



Минобрнауки России
Федеральное государственное
бюджетное научное учреждение
«Федеральный исследовательский центр
Институт прикладной физики
им. А.В. Гапонова-Грехова
Российской академии наук»
(ИПФ РАН)

Ульянова ул., 46, Бокс-120, Нижний Новгород, 603950

Тел. (831) 436-62-02

Факс (831) 416-06-16

E-mail: dir@ipfran.ru

http://www.ipfran.ru

ОКПО 04683326, ОГРН 1025203020193,

ИНН/ КПП 5260003387/526001001

«УТВЕРЖДАЮ»

Директор Федерального государственного бюджетного научного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной физики им. А.В. Гапонова – Грехова Российской академии наук», академик РАН, доктор физико-математических наук

Денисов Г.Г.



« 30 » 10 2025 г.

ОТЗЫВ

**ведущей организации на диссертационную работу
Сердаковой Валерии Владимировны
на тему: «Исследование движения малого космического аппарата
с учётом вызванных температурным ударом возмущений»,
представленную на соискание ученой степени кандидата технических
наук по специальности 1.1.7 – Теоретическая механика,
динамика машин**

Актуальность темы диссертационной работы связана с необходимостью исследования движения малого космического аппарата в свете удовлетворения возрастающих требований к качеству выполнения им целевых задач. Такими целевыми задачами являются задачи дистанционного зондирования Земли. Получение спутниковых изображений высокого разрешения напрямую связано с параметрами углового движения космического аппарата в момент съёмки. Реализация гравитационно-чувствительных процессов, таких как выращивание монокристаллов и др., требует длительного периода отсутствия значимых возмущений углового движения космического аппарата на весь срок реализации таких процессов. Выполнение таких требований возможно при осуществлении эффективного управления угловым движением космического аппарата.

Одной из отличительных особенностей малого космического аппарата является высокая относительная доля массы упругой части конструкции в

общей массе аппарата. Это приводит к потребности учёта воздействия различного рода возмущений, которыми пренебрегали ранее. С этой точки зрения исследование влияния температурного удара на угловое движение малого космического аппарата с целью его корректного учёта при проектировании системы управления движением и разработке законов управления имеет высокую актуальность в аспекте практического повышения эффективности управления угловым движением.

Структура и объём диссертации.

Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы из 173 источников и приложения с актом об использовании результатов работы. Материал изложен на 176 страницах машинописного текста и включает в себя 152 страницы основного текста, 58 рисунков, 4 таблицы.

Во введении обоснована актуальность исследования динамики движения малого космического аппарата с упругими элементами конструкции с учётом температурного удара для эффективного решения современных задач, стоящих перед ним. Проведён анализ степени разработанности рассматриваемой в диссертационной работе проблемы на современном этапе развития космической техники и технологий. Сформулирована цель диссертационной работы и приведены задачи, решение которых позволяет её достичь.

В первой главе диссертационной работы изложено современное состояние проблемы температурного удара упругих элементов малого космического аппарата, прежде всего, панелей солнечных батарей, а также важность её решения для развития перспективной космической техники. Отмечено, что возмущения от температурного удара могут нарушать требования по микроускорениям, существенно влиять на ориентацию малого космического аппарата и параметры его углового движения в момент проведения съёмки, при использовании перспективных панелей солнечных батарей с малым весом (типа ROSA) снижают управляемость малого космического аппарата. Предложена схема оценки возмущающих факторов от температурного удара, состоящая из следующих пунктов:

- решение задачи теплопроводности и определение динамического поля температур панели солнечной батареи, подверженной температурному удару;
- решение соответствующей задачи термоупругости и определение динамики движения точек панели из-за температурного удара;
- определение сил и моментов сил инерции, возникающих при ускоренном движении точек панели;
- проведение анализа углового движения малого космического аппарата с учётом возмущающих факторов от температурного удара.

В главе дано краткое описание основных задач диссертации и ожидаемых при их решении результатов.

Во второй главе диссертации проведено исследование движения точек панели солнечной батареи малого космического аппарата и построена

математическая модель этого движения для одномерной модели теплопроводности при справедливости ряда введённых упрощающих предположений, связанных с физической постановкой задачи температурного удара. Поставленная и решённая в главе начально-краевая задача одномерной теплопроводности и соответствующая ей задача термоупругости представляют собой самый опасный случай влияния температурного удара, поскольку наблюдается максимальный прогрев панели солнечной батареи. Поэтому её значение для оценки влияния температурного удара достаточно высоко с точки зрения практической значимости при принятии решения об учёте или пренебрежении этим влиянием в аспекте решаемых целевых задач космическим аппаратом. Для этого получены приближённые аналитические зависимости, описывающие движения точек панели из-за температурного удара.

