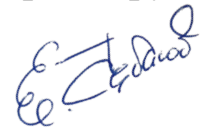


На правах рукописи



Чебаков Евгений Владимирович

**РАЗРАБОТКА МЕТОДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ВНЕШНИХ
ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ**

Специальность: 01.04.14 — «Теплофизика и теоретическая теплотехника»

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва — 2020

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Ненарокомов Алексей Владимирович

Официальные оппоненты: **Семена Николай Петрович**
доктор технических наук, федеральное государственное бюджетное учреждение науки «Институт космических исследований Российской академии наук», заведующий лабораторией

Титова Алина Сергеевна
кандидат технических наук, акционерное общество «Научно-исследовательский институт точных приборов», старший научный сотрудник

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Защита состоится «30» декабря 2020 г. в 12:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»:
https://mai.ru/upload/iblock/df5/Dissertatsionnaya-rabota_signed.pdf

Автореферат разослан «___» _____ 2020 г.

Учёный секретарь диссертационного совета Д .212.125.08,
д.т.н., профессор

Зуев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы диссертации и степень её разработанности

Одной из главных задач при проектировании космического аппарата (КА) является разработка системы ориентации КА в пространстве. Определение углового положения КА осуществляется по данным измерительных приборов, установленных на аппарате. Для реализации этих целей в основном используют оптические, электромагнитные и инерциальные датчики. Принцип работы этих приборов различается, что влияет на их технические характеристики, такие как точность, надёжность, масса, габариты, технологичность и т.д. Для устранения недостатков отдельных систем часто применяют комбинирование приборов, а для уменьшения рисков отказа — резервирование.

Поскольку общая тенденция развития космической техники такова, что условия их эксплуатации ужесточаются, необходимо повышать их надёжность и ресурс работы, а также снижать материалоёмкость. Поэтому в настоящее время разрабатывают новые подходы к созданию систем ориентации, которые позволяют использовать их в качестве дополнительных — то есть в комбинации с основной, — резервных или альтернативных. Особенно это важно для малых космических аппаратов (МКА).

Один из способов разработки резервной или дополнительной системы ориентации основывается на анализе тепловых нагрузок, действующих на КА. Вполне естественно, что для определения угловой ориентации КА можно использовать различные условия радиационного нагрева элементов конструкции, которые имеют различную ориентацию относительно внешних тепловых потоков. При небольшом изменении угловой скорости аппарата можно восстановить его угловое положение, например, после сбоя, в результате которого оно было потеряно.

Разрабатываемый в этой работе подход заключается в определении углового положения КА на основе методологии обратных задач теплообмена (ОЗТ). Принцип работы такой системы заключается в расчётно-экспериментальном анализе внешних радиационных тепловых потоков и подборе соответствующих углов в расчётной математической модели внешнего теплового нагружения аппарата. Другими словами, анализ проблемы ориентации КА приводит к необходимости последовательного решения двух ОЗТ. Во-первых, по внутренним температурным измерениям необходимо определить внешние тепловые потоки, подводимые к элементам поверхности аппарата. Во-вторых, по полученным значениям тепловых потоков следует рассчитать угловое положение КА.

К сожалению, в большинстве практических случаев прямое измерение поглощённых тепловых потоков невозможно, поэтому единственным выходом из сложившейся ситуации является не прямое измерение. Подобный подход математически можно сформулировать как решение обратной задачи: по прямым измерениям состояния системы — температуры — необходимо определить свойства внешнего воздействия — внешние тепловые потоки.

Основываясь на фундаментальных принципах теории некорректных задач математической физики, разработанных академиком А. Н. Тихоновым и его научной школой, больших успехов в разработке методов и алгоритмов ОЗТ, а также в их практическом применении достигли О. М. Алифанов, А. К. Алексеев, И. С. Кабанихин, Ю. М. Мацевитый, П. В. Просунцов, С. В. Резник, В. М. Юдин, А. Г. Ягола, J. V. Beck, G. Chavent, Y. Jarny.

В настоящей работе постановка ОЗТ рассматривается как тепловое взаимодействие систем КА и внешней среды с точки зрения соотношений "причина-следствие". К причинным факторам процесса теплообмена относятся: внешние радиационные потоки, теплофизические и радиационно-оптические свойства материалов, исходные геометрические характеристики, а также моменты времени начала анализа процесса. Тогда следствием будет то или иное тепловое состояние, определяемое полем температур. Подобная причинно-следственная связь определяет собой прямую задачу теплообмена. Если же по определённой информации о тепловом состоянии объекта требуется восстановить неизвестные причинные характеристики, то имеет место та или иная постановка ОЗТ. Одной из характерных черт обратных задач является наличие неполного задания причинных факторов — углового положения аппарата, то есть недоопределённость постановки задачи. При этом существует некая дополнительная информация о состоянии объекта исследования, которая используется для определения неизвестных причинных характеристик.

Кроме того, к основной проблеме решения некорректной обратной задачи добавляется проблема термобаллистического анализа. Она заключается в том, что на КА падает интегральный тепловой поток, который необходимо определить. Он, в свою очередь, состоит из трёх составляющих: прямого и отражённого от планеты солнечных излучений, а также собственного излучения планеты. Они имеют различный спектр: видимый и инфракрасный. Помимо этого, имеются требования к предотвращению/недопущению или минимизации тепловых потоков, отражённых от элементов поверхности КА, которые падают на датчики радиационных тепловых потоков (ДРТП). Также необходимо минимизировать воздействие внутреннего излучения приборов КА на ДРТП. Для решения возникших трудностей потребуются как программные решения, так и аппаратные. Например, различные конструкторские решения: экранирование датчиков, установка определённого количества ДРТП на различных элементах поверхности КА, зависящее от конфигурации и сложности формы аппарата, а также от спектра падающих радиационных тепловых потоков. В целом, разрабатываемый метод является комбинацией достаточно точных измерений температуры ДРТП и корректной математической обработки экспериментальных данных на основе теории ОЗТ.

Изложенное выше делает актуальной разработку метода определения углового положения КА с помощью методологии ОЗТ в качестве одного из подходов по созданию надёжной резервной системы ориентации.

Цель работы

Цель этой работы — разработать метод определения углового положения КА, который основывается на последовательном решении двух обратных задач: граничной ОЗТ по определению тепловых потоков, поглощаемых поверхностью аппарата, и радиационно-геометрической обратной задачи по определению углов ориентации КА.

Задачи исследования

1. Анализ существующих математических моделей баллистики и теплообмена в космосе с целью выбора сопряжённой математической модели, удовлетворяющей инженерным требованиям для решения поставленной задачи.

2. Разработка алгоритма и численного метода решения радиационно-геометрической обратной задачи по определению углов ориентации КА.

3. Разработка программного комплекса для реализации радиационно-геометрической обратной задачи по определению углов ориентации КА.

4. Исследование эффективности разработанного алгоритма и устойчивости к погрешностям исходных данных с помощью вычислительных экспериментов.

5. Разработка прототипа установки, реализующей предложенный метод. Аprobация разработанного метода по результатам термовакuumных испытаний.

Научная новизна

Научная новизна работы состоит в том, что в ней впервые применяется методология ОЗТ для определения углового положения КА на орбите. При этом:

- Разработан метод решения радиационно-геометрической обратной задачи по определению углов ориентации КА.

- Разработан расчётно-экспериментальный способ определения углового положения КА на основе измерения температуры ДРТП.

- Выявлены принципиальные возможности определения углового положения КА на основе измерения температуры ДРТП при проведении термовакuumных испытаний.

Теоретическая и практическая значимость работы

- Разработан метод определения углового положения КА на основе анализа внешних тепловых потоков.

- Разработано прикладное программное обеспечение, используемое для экспериментальной апробации метода.

- Создан прототип установки, реализующей предложенный метод определения углового положения КА, который может использоваться при проведении лётных испытаний.

Диссертация является результатом исследований, проводимых на кафедре 601 МАИ в рамках научного проекта № FSFF-2020-0016, выполняемого при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках базовой части государственного задания в сфере научной деятельности.

Методы исследования

При решении поставленных задач использовались прямой конечно-разностный метод для решения граничной обратной задачи и градиентный метод сопряжённых направлений для решения радиационно-геометрической обратной

задачи. Большинство элементов разработанного программного обеспечения реализовано на языке C++. Для разработки прототипа экспериментальной установки использовался существующий опыт проведения термовакuumных испытаний.

Положения, выносимые на защиту

- Метод определения углового положения КА на основе решения радиационно-геометрической ОЗТ.
- Результаты расчётно-экспериментального исследования эффективности разработанного алгоритма.
- Результаты экспериментальной апробации предложенного метода.
- Критерии и области применения системы ориентации КА на основе теории ОЗТ.

