

На правах рукописи

УДК 629.78

Ажевский Ярослав Анатольевич

**МЕТОДИКА ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ
СХЕМЫ КРУПНОГАБАРИТНЫХ СПУТНИКОВЫХ АНТЕНН
МИЛЛИМЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА**

Специальность 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2023

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель:

Просунцов Павел Викторович,

доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты:

Семена Николай Петрович,

доктор технических наук, руководитель лаборатории астрофизических рентгеновских детекторов и телескопов, ИКИ РАН

Каледин Владимир Олегович,

кандидат технических наук, начальник отделения «Центр прочности», зам. главного конструктора по прочности, АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения»

Ведущая организация:

ФГБОУ ВО «Сибирский Государственный Университет Науки и Технологий имени академика М.Ф. Решетнева»

Защита состоится «__» ____ 2023 г. в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный пер., д.10, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте <http://www.bmstu.ru/>

Автореферат разослан «__» ____ 2023 г.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Ученый секретарь
диссертационного совета 24.2.331.08,
к.т.н., доцент

Луценко А.Ю

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) является одним из перспективных направлений науки и техники в области использования космического пространства. Наблюдение за наземными объектами и явлениями, определение их пространственных координат и параметров движения, контроль обширных труднодоступных регионов, быстрое реагирование и предотвращение чрезвычайных ситуаций находят все возрастающее применение во многих сферах человеческой деятельности.

Для целей ДЗЗ используются радиолокационные системы (РЛС) наблюдения, работающие в частотном диапазоне от 3 кГц до 300 ГГц. Основным преимуществом РЛС ДЗЗ, является стабильность распространения радиоволн в однородной среде, что исключает влияние временных (смена дня и ночи) и погодных условий на качество получаемой информации. При этом ухудшение оптической видимости в атмосфере Земли, обусловленных изменениями погодных условий, таких как, уровень освещенности, дождь, снег, туман, не нарушает работоспособность РЛС ДЗЗ и не влияет на качество наблюдений.

В настоящее время за рубежом активно ведутся разработки новых глобальных систем аэрокосмического мониторинга различного назначения. Основным конструктивным элементом таких систем является антенный рефлектор с размерами от 5 до 10 метров. Понятно, что антенна такого размера требует развертывания на орбите, поскольку диаметр обтекателей современных ракет-носителей как правило не превышает 4 м.

Перспективным направлением исследований в области космической радиолокации является создание систем для работы в миллиметровом диапазоне длин волн (частотный спектр 30-100 ГГц). Для получения снимков высокой четкости в данном диапазоне имеется необходимый научно-технический задел для дальнейшего совершенствования.

Высокая частота радиоволн резко ужесточает требования к уровню конструктивного совершенства космических радиолокаторов. Допустимое отклонение поверхности рефлектора от расчетного значения не должно превышать $\Delta = \Lambda / 16$ (Λ – рабочая длина радиоволны антенны, ГГц). Таким образом, для корректной работы антенны необходимо, в зависимости от выбранной рабочей частоты, обеспечить стабильность размеров отражающей поверхности рефлекторов радиолокационных антенн на уровне 0,18–0,63 мм. Известно, что наибольшую проблему при создании рефлекторов зеркальных космических антенн составляют термические деформации, возникающие вследствие их неравномерного освещения Солнцем в полете.

Традиционным методом повышения стабильности формы отражающей поверхности является использование систем оребрения тыльной поверхности рефлекторов, однако для рефлекторов размером более 3 м и работающих на частоте более 30 ГГц возможности такого подхода практически исчерпаны. Поэтому для достижения необходимого уровня термических деформаций следует переходить к принципиально новым решениям.

Цель диссертационной работы - снижение отклонений формы рабочей поверхности рефлектора антенны радиолокатора миллиметрового диапазона размером 3×5 м, вызванных температурными деформациями, до уровня, не превышающего 0,6 мм за счет применения активной системы терморегулирования.

Основные задачи диссертационной работы:

1. Провести оценку современного состояния работ по созданию конструктивно-компоновочных схем крупногабаритных радиолокационных спутниковых антенн миллиметрового диапазона, способов их развертывания и принципов контроля точности радио отражающей поверхности.
2. Разработать методику выбора параметров конструктивно-компоновочной схемы крупногабаритных композитных рефлекторов космических радиолокаторов, направленную на создание современных конструкций способных адаптироваться к изменяющимся внешним условиям полета по низкой околоземной орбите (НОО).
3. Разработать конструктивно-компоновочную схему крупногабаритных композитных рефлекторов космических радиолокаторов, включающую систему активного терморегулирования зеркала рефлектора.
4. Провести экспериментальные исследования по уточнению основных теплофизических характеристик используемых материалов и получить оценку энергетических возможностей и технологичности элементов активной системы терморегулирования для тонкостенных композитных конструкций.
5. Выполнить моделирование температурного и напряженно-деформированного состояния крупногабаритного композитного рефлектора космического радиолокатора с активной системой терморегулирования в условиях орбитального полета.

Объект исследований – крупногабаритный рефлектор антенны радиолокатора ДЗЗ космического базирования, работающий на НОО.

Предмет исследования – температурное и напряженно-деформированное состояние крупногабаритного рефлектора антенны радиолокатора ДЗЗ космического базирования из полимерных композиционных материалов на основе эпоксидного связующего и углеродных волокон, оснащенного системой активного терморегулирования.

