

О ВЛИЯНИИ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ДЕФОРМАЦИЙ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ДИНАМИКУ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2010 А.В. Седельников, М.И. Казарина

Самарский государственный аэрокосмический университет

Поступила в редакцию 16.04.2010

В работе рассмотрена задача анализа температурных деформаций больших упругих элементов космического аппарата (КА). При движении по орбите КА периодически оказывается в земной тени и на солнечной стороне. Скачкообразно изменяющееся температурное поле больших упругих элементов может повлиять на динамические характеристики КА. Это важно, если речь идет о реализации гравитационно-чувствительных процессах на его борту.

Ключевые слова: микроускорения, температурное поле, уравнение теплопроводности, одномерная задача.

При проектировании космической лаборатории для проведения гравитационно-чувствительных экспериментов в космосе одной из важнейших характеристик является поле микроускорений внутри рабочей зоны технологического оборудования лаборатории, где реализуются технологические процессы [1]. Исследования показывают, что наибольший вклад в поле микроускорений вносят возмущения внутреннего характера, главным из которых является работа управляющих ракетных двигателей системы ориентации и управления движением КА (УРД) [2, 3]. Проведение технологических процессов между включениями УРД [4], а также различные конструктивные способы снижения уровня микроускорений [5-7] позволяют реализовывать ограничения, налагаемые на характеристики поля микроускорений для успешного протекания тех или иных технологических процессов [8].

Однако снижение вклада в общий уровень микроускорений возмущений от УРД ставит для исследователей ряд других актуальных задач. Поскольку существенное уменьшение влияния УРД еще не означает низких значений модуля микроускорений в целом – другие возмущающие факторы могут также нарушать условия микрогравитационного штиля. Поэтому исследований микроускорений, порождаемых работой УРД и, как следствие этой работы, колебаниями больших упругих элементов в постановке [9, 10] для создания надежной оценки микроускорений может оказаться недостаточно.

Во время своего орбитального движения космическая лаборатория периодически подвергается

воздействию высоких и низких температур. Помимо колебаний после срабатывания УРД, большие упругие элементы под влиянием существенно неравномерного поля температур скачкообразно меняют свою форму, размеры и физические свойства. Это явление сродни своеобразному ударному воздействию, передаваемому на корпус КА. С одной стороны, существенное влияние температурного градиента на физические свойства требует отдельных исследований масштабов этого влияния на поле микроускорений, порождаемое за счет колебаний больших упругих элементов КА, с другой, – ударное воздействие приводит к появлению дополнительных микроускорений, величину которых необходимо оценить. Причем, такой эффект характерен для всех упругих элементов КА, не зависимо от их способностей колебаться.

Проекты современных космических лабораторий, таких как “ОКА-Т” предусматривают уровень микроускорений, согласно проектным данным, не должен превышать 10 мкм/с^2 [11]. Поэтому задача исследования и оценки микроускорений, создаваемых за счет градиента температур упругими элементами КА, является актуальной.

В работе производится оценочный расчет микроускорений, возникающих при температурных деформациях стержневого упругого элемента. Это исследование, с одной стороны, позволит учесть влияние на поле микроускорений таких упругих конструктивных элементов, как антенна, с другой, – послужит основой для более сложной модели температурных деформаций рамы, которую представляют собой панели солнечных батарей и радиатора.

Рассмотрим уравнение теплопроводности [12]:

$$\kappa \nabla T + B = c \dot{T}, \quad (1)$$

где κ – теплопроводность; B – тепловыделение в объеме; c – теплоемкость на единицу объема.

Седельников Андрей Валерьевич, кандидат физико-математических наук, доцент, заместитель директора института энергетики и транспорта СГАУ.

E-mail: axe_backdraft@inbox.ru

Казарина Маргарита Игоревна, магистрант.

