

На правах рукописи



Семена Николай Петрович

ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ
НАУЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
доктора технических наук

Москва-2019

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Научный консультант:

Алифанов Олег Михайлович – доктор технических наук, профессор, член-корреспондент РАН, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», ведущий научный сотрудник, заведующий кафедрой 601 «Космические системы и ракетостроение»

Официальные оппоненты:

Просунцов Павел Викторович – доктор технических наук, доцент, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н. Э. Баумана), профессор факультета «Специальное машиностроение»

Козелков Андрей Сергеевич – доктор физико-математических наук, Российский федеральный ядерный центр Всероссийский НИИ Экспериментальной физики (РФЯЦ-ВНИИЭФ), начальник научно-исследовательского отдела

Алексеев Владимир Антонович – доктор технических наук, профессор, Акционерное общество «Научно-исследовательский институт точных приборов», начальник лаборатории №6 - заместитель главного конструктора предприятия

Ведущая организация:

Федеральное государственное унитарное предприятие Конструкторское бюро «Арсенал» имени М.В.Фрунзе

Защита состоится 24 09 2019 г. в 10:00 на заседании диссертационного совета Д 212.125.10 при Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении 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 Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте: <https://mai.ru/events/defence>

Автореферат разослан « » 2019 г.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.10

кандидат технических наук,
доцент



Денискина Антонина Робертовна

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Вопросы обеспечения тепловых режимов современных научных космических аппаратов с одной стороны имеют гораздо более высокую значимость по сравнению с аппаратами других типов, а с другой требуют решения более сложных тепловых проблем.

Высокая значимость тепловых вопросов определяется тем, что для решения современных научных задач необходимы предельные характеристики регистрирующей аппаратуры, которые достигаются только при строгой термостабилизации ее элементов на определенных уровнях температуры. Причем в составе одной аппаратуры могут находиться элементы, термостабилизируемые на очень разных уровнях от десятков мК до десятков градусов °С.

В результате система терморегулирования такой аппаратуры имеет более сложную структуру, повышенную чувствительность к внешним тепловым условиям, которые при этом отличаются большим разнообразием по сравнению с ненаучными космическими проектами.

Сочетание чрезвычайно высокой стоимости и уникальности научных космических экспериментов с критической зависимостью их успеха от того, насколько точно в научной аппаратуре будет сформирована требуемая сложная и строгая тепловая структура, делает вопросы обеспечения тепловых режимов космических аппаратов научного назначения крайне **актуальными**.

Одной из основных трудностей решения этих вопросов является **недостаточная разработанность** методов моделирования и формирования тепловых режимов с точки зрения применимости к научным космическим аппаратам. Так, традиционно применяемое для теплового моделирования космических устройств сочетание математического конечно-элементного и экспериментального термобалансного методов, во-первых, не обеспечивает требуемую для прецизионных тепловых режимов научных инструментов достоверность предсказания температуры, а, во-вторых, не позволяет проводить моделирование на стадиях разработки концепции прибора. Это, в свою очередь, ограничивает возможность закладывания в конструкцию прибора сложных и при этом корректных технических решений по формированию комплекса тепловых барьеров и связей, создающих требуемую для научного прибора разветвленную тепловую структуру, состоящую из термостабилизированных зон с очень разной температурой. Кроме того, такая структура, в отличие от традиционной однозонной, требует особых подходов к согласованию с внешними тепловыми условиями.

Исходя из вышеизложенного, **цель** работы состоит в разработке, совершенствовании и реализации теоретико-экспериментальных методов, совокупность которых позволяет обеспечить тепловые режимы космических приборов, требующиеся для решения современных значимых научных задач.

Для достижения данной цели решались две **основные задачи**.

Первая заключалась в совершенствовании методов и средств математического и экспериментального моделирования тепловых режимов космических устройств с целью повышения достоверности предсказания температуры и обеспечения возможности теплового моделирования с ранних стадий создания аппаратуры.

Вторая задача состояла в выработке особого подхода к формированию теплового режима прибора, который позволяет оптимально согласовать между собой внешние тепловые условия, внутреннюю тепловую структуру космического научного прибора и требования к тепловому режиму со стороны решаемой научной задачи.

Разрабатываемые методы и подходы применялись для решения **прикладных задач** по обеспечению тепловых режимов конкретных космических научных приборов, в том числе абсолютно нового для отечественного приборостроения объекта терморегулирования – первого российского зеркального рентгеновского телескопа.

Научная новизна проведенных исследований определяется тем, что впервые создана система теоретических и экспериментальных методов, позволяющая оптимальным образом обеспечить такие тепловые режимы научных космических приборов и приборных комплексов, которые являются максимально адаптированными для решения актуальных научных задач.