Личный вклад автора

- Проведена постановка задачи исследования.
- Разработан алгоритм и программное обеспечение для системы ориентации КА, основанной на методологии ОЗТ.
- Проведены все расчёты в диссертационной работе.
- Обработаны и проанализированы экспериментальные данные, полученные при проведении термовакuumных испытаний прототипов ДРТП.

Автор лично принимал участие в работах по подготовке и проведению термовакuumных испытаний прототипов ДРТП.

Достоверность результатов, полученных в работе, основывается на корректности используемых общепринятых математических моделей, строгости используемых математических методов ОЗТ, оценках их устойчивости и сходимости путём численного моделирования, результатах экспериментальных исследований прототипа.

Апробация работы

Основные научные результаты работы докладывались на научно-технических конференциях. В частности, на 7-ой Российской национальной конференции по теплообмену (2018 г.), 69-ой и 71-ой Международных астронавтических конференциях (IAC 2018, 2020), 9-ом Международном симпозиуме по радиационному теплообмену (RAD-19), 5-ой Тематической конференции по методам обратных задач (ECCOMAS IPM 2019).

Публикации по теме диссертации

По теме диссертации опубликовано 16 работ, из них в рецензируемых научных изданиях опубликовано 7 работ.

Структура и объём работы

Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы и приложений. Она содержит 159 страниц основного текста, 96 рисунков, 12 таблиц, список литературы из 101 наименования и 6 приложений.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

В первой главе рассматриваются общие методические вопросы создания математических моделей теплообмена применительно к системам ориентации КА. Приводится формализованная постановка задачи для определения углового положения КА на основе анализа внешних тепловых потоков. Предлагается общая процедура построения приближенных моделей термобаллистики.

Для того чтобы определить угловое положение КА на орбите, рассмотрим простейший элемент поверхности аппарата — элементарную пластину. В общем случае ориентация элемента поверхности КА определяется девятью углами.

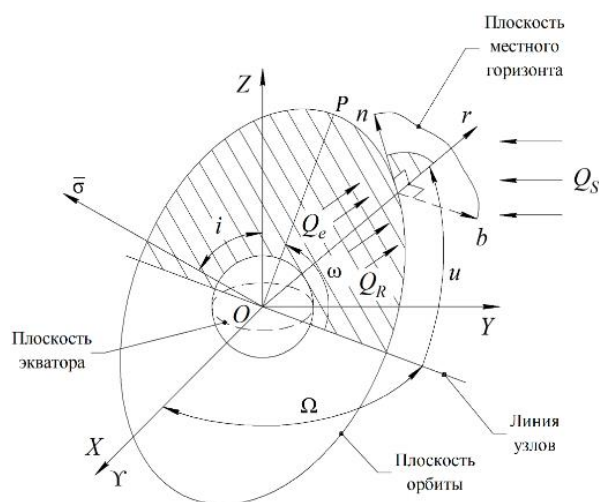


Рис. 1.1а — Планетоцентрическая экваториальная и орбитальная системы координат

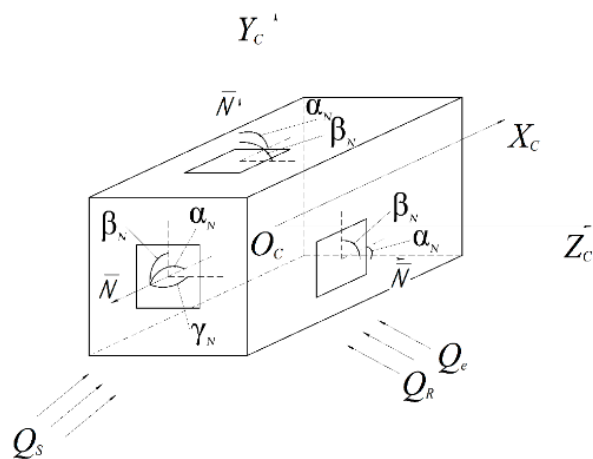


Рис. 1.1б — Связанная с аппаратом система координат

1) Три угла, определяющие текущее положение аппарата на орбите и угловое положение орбиты в планетоцентрической экваториальной системе координат XYZ (Рис. 1.1а): Ω — долгота восходящего узла, i — наклонение орбиты, u — аргумент широты. Эти углы известны из программы полёта КА.

2) Три угла α_N , β_N и γ_N , определяющие положение элемента поверхности КА в связанной с аппаратом системе координат, которые задают направление вектора нормали \bar{N} (Рис. 1.1б). Эти три угла известны из конструкции КА.

3) Три угла в орбитальной системе координат, которые задают ориентацию КА (Рис. 1.1в): ϑ — угол тангажа, ψ — угол рыскания, γ — угол крена.

Для определения координат вектора нормали \bar{N} используются матрицы перехода от связанной с аппаратом системы координат к орбитальной и от орбитальной системы координат к планетоцентрической экваториальной.

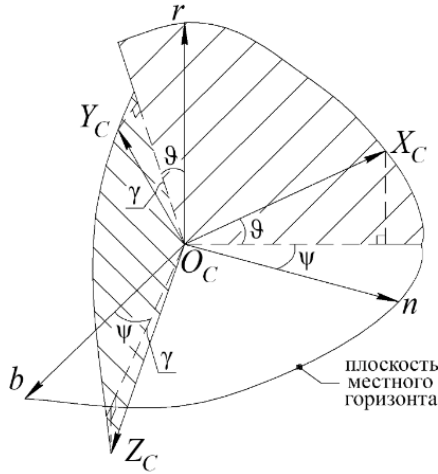


Рис. 1.1в — Относительное положение связанной и орбитальной систем координат

Таким образом, можно определить ориентацию исследуемого элемента в пространстве, используя девять указанных углов. Также, чтобы определить положение КА, необходимо знать параметры его орбиты: высоту апоцентра H_a , высоту перицентра H_π и аргумент перицентра ω .

Теплопроводность в ДРТП, которые расположены на элементах поверхности КА, может быть проанализирована двумя подходами:

1) Система с сосредоточенными параметрами.

$$d_m \rho_m c_m dT_m / d\tau = A_{sm} (q_{sm}(\tau) + q_{Rm}(\tau)) + \varepsilon_m q_{em}(\tau) - \varepsilon_m \sigma T_m^4, \quad (1.1)$$

$$T_{ml}(\tau_{\min}) = T_{l0}, \quad m = 1, 2, \dots, M \quad (1.2)$$

где m — номер ДРТП; M — количество ДРТП; $d_m, \rho_m, c_m(T(\tau)), A_{Sm}, \varepsilon_m$ — соответственно, толщина, плотность, теплоёмкость, поглощающая способность и степень черноты m -го датчика; T_{m0} — начальная температура m -го датчика; τ — время; $q_{Sm}(\Omega, i, u, \alpha_{Nm}, \beta_{Nm}, \gamma_{Nm}, \vartheta, \psi, \gamma)$ — прямое солнечное излучение; $q_{Rm}(\Omega, i, u, \alpha_{Nm}, \beta_{Nm}, \gamma_{Nm}, \vartheta, \psi, \gamma)$ — отражённое от планеты солнечное излучение; $q_{em}(\Omega, i, u, \alpha_{Nm}, \beta_{Nm}, \gamma_{Nm}, \vartheta, \psi, \gamma)$ — собственное излучение планеты.

2) Система с распределёнными параметрами.

$$\rho_m c_m (T_m(x, \tau)) \frac{\partial T_m(x, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_m (T_m(x, \tau)) \frac{\partial T_m(x, \tau)}{\partial x} \right), \quad (1.3)$$

$$0 < x < d_m, \quad \tau_{\min} \leq \tau \leq \tau_{\max}, \quad m = 1, 2, \dots, M$$

$$T_m(x, \tau_{\min}) = \varphi_m(x), \quad 0 \leq x \leq d_m, \quad m = 1, 2, \dots, M \quad (1.4)$$

$$-\lambda_m (T_m(0, \tau)) \frac{\partial T_m(0, \tau)}{\partial x} = A_{Sm} (q_{Sm}(\tau) + q_{Rm}(\tau)) + \varepsilon_m q_{em}(\tau) - \varepsilon_m \sigma T_m^4(0, \tau), \quad (1.5)$$

$$\frac{\partial T_m(d_m, \tau)}{\partial x} = 0, \quad (1.6)$$

где d_m — толщина m -го датчика, $T_m(x, \tau)$ — температурное поле в каждой точке и в любой момент времени m -го датчика, $c_m(T(x, \tau))$ — удельная теплоёмкость m -го датчика, $\lambda(T(x, \tau))$ — коэффициент теплопроводности m -го датчика, $\varphi_m(x)$ — начальное распределение температуры m -го датчика.

