

Оценка уровня микроускорений на борту малого спутника, обусловленного столкновением частицы космического мусора с панелью солнечной батареи

К.И. Потиев¹, А.В. Седельников¹

1. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

В отсутствии существенного влияния метастабильной и конструктивной составляющих поля микроускорений на орбитальный полет космического аппарата (КА) на первый план при формировании поля микроускорений внутренней среды КА могут выходить другие возмущающие факторы. Одним из таких факторов является попадание частицы космического мусора в космический аппарат в целом и в панель солнечной батареи в частности. Воздействие частицы космического мусора по классификации [1] определяет, наряду с другими подобными факторами, появление случайной составляющей поля микроускорений. Этой составляющей в литературе уделяется недостаточно внимания.

Совершенствование технологий управления и контроля уровня микроускорений в зоне размещения технологического оборудования [2], а также применение современных систем управления космическим аппаратом [3, 4] снижает влияние метастабильной и конструктивной составляющих на уровень микроускорений. А это, в свою очередь, делает задачу исследования влияния других возмущающих факторов, в частности, воздействия частиц космического мусора, очень актуальной.

Корректная оценка вероятности попадания частицы космического мусора в панель солнечной батареи – задача достаточно сложная. Все естественные и техногенные частицы подразделяются на наблюдаемые (характерный размер примерно 100 мм и более) и ненаблюдаемые частицы. Причём отслеживаются оптическими и радиолокационными средствами лишь несколько процентов от общего числа, а суммарная масса объектов техногенного характера на околоземных орбитах уже существенно превышает 5000 т [5].

Оценка вероятности попадания частицы космического мусора, которая соответствует описанному в таблице 1 или больше его, показывает, что за один виток космического аппарата вокруг Земли при высоте орбиты около 600 км она не превысит 10^{-9} [6].

ТАБЛИЦА 1. ПАРАМЕТРЫ ЧАСТИЦЫ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Пара-метр	Размер, мм	Скорость, км/с	Им-пульс, кг·м/с	Сила удара, Н
Значе-ние	0,5	16	0,03	0,15

Однако длительный срок активного существования космического аппарата делает это событие вполне вероятным. В качестве подтверждения этого можно привести известные факты повреждения обшивки (рисунок 1) и панели солнечной батареи международной космической станции (рисунок 2), а также результаты исследования демонтированных с космического телескопа Hubble панелей солнечных батарей [7], на которых также видны микрометеоритные кратеры (рисунок 3).



Рисунок 1. Фрагмент повреждённой обшивки международной космической станции

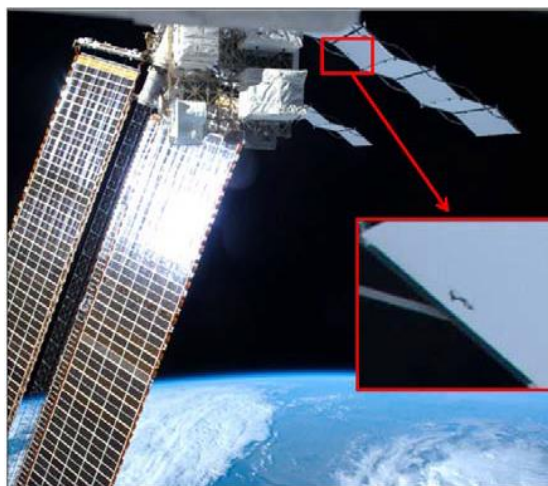


Рисунок 2. Панель солнечной батареи международной космической станции с повреждением от попадания микрометеорита

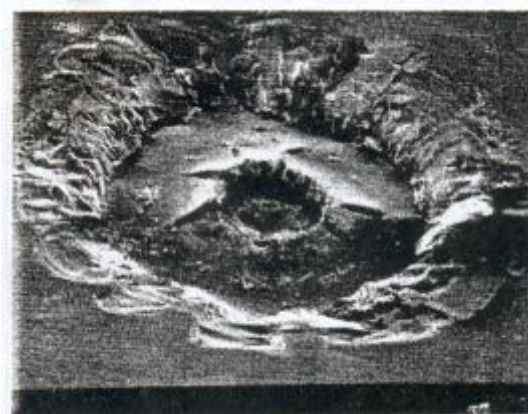


Рисунок 3. Кратер от микрометеорита на поверхности солнечной батареи космического телескопа Hubble

Таким образом, несмотря на низкую вероятность попадания частиц космического мусора в панель солнечной батареи космического аппарата, рассматриваемая проблема оценки микроударов от такого попадания не теряет своей актуальности. Во-первых, зафиксированы реальные случаи попадания таких частиц как в обшивку космических объектов, так и в панели солнечных батарей. Во-вторых, освоение человеком околоземного пространства на современном этапе развития приводит к росту числа объектов техногенного характера, что способствует увеличению вероятности столкновения космических аппаратов с частицами космического мусора.

