

Моделирование влияния температурных деформаций больших упругих элементов на динамику орбитального движения малого космического аппарата

А.В. Седельников¹, В.С. Родина¹, Д.И. Орлов¹

¹Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Московское шоссе 34А, Самара, Россия, 443086

Аннотация. В работе моделируются температурные деформации панелей солнечных батарей малого космического аппарата типа «Аист-2Д». Температурные деформации возникают при погружении малого космического аппарата в тень Земли и при выходе его из тени. Рассмотрено влияние температурных деформаций на динамику орбитального движения малого космического аппарата. Сделаны выводы относительно учёта температурных деформаций для эффективной работы системы управления орбитальным движением. В процессе моделирования решена трёхмерная задача теплопроводности. Численное моделирование проведено в пакет LS-Dуна. Полученные результаты могут быть использованы при создании законов управления малыми космическими аппаратами с большими упругими элементами и теневым участком орбиты.

1. Введение

В настоящее время малые космические аппараты (МКА) находят всё более широкое применение [1]. Старт одной ракеты-носителя способен обеспечить запуск нескольких десятков МКА. При этом для эксплуатации МКА используются орбиты, содержащие теневой участок [2]. Наличие в конструктивно-компоновочной схеме космического аппарата (КА) больших упругих элементов конструкции, прежде всего, панелей солнечных батарей приводит к тому, что при погружении в тень Земли и выходе из неё скачкообразное изменение размеров этих элементов из-за температурного удара способно повлиять на динамику орбитального движения [3]. Если для КА среднего класса этот эффект может быть значимым для КА специализированного технологического назначения при реализации на его борту гравитационно-чувствительных процессов [4], то для МКА он способен в некоторых случаях нарушить ориентацию МКА. Особенно это актуально для МКА дистанционного зондирования Земли (например, «Аист-2Д» [5]) или технологического назначения (например, «ВозвратМКА» [6]).

Таким образом, задача исследования влияния температурных деформаций больших упругих элементов МКА на динамику его орбитального движения при наличии теневых участков орбиты является важной и актуальной. Представляет большой интерес и разработка алгоритмов управления орбитальным движением с учётом температурных деформаций.

2. Трёхмерная модель теплопроводности больших упругих элементов

Для решения поставленной задачи построения трёхмерной модели теплопроводности примем ряд упрощающих предположений.

- Модель упругого элемента – ортотропная пластина.
- Упругий элемент жестко закреплен в корпус КА.
- Свойства упругого элемента удовлетворяет условиям однородности.
- Рассматривается случай равномерного теплового потока.
- Рабочий диапазон температур составляет: $-170\text{ }^{\circ}\text{C} \dots +110\text{ }^{\circ}\text{C}$.
- Свойства материала упругого элемента во всем рабочем диапазоне температур считаются постоянными.
- Изменением ориентации нормали к поверхности упругого элемента за счет его собственных колебаний пренебрегается.

Поскольку внутри элемента нет источников тепловыделений, будем рассматривать уравнение нестационарной теплопроводности параболического типа в виде [7]:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}, \quad (1)$$

где $a = \sqrt{\frac{\lambda}{c\rho}}$ – коэффициент температуропроводности; ρ – плотность материала больших

упругих элементов, c – удельная теплоемкость, λ – коэффициент теплопроводности.

Начальными условиями к данной краевой задаче будем считать равномерное распределение поля температур:

$$[T(M, t)]_{t=0} = T_{\max} (T_{\min}) = const, \quad (2)$$

в зависимости от того, погружается МКА в тень Земли или выходит из неё.

В качестве граничных условий используем условия, связанные учётом теплового излучения поверхности панелей солнечных батарей:

$$\left(-\lambda \frac{\partial T}{\partial n}\right)_S = \varepsilon \sigma (T_S^4 - T_C^4), \quad (3)$$

где S – поверхность тела; ε – интегральный коэффициент теплового излучения тела, характеризующий её поглотительную или излучательную способность; σ – постоянная Стефана-Больцмана; T_S и T_C – соответственно температуры поверхности больших упругих элементов МКА и окружающей среды.

Краевая задача с внешней нелинейностью в постановке (1)–(3) с учётом упрощающих предположений была решена для МКА типа «Аист-2Д» в предположении, что каркас панелей солнечных батарей выполнен из материала МА-2.

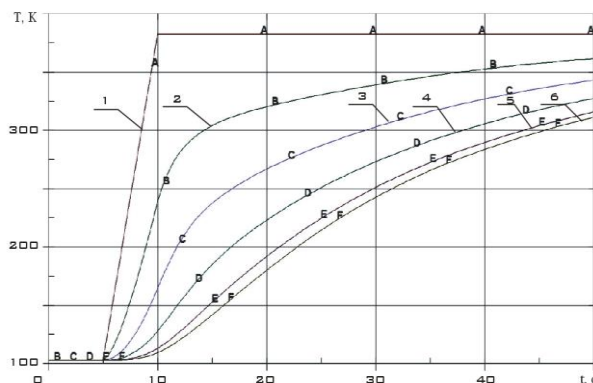


Рисунок 1. Схема прогрева пластины: 1 – без учёта теплопроводности; 2 – поверхностного слоя с учётом теплопроводности; 3, 4, 5, 6 – соответствующих слоёв, на которые была разделена пластина.

