

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО УДАРА НА ДИНАМИКУ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Седелников А.В.* , Белоусова Д.А.** , Орлов Д.И.*** , Филиппов А.С.****

*Самарский университет,
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

** e-mail: axe_backdraft@inbox.ru*

*** e-mail: daryabelousova@outlook.com*

**** e-mail: grand_99v@mail.ru*

***** e-mail: filippoval89@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 23.10.2019

Представлены результаты оценки модуля микроускорений, возникающих при температурном ударе, для малого космического аппарата (МКА), содержащего панели солнечных батарей (ПСБ). Получены значения микроускорений для МКА типа «Возврат–МКА». Доказано, что для успешной реализации гравитационно-чувствительных процессов на борту МКА технологического назначения с теневым участком орбиты требуется разработка алгоритмов управления, нивелирующих температурный удар, с точки зрения компенсации возникающих микроускорений.

Ключевые слова: космический аппарат, теневой участок орбиты, упругие элементы, центр масс, трёхмерная задача теплопроводности, краевая задача, алгоритмы управления

Введение

По данным ООН [1], на орбите Земли находится не менее 23 тысяч зарегистрированных искусственных объектов, к которым относятся космические аппараты (КА), их обломки, части ракет и т.д. В год проводится около 100 запусков новых объектов, причём в рамках одного запуска может быть осуществлено выведение нескольких объектов, поэтому их число будет только возрастать. В этих условиях фактически исключена возможность движения КА без теневого участка орбиты. Исследование влияния периодического погружения КА в тень Земли и выхода из тени на функционирование КА и эффективность выполнения им целевых задач является важной и актуальной проблемой, затрагивающей все аспекты функционирования КА:

– Система электропитания на теневом участке орбиты имеет ограниченные возможности, поскольку невозможен процесс зарядки аккумуляторной батареи. Важность этого вопроса подчёркивается в работах как отечественных [2, 3], так и зарубежных авторов [4, 5];

– Температурный удар, возникающий при погружении КА в тень и выходе из неё, возбуждает колебания больших упругих элементов КА и может привести к снижению его управляемости. Это подтвердили эксперименты, проведённые на борту МКС в 2017 году с новыми панелями солнечных батарей ROSA [6]. Особенно остро эта проблема стоит для малых космических аппаратов [7].

– Резкое изменение внешнего температурного режима диктует необходимость существенного усложнения режимов функционирования обеспечивающей аппаратуры для успешного выполнения целевых задач.

Так, система термостатирования при направленной кристаллизации должна обеспечивать отвод излишнего тепла на солнечном участке орбиты и не допускать переохлаждения расплава на теневом. Нарушение графика снижения температуры расплава более чем на 0,5 °С влечёт за собой необратимые последствия [8]. То же самое можно сказать и о работе системы жизнеобеспечения при проведении биомедицинских экспериментов [9].

Но особую роль температурный удар играет для МКА технологического назначения. Помимо вышеперечисленных проблем, гравитационно-чувствительные технологические процессы накладывают ограничения на уровень микроускорений в рабочей зоне технологического оборудования. Поэтому для обеспечения благоприятных условий при реализации таких процессов необходима оценка влияния температурного удара на динамику МКА. Особенно важна оценка дополнительных микроускорений, возникающих при температурном ударе. Именно этим вопросам и посвящена данная работа.

На КА различного назначения наличие теневого участка орбиты сказывается по-разному.

Основная часть

Практически безболезненно с точки зрения управления КА погружение и выход из тени Земли происходит для КА, конструктивно-компоновочная схема (ККС) которых не содержит больших

упругих элементов конструкции, прежде всего, панелей солнечных батарей (ПСБ). К таким КА можно отнести МКА, внешняя поверхность которых обклеена фотоэлементами (рис. 1).

Пагубное влияние теневого участка для них проявляется в отсутствии тока зарядки аккумуляторной батареи (рис. 2), ограничивающем возможности системы электропитания МКА.

При этом значимого изменения параметров вращательного движения МКА вокруг центра масс, как правило, не фиксируется. На рис. 3 показана оценка зависимости модуля угловой скорости вращательного движения вокруг центра масс для лётного (рис. 3,а) и опытного (рис. 3,б) образцов МКА «Аист» по данным измерений индукции магнитного поля Земли [10].