E-mail: margo_shkoda@mail.ru

Граничные условия

$$T / O_1 = T_1, \quad \kappa \partial_n T / O_2 = q.$$

Здесь заданы температура и внешний тепловой поток. Для оценочных расчетов достаточно полагать, что поток q пропорционален разности температур окружающей среды и тела. В этом случае справедливо условие третьего рода:

$$\kappa \partial_n T + k(T - T_1) = 0;$$

при бесконечно большом коэффициенте теплообмена k приходим к условию первого рода $T = T_1$, а при $k \rightarrow 0$ -- к условию теплоизоляции $\partial_n T = 0$.

Недостатком (1) является его неволновой характер и бесконечно большая скорость распространения тепла. Уравнение волнового (гиперболического) типа получится при усложненном выражении вектора потока тепла \mathbf{h} :

$$\Theta \mathbf{h} + \mathbf{h} = -\kappa \nabla T. \quad (2)$$

Здесь Θ - постоянная времени установления теплового потока; \mathbf{h} реагирует на изменение ∇T с запаздыванием. Тогда уравнение:

$$-\text{div} \mathbf{h} + B = c \dot{T}$$

при соотношении (2) приводит к гиперболическому уравнению:

$$\kappa \nabla T + B + \Theta \dot{B} = c (\dot{T} + \Theta \ddot{T});$$

Причем, скорость распространения тепла равна $\sqrt{\kappa / c \Theta}$.

Для получения приближенной оценки воспользуемся моделью однородного стержня длины l и теплоизоляцией боковой поверхности. Начальное температурное распределение выбрано в соответствии с условиями теплового удара, что учитывает реальные особенности прогрева больших упругих элементов КА. Поскольку при прогревании температура на концах стержня будет меняться, граничные условия имеют подвижный характер:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}, \quad (3)$$

где $a = \sqrt{\frac{\lambda}{c \rho}}$, ρ - плотность, c - удельная теплоемкость, λ - коэффициент теплопроводности.

В случае решаемой задачи граничные условия и начальное температурное распределение запишутся следующим образом:

$$T(0, t) = \mu_1(t), \quad T(l, t) = \mu_2(t), \quad 0 < t < +\infty, \\ T(x, 0) = \varphi(x), \quad 0 < x < l,$$

где $\varphi(x)$ - функция, соответствующая условиям теплового удара. Она выбиралась в соответствие с кубической гранецентрированной структурой решетки алюминия с параметром $4,050 \cdot 10^{-4}$ м [13].

Согласно методу Фурье, решение (3) примет следующий вид:

$$T(x, t) = u(x, t) + v(x, t),$$

где $u(x, t) = \mu_1(t) + \frac{x}{l} [\mu_2(t) - \mu_1(t)]$,

$$v(x, t) = \sum_{n=1}^{\infty} C_n e^{-\left(\frac{\pi n}{l}\right)^2 a^2 t} \sin \frac{\pi n}{l} x,$$

$$C_n = \frac{2}{l} \int_0^l \varphi(\xi) \sin \frac{\pi n}{l} \xi d\xi.$$

Сделаем две оценки времени прогрева для случая штатного режима работы больших упругих элементов, под которыми в данной ситуации будем подразумевать панели солнечных батарей (ПСБ), когда косинус угла между нормалью к ПСБ и направлением на Солнце должен быть не менее 0,9 [11]. Вторая оценка касается максимального времени прогрева больших упругих элементов, под которыми в данной ситуации будем подразумевать панель радиатора и любой другой элемент, для которого косинус угла между нормалью и направлением на Солнце должен быть близок к нулю.

Считая Солнце ламбертовским источником, рассчитаем величину падающего теплового потока, приходящегося на упругий элемент:

$$\Phi_n = \frac{\Phi}{4\pi} \Omega,$$

где Φ - полный поток энергии от Солнца,

$\Omega = \frac{S}{R^2} \cos \alpha$ - телесный угол, R - расстояние от Солнца до Земли.

Численное моделирование времени полного прогрева в пакете Mathcad дало результаты, представленные на рис. 1 и 2.