В первом случае необходимо решить некорректную задачу о дифференцировании экспериментальной функции T :

$$q_m^{\text{изм}} = d_m \rho_m c_m dT_m / d\tau + \varepsilon_m \sigma T_m^4, \quad m = 1, 2, \dots, M \quad (1.7)$$

В качестве дополнительной информации для решения обратной задачи (1.7) используется измерение температуры:

$$T_m(\tau) = f_m(\tau), \quad \tau \in [\tau_{\min}, \tau_{\max}]. \quad (1.8)$$

Во втором — решить граничную ОЗТ:

$$q_m^{\text{изм}} = -\lambda_m (T(0, \tau)) \frac{\partial T_m(0, \tau)}{\partial x} + \varepsilon_m \sigma T_m^4(0, \tau) \quad (1.9)$$

В качестве дополнительной информации для решения обратной задачи (1.9) также используется измерение температуры:

$$T_m(X_m, \tau) = f_m(\tau), \quad X_m \in (0, d_m], \quad \tau \in [\tau_{\min}, \tau_{\max}]. \quad (1.10)$$

где X_m — координата точки измерения температуры.

Тогда можно получить некоторые экспериментальные оценки внешних тепловых потоков, поглощаемых m -ыми датчиками без учёта собственных излучений:

$$q_{\Sigma m}^{\text{exp}} = A_{S_m} (q_{S_m} + q_{R_m}) + \varepsilon_m q_{em}, \quad m = 1, 2, \dots, M, \quad (1.11)$$

которые затем могут быть использованы для оценки углов ϑ , ψ и γ с использованием адекватных расчётных моделей для

$$q_{S_m}(\Omega, i, u, \alpha_{Nm}, \beta_{Nm}, \gamma_{Nm}, \vartheta, \psi, \gamma), \quad q_{R_m}(\Omega, i, u, \alpha_{Nm}, \beta_{Nm}, \gamma_{Nm}, \vartheta, \psi, \gamma), \\ q_{em}(\Omega, i, u, \alpha_{Nm}, \beta_{Nm}, \gamma_{Nm}, \vartheta, \psi, \gamma), \quad m = 1, 2, \dots, M.$$

Зная девять углов, определяющих угловое положение элемента поверхности КА, можно рассчитать значения радиационных тепловых потоков, падающих на КА — солнечного излучения q_S , солнечного излучения, отражённого от планеты, q_R и собственного излучения планеты q_e .

Поток прямого солнечного излучения определяется как:

$$q_S = S \cdot F^S = S \cdot \cos \zeta, \quad (1.12)$$

где F^S — единичная площадь миделя участка поверхности КА, вычисленная по направлению распространения солнечной радиации,

ζ — угол между нормалью \bar{N} и направлением на Солнце \bar{S} ,

S — плотность потока солнечного излучения, падающего по нормали на единичную поверхность на внешней границе атмосферы на среднем расстоянии планеты от Солнца:

$$S = \frac{S_0}{L^2}, \quad (1.13)$$

где $S_0 = 1398 \text{ Вт / м}^2$ — солнечная постоянная для Земли,

L — среднее расстояние от планеты до Солнца в а.е.

В общем случае отражённое от планеты солнечное излучение можно записать следующим образом:

$$q_R \Big|_{\gamma_S \in [0, \pi - \theta_0]} = q_R^{\text{Л}} + q_R^3, \quad (1.14)$$

$q_R^{\text{Л}}$ — отражённое от планеты солнечное излучение, которое подчиняется закону Ламберта,

q_R^3 — отражённое от планеты солнечное излучение, которое описывается законом зеркальной оптики,

γ_S — угол между направлением на элемент поверхности из центра планеты и вектором \bar{S} направления на Солнце, который определён в диапазоне $0 \leq \gamma_S \leq \pi - \theta_0$ (Рис. 1.2).

Будем считать, что при $\gamma_s \leq 60^\circ$ справедлива диффузная модель отражения, тогда при $\gamma_s > 60^\circ$ — зеркальная.

Для случая диффузной модели отражения при $\gamma_s \leq 60^\circ$ плотность отражённого от планеты излучения определяется по формуле:

$$q_R^D = A_\alpha S \frac{1}{\pi} \int_{\Theta} \frac{F_n}{F} \cos \Psi_0 d\omega = A_\alpha S \varphi_2, \quad (1.15)$$

где A_α — среднее альbedo планеты,

φ_2 — угловой комбинированный коэффициент, зависящий от взаимного положения поверхности, Солнца и планеты. Он определяет долю отражённой от планеты солнечной энергии, попадающую на рассматриваемую поверхность.

Для расчёта коэффициента φ_2 необходимо знать параметры, характеризующие систему планета–Солнце–элемент поверхности: θ_0 , γ_s , δ_s , ψ_n (Рис. 1.2).

Угловой комбинированный коэффициент φ_2 рассчитывается по следующей формуле:

$$\varphi_2 = f_2^*(\theta_0, \psi_n) \cos \gamma_s + f_3^*(\theta_0, \psi_n) \sin \psi_n \sin \gamma_s \cos \delta_s, \quad (1.16)$$

$$\text{где } f_2^*(\theta_0, \psi_n) \approx \frac{f_2(\theta_0)}{\sin^2 \theta_0} \varphi_1, \quad (1.17)$$

$$f_2(\theta_0) = \frac{1}{4} \left(1 + \sin^2 \theta_0 + 2 \sin^3 \theta_0 + \frac{\cos^4 \theta_0}{2 \sin \theta_0} \ln \frac{1 - \sin \theta_0}{1 + \sin \theta_0} \right), \quad (1.18)$$

$$f_3^*(\theta_0, \psi_n) = \begin{cases} f_3(\theta_0), & \text{при } 0 \leq \psi_n \leq \frac{\pi}{2} - \theta_0, \\ f_3(\theta_0) \frac{\theta_0 + \frac{\pi}{2} - \psi_n}{2\theta_0}, & \text{при } \frac{\pi}{2} - \theta_0 \leq \psi_n \leq \frac{\pi}{2} + \theta_0. \end{cases} \quad (1.19)$$

$$f_3(\theta_0) = \frac{\cos^2 \theta_0 (3 + \sin^2 \theta_0)}{16 \sin \theta_0} \ln \frac{1 + \sin \theta_0}{1 - \sin \theta_0} - \frac{(1 - \sin \theta_0)(3 + 3 \sin \theta_0 + 2 \sin^2 \theta_0)}{8}, \quad (1.20)$$

φ_1 — угловой коэффициент между поверхностью и планетой. Он определяет долю собственного излучения планеты, попадающую на поверхность. Угловой коэффициент φ_1 определяется следующим образом:

$$\varphi_1 = \begin{cases} \cos \psi_n \sin^2 \theta_0, & \text{при } 0 \leq \psi_n \leq \frac{\pi}{2} - \theta_0, \\ \frac{\cos \psi_n \sin^2 \theta_0}{\pi} \left[\frac{\pi}{2} + \arcsin(\operatorname{ctg} \theta_0 \operatorname{ctg} \psi_n) \right] + \frac{1}{\pi} \arcsin \frac{\sqrt{\sin^2 \theta_0 - \cos^2 \psi_n}}{\sin \psi_n} - \\ - \frac{1}{\pi} \cos \theta_0 \sqrt{\sin^2 \theta_0 - \cos^2 \psi_n}, & \text{при } \frac{\pi}{2} - \theta_0 \leq \psi_n \leq \frac{\pi}{2} + \theta_0, \\ 0, & \text{при } \frac{\pi}{2} + \theta_0 \leq \psi_n \leq \pi. \end{cases} \quad (1.21)$$

Отметим, что при больших значениях γ_s и $\delta_s > \pi/2$ формула для вычисления φ_2 может дать небольшие отрицательные значения потока. В этих случаях следует принимать поток равным нулю.

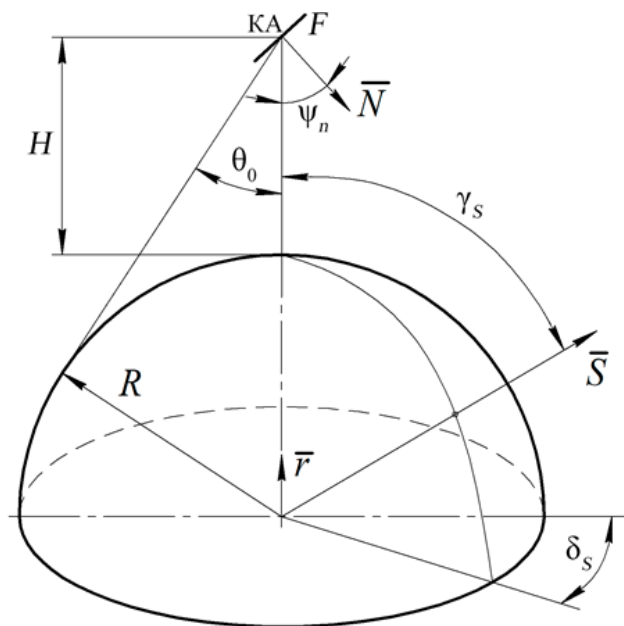


Рис. 1.2 — Основные параметры для расчёта угловых коэффициентов

Для зеркальной модели при $\gamma_s > 60^\circ$ отражённый солнечный тепловой поток будет рассчитываться по следующей формуле:

$$q_R^3 = A_\alpha \cdot S \cdot F^R \cdot k^3, \quad (1.22)$$

где F^R — единичная площадь миделя участка поверхности КА, вычисленная по направлению распространения зеркально отражённого излучения (Рис. 1.3):

$$F^R = \cos(\psi_n - (2\beta^{\text{отр}} - \gamma_s)), \quad (1.23)$$

k^3 — коэффициент рассеяния однородного потока лучистой энергии при зеркальном отражении от сферической поверхности.