Анализ работ М.Ю. Овчинникова [11–13], В.В. Сазонова [14, 15], Н.Д. Сёмкина [16–18], С.А. Kluever [19, 20] показывает, что управление МКА, не содержащими в ККС больших упругих элементов, чаще всего сводится к активному кон-

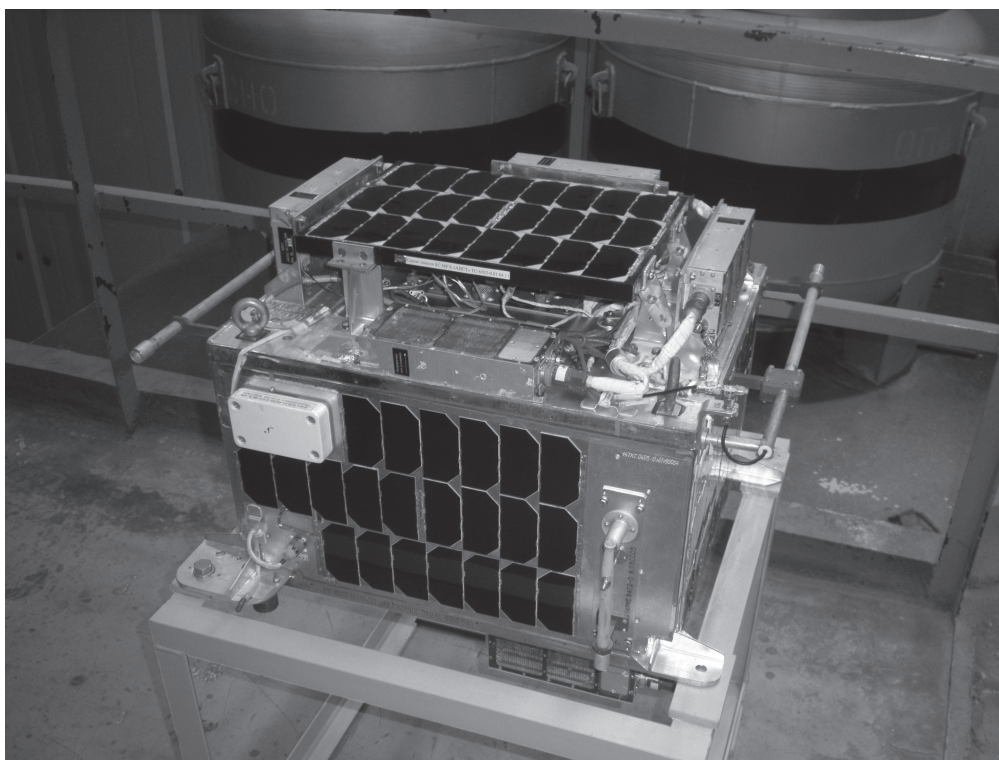


Рис. 1. Внешний вид лётного образца МКА «Аист»

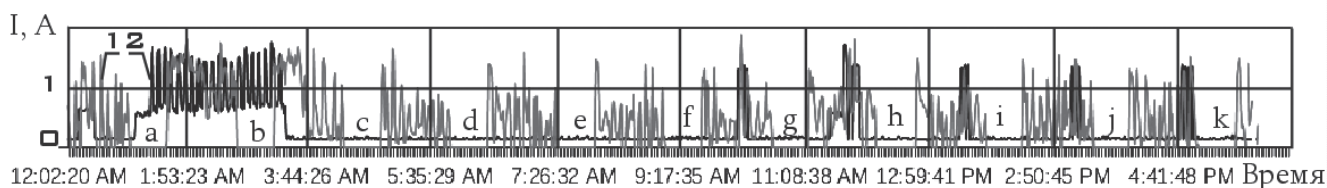
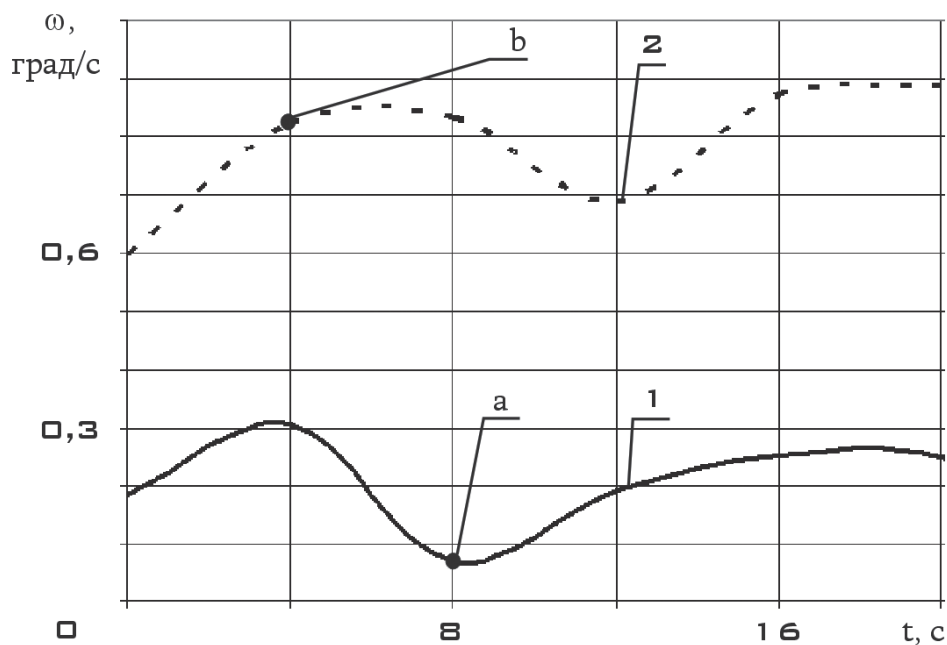
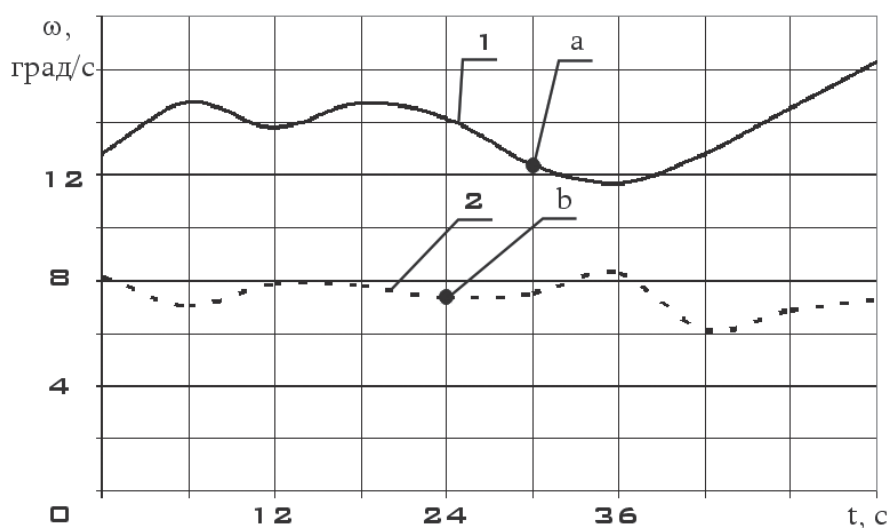