На рис. 1 кривая 1 представляет собой начальное распределение температур $\varphi(x)$, о которой говорилось выше. Далее эпюра выравнивается с течением времени и превращается в горизонтальную прямую 7, что свидетельствует о равномерном прогреве ПСБ. Линии 1, 2, 3, 4, 5, 6 и 7 соответствуют моментам времени 0; 0,005 с; 0,01 с; 0,05 с; 0,1 с; 0,5 с и 1,6 с соответственно. Таким образом, можно утверждать, что оценка времени полного прогрева ПСБ будет следующей:

$$\Delta t = 1,6 \text{ с}. \quad (4)$$

На рис. 2 аналогично рис. 1 кривая 1 представляет собой начальное распределение температур $\varphi(x)$, а линии 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 и 8 соответствуют моментам времени 0; 2 ч 46 м 40 с (10^4 с); 13 ч 53 м 20 с ($5 \cdot 10^4$ с); 27 ч 46 м 40 с (10^5 с); 3 сут 9 ч 20 м 00 с ($3 \cdot 10^5$ с); 5 сут 18 ч 53 м 20 с ($5 \cdot 10^5$ с); 11 сут 13 ч 46 м 40 с (10^6 с) и 35 сут 9 ч 18 м 52 с. Причем, последнее время является временем полного прогрева семиметрового радиатора через его торец.