В третьей главе диссертационной работы построена математическая модель движения точек панели солнечной батареи в рамках двумерной модели теплопроводности. В отличие от одномерной модели здесь учитывается начальным прогиб панели в момент температурного удара.

Сформулированы критерии перехода из одномерной постановки задачи в двумерную для корректного учёта влияния температурного удара на динамику углового движения малого космического аппарата. Они связаны с оценкой значимости погрешности одномерной постановки из-за предположения о плоской форме панели солнечной батареи в момент температурного удара и основаны на геометрическом, энергетическом и конструктивном подходах.

Найдено приближённое аналитическое решение для компонентов вектора перемещений точек панели в двумерной постановке задачи теплопроводности. Проведено численное моделирование температурного удара в рамках двумерной модели в пакете ANSYS. Результаты показывают, что при определённых сочетаниях напряжений от начального прогиба и термонапряжений возможна потеря устойчивости панели солнечной батареи.

Проведена верификация предложенных в работе аппроксимаций поля температур и прогибов в качестве корректной их оценки. Проведена валидация этих аппроксимаций путём сравнения с данными экспериментов, проведённых с панелью солнечной батареи ROSA в 2017 году на борту международной космической станции, в земных условиях на симуляторе космической среды с секцией космической фермы, а также в наземной вакуумной камере с уменьшенной моделью панели солнечной батареи ROSA. Показана хорошая сходимость результатов.

В четвёртой главе диссертации построена математическая модель углового движения малого космического с учётом температурного удара и получены оценки возмущений от температурного удара для симметричной и несимметричной схем компоновки панелей солнечных батарей.

Представлен метод учёта влияния температурного удара на динамику углового движения малого космического аппарата, состоящий из основополагающего принципа учёта, критериев необходимости учёта, приближённые

зависимости для получения первичной информации и совокупность правил применения основополагающего принципа.

Разработана система управления угловым движением малого космического аппарата на основе комплекса управляющих двигателей-маховиков, отличающаяся поворотом резервного двигателя-маховика для компенсации кинетического момента, вызванного возмущениями от температурного удара.

Даны рекомендации по использованию метода учёта влияния температурного удара и проведено численное моделирование для малого космического аппарата с одной и двумя панелями солнечных батарей. Результаты моделирования показывают значимость влияния температурного удара для эффективного выполнения целевых задач дистанционного зондирования Земли.

Новизна результатов диссертационной работы заключается в следующем:

- система управления угловым движением малого космического аппарата, компенсирующая влияние возмущений от температурного удара;
- метод учёта влияния возмущения от температурного удара на динамику углового движения малого космического аппарата;
- модель углового движения МКА, учитывающая возмущения от температурного удара панели солнечной батареи;
- численная оценка возмущений от температурного удара для различных схем компоновки панелей солнечных батарей;
- приближённые аналитические зависимости для компонентов вектора перемещений точек панели солнечной батареи в рамках одномерной и двумерной задач теплопроводности;
- критерии учёта двумерности задачи теплопроводности при оценке возмущений от температурного удара.

Достоверность результатов работы подтверждается применением известных законов и сравнением полученных результатов с экспериментальными данными и опубликованными результатами других авторами.

Значимость для науки и производства результатов диссертационной работы заключается в следующем:

- разработана система управления угловым движением малого космического аппарата, которая за счёт компенсации возмущений от температурного удара позволяет получать снимки более высокого разрешения, чем без такой компенсации;
- предложен метод учёта возмущения от температурного удара при моделировании углового движения малого космического аппарата, который позволяет определять необходимость учёта в аспекте решения целевых задач.
- получены приближённые аналитические оценки возмущений от температурного удара, позволяющие разрабатывать эффективные законы управления угловым движением малого космического аппарата для повышения качества выполнения им целевых задач.

Реализация и внедрение результатов работы.

На разработанные программные комплексы были получены два свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ:

– Свид. № 2022665952 Исследование напряженно-деформированного состояния однослойной пластины при температурном ударе в пакете ANSYS / Седелников А.В., Глушков С.В., Сердакова В.В., Евтушенко М.А., Николаева А.С., заявл. 02.08.2022, опубл. 23.08.2022.

– Свид. № 2023611366 Исследование напряженно-деформированного состояния многослойной пластины при температурном ударе в пакете ANSYS / Седелников А.В., Глушков С.В., Сердакова В.В., Евтушенко М.А., Николаева А.С., заявл. 09.01.2023, опубл. 19.01.2023.