Рис. 2. Часть данных телеметрической информации с лётного образца МКА «Аист» от 02.05.2013, свидетельствующей о погружении МКА в тень Земли (области *a-k*): 1 – ток с ПСБ; 2 – ток нагрузки питания потребителей



а)



б)

Рис. 3. Оценка модуля угловой скорости вращения: *лётного образца МКА «Аист»* (рис. а, где 1 – 10.05.2013; а – точка погружения в тень Земли; значение $t = 0$ соответствует 02:50:18 МСК; 2 – 02.05.2013; b – точка выхода из тени Земли; значение $t = 0$ соответствует 01:30:14 МСК) и *опытного образца МКА «Аист»* (рис. б, где 1 – 01.08.2014; а – точка погружения в тень Земли; значение $t = 0$ соответствует 07:31:13 МСК; 2 – 05.08.2014; b – точка выхода из тени Земли; значение $t = 0$ соответствует 07:26:54 МСК)

тролю целевых значений угловой скорости его вращения. Так, на рис. 4 приведена зависимость достоверности телеметрической информации при различных значениях угловой скорости вращения опытного образца МКА «Аист» [21].

В этом случае теневые участки не выделяют отдельно и никаких поправок при погружении МКА в тень Земли и выходе из неё в закон управления его движением не вносят.

В случае с МКА технологического назначения необходимо, кроме параметров вращательного движения, обеспечивать целевые значения уровня микроускорений для успешной реализации гравитационно-чувствительных технологических процессов на его борту [22]. С другой стороны, для обеспечения энерговооружённости МКА необходимо включать в его ККС ПСБ. Примерами МКА с ПСБ являются «Аист-2Д» [2] и «Возврат-МКА» [23].

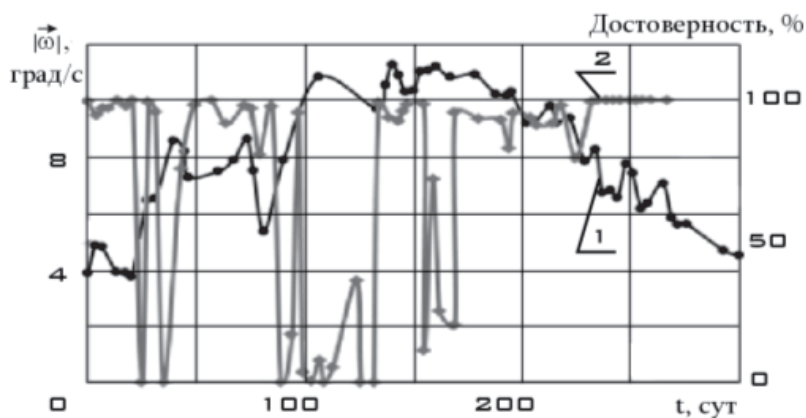


Рис. 4. Оценка достоверности телеметрической информации (кривая 2) при различных значениях модуля угловой скорости вращения (кривая 1) опытного образца МКА «Аист»

Рассмотрим влияние температурных деформаций для МКА типа «Возврат–МКА» с ПСБ каркасного типа (рис. 5).