$\beta^{\text{отр}}$ — угол отражения падающего излучения от поверхности планеты.

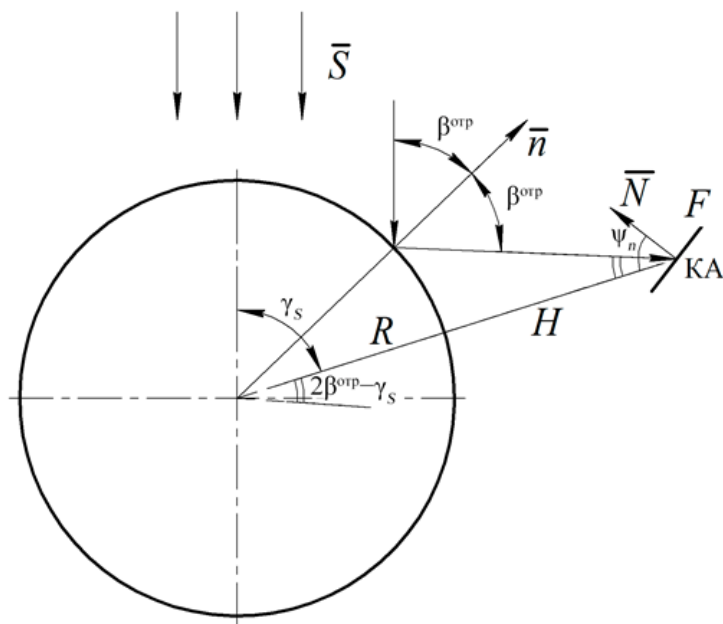


Рис. 1.3 — Схема расчёта зеркального отражения солнечной энергии от поверхности планеты

В зависимости от углового положения орбиты, высоты полёта КА и времени года, аппарат может периодически попадать в тень планеты. При заходе КА в тень планеты потоки q_S и q_R обращаются в нуль. Условием нахождения КА в тени является:

$$\gamma_S > (\pi - \theta_0). \quad (1.24)$$

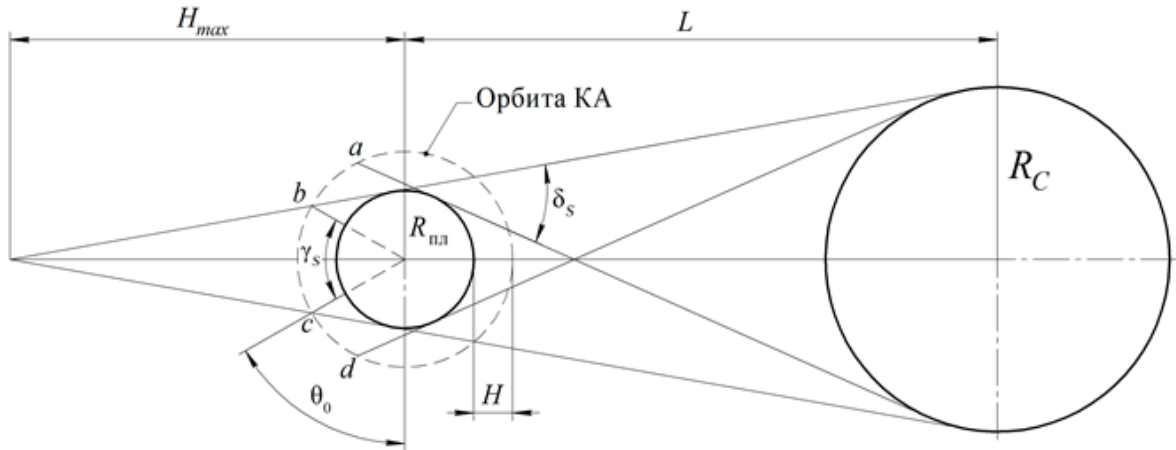


Рис. 1.4 — Теневая и сумеречная области планеты

Так как Солнце имеет вид не точечного источника, а тела, видимого под определённым углом (Рис. 1.4), то при обращении аппарата относительно планеты возникает переходная (сумеречная) зона. Однако так как угол δ_S очень мал, то и длина этих участков ab и cd орбиты небольшая. Соответственно, временем нахождения КА в сумеречной зоне можно пренебречь, поэтому в расчётах она учитываться не будет.

Собственное излучение планет можно разделить на три типа. К планетам первого типа относятся планеты с наиболее равномерным распределением плотности собственного излучения. К этому типу планет относятся Земля и Венера. В этом случае собственное излучение можно определить следующим способом:

$$q_e = \frac{1 - A_\alpha}{4} S \frac{1}{\pi} \iint_S \frac{F_n}{F} ds = \frac{1 - A_\alpha}{4} S \varphi_1, \quad (1.25)$$

где φ_1 — угловой коэффициент, который определяется по (1.21).

Ко второму типу относятся планеты с разреженной атмосферой или полным её отсутствием, а также относительно большим периодом обращения вокруг собственной оси. Этот тип планет применим к Луне и Меркурию, собственное излучение которых можно определить следующим уравнением:

$$q_e = (1 - A_\alpha) S \varphi_2, \quad (1.26)$$

где φ_2 — угловой коэффициент, который определяется по (1.16).

К третьему типу относятся планеты, которые занимают промежуточное положение между первым и вторым типами. Этот тип планет положен в основу моделирования теплового излучения Марса и удовлетворительно описывается выражением:

$$q_e = C_1 \varphi_1 + C_2 \varphi_2, \quad (1.27)$$

где C_1 и C_2 — константы, определяющие собственное излучение планеты. Соответственно, плотность излучения с теневой области и с области планеты с нулевым зенитным расстоянием Солнца.

Во второй главе рассматривается разработка алгоритма решения радиационно-геометрической обратной задачи на основе метода сопряжённых направлений (МСН). Приводится постановка сопряжённой задачи для вычисления градиента функционала невязки. Определяются параметры градиентного метода минимизации. Для обеспечения единственности решения обратной задачи предлагается метод случайных рестартов.

Для того чтобы определить ориентацию КА в космическом пространстве, необходимо определить три неизвестных угла, задающие угловое положение аппарата в орбитальной системе координат (Рис. 1.1в). Если установить на поверхности КА несколько ДРТП, то можно сформулировать геометрическую обратную задачу радиационного теплообмена: по измерениям интегрального теплового потока определить три неизвестных угла ϑ , ψ и γ из, в общем случае, девяти углов, определяющих угловые положения датчиков в пространстве.

Радиационно-геометрическая ОЗТ может быть описана следующим образом: необходимо найти такие значения углов ϑ , ψ , и γ , которые удовлетворяют следующей системе уравнений:

$$q_m^{\text{exp}} \cong q_{\Sigma m}(\vartheta, \psi, \gamma), \quad m = 1, \dots, M, \quad (1.28)$$

где q_m^{exp} — экспериментально измеренные суммарные тепловые потоки, поглощённые m -ыми ДРТП без учёта собственных излучений (1.11), $q_{\Sigma m}(\vartheta, \psi, \gamma)$ — расчётные суммарные тепловые потоки, поглощённые m -ыми ДРТП без учёта собственных излучений.

В силу того, что правые части системы уравнений (1.28) имеют достаточно сложную трансцендентную форму при известных левых частях — суммарные тепловые потоки $q_{\Sigma m}^{\text{exp}}$, — нахождение корней при аналитическом решении системы уравнений (1.28) не представляется возможным.