Научная новизна:

1. Разработана методика проектирования крупногабаритных композитных рефлекторов космических радиолокаторов миллиметрового диапазона длин волн.
2. Предложен метод снижения термических деформаций композитного рефлектора антенны космического базирования, работающего в миллиметровом диапазоне длин волн путем контролируемого локального нагрева отдельных секций композитной конструкции крупногабаритного рефлектора.
3. Впервые, по результатам совместного анализа температурного и напряженно-деформированного состояния обоснована рациональная конструктивно-компоновочная схема рефлектора радиолокатора ДЗЗ космического базирования из композиционных материалов с применением активной системы терморегулирования и выбраны ее основные параметры.

Практическая значимость:

1. Предложена концепция термостабильного композитного рефлектора, с активной системой терморегулирования, которая состоит из нагревательных элементов, датчиков контроля температуры и программы управления нагревательными элементами.
2. Методом вакуумной инфузии изготовлены представительные образцы тонкостенной углепластиковой конструкции рефлектора, для которых определен коэффициент теплопроводности в плоскости армирования.
3. Разработан технологический процесс крепления углеродных нагревательных элементов на поверхность тонкостенных элементов зеркала рефлектора.

Положения, выносимые на защиту:

1. Методика проектирования крупногабаритных рефлекторов антенн радиолокаторов для работы в миллиметровом диапазоне длин волн, включающая: определение проектных параметров рефлектора, выбор конструктивно-компоновочной схемы рефлектора, определение параметров работы активной системы терморегулирования (АСТР), проведение оценки применимости выбранных параметров для демонстратора технологий, проведение экспериментальных исследований, направленных на уточнение основных теплофизических характеристик используемых материалов и оценку технологичности применения элементов активной системы терморегулирования для тонкостенных композитных конструкций, подтверждение применимости технологии АСТР для полноразмерного рефлектора антенны радиолокатора.

2. Результаты выбора конструктивно-компоновочной схемы крупногабаритного рефлектора радиолокатора космического базирования с активной системой терморегулирования.

3. Результаты выбора параметров активной системы регулирования, включающей углеродные нагревательные элементы, датчики контроля температуры и программу управления нагревательными элементами.

4. Результаты экспериментальных исследований основных теплофизических характеристик углепластика и оценки технологичности установки элементов активной системы терморегулирования для тонкостенных композитных конструкций.

5. Результаты расчетно-теоретических исследований процессов радиационно-кондуктивного теплообмена основных элементов конструкции рефлектора антенны радиолокатора в условиях орбитального полета.

Достоверность результатов подтверждается использованием математических моделей, опирающихся на фундаментальные законы механики и теплофизики, высоким уровнем метрологического обеспечения экспериментальных исследований, хорошим совпадением расчетно-теоретических результатов с результатами других авторов, а также хорошим согласием теоретических и экспериментальных данных, полученных при испытаниях образцов углепластика тонкостенной конструкции.

Апробация. Основные положения диссертации докладывались на ряде научных конференций: XLIII, XLV, XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства (г. Москва, 2019, 2021, 2023 г.); Международный научно-практический форум «Ключевые тренды в композитах: наука и технологии» (г. Москва, 2019); Международная конференция «Advanced Materials & Demanding Applications 2020 (AMDA 2020)» (Wrexham, UK, 2020).

Публикации. Основные положения и результаты диссертационной работы отражены в 12 научных работах, в т.ч. в 2 статьях в журналах Перечня изданий, рекомендованных ВАК при Министерстве науки и высшего образования Российской Федерации для специальности 2.5.14. «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов», в 2 публикациях, индексируемых в базе данных Scopus, и 8 сборниках тезисов конференций.

Личный вклад заключается в создании комплексной методики проектирования крупногабаритных композитных рефлекторов космических радиолокаторов для работы в миллиметровом диапазоне длин волн, выборе конструктивно-компоновочной схемы крупногабаритного рефлектора, формировании концепции термостабильного рефлектора, проведения исследований температурного и напряженно-деформированного состояния конструкции рефлектора, проведения экспериментальных исследований по определению теплофизических характеристик образцов углепластика

соответствующих натурной конфигурации, обобщение полученных результатов. Все основные результаты получены лично автором.

Объем и структура диссертации: Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы. Работа представлена на 190 страницах основного текста, включающего 130 рисунков, 14 таблиц, список литературы из 126 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цели и задачи работы, показана научная новизна и практическая значимость результатов. Изложены основные положения, выносимые на защиту, описана структура диссертации.

Первая глава носит обзорно-аналитический характер. В ней показана актуальность применения технологии радиолокационной съемки для задач дистанционного зондирования Земли. Выявлена проблема отсутствия общего подхода к созданию крупногабаритных рефлекторов зеркальных космических антенн, работающих в высокочастотном диапазоне электромагнитного спектра.

Во второй главе предложена новая концепция радиолокационной спутниковой антенны, в которой для снижения уровня термических деформаций рефлектора применена активная система терморегулирования (АСТР), которая включает в себя углеродные нагреватели, датчики контроля температуры, программу управления нагревателями и слоя ЭВТИ, повышающего эффективность работы системы. Задачей АСТР является снижение перепада температуры по поверхности зеркала рефлектора за счет контролируемого подогрева его отдельных зон.

Рефлектор антенны радиолокатора выполнен в виде тонкостенной конструкции из углепластика с квазизотропной схемой армирования [0/90/ ± 45], усиленной оребрением в виде сэндвич-панели с сердечником из конструкционного пенопласта и внешней обшивкой из углепластика. Оребрение представляет собой пространственную сотовую структуру, размеры сот которой выбраны исходя из геометрических особенностей зеркала рефлектора таким образом, чтобы вписать отдельные шестиугольные секции в габаритные размеры основных частей зеркала рефлектора.