Решим трёхмерную задачу теплопроводности [24, 25], введя следующие упрощающие предположения:

- модель упругого элемента – каркасная конструкция, представленная на рис. 5;
- упругий элемент жестко закреплен в корпус МКА;
- свойства упругого элемента удовлетворяют условиям однородности;
- тепловой поток равномерный;
- рабочий диапазон температур составляет: $-170...+110\text{ }^{\circ}\text{C}$;
- свойства материала упругого элемента во всем рабочем диапазоне температур считаются постоянными;
- изменением ориентации нормали к поверхности упругого элемента за счет его собственных колебаний пренебрегается.

При отсутствии внутри элемента тепловыделяющих источников рассмотрим уравнение нестационарной теплопроводности параболического типа в виде [24]

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}, \tag{1}$$

где $a = \sqrt{\frac{\lambda}{c\rho}}$ – коэффициент теплопроводности; ρ – плотность материала ПСБ; c – удельная теплоемкость; λ – коэффициент теплопроводности.

Выберем в качестве начального поля температур каркаса равномерное распределённое поле со значением 0°C в каждой точке каркаса. Тогда при прогреве в течение 10000 с будем иметь распределение температур, показанное на рис. 6. Это поле также можно считать квазистационарным, поскольку разность между максимальным и минимальным значениями температуры составляет $0,87^{\circ}\text{C}$, т.е. около 0,8 % от минимальной температуры, что скорее всего связано с вычислительной погрешностью.

Таким образом, можно записать:

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

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

В качестве граничных условий будем использовать тепловое излучение с поверхности ПСБ по закону Стефана–Больцмана (граничные условия третьего рода):

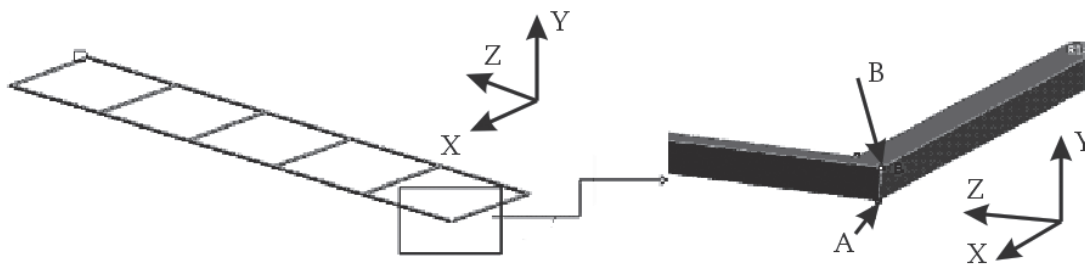


Рис. 5. Каркас ПСБ с выделенными для моделирования температурных деформаций точками A и B

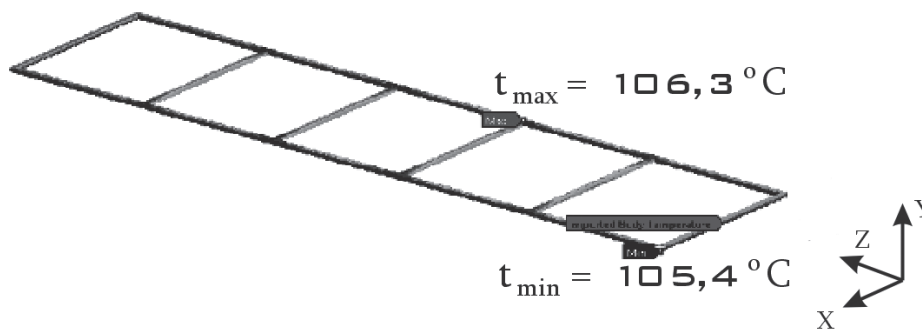


Рис. 6. Распределение температур в результате прогрева каркаса ПСБ тепловым потоком 1400 Вт/м² в течение 10000 с

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

где S – внешняя поверхность каркаса ПСБ; ε – интегральный коэффициент теплового излучения ПСБ, который характеризует поглощательную (излучательную) способность ПСБ; σ – постоянная Стефана–Больцмана; T_S и T_C – соответственно температуры поверхности ПСБ и окружающей среды.

Краевая задача с внешней нелинейностью в постановке (1)–(3) с учётом указанных выше упрощающих предположений была решена в пакете Ansys для МКА типа «Возврат–МКА» в предположении, что каркас ПСБ изготовлен из МА-2. Температурный удар заключается в обнулении теплового потока при температуре окружающей среды 3 К и граничных условиях третьего рода при теплообмене [24]. Примерно через минуту можно констатировать установление квазистационарного распределения температур (рис. 7).