Можно предположить, что решение системы (1.28) можно получить по результатам обработки измерений методом наименьших квадратов, часто используемый при обработке экспериментальных данных. Тогда задача будет сводиться к поиску таких углов ϑ , ψ , γ , при которых функционал среднеквадратичного отклонения расчётных значений тепловых потоков от экспериментально измеренных J принимает минимальное значение:

$$J = \sum_{m=1}^M (q_{\Sigma m}(\vartheta, \psi, \gamma) - q_m^{\text{exp}})^2. \quad (1.29)$$

Необходимым условием минимума функционала (1.29) является равенство нулю всех его частных производных:

$$\begin{cases} \frac{\partial J}{\partial \vartheta} = 2 \sum_{m=1}^M (q_{\Sigma m}(\vartheta, \psi, \gamma) - q_m^{\text{exp}}) \frac{\partial q_{\Sigma m}}{\partial \vartheta} = 0, \\ \frac{\partial J}{\partial \psi} = 2 \sum_{m=1}^M (q_{\Sigma m}(\vartheta, \psi, \gamma) - q_m^{\text{exp}}) \frac{\partial q_{\Sigma m}}{\partial \psi} = 0, \\ \frac{\partial J}{\partial \gamma} = 2 \sum_{m=1}^M (q_{\Sigma m}(\vartheta, \psi, \gamma) - q_m^{\text{exp}}) \frac{\partial q_{\Sigma m}}{\partial \gamma} = 0. \end{cases} \quad (1.30)$$

Для определения корней системы (1.30) наиболее эффективным является МСН, в котором вектор неизвестных параметров определяется следующим выражением:

$$\xi^{(k+1)} = \xi^{(k)} - \alpha_k p^{(k)}, \quad (1.31)$$

где k — шаг итерации МСН, α_k — векторный параметрический шаг спуска, $p^{(k)}$ — направление спуска, которое определяется выражением:

$$p^{(k)} = \text{grad}J(\xi^{(k)}) + \beta_k p^{(k-1)}, \quad (1.32)$$

где β_k — коэффициент, определяющийся следующим образом:

$$\beta_k = \frac{|\text{grad}J(\xi^{(k)})|^2}{|\text{grad}J(\xi^{(k-1)})|^2} = \frac{\sum_{i=1}^3 \left[\frac{\partial J(\xi^{(k)})}{\partial \xi_i} \right]^2}{\sum_{i=1}^3 \left[\frac{\partial J(\xi^{(k-1)})}{\partial \xi_i} \right]^2}. \quad (1.33)$$

где i — индекс компонентов вектора состояния $(\vartheta, \psi, \gamma)$.

Причём начальное значение направления спуска задаётся следующим образом:

$$p^{(0)} = \text{grad}J(\xi^{(0)}) \text{ при } \beta_0 = 0. \quad (1.34)$$

Окончание процесса МСН устанавливается по близости к нулю $\text{grad}J(\xi^{(k)})$:

$$|\text{grad}J(\xi^{(k)})| = \left\{ \sum_{i=1}^3 \left[\frac{\partial J(\xi^{(k)})}{\partial \xi_i} \right]^2 \right\}^{1/2} \leq \varepsilon_e, \quad (1.35)$$

где ε_e — погрешность измерений.

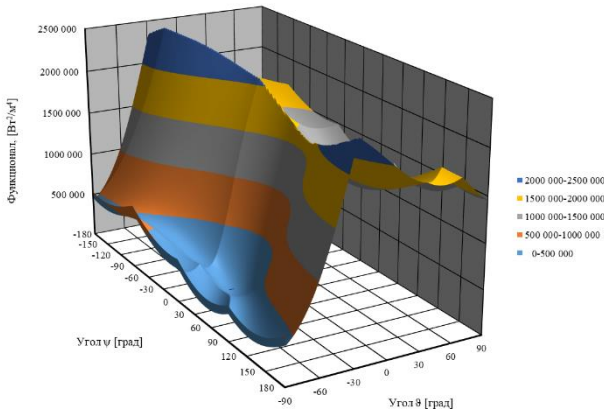


Рис. 2.1 — Сечение функционала по углам ϑ и ψ , при $\gamma = 110^\circ$

Для того чтобы запустить алгоритм оптимизации, необходимо задать начальное приближение неизвестных углов ϑ_0 , ψ_0 и γ_0 , которые выбираются произвольно.

Определение экстремума с помощью МСН путём установки начальных приближений не приводит к требуемым результатам из-за того, что функционал имеет несколько экстремумов (Рис. 2.1–2.3). Для поиска глобального

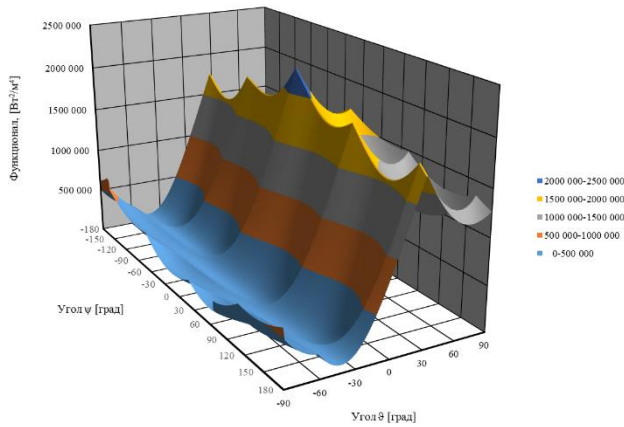


Рис. 2.2 — Сечение функционала по углам θ и γ , при $\psi = 0^\circ$

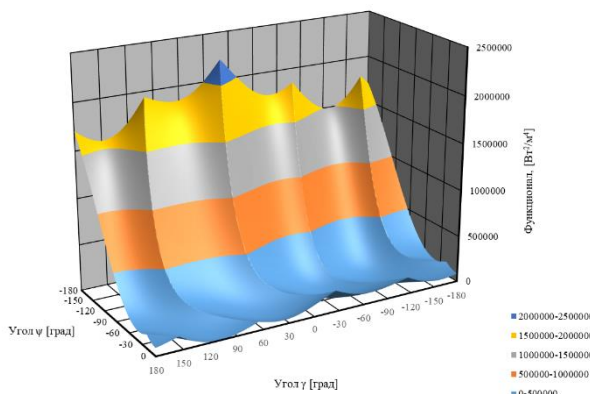


Рис. 2.3 — Сечение функционала по углам ψ и γ , при $\theta = -40^\circ$

вектор параметров $(\theta, \psi, \gamma, J)$, при котором оптимизируемая функция принимает наименьшее значения.

Третья глава посвящена анализу эффективности разработанного алгоритма. Анализируются свойства вычислительных алгоритмов путём математического моделирования. Анализируется вычислительная устойчивость предложенного алгоритма к различным погрешностям. Анализируется влияние различных факторов на точность решения.

В качестве анализируемого объекта рассмотрим МКА, имеющий простейшую геометрическую форму, — наноспутник стандарта CubSat (Рисунок 1.1б), который находится на орбите Земли. Для того чтобы корректно определить угловое положение МКА в любой момент времени, необходимо и достаточно установить ДРТП на каждый элемент его поверхности, то есть $M = 6$.

Анализ эффективности разработанного алгоритма можно разделить на две подзадачи: анализ сходимости алгоритма и анализ устойчивости.

В первом разделе описывается анализ сходимости алгоритма, который заключается в следующем:

1) Задаются параметры орбиты и точные (истинные) значения углов θ, ψ и γ . Решается прямая задача теплообмена, позволяющая определить поглощённые

экстремума используется метод случайных рестартов.

Этот подход заключается в следующем: генерируются три случайных числа равномерно распределённых на отрезках $[-180^\circ, 180^\circ]$ для углов ψ и γ , $[-90^\circ, 90^\circ]$ для угла θ . Три сгенерированных числа задаются как начальное приближение неизвестных углов θ_0, ψ_0 и γ_0 . Далее запускается МСН для определения локального экстремума. Повторяя предыдущие шаги j раз получаем следующий вектор параметров:

$$\begin{pmatrix} \theta_1 & \psi_1 & \gamma_1 & J_1 \\ \theta_2 & \psi_2 & \gamma_2 & J_2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \theta_j & \psi_j & \gamma_j & J_j \end{pmatrix}, \quad (1.36)$$

где j — количество рестартов.

По окончании процесса из всех результатов локальной оптимизации (1.36) выбирается

тепловые потоки без учёта собственных излучений ДРТП, которые соответствуют заданным значениям углов ϑ , ψ и γ .

2) Полученные значения поглощённых тепловых потоков без учёта собственных излучений датчиков используются как экспериментально измеренные тепловые потоки q_m^{exp} , которые подставляются в решение радиационно-геометрической обратной задачи.

3) Решается радиационно-геометрическая обратная задача МСН.

На Рисунках 3.1а и 3.1б показаны результаты численного моделирования.