Для выбора основных параметров конструктивно-компоновочной схемы термостабильного рефлектора антенны радиолокатора космического базирования была разработана методика, схема которой представлена на Рисунке 1.

Согласно данной методике на первых этапах проектирования конструкции необходимо сформировать набор основных проектных параметров (пункт I

методики), на основе которых в дальнейшем и создается конструктивно-компоновочная схема рефлектора антенны радиолокатора (II).



Для уменьшения затрат вычислительных ресурсов и сокращения сроков создания рефлектора для отработки основных конструкторско-технологических решений предложено использовать модели демонстратора технологий (ДТ), сохраняющие основные конструктивные особенности полной модели, но

имеющие в 2—2,5 раза меньший размер (Рисунок 2). В ДТ (**III.А-III.В**) будут сохранены размеры всех основных конструктивных элементов и систем контроля температурного состояния, а также условия теплового нагружения, чтобы затем перенести уже проверенные решения на полноразмерный рефлектор.

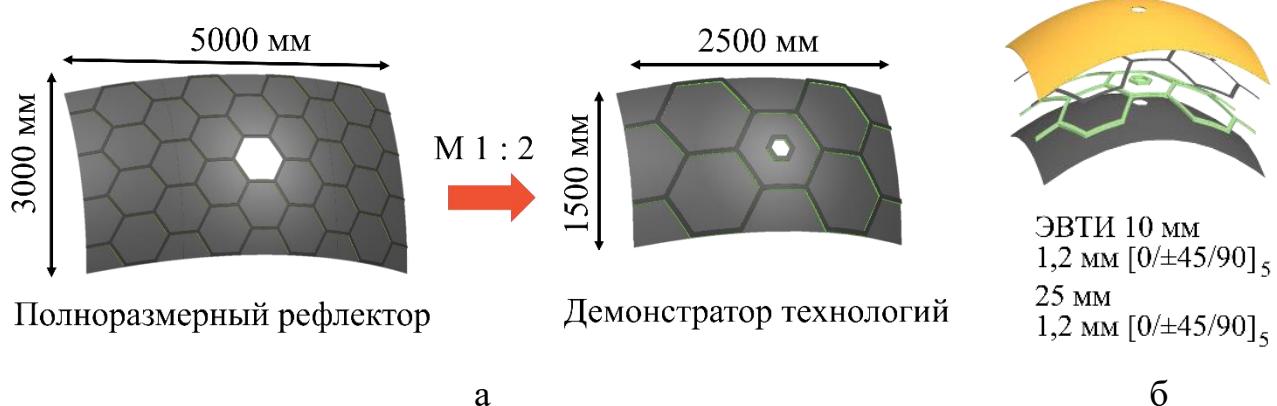


Рисунок 2. Модель демонстратора технологий:

а – адаптация конструкции под масштабную модель; б – составные элементы конструкции демонстратора технологий

Заключительным этапом обоснования конструктивно-силовой схемы демонстратора технологий (пункты **III.Г**, **III.Д**) является проверка ее функционирования в условиях полета по НОО. Для этого использовался программный комплекс Siemens Simcenter 3D с решателями Simcenter Space Systems Thermal и Simcenter Nastran.

Математическая модель температурного состояния рефлектора в общем матричном виде описывает процесс радиационно-кондуктивного теплообмена:

$$[C] \frac{\partial \{T\}}{\partial \tau} + [K]\{T\} = \{Q\} \quad (1)$$

где, $[C]$ – матрица объемной теплоемкости; $\{T\}$ – вектор столбец узловых значений температуры; τ – время нагрева; $[K]$ – матрица теплопроводности; $\{Q\}$ – вектор-столбец тепловых нагрузок.

$$[A]\{Q\} = [B]\{T^4\} - \{P\} \quad (2)$$

где $[A]$, $[B]$ – матрицы внутреннего радиационного теплообмена; $\{P\}$ – вектор-столбец внешних тепловых нагрузок.

Для моделирования теплопереноса в слое ЭВТИ и ребрах жесткости используются трехмерные математические модели, а для переноса тепла в зеркале рефлектора и углеродном нагревателе применена двумерная модель. Тогда математическая модель для элементов конструкции рефлектора (Рисунок 3) в локальных координатах имеет вид:

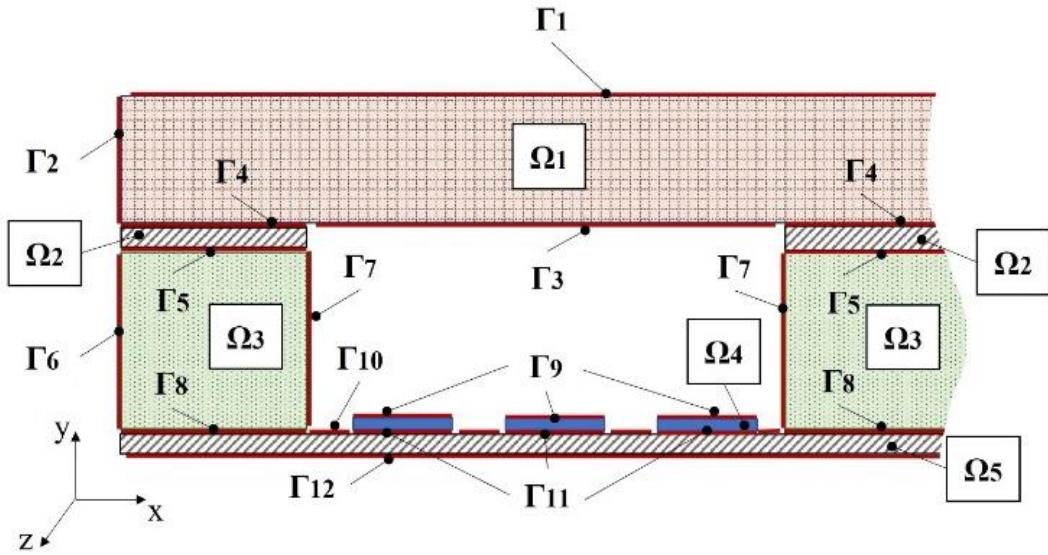


Рисунок 3. Схема элемента расчетной области для математической модели теплообмена в элементе конструкции рефлектора