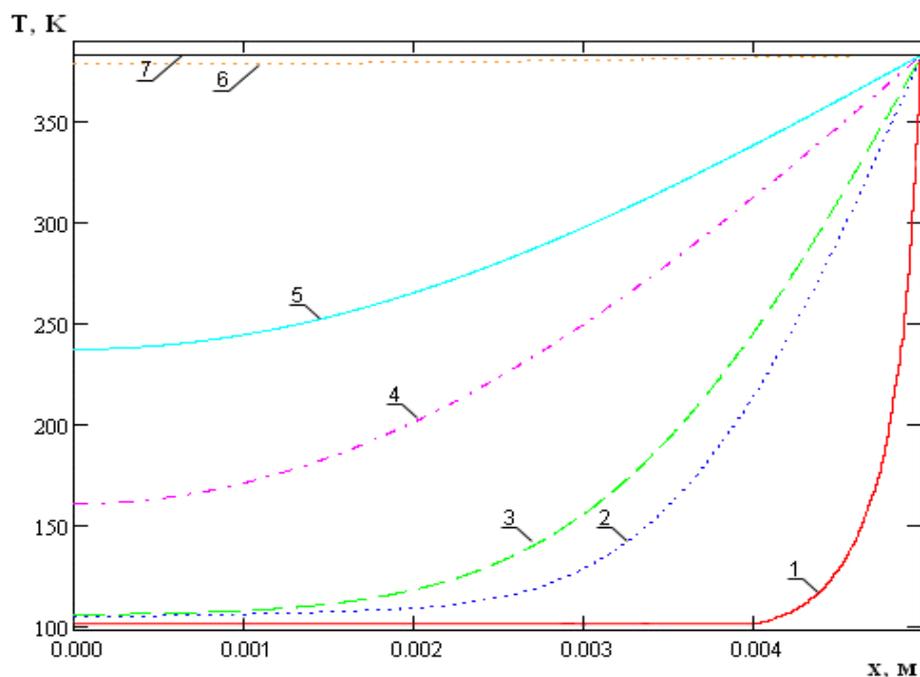


Рис. 1. Эпюра распределения температуры внутри ПСБ в случае их штатной работы

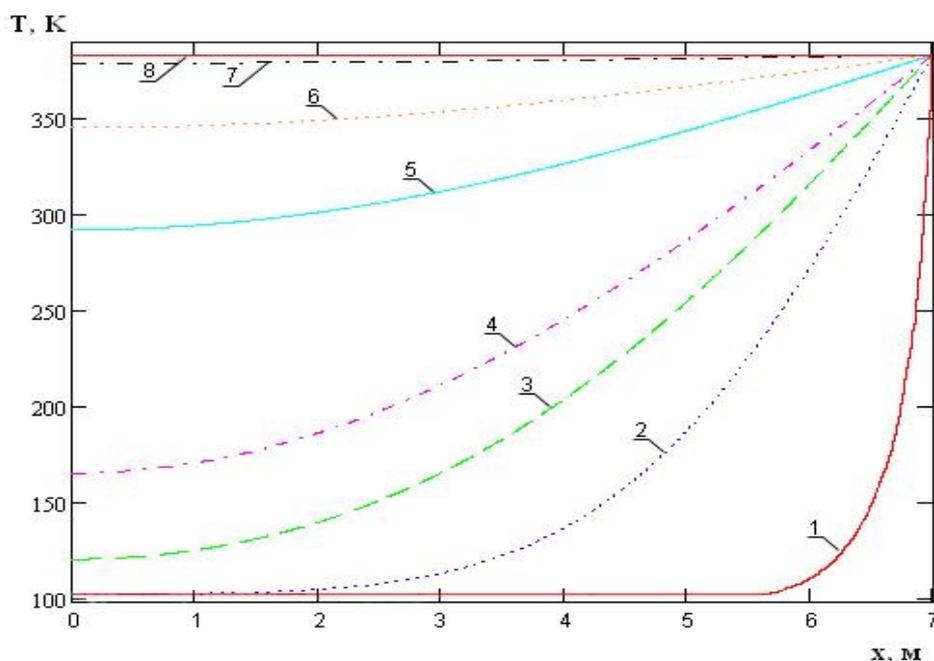


Рис. 2. Эпюра распределения температуры внутри панели радиатора

Прогрев настолько незначителен, что в большинстве практических задач им можно пренебречь. Данная оценка времени завышена из-за неучета излучения тепла упругим элементом с одной стороны, с другой, – за столь продолжительный отрезок времени КА успеет неоднократно побывать в тени и выйти из нее. Другое дело, что эта оценка получена в расчете пренебрежимо малого отклонения угла между нормалью к панели и направлением на Солнце от 90° , т.е. прогрев осуществлялся только за счет тепла, проходящего через торцевое сечение элемента. Вопрос

о влиянии на время полного прогрева нарушений этих идеальных условий, например за счет колебаний упругого элемента, является темой отдельного исследования и в данной работе не рассматривался.

Рассмотрим далее какого порядка возмущения могут быть вызваны при температурных деформациях ПСБ для космической лаборатории типа “Ника-Т” (проектные параметры приведены в [11]), используя оценку (4). Приращение импульса ПСБ за счет ее деформации оказывается приблизительно равным $2,2 \text{ кг м/с}$. При ус-

ловии, что весь импульс без потерь будет передан корпусу КА можно оценить модуль создаваемых микроускорений:

$$w = \frac{\Delta p}{m_0 \cdot \Delta t} \approx 2 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2. \quad (5)$$

Оценка (5), несомненно, завышена, поскольку приращение импульса будет рассеиваться, а не полностью передаваться на корпус. Колебания ПСБ приведут к тому, что часть импульса будет затрачено на деформацию и т.д. Однако, с другой стороны, следует заметить, что требования по микроускорениям в проекте “Ника-Т” составляли не более $2 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2$, что на порядок ниже оценки (5).

Таким образом, проведенные исследования позволяют сделать вывод об актуальности проблемы влияния температурных деформаций на динамику движения КА, если речь идет о специализированных КА технологического назначения, на которых предполагается проводить длительные по времени гравитационно-чувствительные технологические процессы. Без проведения подобных оценок невозможно утверждать о выполнении условий микрогравитационного штиля во время проведения процессов, если КА периодически оказывается в тени и выходит из нее.

С другой стороны, необходимо использование более сложной математической модели теплопроводности, а также передачи импульса на корпус КА в сочетании с рассмотрением реальных форм больших упругих элементов для существенного уточнения оценки (5) и формирования рекомендаций по минимизации неблагоприятного влияния выявленного эффекта на поле микроускорений внутренней среды КА.