Переходный процесс от квазистационарных состояний температурных полей, представленных на рис. 6 и 7, сопровождается температурными

деформациями каркаса. Наиболее интенсивно они происходят сразу после удара. Численное моделирование показало, что первые 10 с после захода МКА в тень Земли наблюдаются самые высокие скорости перемещения точек каркаса ПСБ. На рис. 8 представлены результаты аппроксимации перемещений, выделенных на рис. 5 точек A и B , которые в первом приближении можно считать линейно зависящими от времени в первые 10 с после температурного удара.

Такие перемещения вызывают в момент температурного удара угловое ускорение МКА типа «Возврат–МКА» около $2 \cdot 10^{-6}$ рад/с² и микроускорения во внутренней среде МКА до 3 мкм/с². Требования некоторых гравитационно-чувствительных процессов к модулю микроускорений составляют не более 1 мкм/с² [22]. В дальнейшем они будут только ужесточаться. Следовательно, при разработке перспективных технологических МКА следует учитывать последствия температурного удара.

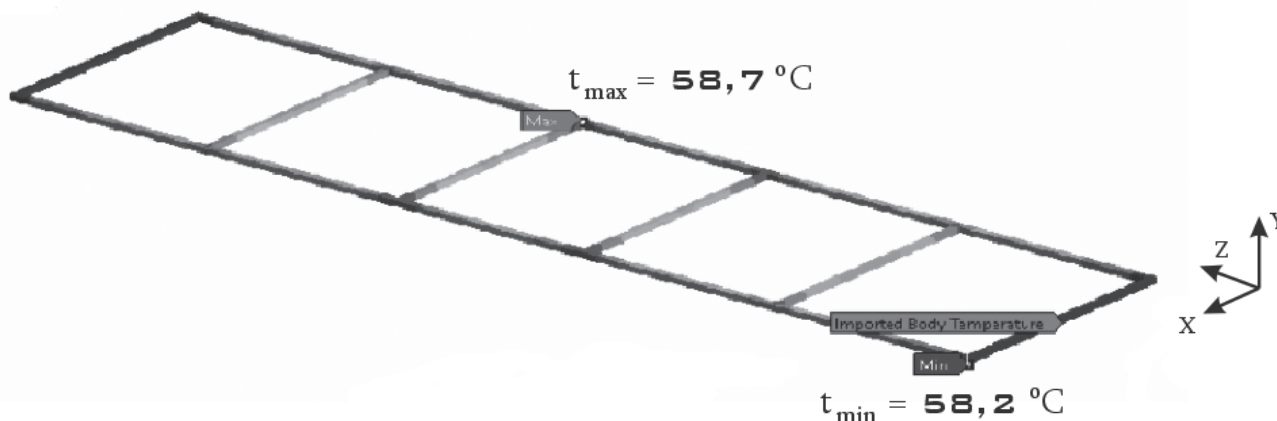


Рис. 7. Распределение температур каркаса ПСБ спустя 60 с после захода МКА в тень Земли

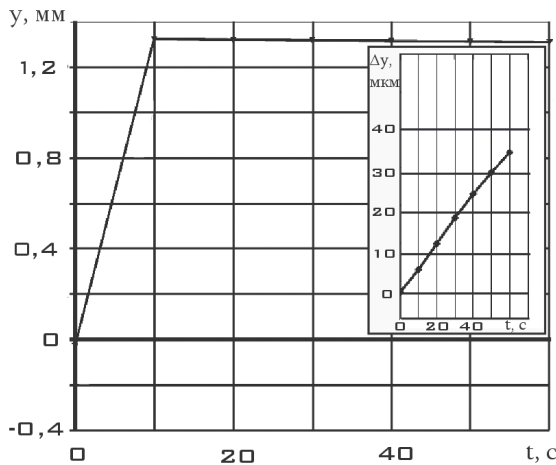


Рис. 8. Перемещение точки А (см. рис. 5) каркаса ПСБ после температурного удара (разность между перемещениями точек А и В)

Выводы

1. Оценка модуля микроускорений, возникающих при температурном ударе, для МКА, содержащего ПСБ, показывает значимость этого явления для успешного протекания некоторых гравитационно-чувствительных процессов на борту МКА. Для МКА типа «Возврат—МКА» получено трехкратное превышение допустимых микроускорений.

2. Для успешной реализации гравитационно-чувствительных процессов на борту МКА технологического назначения с теневым участком орбиты требуется разработка алгоритмов управления, нивелирующих температурный удар, с точки зрения компенсации возникающих микроускорений.