1. ЭВТИ (Ω_1):

$$c_1 \rho_1 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial \tau} = \lambda_{1,x} \frac{\partial^2 T(x, y, z, \tau)}{\partial x^2} + \lambda_{1,y} \frac{\partial^2 T(x, y, z, \tau)}{\partial y^2} + \lambda_{1,z} \frac{\partial^2 T(x, y, z, \tau)}{\partial z^2}, \quad (x, y, z) \in \Omega_1; \quad \tau \in [0, \tau_f]; \quad (3)$$

Границные условия:

$$-\lambda_1 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial n} = (A_{S1,n} \mu_{SW,n} + \varepsilon_{1,n} \mu_{LW,n}) q_{W1,n} - q_{p,1}; \quad (x, y, z) \in \Gamma_1 \cup \Gamma_2; \quad \tau \in [0, \tau_f]; \quad (4)$$

$$-\lambda_1 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial n} = E_{r,1}; \quad (x, y, z) \in \Gamma_3; \quad \tau \in [0, \tau_f]; \quad (5)$$

$$E_{r,i} = \varepsilon_i \sigma_0 \sum_{j=1}^N \Phi_{ji} \varepsilon_j (T_i^4(x, y, z, \tau) - T_j^4(x, y, z, \tau)), \quad i \neq j; \quad (6)$$

2. Ребра жесткости (Ω_3):

$$c_3 \rho_3 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial \tau} = \lambda_{3,x} \frac{\partial^2 T(x, y, z, \tau)}{\partial x^2} + \lambda_{3,y} \frac{\partial^2 T(x, y, z, \tau)}{\partial y^2} + \lambda_{3,z} \frac{\partial^2 T(x, y, z, \tau)}{\partial z^2}, \quad (x, y, z) \in \Omega_3; \quad \tau \in [0, \tau_f]; \quad (7)$$

Границные условия:

$$-\lambda_3 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial n} = (A_{S3,n} \mu_{SW,n} + \varepsilon_{3,n} \mu_{LW,n}) q_{W3,n} - q_{p,3}; \quad (x, y, z) \in \Gamma_6; \quad \tau \in [0, \tau_f]; \quad (8)$$

$$-\lambda_3 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial n} = E_{r,3}; \quad (x, y, z) \in \Gamma_7; \quad \tau \in [0, \tau_f]; \quad (9)$$

3. Зеркало рефлектора (Ω_5):

$$\begin{aligned} c_5 \rho_5 h_5 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial \tau} &= h_5 \left(\lambda_{5,x} \frac{\partial^2 T(x, y, z, \tau)}{\partial x^2} + \lambda_{5,y} \frac{\partial^2 T(x, y, z, \tau)}{\partial y^2} \right) + \\ &+ ((A_{S5,n} \mu_{SW,n} + \varepsilon_{5,n} \mu_{LW,n}) q_{W5,n} - q_{p5,n} + E_{r,5}) \Big|_{\Gamma_{12}} + \\ &+ \lambda_3 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial n} \Big|_{\Gamma_8} + E_{r,5} \Big|_{\Gamma_{10}}; \quad (x, y, z) \in \Omega_5; \quad \tau \in [0, \tau_f]; \end{aligned} \quad (10)$$

4. Углеродный нагреватель (Ω_4):

$$c\rho_4 h_4 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial \tau} = h_4 \left(\lambda_{4,x} \frac{\partial T^2(x, y, z, \tau)}{\partial x^2} + \lambda_{4,y} \frac{\partial T^2(x, y, z, \tau)}{\partial y^2} \right) + P_{y\partial} h_4 + E_{r,4} \Big|_{\Gamma_9}; \\ (x, y, z) \in \Omega_4; \quad \tau \in]0, \tau_f]; \quad (11)$$

$$P_{y\partial} = \frac{P}{S_h \cdot h_4} \quad (12)$$

5. Внешняя обшивка ребер жесткости (Ω_2):

$$c\rho_2 h_2 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial \tau} = h_2 \left(\lambda_{2,x} \frac{\partial T^2(x, y, z, \tau)}{\partial x^2} + \lambda_{2,y} \frac{\partial T^2(x, y, z, \tau)}{\partial y^2} \right) + \\ + \lambda_1 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial n} \Big|_{\Gamma_4} + \lambda_3 \frac{\partial T(x, y, z, \tau)}{\partial n} \Big|_{\Gamma_5}; \quad (x, y, z) \in \Omega_4; \quad \tau \in]0, \tau_f]; \quad (13)$$

6. Начальные условия:

$$T(x, y, z, 0) = T_0; \quad (x, y, z) \in \Omega_1 \cup \Omega_2 \cup \Omega_3 \cup \Omega_4 \cup \Omega_5, \quad (14)$$

