в 1998 г. с помощью системы «Шаттл».

Эксперименты проводились на взрывном стенде с использованием ускорителя с профилированным зарядом взрывчатого вещества (ВВ). Схема стенда приведена на рис. 1. Профилированный заряд был снабжен алюминиевым лайнером с угловым раствором в 30 градусов. Мишенная камера вакуумировалась. Для формирования из кумулятивной струи алюминия компактной частицы использовался взрывной отсекающий, сделанный из меди. По трассе пролета частицы были установлены 4 импульсные рентгеновские установки, позволяющие получать снимки частицы в ортогональных направлениях. В результате обработки рентгенографических снимков была получена информация о геометрической форме, ориентации, массе и скорости частицы. Ускоренная до ~ 11 км/с частица представляет собой полый алюминиевый цилиндр с внешним диаметром $\sim 5,5$ мм, внутренним диаметром 2,3 мм, длиной 15 мм, массой 0,7-0,8 г.

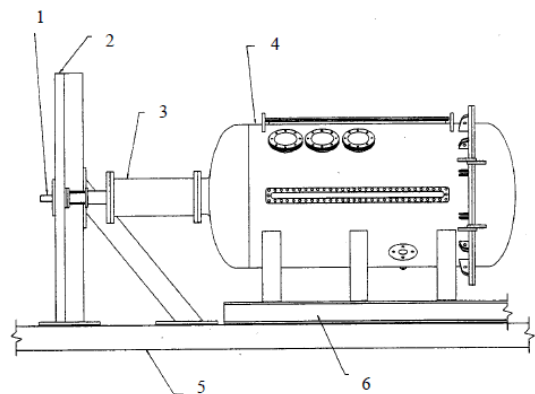


Рис. 1. Взрывной стенд:

1 – профилированный заряд ВВ; 2 – ударная плита; 3 – пролетная труба; 4 – мишенная камера; 5 – бетонный фундамент; 6 – основание мишенной камеры

Волков Олег Валерьевич, заместитель директора программы. E-mail: oleg.volkov@sfoс.ru

Горбенко Андрей Владимирович, ведущий инженер-математик. E-mail: Gorbenko_AV@bk.ru

Шевченко Игорь Владимирович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой. E-mail: mmm@mati.ru.

Схема образца для эксперимента на пробой приведена на рис. 2. В экспериментах 1 и 2 в качестве первой преграды использовались образцы солнечной панели СМ, а в экспериментах 3 и 4 с целью установления алюминиевого эквивалента солнечной панели как экрана – алюминиевые пластины толщиной 1 мм. Результаты экспериментов представлены в таблице 1.

В обобщенной форме закон фрагментации частиц при пробое тонких экранов $t/d < 0,2$, может быть представлен в виде [1]:

$$d_{01} = d \cdot e^{-\left(\frac{V \cos \alpha}{0,85V_{p0}}\right)}$$

при

$$V = V_{p0}, \alpha < \arccos(0,85V_{p0}/V) \quad (1)$$

где: d_{01} – размер наибольшего фрагмента в облаке продуктов разрушения ударника; d – диаметр

ударника до удара по панели СБ; V – скорость ударника; V_{p0} – граничная скорость, при которой начинается фрагментация ударника; α – угол между вектором скорости и нормалью к поверхности преграды. При остальных значениях V и α фрагмент равен ударнику: $d_{01} = d$.

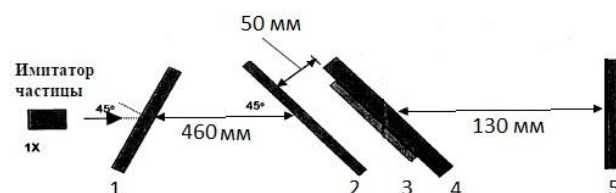


Рис. 2. Схема образца проведения эксперимента: 1 – солнечная панель (эксперимент №1, №2); алюминиевая пластина толщиной, 1 мм (эксперимент №3, №4); 2 – алюминиевый экран, 1 мм; 3 – ЭВТИ; 4 – алюминиевая пластина – гермооболочка, 2 мм; 5 – алюминиевая пластина свидетель, 6,4 мм

Таблица 1. Результаты экспериментов

№ эксперимента	Внешний диаметр, мм	Внутренний диаметр, мм	Длина, мм	Масса, г	Скорость, км/с	Угол, град.	Энергия, Дж	Пробой да/нет
2	5,594	2,629	15,49	0,81	11,5	45	53560	Нет
2	5,563	2,051	13,13	0,75	11,2	45	47040	Нет
3	5,539	2,864	14,61	0,74	11,44	45	48422	Да
4	3,175	1,664	11,3	0,4	11,3	45	25538	нет

Выражение для граничной скорости фрагментации V_{p0} имеет вид:

$$V_{p0} = 1,675 \cdot \left(\frac{t}{d}\right)^{-0,294}, \text{ если } \frac{t}{d} < 0,22412$$

$$V_{p0} = 2,6, \text{ если } \frac{t}{d} \geq 0,22412 \quad (2)$$

где: t – толщина эквивалентной алюминиевой преграды.

Скорость максимального фрагмента после пробоя тонкой преграды определяется по формуле:

$$V_{01} = \frac{V}{1 + \frac{1,5 \cdot \rho_b \cdot t}{\cos^2 \alpha \cdot \rho_p \cdot d}} \quad (3)$$

где: ρ_p – объёмная плотность материала Al 2017-T4, из которого изготовлен ударник, 2,79 г/см³; ρ_b – объёмная плотность эквивалентной преграды из алюминия АМг6, плотность 2630 кг/м³.

