

«УТВЕРЖДАЮ»

Первый проректор – проректор по научной
работе и стратегическому развитию

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Б.Н. Коробец

« 14 » декабря 2020 г.



ОТЗЫВ

федерального государственного бюджетного образовательного учреждения
высшего образования «Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»
на диссертационную работу Чебакова Евгения Владимировича
«Разработка метода определения углового положения космического аппарата
на основе анализа внешних тепловых потоков»,
представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по
специальности 01.04.14 – «Теплофизика и теоретическая теплотехника»

Диссертационная работа Чебакова Евгения Владимировича посвящена
разработке метода определения углового положения космического аппарата на
основе анализа потоков излучения, падающих на его внешнюю поверхность.
Метод предназначен прежде всего малых космических аппаратов и может
служить для восстановления ориентации космического аппарата при различных
внештатных ситуациях, например, при отказе основной системы ориентации
или возникшем дефиците энергии на борту космического аппарата.

Актуальность темы исследования. Обеспечение надежности
функционирования космических аппаратов было и остается одной из
первостепенных задач, определяющих основные проектно-конструкторские
решения на всех этапах жизненного цикла изделия. Современные тенденции
развития космической техники связаны с ужесточением условий
механического, теплового и радиационного нагружения различных систем
космического аппарата при одновременной необходимости повышения их
надежности и ресурса работы, а также снижения массы изделия. В частности,
для космических аппаратов определение и поддержание текущей ориентации

Отдел Документационного
обеспечения МАИ

14. 12 2020

является одной из важнейших проблем, влияющих на успешность выполнения задач по назначению. В зависимости от специфики функционирования космического аппарата, периодически может возникать необходимость проверки и коррекции углового положения космического аппарата. Так, при нахождении космического аппарата в тени Земли, использование солнечных датчиков ориентации невозможно. В этой ситуации могут использоваться инерциальные датчики, ошибка которых накапливается с течением времени вследствие действия случайных факторов, что приводит к необходимости периодической калибровки с помощью солнечных датчиков на освещенном Солнцем участке. В тени планеты для обеспечения ориентации на планету может успешно использоваться аппаратура инфракрасной вертикали, однако она имеет достаточно большую массу и габариты. Также в тени планеты можно использовать магнитометры, однако на их работу могут оказывать влияние другие приборы космического аппарата, и помимо этого, магнитное поле планеты может иметь различные аномалии, что мешает в полной мере использовать данные датчики для определения пространственного положения. Самыми точными считаются звездные датчики, однако они требуют применения сложных методов идентификации звезды в поле обзора, а также хранения электронных звездных карт на борту аппарата. Поэтому установка звездных датчиков на малых космических аппаратах (массой до 10 кг) невозможна.

В связи с этим существует потребность в создании нового метода определения ориентации космических аппаратов, который может дополнить имеющиеся системы ориентации в качестве аварийного или дублирующего с целью повышения надежности функционирования аппарата, и использоваться в качестве основного на космических аппаратах малой массы и габаритов, для которых применение традиционных систем ориентации затруднено. Источником информации для работы такого метода ориентации могут быть показания датчиков потоков излучения, установленных на внешней поверхности космического аппарата. Однако математический аппарат,

позволяющий по показаниям датчиков тепловых потоков определить ориентацию космического аппарата в пространстве, в настоящее время отсутствует. Все это делает тему работы Чебакова Е.В. **актуальной**.

Целью диссертационной работы является разработка метода определения углового положения малого космического аппарата на основе последовательного решения двух обратных задач теплообмена – граничной и радиационно-геометрической.

Предложенный в диссертационной работе метод для определения углового положения космического аппарата на основе анализа внешних радиационных тепловых потоков является **новым** и заслуживает внимания. Данный подход позволит увеличить надежность и сократить время определения ориентации спутника. Стоит отметить, что в силу относительно небольшой точности разработанного метода данный подход также может использоваться для предварительной ориентации космического аппарата, по результатам которой могут использоваться более точные датчики для определения углового положения аппарата. В работе определены критерии и принципиальные возможности применения системы ориентации космического аппарата на основе методологии обратных задач теплообмена.