Данная работа представлена на Самарский областной конкурс “Молодой ученый” – 2010.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Седельников А.В.* Проблема микроускорений: 30 лет

поиска решения // Современные наукоемкие технологии. 2005. № 4. С. 15-22.

2. *Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тяп Т.Н.* Определение движения орбитальных комплексов “Салют – 6” и “Салют – 7” относительно центра масс в режиме гравитационной ориентации по данным измерений // Препринт № 88. 1983. ИПМ АН СССР. С. 1–8.

3. *Авраменко А.А., Седельников А.В.* Моделирование поля остаточной микрогравитации на борту орбитального КА // Изв. вузов Авиационная техника. 1996. № 4. С. 22-25.

4. *Седельников А.В., Корунтяева С.С., Подлеснова Д.П.* Фрактальная модель микроускорений: оценка и эксперименты на космической станции “Скайлаб” // Труды 8-й Международной конференции “Актуальные проблемы современной науки”. Естественные науки. Часть 3. Механика Машиностроение. 2007. С. 105-108.

5. *Owen R.G., Jones D.L., Owens A.R.* Integration of a microgravity isolation mount within a Columbus single rack // Acta Astronautica. 1990. Vol. 22. pp. 127-135.

6. *Левтов В.Л., Романов В.В., Иванов А.И., Рябуха С.Б., Сазонов В.В.* Результаты летно-космических испытаний виброзащитной платформы ВЗП-1К // Космические исследования. 2001. Т. 39. №2. С.148-160.

7. *Седельников А.В., Подлеснова Д.П.* Космический аппарат “Спот-4” как пример успешной борьбы с квазистатической компонентой микроускорений // Известия высших учебных заведений. Северо-кавказский регион. Естественные науки. 2007. № 4 (140). С. 44-46.

8. *Земсков В.С., Раухман М.Р., Шалимов В.П.* Гравитационная чувствительность расплавов при выращивании кристаллов InSb:Te методами Бриджмена и бестигельной зонной плавки в условиях микрогравитации // Космические исследования. 2001. Т. 39. №4. С. 375 – 383.

9. *Седельников А.В.* Фрактальная оценка микроускорений для слабого демпфирования собственных колебаний упругих элементов космического аппарата. I // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. № 3. С.73–75.

10. *Седельников А.В.* Фрактальная оценка микроускорений для слабого демпфирования собственных колебаний упругих элементов космического аппарата. II // Изв. вузов. Авиационная техника. 2007. № 3. С.62-64.

11. *Седельников А.В.* Проблема микроускорений: от осознания до фрактальной модели. Ч.1. Физическая модель квазистатической компоненты микроускорений М.: РАН, Избранные труды Российской школы. 2010. 107 с.

12. *Елисеев В.В.* Механика упругих тел. СПб.: Изд-во СПбГТУ. 1999. 341 с.

13. *Третьяков А.В., Зюзин В.И.* Механические свойства металлов и сплавов при обработке давлением. М.: Металлургия. 1973. 224 с.

FRactal Model of Microaccelerations: Physical Aspect

© 2010 A.V. Sedelnikov, M.I. Kazarina

Samara State Aerospace University

At this project considers the problem of analysis temperature deformation of elastic elements of the spacecraft. Spacecraft periodically appears in the earth’s shadow on the sunny side when moving from the orbit. Abruptly changing the temperature field of large elastic elements can affect the dynamic characteristics of the spacecraft. This is important when dealing with the implementation of the gravity-sensitive processes on board.
Keywords: accelerations, temperature field, heat equation, one-dimensional problem.

Andrew Sedelnikov, Candidate of Technics, Associate Professor, Deputy Director of the Institute of Power Engineering and Transport, SSAU. E-mail: axe_backdraft@inbox.ru
Kazarina Margarita, Student. E-mail: margo_shkoda@mail.ru