Итак, достаточно слабая оценка микроударов, возникающих при столкновениях с частицами космического мусора, показала их опасность в плане существенного превышения допустимых микроударов для малых космических аппаратов. С другой стороны, при длительной эксплуатации космических аппаратов на орбите существует реальная вероятность столкновения. Кроме того, в настоящее время значительное количество частиц космического мусора препятствует эффективному освоению околоземного космического пространства и является одной из

фундаментальных проблем человечества. Из практики космических полетов известно, что соударение высокоскоростной частицы космического мусора со спутником способно привести к разрушению отдельных узлов спутника [8]. К другим последствиям столкновения следует отнести изменение угловых скоростей спутника и микроускорений на его борту. По указанным причинам исследование последствий данных соударений и разработка средств защиты спутников от частиц космического мусора представляет собой одну из важнейших международных проблем космонавтики [9]. Расчеты, представленные в работе [10] показывают, что при соударении наноспутников с быстролетающими частицами менее одного миллиметра в диаметре наблюдается существенное изменение величины и направления вращения наноспутника.

Во время моделирования колебаний панели солнечной батареи, вызванных попаданием частицы космического мусора, использовались следующие допущения:

1. *Модель панели солнечной батареи – балка Эйлера-Бернулли.*

Данная модель предполагает завышенную оценку микроускорений [11], поскольку колебания балки возможны только в продольном направлении. При одинаковом значении потенциальной энергии деформации амплитуды этих колебаний выше, чем амплитуды колебаний пластины, где возможны продольные и поперечные колебания.

2. *Модель крепления панели солнечной батареи к корпусу космического аппарата – жёсткая заделка.*

Эта модель также завышает оценку микроускорений, поскольку часть энергии колебаний будет потеряно в упругом узле крепления. Однако требования эффективного использования панелей солнечных батарей диктуют необходимость достаточно жёсткого крепления их к корпусу. В противном случае невозможно гарантировать ориентацию панели солнечной батареи на Солнце. Если речь не идёт о высокоэнергетических технологических процессах, например, съёмка земной поверхности с высоким разрешением, то возможно упругое крепление панели к корпусу. Ярким примером такого конструктивного решения может быть серия французских космических аппаратов “Spot-4,5” [12]. Однако для космических лабораторий (например, “НИКА-Т”) косинус угла между нормалью к поверхности солнечной батареи и направлением на Солнце должен быть больше 0,9 [11].

С другой стороны, для некоторых космических аппаратов применяют активные демпферы собственных колебаний панелей солнечных батарей, снижая процесс затухания колебаний с 90 с до 18 с [13]. Однако в этом случае речь идёт не столько о завышении амплитуды микроускорений, сколько о периоде, в течение которого благоприятные условия для проведения гравитационно-чувствительных экспериментов будут нарушены.

3. *Перемещения центра масс корпуса космического аппарата пренебрежимо малы по сравнению с перемещениями центра масс панели солнечной батареи.*

Это упрощение позволяет рассматривать колебания панели солнечной батареи, точка крепления которой (заделка) неподвижна. Погрешность такого упрощения легко оценить. Так для космического аппарата “Deer Space 1” отношение перемещений центров масс солнечной батареи и корпуса космического аппарата будет соответствовать отношению массы панели ко всей массе космического аппарата, т.е. $29/486 \approx 0,0597$. При этом сама оценка существенно упрощается.

Известно [14], что колебания жёстко заделанной балки определяются с точностью до произвольной константы C следующим уравнением:

$$y(x;t) = \sum_{i=1}^N C_i \left[U(k_i x) - \frac{V(k_i t)}{S(k_i t)} V(k_i x) \right] \cos(\omega_i t), \quad (1)$$

где $y(x;t)$ – отклонение точек панели солнечной батареи от недеформированного положения; N – число учитываемых собственных форм колебаний; ω_i – собственные частоты колебаний; C_i – часть константы C , приходящаяся на i -ю форму колебаний; функции Крылова: $U(k_i x) = 0,5(chk_i x - \cos k_i x)$; $V(k_i x) = 0,5(shk_i x - \sin k_i x)$; $S(k_i x) = 0,5(chk_i x + \cos k_i x)$; $k_i = \frac{\mu \omega_i^2}{EI}$; μ и EI – соответственно погонная масса и жёсткость панели солнечной батареи.