где x, y, z – оси координат; Ω – обозначение номера тела в выбранной области; Γ – обозначение поверхности в выбранной области; T – температура, К; τ – время протекания процесса, с; A_s – поглощательная способность тела в коротковолновом спектре (Солнца); ε – излучательная способность тела (степень черноты); $\mu_{SW,n}$, $\mu_{LW,n}$ – доли внешнего потока излучения в коротковолновом и длинноволновом диапазонах; σ – постоянная Стефана Больцмана, $\text{Вт}\cdot\text{м}^{-2}\cdot\text{К}^{-4}$; ρ – плотность материала, $\text{кг}/\text{м}^3$; λ – коэффициент теплопроводности, $\text{Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$; c – удельная теплоемкость, $\text{Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$; ρ – плотность, $\text{кг}/\text{м}^3$; h – толщина плоского элемента, м; q_p – плотность собственного излучения, Вт ; q_W – плотность потока падающего излучения, $\text{Вт}/\text{м}^2$; E_r – плотность потока излучения, $\text{Вт}/\text{м}^2$; P – мощность КЭ, Вт ; S – площадь поверхности КЭ, м^2 ; S_h – площадь нагревателя, м^2 .

Для работы АСТР была построена программа управления на базе ПИД-регулятора, параметры которого определялись на основе математического моделирования. При этом в качестве целевой температуры использовалась определенная расчетным путем зависимость максимальной температуры зеркала рефлектора от времени.

Результаты моделирования работы АСТР показали, что ее применение позволяет снизить перепад температур на рабочей поверхности рефлектора (Рисунок 4) для момента времени 26 220 с со 100 °C до 22 °C, а также уменьшить уровень температурных перемещений поверхности рефлектора с 1,02 мм до 0,11 мм. Максимальные температурные перемещения зеркала рефлектора с применением АСТР не превышают 0,22 мм, что соответствует критерию отклонений формы рабочей поверхности рефлектора для выбранного диапазона частот.

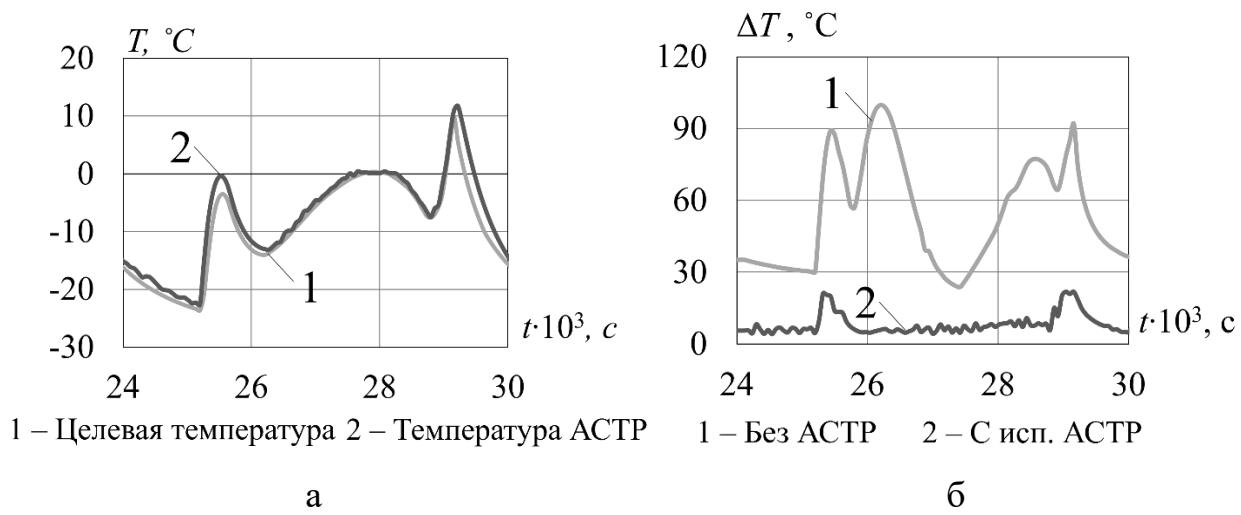


Рисунок 4. Результаты моделирования демонстратора технологий от времени для 5-го витка полета:

а – изменение температуры в точке установки датчика температуры; б – зависимость перепада температуры по поверхности зеркала рефлектора

В третьей главе представлены расчетно-экспериментальные исследования (IV.А-IV.Г) теплофизических характеристик образцов углепластика, а также проведена проверка работоспособности и технологичности углеродных нагревателей.

Для определения теплофизических и термомеханических характеристик углепластика зеркала рефлектора выполнено расчетно-теоретическое исследование с помощью программного комплекса Digimat, который позволяет определить ортотропные характеристики композиционного материала (Рисунок 5).

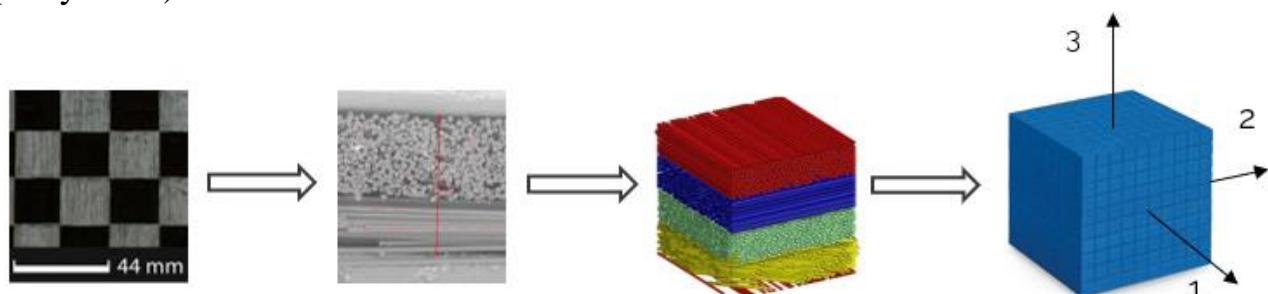


Рисунок 5. Основные этапы гомогенизации композиционного материала

Для оценки корректности найденных расчетно-теоретических значений характеристик углепластика было проведено расчетно-экспериментальное исследование коэффициента теплопроводности в плоскости армирования, основанное на измерении температуры в 3 точках плоского образца и последующим решением коэффициентной обратной задачи теплопроводности (Рисунок 6).