На предложенную систему управления подана заявка на полезную модель.

Получен акт внедрения разработанного метода и приближённых аналитических зависимостей в практику проектирования перспективных малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и технологического назначения АО РКЦ «Прогресс».

Рекомендации по использованию результатов диссертационной работы.

Для развития и совершенствования перспективных малых космических аппаратов рекомендуется использовать следующие результаты, полученные в диссертации:

- а) систему управления угловым движением малого космического аппарата:
 - при проектировании малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли для повышения точности ориентации при проведении высокоточной съёмки;
 - при проектировании малых космических аппаратов технологического назначения для снижения вибраций в рабочей зоне оборудования при реализации гравитационно-чувствительных процессов;
- б) метод учёта возмущения от температурного удара при принятии решения о значимости влияния этих возмущений в аспекте решаемых целевых задач малым космическим аппаратом;
- в) приближённые аналитические оценки возмущений от температурного удара при разработке законов управления угловым движением космического аппарата для обеспечения целевых значений параметров его углового движения.

Уже упоминалось, что результаты диссертации применяются в АО РКЦ «Прогресс» (г. Самара) в практике проектирования перспективных малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и технологического назначения. Рекомендуем использовать результаты еще и в учебном процессе национальных исследовательских университетов: Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Московский авиационный институт, Самарский университет им. академика С.П. Королева.

Замечания по диссертации.

1 При численном моделировании разориентации от температурного удара автор ограничился самым опасным случаем. Следовало дополнить этот анализ и привести практические примеры для более убедительного доказательства необходимости учёта температурного удара при выполнении задач дистанционного зондирования Земли.

2 Практическая значимость диссертации была бы выше, если бы автор провёл моделирование работы предложенной системы управления угловым движением малого космического аппарата.

3 В работе присутствуют рисунки с дублирующейся нумерацией (рисунки 4.8 и 4.9 в главе 4).

Отмеченные замечания и недостатки не снижают научную ценность и практическую значимость представленной диссертационной работы.

Заключение о соответствии диссертационной работы критериям, установленным Положением о порядке присуждения учёных степеней.

Диссертация Сердаковой Валерии Владимировны, представленная на соискание учёной степени кандидата технических наук является завершённой научно-исследовательской работой, выполненной на актуальную тему. Проведённые на высоком научном уровне исследования позволили автору решить задачу учёта и компенсации возмущений от температурного удара, которая имеет существенное значение для развития динамики углового движения малого космического аппарата, расширения областей использования космической техники и повышения эффективности выполнения стоящих перед ней целевых задач.

Выводы и рекомендации, представленные в работе, являются обоснованными и аргументированными. Это придаёт существенную практическую значимость диссертационной работе.

Основные положения, выносимые на защиту, соответствуют паспорту специальности научных работников 1.1.7 Теоретическая механика, динамика машин пп. 1, 10, 13, 14 и 15. Они изложены и опубликованы в 22 научных изданиях из перечня ВАК (три по специальности 1.1.7 Теоретическая механика, динамика машин) и апробированы на 8 международных и Всероссийских конференциях. Получено два свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ.

Таким образом, диссертационная работа Сердаковой Валерии Владимировны на тему «Исследование движения малого космического аппарата с учётом вызванных температурным ударом возмущений» соответствует всем требованиям пп. 9-14, 25 «Положения о порядке присуждения учёных степеней» № 842 (утверждено Правительством РФ от 24.09.2013), предъявляемым к кандидатским диссертациям, а её автор, Сердакова В.В., заслуживает присуждения ей учёной степени кандидата технических наук по специальности 1.1.7 – Теоретическая механика, динамика машин (технические науки).

Отзыв рассмотрен и утвержден на заседании Ученого совета Института проблем машиностроения РАН (ИПМ РАН) – филиала ФГБНУ «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной физики им. А.В. Гапонова–Грехова Российской академии наук» 29 октября 2025 г. (Протокол № 3).

Директор Института проблем машиностроения РАН
(ИПМ РАН) – филиала ФГБНУ
«Федеральный исследовательский центр
Институт прикладной физики им. А.В. Гапонова–Грехова
Российской академии наук»,
доктор физико-математических наук
(специальность: 1.1.8 – Механика деформируемого тела),
профессор



Ерофеев Владимир Иванович

Контактные данные организации: Федеральное государственное бюджетное научное учреждение «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной физики им. А.В. Гапонова – Грехова Российской академии наук» (ИПФ РАН),

603950, г. Нижний Новгород, Бокс-120, ул. Ульянова, 46,

+7 (831)436-62-02,

dir@ipfran.ru

<http://ipfran.ru/>