Научная новизна работы состоит в создании нового метода решения радиационно-геометрической обратной задачи по определению углов ориентации космического аппарата и обосновании принципиальной возможности определения его углового положения на основе датчиков радиационных тепловых потоков.

Практическая значимость диссертации заключается в создании программного обеспечения для решения граничной обратной задачи и метода сопряжённых направлений при решении радиационно-геометрической обратной задачи на языке C++. Также с участием автора создан прототип установки, реализующей предложенный метод определения углового положения космического аппарата.

Структура и содержание диссертационной работы. Диссертация

состоит из введения, пяти глав, заключения и списка использованных источников из 101 наименования, содержит 159 страниц основного текста, 96 рисунков, 12 таблиц и 4 приложения.

В первой главе приведен анализ общих методических вопросов, касающихся математических моделей баллистики и теплообмена в космосе. Сформулированы цель и задачи, требующие решения, а также были приведены постановки задачи идентификации математических моделей применительно к задаче определения ориентации космического аппарата в пространстве.

Во второй главе разработан алгоритм решения геометрической обратной задачи теплообмена радиационного теплообмена, в основу которого положен метод градиентной минимизации целевого функционала невязки измеренных и расчётных значений радиационных потоков тепла на внешних поверхностях аппарата. Представлен подробный алгоритм решения обратной задачи и предложен подход для обеспечения единственности получаемого решения.

В третьей главе выполнен анализ особенностей предлагаемого в работе подхода путем проведения тщательного математического моделирования. При проведении вычислительных экспериментов изучено влияние различных погрешностей на результаты решения обратной задачи. В качестве исходной информации использовались данные модельных экспериментов на основе а-приори известной информации о параметрах орбиты и угловом положении аппарата. При этом вначале решалась соответствующая прямая задача и рассчитанные значения тепловых потоков в предполагаемых точках установки датчиков использовались для решения соответствующей обратной задачи в качестве «экспериментальной» информации. Кроме того, проведен анализ влияния всех основных факторов, потенциально влияющих на точность получаемого решения: начальных приближений искомых функций, точности определения теплового потока, погрешностей задания радиационных характеристик датчиков. Полученные результаты подтвердили достаточно высокую вычислительную устойчивость предлагаемого алгоритма.

В четвертой главе представлены результаты термовакуумных испытаний прототипа системы определения углового положения космического аппарата. Целью проведенных исследований было доказательство принципиальной применимости разрабатываемого подхода.

Достоверность и обоснованность полученных в работе выводов подтверждается результатами численного моделирования для различных расчетных случаев полета космического аппарата, а также результатами предварительной апробации разработанного метода при термовакуумных испытаниях прототипов датчиков радиационного теплового потока.

Основные положения диссертационной работы **достаточно полно отражены** в опубликованных соискателем работах, при этом в рецензируемых научных изданиях было опубликовано семь статей. Также основные результаты исследования докладывались на российских и международных научно-технических конференциях, и семинарах.

Замечания:

1. Цель работы заключалась в разработке метода определения углового положения космического аппарата, который основывается на последовательном решении двух обратных задач: граничной обратной задачи теплообмена по определению тепловых потоков, поглощаемых поверхностью аппарата, и радиационно-геометрической обратной задачи по определению углов ориентации КА. Недостаток такой формулировки состоит в том, что в ней не выражен явно ожидаемый положительный эффект от исследований автора (повышение точности, уменьшение массы и размеров средств измерения и т.п.).
2. Параметр A_s на стр. 17 ошибочно назван коэффициентом поглощения в *видимом* диапазоне. В действительности A_s – поглощательная способность в спектре Солнца, который значительно шире *видимого* диапазона (0.35-0.75 мкм). Основное энергетическое воздействие Солнца происходит в диапазоне 0,18-2,4 мкм и ощущается даже в ИК-области спектра вплоть до 4,2 мкм.
3. Пренебрежение длительностью полета в сумеречной зоне при анализе тепловых режимов космических конструкций справедливо, главным образом,

для низких околоземных орбит. Так, для геостационарной орбиты (высота 35750 км) длительность движения в сумеречной зоне в периоды весеннего и осеннего равноденствия хотя и меньше длительности движения в теневой зоне, достигающей 71 мин, но составляет на каждом участке около 120 с.