Библиографический список

1. Жуков Г.П., Абашидзе А.Х. Международное космическое право : Учебник для бакалавриата и магистратуры. — М.: Изд-во Юрайт, 2019. — 527 с.
2. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В. и др. Опыт-технологический малый космический аппарат «Аист-2Д». — Самара: СамНЦ РАН, 2017. — 324 с.
3. Астахов Н.Н., Каргу Д.Л., Горбулин В.И., Стеганов Г.Б., Шубин Д.А. Математическое моделирование динамики температуры солнечных батарей в различных условиях орбитального полета космического аппарата // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2016. № 6(111). С. 4–21.
4. Shen Z., Li H., Liu X., Hu G. Thermal shock induced dynamics of a spacecraft with a flexible deploying boom // Acta Astronautica. 2017. Vol. 141, pp. 123–131. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.10.004
5. Vainum P.M., Hamsath N., Krishna R. The dynamics and control of large space structures after the onset of thermal shock // Acta Astronautica. 1989. Vol. 19. No. 1, pp. 1–8. DOI: 10.1016/0094-5765(89)90002-7
6. Chamberlain M.K., Kiefer S.H., Banik J.A. On-Orbit Structural Dynamics Performance of the Roll-Out Solar Array // 2018 AIAA Spacecraft Structures Conference. URL: 10.2514/6.2018-1942
7. Седельников А.В., Пузин Ю.Я., Филиппов А.С., Хнырева Е.С., Ивашова Т.А., Горожанкина А.С. Тест проверки корректности работы магнитометров на лётном образце малого космического аппарата «Аист» // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2018. № 2. С. 34–39.
8. Земсков В.С., Раухман М.Р., Шалимов В.П., Второв Л.В., Сенченков Л.С., Сазонов В.В. Экспериментальные исследования влияния остаточных микроускорений на неоднородности состава монокристаллов полупроводников, выращиваемых путем направленной кристаллизации расплавов на борту космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2007. № 4(49). С. 18–25.
9. Сычев В.Н., Ильин Е.А., Ярманова Е.Н., Раков Д.В., Ушаков И.Б., Кирилин А.Н., Орлов О.И., Григорьев А.И. Проект «Бион—М1»: общая характеристика и предварительные итоги // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2014. Т. 48. № 1. С. 7–14.
10. Sedelnikov A.V. Fast Analysis of Onboard Measurements of the Earth Magnetic Field for the Purpose of Microaccelerations Decrement on Board of the “AIST” Small Spacecraft During its Uncontrolled Orbital Flight // International Review of Aerospace Engineering. 2018. Vol. 11. No. 2, pp. 76–83. DOI: 10.15866/irease.v11i2.13238
11. Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С., Иванов Д.С. Магнитные системы ориентации малых спутников. — М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. — 366 с. URL: <http://keldysh.ru/e-biblio/ovchinnikov> DOI:10.20948/mono-2016-ovchinnikov
12. Карпенко С.О., Куприянова Н.В., Овчинников М.Ю. Система ориентации первого российского наноспутника ТНС-0 №1 // Космические исследования. 2010. Т. 48. № 6. С. 532–540.
13. Ovchinnikov M., Roldugin D., Penkov V., Tkachev S., Mashtakov Y. Fully magnetic sliding mode control for acquiring three-axis attitude // Acta Astronautica. 2016. Vol. 121, pp. 59–62. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.12.031
14. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков А.В., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Сёмкин Н.Д., Филиппов А.С., Чебуков С.Ю. Неуправляемое вращательное движение малого спутника АИСТ // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 5. С. 395–408.
15. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков А.В., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Сёмкин Н.Д., Филиппов А.С., Чебуков С.Ю. Неуправляемое вращательное движение опытного образца малого космического аппарата АИСТ // Космические исследования. 2017. Т. 55. № 2. С. 135–149.
16. Семкин Н.Д., Воронов К.Е., Телегин А.М., Пияков А.В., Пияков И.В. Результаты экспериментов, полученных с помощью научной аппаратуры «МАГ-КОМ» и «Метеор» малого космического аппарата