С помощью выше приведенных формул и использованием разработанной методики из баллистических кривых основной конструкции модуля были получены баллистические кривые с учетом дополнительного экранирования панелью солнечной батареи. В гиперскоростной области, начиная с некоторой скорости, дальнейший рост баллистических кривых был ограничен некоторым

значением максимального размера частицы, испытывающей фрагментацию при пробое солнечной панели на пределе (при дальнейшем увеличении размера фрагментация частицы при пробое панели не происходит). Это ограничение связано с тем, что с увеличением скорости соударения растет и баллистический предел, так как усиливается интенсивность ударной волны, вызывающей фрагментацию частицы. Однако при этом уменьшается отношение толщины дополнительного экрана (солнечной панели) к размеру частицы. При некотором критичном значении этого отношения ударную волну, распространяющуюся по объему частицы от точки контакта, успевает догнать волна разряжения, отраженная от задней плоскости солнечной панели, прежде чем ударная волна успеет разрушить частицу. Критичное значение отношения толщины экрана к размеру частицы установлено на основе экспериментальных данных в области скоростей соударения менее 7 км/с и принято равным 0,05.

Непробой имитатора гермооболочки СМ в экспериментах сопровождался заметными ее повреждениями. Как следует из протоколов экспериментов, передняя поверхность имитатора гермооболочки после соударения имела обожженное пятно размером 87x145 мм с многочисленными мелкими кратерами, наибольший из которых имел размеры 2,0x1,5x0,1 мм. На обратной стороне гермооболочки имелось вздутие с

максимальной высотой 1,8 мм. Такая картина свидетельствует о близости условий соударения к пробойным условиям. Таким образом, размеры частицы в экспериментах 1 и 2 можно считать близкими к баллистическому пределу.

Если рассчитать диаметр сферической частицы, равной по массе частице в виде полого цилиндра, получаемого в экспериментах №1 и №2, то он окажется равным 8 мм. Результаты эксперимента хорошо согласуются с расчетной баллистической кривой.

Эксперименты и численные расчеты в гидродинамическом приближении показали, что отношение массы сферической частицы к массе частицы в виде полого цилиндра на баллистическом пределе заключено в пределах 1,2-1,3 (в экспериментах при скорости 7 км/с); 1,7-1,9 – (в численных расчетах при скорости 11 км/с) при условии параллельности оси цилиндра и вектора его скорости во время соударения с преградой. Следовательно, полый цилиндр обладает большей разрушающей способностью, чем сферическая частица.

Было установлено, что расчетные ограничения баллистические кривых в гиперскоростной области имеют консервативное приближение и максимальный размер сферических частиц, при котором прекращается фрагментация может быть увеличен в 1,5 раза. Сравнение экспериментов №1 и №2 с экспериментом №3, в котором произошел пробой имитатора гермооболочки, свидетельствует о том, что солнечная панель является в гиперскоростной области более эффективным экраном, чем алюминиевая пластина толщиной 1 мм.

Было доказано, что при скорости соударения 7 км/с для применения закона фрагментации

при пробое солнечной панели можно использовать алюминиевый массовый эквивалент панели (при этом эквивалентная толщина алюминиевого экрана составляет 1,2 мм). Таким образом, в эксперименте подтверждено, что и при скорости 11 км/с толщина панели в алюминиевом эквиваленте, используемая в формулах фрагментации, составляет более 1 мм.

Выводы: анализ экспериментальных данных по пробое образцов экранной защиты СМ с дополнительным экранированием солнечной панелью СМ показал следующее:

- оценка баллистического предела существующей экранной защиты СМ при дополнительном экранировании солнечной панелью СМ, полученная по результатам эксперимента, дает основание провести корректировку методики пересчета баллистических зависимостей с учетом экранирования солнечными панелями СМ в гиперскоростной области в части увеличения максимального баллистического предела в 1,5 раза;

- эффективность экранирования корпуса СМ солнечной панелью в гиперскоростной области превосходит эффективность экранирования алюминиевым экраном толщиной 1 мм, что подтверждает корректность использования алюминиевого эквивалента солнечной панели в формулах фрагментации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Sokolov, V.G. The Effect of Thin Deployable Construction Elements of the International Space Station on the Probability of its Hull Penetration by Meteoroids and Orbital Debris / V.G. Sokolov, E.L. Christiansen, A.V. Gorbenko et al. // International Journal of Impact Engineering. 2001. 26.P. 725-734.

RESEARCH THE BREAKDOWN OF PROTECTION OF THE OFFICE MODULE AT THE INTERNATIONAL SPACE STATION AT ADDITIONAL SCREENING BY SOLAR PANELS

© 2012 O.V. Volkov¹, A.V. Gorbenko¹, I.V. Shevchenko²

¹ Rocket and Space Corporation “Energiya” named after S.P. Korolyov, Korolyov-city

² MATI – Russian State Technological University named after K.E. Tsiolkovskiy, Moscow

Experimental studies of effectiveness the solar panels as additional screen protection of the office module at International space station are carried out. The estimation of a ballistic limit of existing screen protection of the office module at additional screening by the solar panel gives the foundation to carry out correction of recalculation method of ballistic dependences taking into account screening by solar panels of the office module in hyper high-speed area regarding increase of the maximal ballistic limit in 1,5 times.

Key words: *office module, breakdown, screen protection, fragmentation of particles*

Oleg Volkov, Deputy Director of the Program. E-mail: oleg.volkov@sfoc.ru
Andrey Gorbenko, Leading Engineer Mathematician. E-mail: Gorbenko_AV@bk.ru
Igor Shevchenko, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Department.
E-mail: mmm@mati.ru