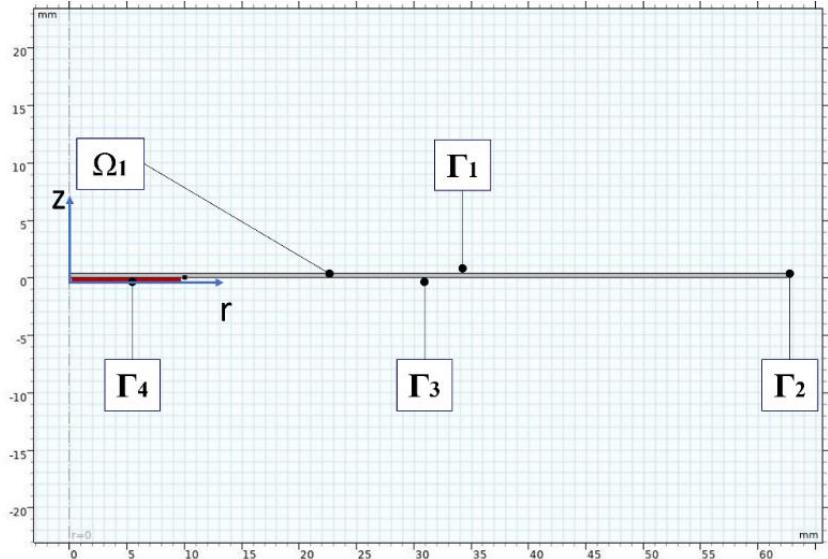


Рисунок 6. Постановка коэффициентной обратной задачи теплопроводности:

$$c_{yn} \rho_{yn}(T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\lambda_{r, yn}}{r \partial r} \left(r \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} \right) + \lambda_{z, yn} \frac{\partial^2 T(r, z, \tau)}{\partial z^2}, \Omega \in \Omega_1; \tau \in [0, \tau_3]; \quad (15)$$

Начальные условия:

$$T(r, z, 0) = T_1, \quad \Omega \in \Omega_1; \quad (16)$$

Границные условия:

$$-\lambda_{z, yn} \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z} = \alpha(r, \tau) \cdot (T(r, z, \tau) - T_f) - \varepsilon_{yn} \cdot \sigma \cdot (T(r, z, \tau)^4 - T_f^4), \quad (17)$$

$$(r, z) \in \Gamma_1 \cup \Gamma_2 \cup \Gamma_3; \quad \tau \in [0, \tau_3];$$

$$-\lambda_{r, yn} \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} = 0, \quad z = 0; \quad \tau \in [0, \tau_3]; \quad (18)$$

$$T(r, z, \tau) = T_h, \quad (r, z) \in \Gamma_4; \quad \tau \in [0, \tau_3]; \quad (19)$$

где C – теплоемкость, Дж/(кг·К); ρ – плотность, кг/м³; T – температура, К; τ – время процесса, с; λ – коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К); z , r – координаты, м; Ω_1 – область образца; Γ – поверхность образца.

Постановка КОЗТ предусматривает определение коэффициента теплопроводности в продольном направлении λ обеспечивающего минимум функционала невязки S экспериментальных и расчетных значений температур в точках измерений:

$$S(\lambda) = \int_0^{\tau_3} \left(\sum_{i=1}^N T_p(r, z, \tau) - T_e(r, z, \tau) \right)^2 d\tau \rightarrow \min, \quad (20)$$

где x, y, z – координаты точек измерения; τ_0 – продолжительность эксперимента; N – число точек измерений температуры; T_p и T_0 – расчетные и экспериментальные значения температуры соответственно.

По результатам проведенного исследования показано, что значения коэффициента теплопроводности углепластика в плоскости армирования определенные расчетно-теоретическим методом и результаты решения коэффициентной обратной задачи теплопроводности хорошо соотносятся друг с другом, их отличие не превышает 7% (Таблица 1).

Таблица 1. Сравнение результатов расчетно-теоретического метода и результатов решения КОЗТ

Направление проведения измерений	Численное моделирование в MSC Digimat	Результат решения КОЗТ	Различие результатов
0°	3,65 Вт/(м·К)	3,99 Вт/(м·К)	8,5%
90°	3,74 Вт/(м·К)	3,94 Вт/(м·К)	5 %
45°	3,65 Вт/(м·К)	4,03 Вт/(м·К)	9,4 %
-45°	3,74 Вт/(м·К)	3,90 Вт/(м·К)	4%
Ср. значение	3,70 Вт/(м·К)	3,97 Вт/(м·К)	6,8%

В четвертой главе была проведена оценка применимости АСТР на полноразмерной модели рефлектора, в том числе в составе радиолокационного комплекса (V.A-IV.B) с использованием уточненных характеристик углепластика (Рисунок 7).