- «Аист» // Авиакосмическое приборостроение. 2014. № 7. С. 30 – 43.
17. Семкин Н.Д., Сазонов В.В., Воронов К.Е., Пияков А.В., Дорофеев А.С., Ильин А.Б., Пузин Ю.Я., Видманов А.С. Измерение параметров магнитного поля и анализ возмущений на борту малых космических аппаратов «Аист» // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2015. Т. 18. № 4. С. 67–73.
 18. Белоусов А.И., Семкин Н.Д., Седельников А.В., Воронов К.Е., Пияков А.В., Филиппов А.С., Пузин Ю.Я. Анализ вращательного движения малых космических аппаратов серии «Аист» // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 8. С. 3–10.
 19. Kluever C.A. Using edelbaum's method to compute low-thrust transfers with earth-shadow eclipses // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2011. Vol. 34. No. 1, pp. 300–303. DOI: 10.2514/1.51024
 20. Kluever C.A. Low-thrust transfers with Earth-shadow and power-degradation effects // Advances in the Astronautical Sciences. 2011. Vol. 140, pp. 1899–1914.
 21. Седельников А.В., Пузин Ю.Я., Филиппов А.С., Хнырева Е.С. Оценка эффективности программно-аппаратного средства обеспечения и контроля угловой скорости вращения малого космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 152 – 162.
 22. Лобыкин А.А. Методы улучшения микрогравитационной обстановки на борту автоматического космического аппарата, предназначенного для микрогравитационных исследований // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2009. № 2. С. 84–91.
 23. Борисов А.Е., Ёлкин К.С., Левтов В.Л. и др. Микрогравитационная обстановка на борту КА «Фотон–М», российском сегменте МКС, ГТК «Прогресс–М», перспективном КА «ОКА–Т», предложения по созданию требуемых экспериментами условий микрогравитации // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXII Академических чтений по космонавтике. – М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2008. С. 50–56.
 24. Цой П.В. Методы расчета задач тепломассопереноса. – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 416 с.
 25. Седельников А.В., Казарина М.И. Влияние температурных деформаций упругих элементов на динамику КА типа «НИКА–Т» // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 47–51.

ASSESSMENT OF TEMPERATURE SHOCK IMPACT ON ORBITAL MOTION DYNAMICS OF A SPACECRAFT FOR TECHNOLOGICAL PURPOSES

Sedel'nikov A.V. *, Belousova D.A. **, Orlov D.I. ***, Filippov A.S. ****

Samara University,

34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

* e-mail: axe_backdraft@inbox.ru

** e-mail: daryabelousova@outlook.com

*** e-mail: grand_99v@mail.ru

**** e-mail: filippoval89@mail.ru

Abstract

The main objective of the work is assessing the of temperature shock impact on the orbital motion dynamics of the spacecraft for technological purposes.

The problem consists in the uncertainty of center of mass displacement due to the impact of temperature shock and, thus, the motion control error. This problem is particularly relevant for the spacecraft for technological purposes, and products sensitive to the experimental conditions.

The importance of assessing the impact of temperature shock is determined by the need to ensure the spacecraft functioning with the specified parameters of motion, as well as maintaining controllability of the spacecraft in the presence of orbital eclipse periods.

Analysis of the studies by the scientists from various countries reveals that control of a small spacecraft with no large elastic elements in the design-layout scheme often reduces to the target values active control of the angular velocity of its rotation.

In this case, the orbital eclipse periods are not highlighted separately, and no changes in spacecraft movement control law are made while its immersing in and out of Earth shadow.

The article deals with the issues related to the temperature shock impact on the orbital motion change of a spacecraft for technological purposes, and modeling the scale and nature of the effect.

The temperature shock impact assessment is based on the 3D modeling of the processes occurring at the spacecraft entering and exiting the orbital eclipse period.

For a small “Return—МКА” type spacecraft the three-fold excess of admissible micro-accelerations was obtained.

As the result of the conducted study, a conclusion was made that control algorithms development, levelling the temperature shock from the viewpoint of occurring micro-accelerations compensation, was required for successful implementation of gravity-sensitive processes onboard the spacecraft for technological purposes with the orbital eclipse period.

A three-dimensional heat conduction problem was solved to determine the target parameters of control algorithms. The following simplifying assumptions were introduced to solve the problem:

- the elastic element model was a frame structure;
- the elastic element was rigidly fixed in the small spacecraft body;
- the elastic element properties satisfied the conditions of homogeneity;
- the heat flow was uniform;
- operating temperature range was $-170...+110$ °C;
- the properties of the elastic element material were considered constant throughout the operating temperature range;
- orientation changing of normal to the elastic element surface due to its own oscillations was neglected.

Keywords: spacecraft, orbital eclipse period, elastic elements, center of mass, three-dimensional heat conduction problem, boundary value problem, control algorithms.