Для определения константы C необходимо рассчитать динамический прогиб концевой точки балки. Рассмотрим самый опасный случай, когда частица попадает в крайнюю концевую точку панели. Согласно исследованиям [15] при высокоскоростном ударе динамический прогиб составляет примерно 1,57 от статического прогиба.

Массовые и скоростные параметры частицы, соответствующие таблице 1, определяют силу в

момент времени ударного взаимодействия, равную 0,2 Н. Тогда можно определить величину статического прогиба, используя это значение и универсальное уравнение упругой оси балки [15], которое для рассматриваемого случая будет иметь вид:

$$y_{st} = \frac{Ml^2}{2EI} + \frac{Fl^3}{6EI}, \quad (2)$$

где M и F – статические реакции заделки при нагружении балки силой 0,2 Н на её свободном конце.

Подставляя значение: $y(x;t) = 1,57y_{st}$ для $t_0 = 0$ в (4), можно получить значение константы C .

Далее было проведено численное моделирование с учётом различного числа собственных форм колебаний. На рисунке 4 приведены зависимости изменения микроускорений, вызываемых колебаниями панели солнечной батареи при попадании в неё частицы космического мусора с учётом первых пяти форм собственных колебаний.

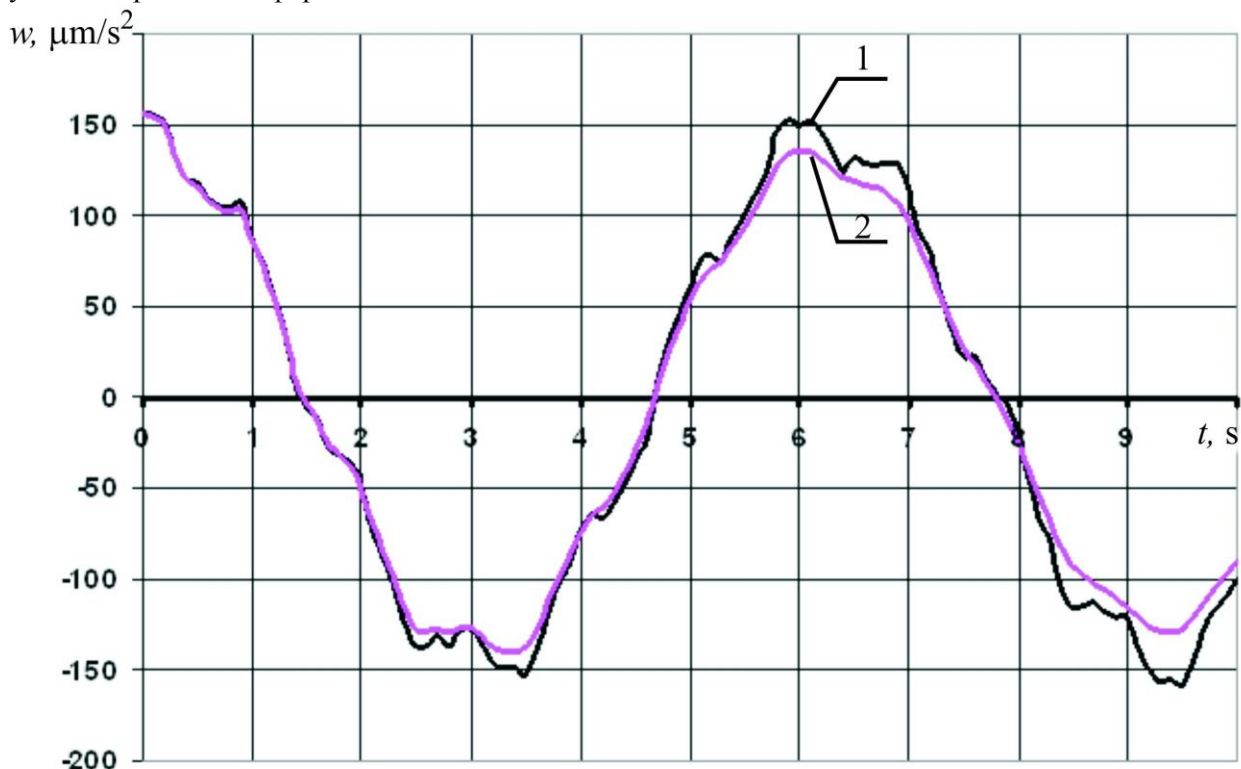


Рисунок 4. Изменение микроускорений, вызванных колебаниями панели солнечной батареи:
1 – без учёта демпфирования;
2 – с учётом демпфирования при выполнении каркаса панели из материала МА-2

Как видно из рисунка 4, вызываемые микроускорения существенно нарушают благоприятные условия для успешной реализации гравитационно-чувствительных процессов. С учётом демпфирования период недопустимо высоких микроускорений с точки зрения перспективного российского проекта космической лаборатории “ОКА-Т” (максимально допустимое значение модуля микроускорений 10 мкм/с² [11]) длится около 200 с.