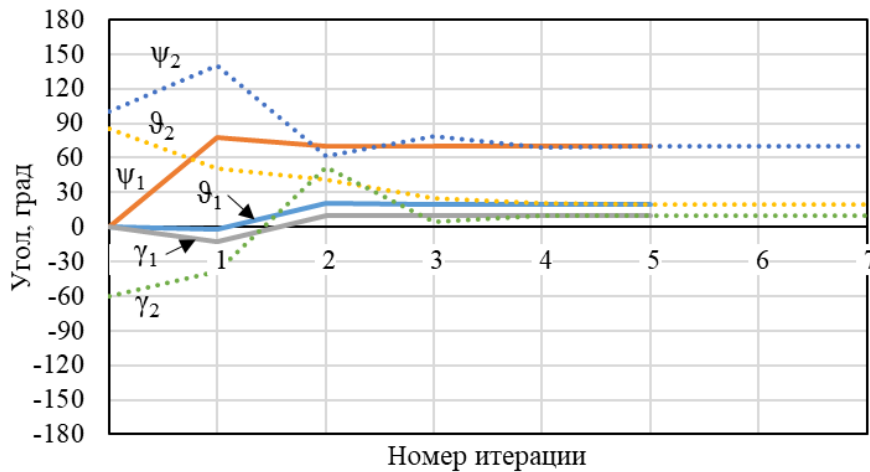


Рис. 3.1а — Сходимость углов для различных начальных приближений:
1 — $\vartheta = 0^\circ$, $\psi = 0^\circ$ и $\gamma = 0^\circ$;
2 — $\vartheta = 85^\circ$, $\psi = 100^\circ$ и $\gamma = -60^\circ$

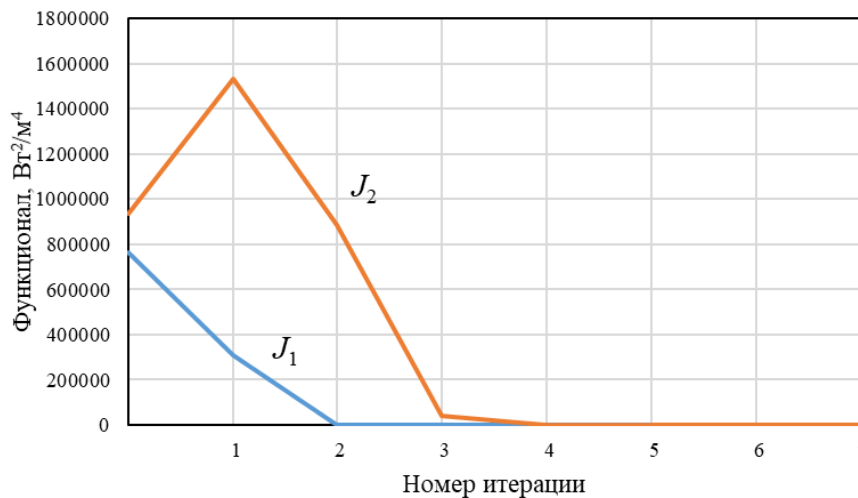


Рис. 3.1б — Сходимость функционала J для различных начальных приближений:
1 — $\vartheta = 0^\circ$, $\psi = 0^\circ$ и $\gamma = 0^\circ$;
2 — $\vartheta = 85^\circ$, $\psi = 100^\circ$ и $\gamma = -60^\circ$

Во втором разделе анализируется устойчивость алгоритма на различные неопределённости. Анализ на устойчивость можно разделить на две подзадачи: анализ влияния неопределённостей решения граничной ОЗТ и анализ неопределённостей радиационно-геометрической ОЗТ.

Алгоритм определения углового положения КА, учитывающий влияние неопределённостей при решении граничной ОЗТ, заключается в следующем:

1) Задаются параметры орбиты и точные (истинные) значения углов ϑ , ψ и γ . Решается прямая задача теплообмена, по результатам которой определяются поглощённые тепловые потоки без учёта собственных излучений ДРТП.

2) Полученные значения поглощённых тепловых потоков без учёта собственных излучений ДРТП используются как экспериментально измеренные тепловые потоки q_m^{exp} , которые подставляются в решение радиационно-геометрической обратной задачи.

3) Вычисленные «измеренные» тепловые потоки q_m^{exp} зашумляются заданными значениями погрешности для всех ДРТП.

4) Решается радиационно-геометрическая обратная задача МСН.

Результаты численного моделирования, учитывающие влияние неопределённостей при решении граничной ОЗТ, приведены на Рисунке 3.2.

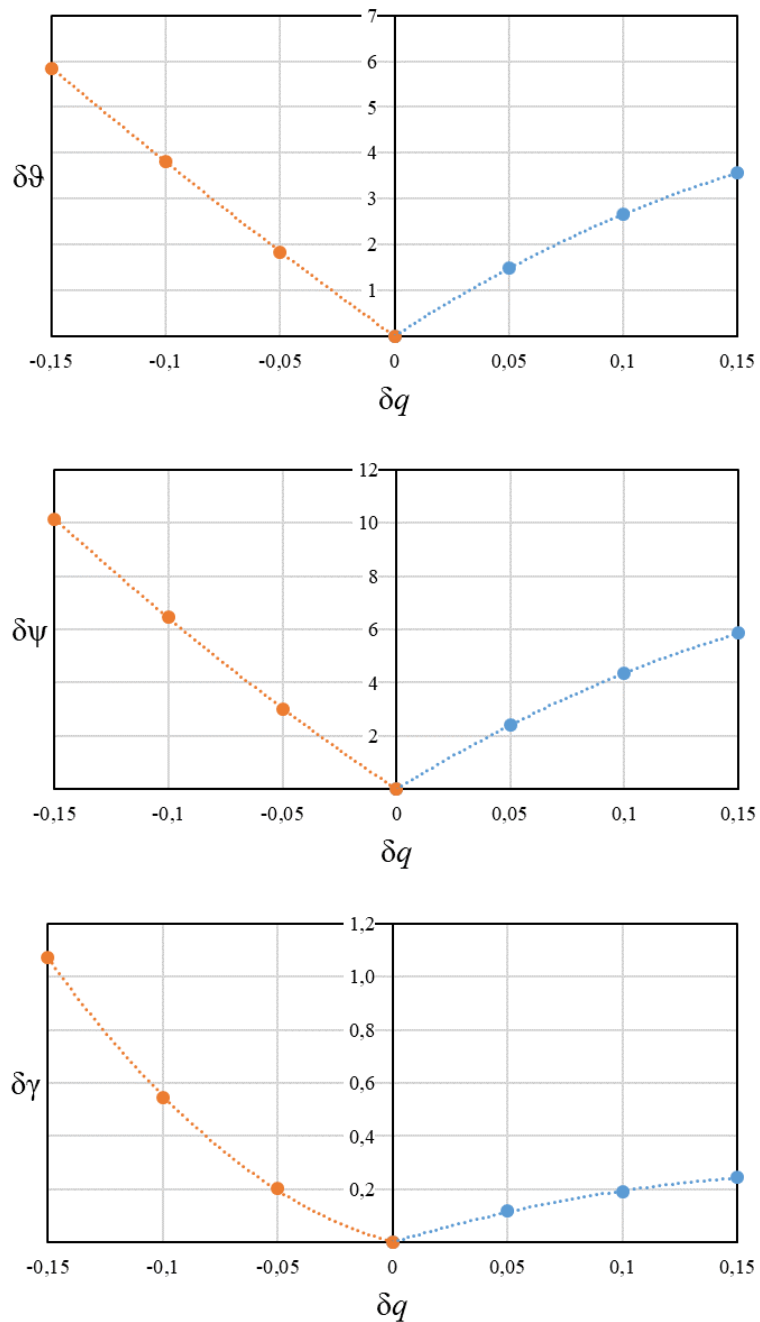


Рис. 3.2 — Погрешности восстановления углового положения КА при наличии неопределённостей решения граничной обратной задачи

Также во втором разделе рассматривается влияние неопределённостей на точность решения радиационно-геометрической ОЗТ, которые могут быть вызваны несколькими факторами. Во-первых, влиянием погрешности определения радиационно-оптических характеристик поверхности датчиков. Во-вторых, несовершенством математической модели. В-третьих, погрешностями определения параметров орбиты. В-четвертых, влиянием внешних факторов и случайных возмущений.

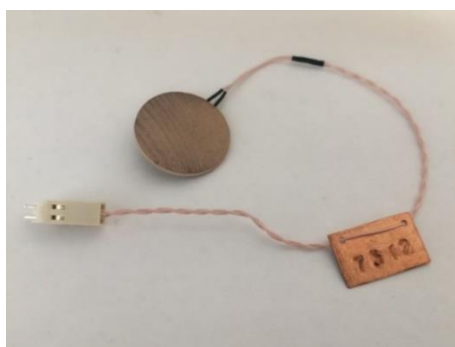
В четвертой главе приводятся результаты экспериментально-расчётных исследований с использованием прототипа установки, реализующей предложенный метод. Проводится обзор различных ДРТП. Приведена физическая модель процесса в экспериментальной системе, сформулированы требования к прототипам ДРТП, условиям проведения и параметрам испытаний. Приводятся результаты предварительной апробации разрабатываемого подхода.

В рамках экспериментальной отработки были проведены испытания датчиков трёх типов: датчика теплового потока компании «Химик-Дизайн», прототипа ДРТП-1 на основе тонкой медной пластины и прототипа ДРТП-2 на основе керамической пластины. Для устранения спектральной избирательности датчики покрывались чёрной эмалью ЭКОМ-2.