References

1. Zhukov G.P., Abashidze A.Kh. *Mezhdunarodnoe kosmicheskoe pravo: uchebnik dlya bakalavriata i magistratury* (International space law), Moscow, Yurait, 2019, 527 p.
2. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V. et al. *Opytno-tekhnologicheskii malyi kosmicheskii apparat “Aist-2D”* (Experimental and technological small spacecraft “AIST-2D”), Samara, SamNTs RAN, 2017, 324 p.
3. Astakhov N.N., Kargu D.L., Gorbulin V.I., Steganov G.B., Shubin D.A. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroenie*, 2016, no. 6(111), pp. 4–21.
4. Shen Z., Li H., Liu X., Hu G. Thermal shock induced dynamics of a spacecraft with a flexible deploying boom. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 141, pp. 123–131. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.10.004
5. Bainum P.M., Hamsath N., Krishna R. The dynamics and control of large space structures after the onset of thermal shock. *Acta Astronautica*, 1989, vol. 19, no 1, pp. 1–8. DOI: 10.1016/0094-5765(89)90002-7
6. Chamberlain M.K., Kiefer S.H., Banik J.A. On-Orbit Structural Dynamics Performance of the Roll-Out Solar Array. *2018 AIAA Spacecraft Structures Conference*. URL: 10.2514/6.2018-1942
7. Sedel’nikov A.V., Puzin Yu.Ya., Filippov A.S., Khnyreva E.S., Ivashova T.A., Gorozhankina A.S. *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol’, diagnostika*, 2018, no. 2, pp. 34–39.
8. Zemskov V.S., Raukhan M.R., Shalimov V.P., Vtorov L.V., Senchenkov L.S., Sazonov V.V. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2007, no. 4(49), pp. 18–25.
9. Sychev V.N., Il’in E.A., Yarmanova E.N., Rakov D.V., Ushakov I.B., Kirilin A.N., Orlov O.I., Grigor’ev A.I. *Aviakosmicheskaya i ekologicheskaya meditsina*, 2014, vol. 48, no. 1, pp. 7–14.
10. Sedelnikov A.V. Fast Analysis of Onboard Measurements of the Earth Magnetic Field for the Purpose of Microaccelerations Decrement on Board of the “AIST” Small Spacecraft During its Uncontrolled Orbital Flight. *International Review of Aerospace Engineering*, 2018, vol. 11, no. 2, pp. 76–83. DOI: 10.15866/irease.v11i2.13238
11. Ovchinnikov M.Yu., Pen’kov V.I., Roldugin D.S., Ivanov D.S. *Magnitnye sistemy orientatsii malykh sputnikov* (Magnetic orientation systems of small satellites), Moscow, IPM im. M.V. Keldysha, 2016, 366 p. URL: <http://keldysh.ru/e-biblio/ovchinnikov> DOI:10.20948/mono-2016-ovchinnikov
12. Karpenko S.O., Kupriyanova N.V., Ovchinnikov M.Yu. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2010, vol. 48, no. 6, pp. 532–540.
13. Ovchinnikov M., Roldugin D., Penkov V., Tkachev S., Mashtakov Y. Fully magnetic sliding mode control for acquiring three-axis attitude. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 121, pp. 59–62. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.12.031
14. Abrashkin V.I., Voronov K.E., Piyakov A.V., Puzin Yu.Ya., Sazonov V.V., Semkin N.D., Filippov A.S., Chebukov S.Yu. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2015, vol. 53, no. 5, pp. 395–408.
15. Abrashkin V.I., Voronov K.E., Piyakov A.V., Puzin Yu.Ya., Sazonov V.V., Semkin N.D., Filippov A.S., Chebukov S.Yu. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2017, vol. 55, no. 2, pp. 135–149.
16. Semkin N.D., Voronov K.E., Telegin A.M., Piyakov A.V., Piyakov I.V. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2014, no. 7, pp. 30 – 43.
17. Semkin N.D., Sazonov V.V., Voronov K.E., Piyakov A.V., Dorofeev A.S., Il’in A.B., Puzin Yu.Ya., Vidmanov A.S. *Fizika volnovykh protsessov i radiotekhnicheskie sistemy*, 2015, vol. 18, no. 4, pp. 67–73.

18. Belousov A.I., Semkin N.D., Sedel'nikov A.V., Voronov K.E., Piyakov A.V., Filippov A.S., Puzin Yu.Ya. *Aviakosmicheskoe priborostroeni*, 2017, no. 8, pp. 3–10.
19. Kluever C.A. Using edelbaum's method to compute low-thrust transfers with earth-shadow eclipses. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, vol. 34, no. 1, pp. 300–303. DOI: 10.2514/1.51024
20. Kluever C.A. Low-thrust transfers with Earth-shadow and power-degradation effects. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2011, vol. 140, pp. 1899–1914.
21. Sedel'nikov A.V., Puzin Yu.Ya., Filippov A.S., Khnyreva E.S. Soft hardware efficiency estimation for a small spacecraft rotation angular velocity provision and monitoring. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 152-162.
22. Lobykin A.A. *Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye issledovaniya*, 2009, no. 2, pp. 84–91.
23. Borisov A.E., Elkin K.S., Levtov V.L. et al. *Materialy XXXII Akademicheskikh chtenii po kosmonavtike "Aktual'nye problemy rossiiskoi kosmonavtiki"*, Moscow, Komissiya RAN po razrabotke nauchnogo naslediya pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva, 2008, pp. 50–56.
24. Tsoi P.V. *Metody rascheta zadach teplomassoperenosa* (Methods for heat and mass transfer problems calculation), Moscow), Energoatomizdat, 1984, 416 p.
25. Sedel'nikov A.V., Kazarina M.I. Influence of elastic elements temperature deformations on dynamics of the "NICA-T" spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 47-51.