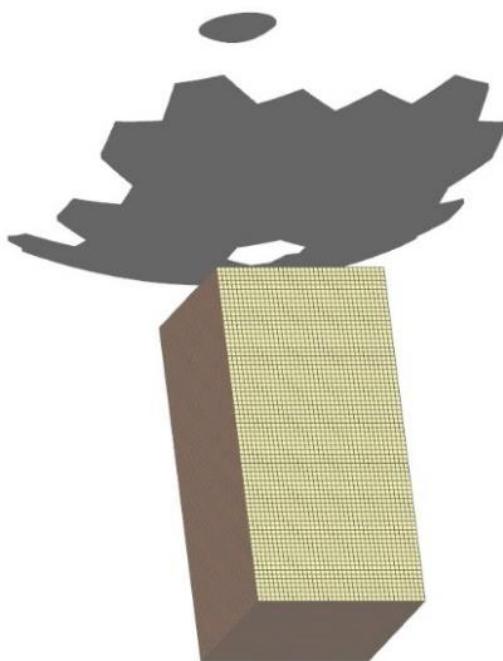


Рисунок 7. КЭМ радиолокационного комплекса

Моделирование температурного и напряженно-деформированного состояния рефлектора в составе полного радиолокационного комплекса (рефлектор, контррефлектор, космический аппарат) в условиях орбитального полета по низкой околоземной орбите показало, что применение АСТР позволяет снизить перепад температур на рабочей поверхности зеркала для момента времени 26 880 с со 179,78 °C до 21,14 °C, а также уменьшить уровень температурных перемещений поверхности рефлектора с 1,89 мм до 0,304 мм (Рисунок 8).

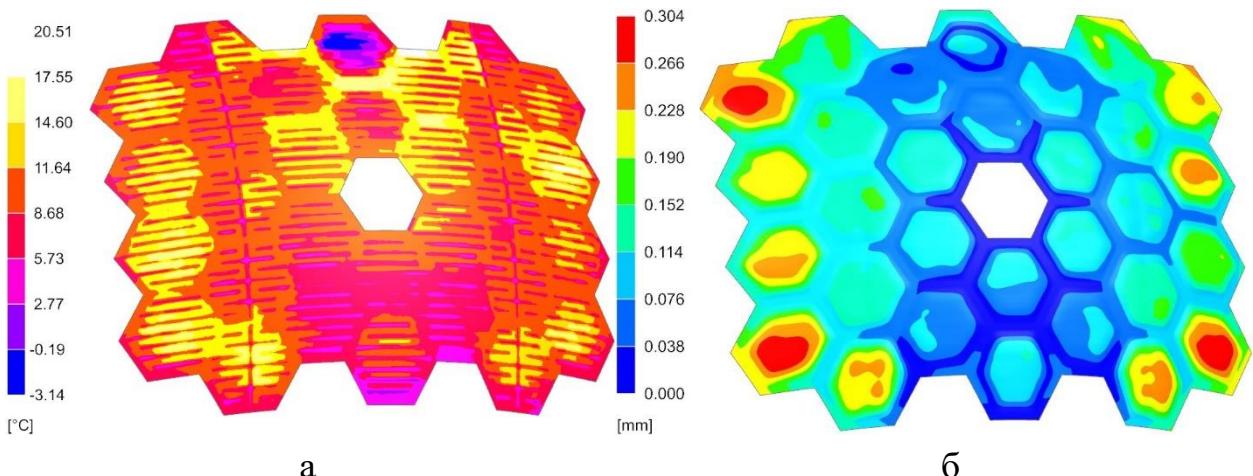


Рисунок 8. Результаты численного моделирования орбитального нагрева конструкции рефлектора радиолокатора в момент времени 26 940с:
 а – распределения температур для конструкции с АСТР, °C;
 б – температурные перемещения для конструкции с АСТР, мм

Была выполнена оценка потребляемой мощности единичного нагревателя АСТР и определено, что для единичного нагревателя, средняя мощность составляет около 25 Вт, при этом пиковое значение потребляемой мощности не превышает 70 Вт.

Оценка суммарных энергозатрат на работу АСТР показала, что средняя потребляемая мощность для всех 40 нагревателей системы АСТР составляет порядка 380 Вт, а максимальная пиковая мощность не превышает 700 Вт (Рисунок 9).

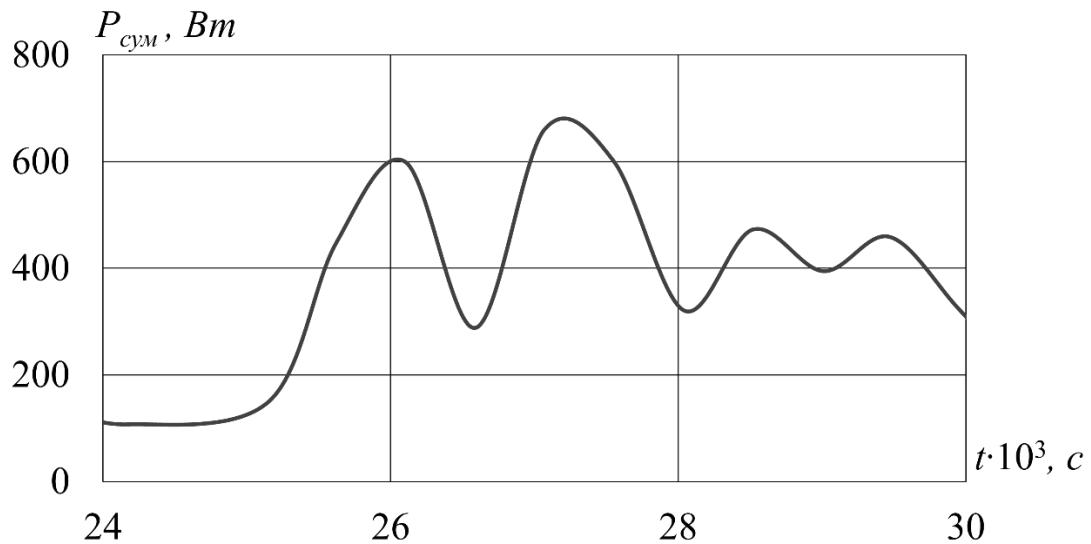


Рисунок 9. Изменение суммарной мощности всех нагревателей АСТР

Таким образом, результаты расчетов подтверждают, что применение АСТР эффективно для обеспечения формы рефлектора антенны радиолокатора, и при этом является допустимым для энергетического баланса КА.