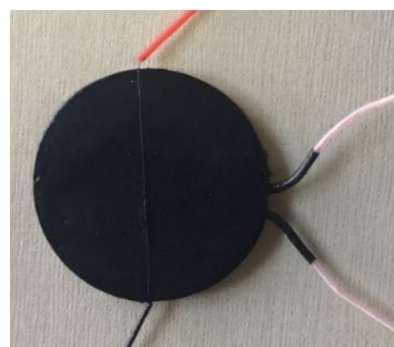
1. Датчик радиационного теплового потока компании «Химик-Дизайн».

Этот датчик был выбран в качестве контрольного. Для удобства описания было принято обозначение датчика в виде ДРТП ХД-7312. Фотографии исходного и доработанного датчика ХД-7312 представлены на Рисунке 4.1.

Плотность теплового потока в ДРТП ХД-7312 определяется произведением суммарного сигнала на тарировочный коэффициент.



Исходный датчик

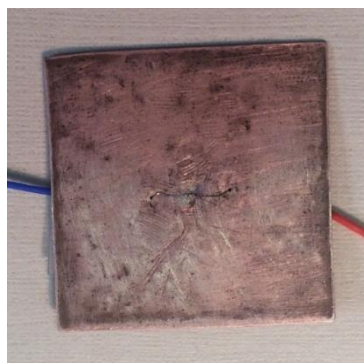


Доработанный датчик

Рис. 4.1 — ДРТП ХД-7312

2. Прототип ДРТП-1.

Датчик представлен на Рисунке 4.2 — медная пластина толщиной 0,3 мм и размерами 30×30 мм. Плотность теплового потока в этом датчике определяется по решению (1.7), (1.8).



Исходный датчик

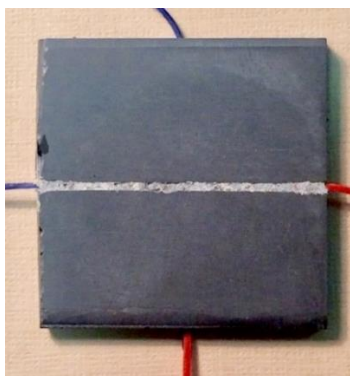


ДРТП-1 с терморегулирующим покрытием

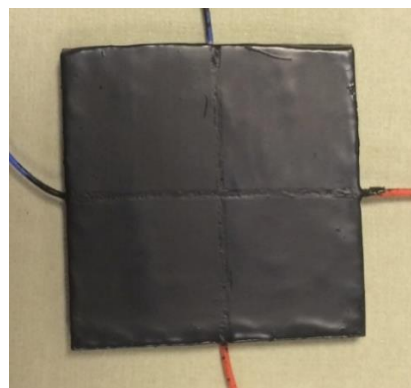
Рис. 4.2 — Прототип ДРТП-1

3. Прототип ДРТП-2.

Датчик представлен на Рисунке 4.3 — керамическая пластина толщиной 3 мм и размерами 30×30 мм. Плотность теплового потока в ДРТП-2 определяется по решению (1.9), (1.10).



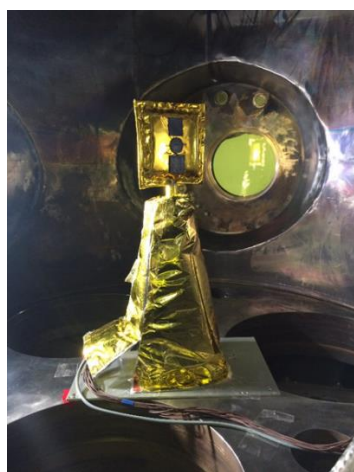
исходный датчик



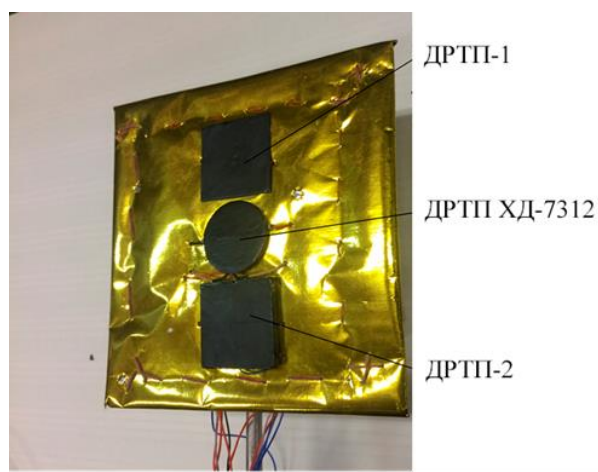
ДРТП-2 с терморегулирующим покрытием

Рис. 4.3 — Прототип ДРТП-2

На Рисунке 4.4 представлен макет конструкции КА с прототипами ДРТП. На Рисунке 4.5 представлена схема испытаний образцов ДРТП в термовакuumной камере.



а



б

Рис. 4.4 — а: Макет с прототипами ДРТП в термовакuumной камере, б: макет с прототипами ДРТП

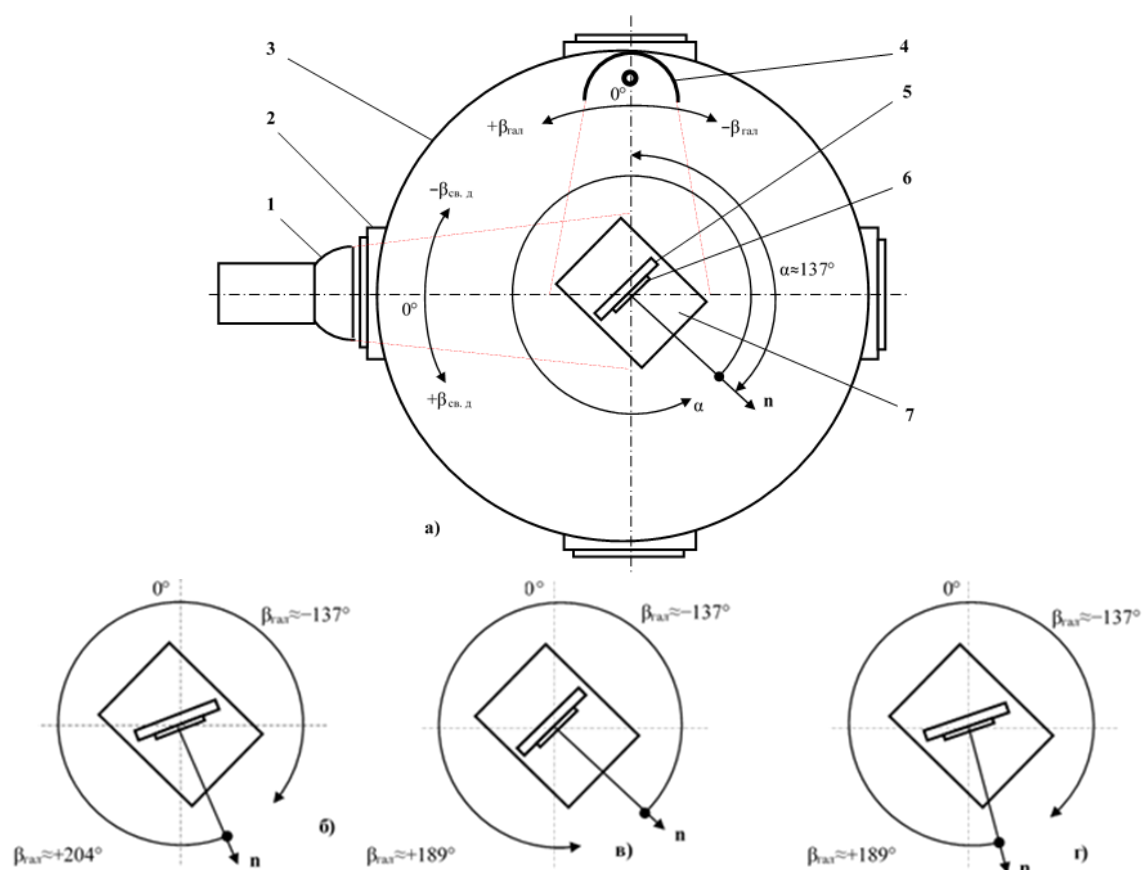


Рис. 4.5 — Схема термовакuumных испытаний

На Рисунке 4.5 показаны следующие обозначения:

а) Испытание №1: 1 — светодиодная лампа, 2 — оптическое окно термовакuumной камеры, 3 — термовакuumная камера, 4 — галогеновый ИК излучатель, 5 — макет конструкции КА, 6 — ДРТП, 7 — основание экспериментального модуля с ДРТП. б) Испытание №2, в) Испытание №3, г) Испытание №4

$\beta_{\text{гал}}$ — угол между нормалью n к нагреваемой поверхности ДРТП и осью галогенового излучателя;

$\beta_{\text{св. д}}$ — угол между нормалью n к нагреваемой поверхности ДРТП и осью светодиодного излучателя;

α — угол поворота ДРТП, отсчитываемый от исходного положения макета.