Проведённые исследования показывают, что попадание малой высокоскоростной частицы в панель солнечной батареи может нарушать благоприятные условия для проведения гравитационно-чувствительных процессов на малых космических аппаратах. Сделанные оценки бортовых квазистатических микроускорений, вызванных ударом частицы космического мусора, для параметров космического аппарата “Deep Space 1”, демонстрируют возможность появления квазистатических микроускорений до 35 мкм/с². Это превышает допустимый уровень микроускорений для проекта “ОКА-Т” в 3,5 раза [11]. Моделирование колебаний панели солнечной батареи показывает возможность возникновения микроускорений, амплитуда которых близка к 150 мкм/с². При этом допустимые значения для проекта “ОКА-Т” будут превышены в течение примерно 200 с.

Таким образом, проблема нарушения благоприятных условий протекания гравитационно-чувствительных процессов на малом космическом аппарате за счёт попадания высокоскоростной

частицы космического мусора или других частиц в панель солнечной батареи является очень важной и требует к себе пристального внимания.

Литература

1. *Sedelnikov A.V.* Classification of microaccelerations according to methods of their control // *Microgravity Sciences and Technology*, 2015, V1. 27, N 3, P. 245–251.
2. *Седельников А.В.* Контроль микроускорений как важнейшей характеристики космической лаборатории специализированного технологического назначения конструктивными методами // *Контроль. Диагностика*, 2014, N 7, с. 57-63.
3. *Sedelnikov A.V., Potienko K.I.* How to estimate microaccelerations for spacecraft with elliptical orbit // *Microgravity Sciences and Technology*, 2015, V. 24, N 5, P. 345-350.
4. *Sedelnikov A.V.* The techniques to control a space laboratory orbital motion during conducting of gravity-sensitive processes on its board // *American Journal of Aerospace Engineering*, 2015, V. 3, N 1-1, P. 6-9.
5. *Воробьев А.А., Зыкова Т.С., Спицын Д.Д., Удинцев Р.Д., Яневский В.Д., Казанцев С.Г.* Моделирование воздействия микрометеоритов и фрагментов космического мусора на космические аппараты // *Вопросы электромеханики*, 2011, Т. 120, с. 27-30.
6. *Anghileri M., Castelletti L.-M.L., Invernizzi F., Mascheroni M., Pigoli F.* Development of Orbital Debris Impact Protection Panels // *5th European LS-DYNA Users Conference. Methods and Technique*, 2005, P. 1-10.
7. *Rival M., Mandevill J.C., Darin C.* Hypervelocity Impacts on Solar Arrays: Analysis of Secondary Particles Ejection and Implications to Environment // *Proc. of the 7 Int. Simp. on Space Environment*. Toulouse, France, 16-20 June 1997.
8. *Вениаминов С.С., Черновов А.М.* Космический мусор - угроза человечеству // *Издательство Института космических исследований РАН*, М., 2012.
9. *Johnson N.*, Origin of the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee // *Orbital Debris Quarterly News*, NASA, Oct. 2012, V.16, P. 4.
10. *Lyubimov V.V., Osipov A.A., Semkin N.D.* Rotational Motion of a Nanosatellite Using Onboard Electromagnetic Coils after Collision with a Solid High-Speed Particle // *2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). Proceedings.* – Omsk: Omsk State Technical University. Russia, May 21–23, 2015. IEEE Catalog Number: CFP15794-CDR.
11. *Седельников А.В.* Проблема микроускорений: от осознания до фрактальной модели // *Российская академия наук: Избранные труды Российской школы*, М., 2012.
12. *Sedelnikov A.V., Kireeva A.A.* Alternative solution to increase the duration of microgravity calm period on board the space laboratory // *Acta Astronautica*, 2011, V. 69, N 6-7, P. 480-484.
13. *Belousov A.I., Lyulev A.I.* Properties of dynamic systems with relaxation links // *Russian Aeronautics*, 2001, № 4, P. 58-60.
14. *Бабаков И.М.* Теория колебаний. Дрофа, М., 2004.
15. *Ольшанский В.П., Тищенко Л.Н., Ольшанский С.В.* Колебания стержней и пластин при механическом ударе. Миськдрук, Харьков, 2012.