3. Результаты численного моделирования

Для реализации численного моделирования поставленной задачи был использован математический пакет LS-Dyna. В этом пакете была смоделирована пластина, параметры которой соответствуют панели солнечных батарей МКА типа «Аист–2Д». С помощью метода конечных элементов пластина была разбита на малые элементы прямоугольной формы. По толщине пластина была разбита на 5 участков, что соответствует пяти слоям прогрева (охлаждения). Нагрев каждого слоя даёт картину динамики прогрева всей пластины. Падающий тепловой поток считался нормальным к поверхности пластины. Это условие соответствует минимальному времени прогрева. Схема такого прогрева представлена на рисунке 1.

Без учёта теплопроводности (кривая 1 на рисунке 1) нагревается только поверхностный слой пластины. Закон такого нагрева практически не отличается от линейного. Достигая максимального значения, когда приходящая за счёт солнечного излучения энергия и энергия собственного излучения по закону (3) становятся равными друг другу), температура далее остаётся постоянной. Учёт теплопроводности по слоям пластины делает этот процесс более сложным.

На рисунке 2 представлена форма деформации пластины. В первые секунды прогрева (сразу после температурного удара) наибольшее изменение в размерах претерпевает верхний слой пластины. Он растягивается под действием теплового потока. В свою очередь нижний слой на протяжении некоторого времени сохраняет первоначальное состояние. Таким образом, пластина изгибается в отрицательном направлении y . При дальнейшем прогреве температура внутри всей пластины выравнивается, и она восстанавливается до исходной формы.

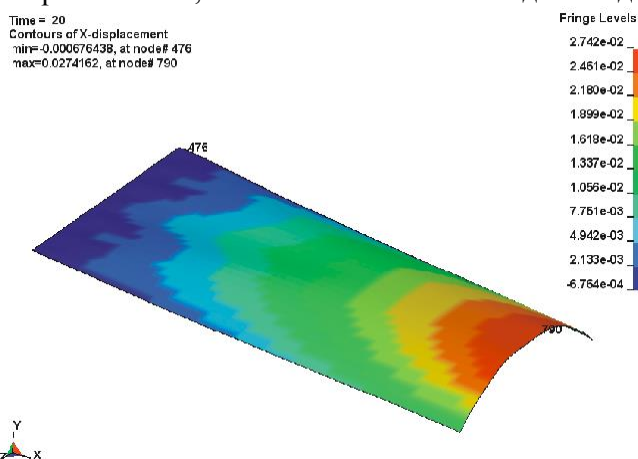


Рисунок 2. Деформация панели солнечных батарей при температурном ударе.

При этом смещение центра масс панели может достигать 1,5 см. Оно оценивалось в соответствие с разбиением пластины на пять слоёв равной толщины и предположении, что весь слой прогревается так, как показано на рисунке 1. Перемещения слоёв вызывают инерционные силы, которые создают момент вокруг центра масс МКА и приводят к появлению углового ускорения вращения МКА. Поскольку МКА, в состав которых входят большие упругие элементы, могут эксплуатироваться только в управляемом орбитальном полёте (панели солнечных батарей должны быть ориентированы относительно Солнца), температурный удар, возникающий из-за наличия теневого участка орбиты, может вызывать значимые деформации больших упругих элементов, способные повлиять на ориентацию МКА. Такой эффект следует учитывать при разработке законов управления и выборе исполнительных органов системы управления орбитальным движением МКА.

4. Литература

- [1] Блинов, В.Н. Малые космические аппараты. Книга 3. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов / В.Н. Блинов, Н.Н. Иванов, Ю.Н. Сеченов. – Омск: Изд-во ОмГТУ, 2010. – 348 с.

- [2] Седельников, А.В. Влияние температурных деформаций упругих элементов на динамику КА типа «НИКА-Т» / А.В. Седельников, М.И. Казарина // Вестник МАИ. – 2011. – Т. 18, № 2. – С. 47-51.
- [3] Седельников, А.В. О влиянии температурных деформаций упругих элементов на динамику движения космического аппарата / А.В. Седельников, М.И. Казарина // Известия Самарского научного центра РАН. – 2010. – Т. 12, № 4. – С. 321-324.
- [4] Седельников, А.В. Оценка влияния температурных деформаций упругих элементов космической лаборатории на поле микроускорений ее внутренней среды / А.В. Седельников, В.В. Юдинцев // Известия Самарского научного центра РАН. – 2011. – Т. 13, № 1(2). – С. 344-346.
- [5] Кирилин, А.Н. Опытнo-технологический малый космический аппарат «Аист-2Д» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов. – Самара: СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.
- [6] Седельников, А.В. Разработка комплексного метода контроля и оценки микроускорений на борту космического аппарата / А.В. Седельников, 2015. – 337 с.
- [7] Цой, П.В. Методы расчета задач тепломассопереноса. – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 416 с.

Modeling the effect of temperature deformations of large elastic elements on the dynamics of the orbital motion of a small spacecraft

A. Sedelnikov¹, V. Rodina¹, D. Orlov¹

¹Samara National Research University, Moskovskoe Shosse 34A, Samara, Russia, 443086

Abstract. In this paper, temperature deformations of solar panels of a small spacecraft of the Aist-2D type are modeled. Temperature deformations occur when a small spacecraft is immersed in the Earth's shadow and when it leaves the shadow. The influence of temperature deformations on the dynamics of the orbital motion of a small spacecraft is considered. Conclusions have been made regarding the consideration of temperature deformations for the effective operation of the orbital motion control system. In the process of modeling, a three-dimensional heat conduction problem was solved. Numerical simulation carried out in the package LS-Dyna. The results can be used to create the laws of control of small spacecraft with large elastic elements and the shadow segment of the orbit.