В рамках экспериментальной апробации разработанного метода было проведено 11 предварительных испытаний и 4 испытания в термовакuumной камере. На Рисунках 4.6 и 4.7 приведены результаты испытания № 2 в термовакuumной камере.

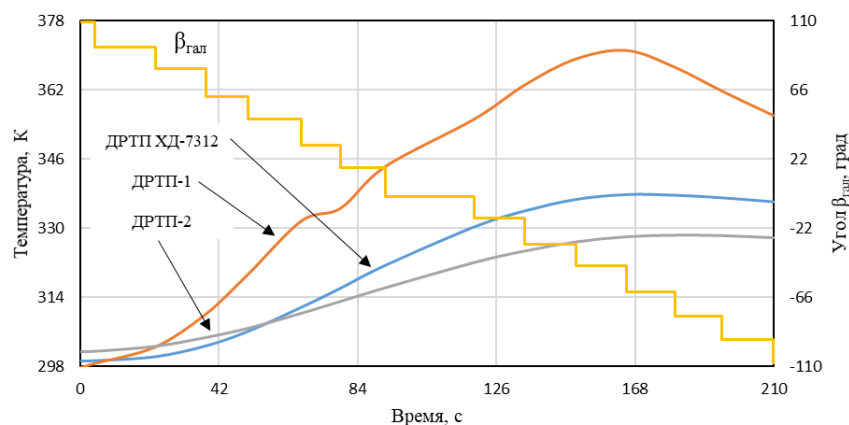


Рис. 4.6 — Результаты температурных измерений датчиков для испытания № 2

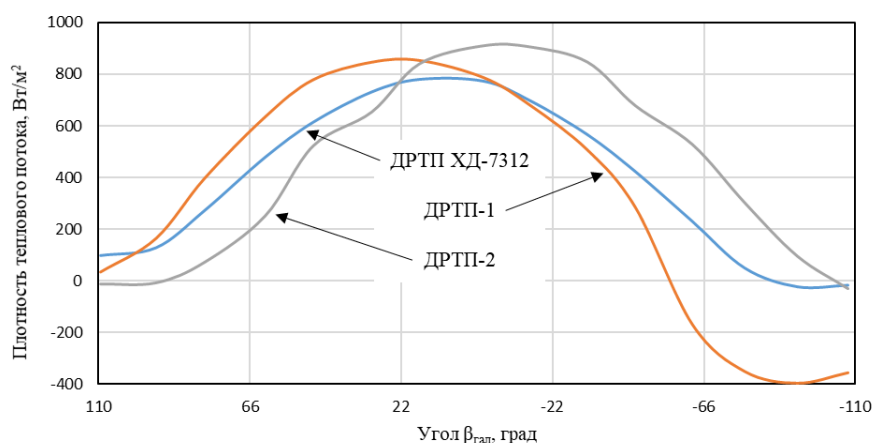


Рис. 4.7 — Результаты восстановления плотности поглощённого теплового потока для испытания № 2

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработаны метод определения углового положения КА на основе анализа внешних радиационных тепловых потоков и соответствующее программное обеспечение.

2. Проанализирована эффективность разработанного алгоритма путём вычислительного эксперимента, в частности, влияние различных неопределённостей исходных данных на сходимость и устойчивость результатов.

3. Проведена экспериментальная апробация предложенного метода при проведении термовакуумных испытаний прототипов ДРТП.

4. Сформулированы критерии и области применения системы ориентации КА на основе теории ОЗТ.

5. Анализ результатов исследования показал, что:

- потенциальная точность ориентации КА на основе предложенного подхода может составлять от 1 до 8 градусов;

- потенциальное время определения ориентации КА с помощью предложенного метода может занимать до 13 секунд;

- погрешность измерения радиационных тепловых потоков датчиками должна составлять не более $\pm 3\%$;
- в качестве термочувствительного элемента датчика рекомендуется использовать тонкую медную пластину;
- для устранения спектральной избирательности поверхность датчика необходимо покрывать эмалью с известными радиационно-оптическими характеристиками.

Список работ, опубликованных автором по теме диссертации

Публикации в рецензируемых научных изданиях:

1. Ненарокомов А. В., Чебаков Е. В., Крайнова И. В. и др. Геометрическая обратная задача радиационного теплообмена применительно к разработке резервных систем ориентации космических аппаратов // Инженерно-физический журнал. — 2019. — Т. 92, № 4. — С. 979–987.
2. Чебаков Е. В., Ненарокомов А. В., Крайнова И. В., Ревизников Д. Л. Система ориентации космического аппарата, основанная на методологии обратных задач теплообмена // Тепловые процессы в технике. — 2020. — Т. 12, № 2. — С. 65–77.
3. Nenarokomov A. V., Chebakov E. V., Krainova I. V. et al. A backup system of spacecraft orientation based on heat flux measurement at the structure elements of various orientations // Proceedings of the 16th International Heat Transfer Conference. — 2018. — P. 2617–2624.
4. Nenarokomov A. V., Chebakov E. V., Krainova I. V. et al. A backup system of a satellite orientation based on inverse problems technique // Proceedings of the 69th International Astronautical Congress (IAC 2018): Involving Everyone. Bremen, Germany. — 2018. — V. 13. — P. 9310–9319.
5. Nenarokomov A. V., Chebakov E. V., Krainova I. V. et al. A backup orientation system based on inverse problems technique // Computer Assisted Methods in Engineering and Science. — 2019. — V. 26, N. 2. — P. 79–91.
6. Nenarokomov A. V., Chebakov E. V., Budnik S. A. et al. A backup system of a satellite orientation based on radiative inverse problems approach // Proceedings of the 9th International Symposium on Radiative Transfer. — 2019. — P. 221–228.
7. Nenarokomov A. V., Chebakov E. V., Budnik S. A. et al. A backup system of a satellite orientation based on radiative inverse problems approach // Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer. — 2020. — V. 254. — 14 p.

Публикации в других изданиях:

1. Ненарокомов А. В., Чебаков Е. В., Крайнова И. В. и др. Геометрическая обратная задача радиационного теплообмена // Труды Седьмой Российской национальной конференции по теплообмену. — 2018. — Т. 3. — С. 65–68.
2. Ненарокомов А. В., Чебаков Е. В., Крайнова И. В. и др. Определение углового положения космического аппарата, основанное на решении обратных задач теплообмена // Сборник трудов XXI международной конференции: проблемы

управления и моделирования в сложных системах. — 2019. — Т. 1. — С. 400–404.

3. Чебаков Е. В. Определение углового положения космического аппарата, основанное на решении обратных задач теплообмена // Сборник аннотаций конкурсных работ 10-ого Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» (Москва, 19–23 ноября 2018). — М: «Люксор», 2018. — С. 192–193 (352 с).

4. Чебаков Е. В. Определение углового положения космического аппарата на основе анализа внешних тепловых потоков // Сборник тезисов XLII академических чтений по космонавтике «Королёвские чтения» (Москва, 23–26 января 2018). — М: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. — С. 432–433 (476 с).

5. Чебаков Е. В. Система ориентации космического аппарата, основанная на анализе внешних тепловых потоков // Сборник тезисов XLV Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения» (Москва, 16–19 апреля 2019). — М: МАИ, 2019. — С. 578 (1345 с).

6. Чебаков Е. В. Система ориентации космического аппарата, основанная на методологии обратных задач теплообмена // Сборник аннотаций конкурсных работ 11-ого Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» (Москва, 18–22 ноября 2019). — М: «Люксор», 2019. — С. 153–154 (262 с).

7. Чебаков Е. В. Система тепловой диагностики для определения углового положения космического аппарата на основе анализа внешних тепловых потоков // Тезисы докладов XXI научно-технической конференции молодых учёных и специалистов (Королёв, 30 октября–3 ноября 2017)». — Королёв: РКК «Энергия» им. С. П. Королёва, 2018, — Т. 2. — С. 297 (393 с).

8. Чебаков Е. В. Система тепловой диагностики для определения углового положения космического аппарата на основе обратных задач теплообмена // Сборник тезисов 17-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Москва, 19–23 ноября 2018). М: «Люксор», 2018. — С. 356–357 (740 с).

9. Чебаков Е. В., Крайнова И. В. Определение углового положения космического аппарата на основе определения внешнего теплового воздействия на // Тезисы докладов Юбилейной конференции Национального комитета РАН по тепло- и массообмену «Фундаментальные и прикладные проблемы тепломассообмена» (Санкт-Петербург, 22–26 мая 2017). — М: Издательский дом МЭИ, 2017. — Т. 2. — С. 201–202 (308 с).