В **заключении** сформулированы основные результаты работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработана и опробована методика выбора параметров конструктивно-компоновочной схемы крупногабаритных рефлекторов антенн радиолокаторов миллиметрового диапазона, направленная на создание перспективных конструкций способных адаптироваться к изменяющимся внешним условиям полета путем контролируемого локального нагрева отдельных секций конструкции.
2. Разработана новая конструктивно-компоновочная схема крупногабаритного рефлектора антенны радиолокатора космического базирования, особенностью которой является использование АСТР рефлектора антенны, которая включает в себя углеродные нагреватели, датчики контроля температуры, программу управления нагревателями и слой ЭВТИ, повышающего эффективность работы системы.
3. Проведено расчетно-теоретическое определение теплофизических и термомеханических характеристик углепластика рефлектора, также расчетно-экспериментальным методом, на основе решения коэффициентной обратной задачи, определен коэффициент теплопроводности углепластика в плоскости армирования. Сравнение результатов расчетно-теоретического и расчетно-экспериментального метода показало их хорошее согласие, отличие не превышает 7%.
4. Проведено моделирование температурного и напряженно-деформированного состояния крупногабаритной антенны радиолокатора с активной системой терморегулирования в условиях орбитального полета. Результаты показали, что при работе АСТР на полноразмерной модели рефлектора антенны радиолокационного комплекса ее применение позволяет снизить перепад температур на поверхности рефлектора с 179,78 °C до 21,14 °C, и при этом уменьшить уровень температурных перемещений поверхности рефлектора с 1,89 мм до 0,304 мм.
5. Проведена оценка энергопотребления АСТР, которая показала, что средняя мощность работы одиночного нагревателя составляет не более 25 Вт. Средняя мощность всех нагревателей системы АСТР составляет порядка 380 Вт, а максимальная пиковая мощность не превышает 700 Вт.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Ажевский Я.А., Новиков А.Д. Исследование температурного и напряжённо-деформированного состояния рефлектора зеркальной космической антенны с оребрением на основе нетканого полиэфирного материала // Ключевые тренды в композитах: наука и технологии. Сборник материалов Международной научно-практической конференции. 2019. С. 8-15. (0,43 п.л./0,33 п.л.)
2. Ажевский Я.А., Новиков А.Д. Проектирование рефлектора зеркальной космической спутниковой антенны из композиционного материала // XLIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов. 2019. С. 49-51. (0,1 п.л./0,05 п.л.)
3. Ажевский Я.А., Новиков А.Д. Влияние схемы закрепления на точностные характеристики космической антенны из композиционного материала // Ключевые тренды в композитах: наука и технологии. Сборник материалов Международного форума. Москва, 2019. С. 3-7. (0,1 п.л./0,05 п.л.)
4. Azhevsky Y.A., Novikov A.D. Study of the thermal and stress-strain state of the reflector of a mirror space antenna made of composite material // AIP CONFERENCE PROCEEDINGS. XLIII ACADEMIC SPACE CONFERENCE: dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists. 2019. 5 p. (0,7 п.л./0,35 п.л.).
5. Azhevsky Y.A., Novikov A.D. Research of temperature and stress-strain state of mirror space antenna reflector with fins based on nonbraided polyester material // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 1, Advances in Composite Science and Technologies. 2019. 6 p. (0,7 п.л./0,35 п.л.).
6. Azhevsky Y.A. Working efficiency analysis of space mirror antenna reflector made of composite materials // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Vol 1060. No. 012027. 2020. 8 p. (0,5 п.л./0,5 п.л.)
7. Новиков А.Д., Ажевский Я.А., Резник С.В., Просунцов П.В. Разработка тонкостенного рефлектора бортовой зеркальной космической антенны // СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии. 2020. № 1-1. С. 194-195. (0,1 п.л./0,025 п.л.)
8. Ажевский Я.А., Просунцов П.В. Управление температурным состоянием рефлектора крупногабаритной спутниковой антенны V и W частотного диапазона // XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов. 2021. С. 186-188. (0,25 п.л./0,015 п.л.)

9. Ажевский Я.А., Просунцов П.В. Повышение эффективности активной системы терморегулирования рефлектора крупногабаритной спутниковой антенны // XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов. 2022. С. 43-46. (0,25 п.л./0,015 п.л.)

10. Ажевский Я.А., Просунцов П.В. Использование активной системы терморегулирования для создания рефлектора антенного комплекса космического базирования // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2022. № 4 (745). С. 87-96. (1,1 п.л./0,6 п.л.)

11. Ажевский Я.А., Просунцов П.В. Оценка эффективности применения активной системы терморегулирования рефлектора крупногабаритной спутниковой антенны // XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов. 2023. С. 96-97. (0,2 п.л./0,1 п.л.)

12. Ажевский Я.А., Просунцов П.В. Выбор параметров активной системы терморегулирования для рефлектора антенного комплекса космического базирования // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 6. С. 257-266. (1,6 п.л./0,8 п.л.)