4. Не проведен анализ корректности постановки радиационно-геометрической обратной задачи по определению углов ориентации космического аппарата и, соответственно, не дана оценка влияния случайных погрешностей в экспериментальных данных на точность решения обратной задачи.

5. Совершенно обойден вниманием вопрос о методических погрешностях измерения температуры и их влиянии на точность решения радиационно-геометрической обратной задачи.

6. Из текста работы неясно, предъявляются ли автором какие-либо требования к местам размещения датчиков радиационных потоков.

7. Не проведен анализ точности работы предложенного автором метода при полете космического аппарата на низкой околоземной орбите, когда видимый размер Земли сравним с полем зрения датчика радиационного потока.

8. Выводы к работе не структурированы, что затрудняет их восприятие.

Вместе с тем отмеченные недостатки не снижают научной и практической значимости диссертационной работы.

Автореферат полностью отражает основное содержание диссертации. В нем изложены основные полученные результаты, сформулированы положения, выносимые на защиту, дано достаточно полное представление о научной и практической значимости, определены цель, задачи, объект и предмет исследования, описаны методы исследования, личный вклад автора и апробация работы.

Результаты теоретических и экспериментальных исследований, приведенных соискателем в процессе работы над диссертацией, **могут быть рекомендованы** к использованию на предприятиях ракетно-космической промышленности при создании систем ориентации перспективных

космических аппаратов, в том числе малых, в качестве основной или резервной системы ориентации, так и для традиционных космических аппаратов в качестве резервной системы. Они также могут быть рекомендованы к использованию в учебном процессе при подготовке бакалавров, магистров, инженеров и аспирантов направлений подготовки и специальностей, входящих в УГСН 24.00.00 «Авиационная и ракетно-космическая техника».

Текст диссертации написан ясным профессиональным языком с соблюдением всех требований государственных стандартов к структуре и оформлению научно-технической документации, диссертаций и авторефератов.

Несмотря на сделанные замечания, диссертационная работа Чебакова Е.В. представляет собой законченное исследование, посвященное актуальной теме и выполненное на высоком научно-техническом уровне. Диссертация удовлетворяет требованиям, предъявляемым ВАК к диссертациям на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 01.04.14 – «Теплофизика и теоретическая теплотехника», а ее автор – Чебаков Евгений Владимирович, заслуживает присуждения ему ученой степени кандидата технических наук.

Диссертационная работа Чебакова Е. В. «Разработка метода определения углового положения космического аппарата на основе анализа внешних тепловых потоков» прошла обсуждение на заседании научного семинара кафедры СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции» 09 декабря 2020 г. (протокол № 2020-12-1) и одобрена единогласно.

Руководитель научного семинара,
заведующий кафедрой СМ-13, доктор
технических наук, профессор
(специальность 05.07.01)
+7(499)263-64-66, +7 (909)676-39-53,
sreznik@bmstu.ru

С.В. Резник

Ученый секретарь семинара,
профессор кафедры СМ-13, доктор
технических наук, доцент

П.В. Просунцов

(специальности 05.07.01, 05.07.07)
+7(499)263-66-20, +7(926)666 05-08
prosuntsovp@bmstu.ru

Адрес: 105005, Россия, Москва, ул. 2-ая Бауманская, дом 5, стр. 1.
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования «Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»
Тел.: +7 (499) 261-17-46, <http://www.bmstu.ru/> E-mail: bauman@bmstu.ru

Резник С.В. и Просунцов П.В. выражают согласие на включение своих
персональных данных в аттестационные документы соискателя ученой степени
кандидата технических наук Чебакова Е.В. и их дальнейшую обработку.

Подписи Резника С.В., Просунцова П.В. заверяю:



А. Г. Матвеев

Н. М. НАЧ УПРАВЛЕНИЯ КАДРОВ

ТЕЛ: 8 499-263-67-69

С отзвонком ознакомлен
15.12.2020