Теоретическую значимость работы определяет ценность разработанных теоретических положений для решения проблемных задач терморегулирования сложных космических объектов, в частности, задачи по повышению достоверности и по расширению области использования результатов теплового моделирования, а так же задачи согласования сложных тепловых структур с многообразными окружающими тепловыми условиями космоса.

Практическая значимость работы состоит в возможности применения совокупности разработанных методов для решения прикладных задач по обеспечению тепловых режимов научных космических приборов различного типа, предназначенных для работы в разных тепловых условиях, которая позволила решить тепловые проблемы конкретных рентгеновских,

плазменных и планетных космических научных приборов, запущенных или подготовленных к запуску в космос.

Постановка задачи данного исследования, а также все методы, подходы и результаты, представленные в выносимых на защиту положениях, являются **личным вкладом** соискателя в диссертационную работу. Заимствованные результаты обозначены в работе соответствующими ссылками.

В работе были **использованы методы** качественного анализа, методы математического узлового и конечно-элементного теплового моделирования, термобалансный метод экспериментального моделирования тепловых процессов, методы максимального правдоподобия и методы структурного анализа.

В основу **методологии** положены следующие принципы. На основании анализа мирового опыта и собственного опыта автора были выявлены и обобщены основные проблемы обеспечения прецизионных сложных тепловых режимов космических научных приборов. Данные проблемы включали две составляющие – проблемы, связанные с моделированием тепловых режимов и проблемы формирования этих режимов. Для решения первой группы проблем был выбран способ объединения двух математических методов – узлового и конечно-элементного и одного экспериментального – термобалансного. Объединение осуществлялось на принципах оптимального информационного взаимодействия этих методов и рационального выбора области их использования, а так же широкого использования обратных и смешанных тепловых задач. Применение данных принципов позволило получить новые качества объединенного метода моделирования – более достоверное предсказание температуры и расширение области его использования на те этапы создания прибора, на которых ранее моделирование не проводилось. Проблемы, связанные с формированием теплового режима, решались за счет замены традиционного принципа минимизации тепловых интерфейсов прибора с окружающим пространством принципом теплового встраивания, предполагающим максимально возможное использование всех внешних факторов для обеспечения теплового режима.

Степень достоверности результатов подтверждена результатами использования разработанной совокупности теоретико-экспериментальных методов для обеспечения теплового режима реальных, запущенных в космос или прошедших стадию тепловакуумной обработки, приборов. Сравнение

результатов моделирования, тепловакуумных испытаний и полетной телеметрии позволило оценить корректность разработанного принципа теплового встраивания и достоверность разработанных методов теплового моделирования. Большое разнообразие типов научных инструментов и внешних тепловых условий, для которых были использованы разработанные методы и подходы, показывает, что созданная совокупность методов носит общий характер и имеет широкую область использования.

На защиту выносятся следующие **положения и результаты**:

1. Разработан комплексный метод поиска оптимальных решений по обеспечению тепловых режимов космических научных приборов, объединяющий три метода моделирования – математические узловой и конечно-элементный, а так же экспериментальный термобалансный на принципах оптимального информационного взаимодействия этих методов и рационального выбора области их использования.

2. Разработан экспериментально-аналитический метод, обеспечивающий повышение достоверности математического моделирования тепловых режимов космических научных приборов за счет определения наиболее недостоверных параметров узловой тепловой модели путем их восстановления из результатов термобалансного эксперимента.

3. Разработан метод эквивалентной температуры, позволяющий определить параметры узловой тепловой модели из результатов конечно-элементного моделирования теплообмена узлов тарифованным тепловым потоком.

4. Предложены и реализованы три способа сокращения затрат на тепловакуумные испытания: использование короткофокусной двухзеркальной оптической системы для имитатора солнца, применение теплообменных экранов в имитаторах внешних тепловых потоков, замена полноразмерных объектов испытания масштабными тепловыми моделями, построенными с помощью критериев подобия, основанных на узловой тепловой модели объекта.

5. Предложен принцип теплового встраивания космического научного прибора в окружающие тепловые условия, предполагающий максимально возможное использование этих условий для терморегулирования прибора, основанный на решении обратной тепловой задачи по определению оптимальной конфигурации теплоизлучающих и теплопоглощающих площадей на внешней поверхности прибора.

6. Выявлены и исследованы новые свойства известных систем: возможность определения ориентации космического аппарата по температурам разнонаправленных радиаторов-излучателей, сложная обратная связь в системе термоэлектрический преобразователь – радиатор-излучатель, самофокусировка термдеформированной рентгеновской оптической системы.

7. С помощью разработанных методов, принципов и аппаратных средств решены проблемы обеспечения тепловых режимов сорока космических приборов разного типа, в том числе первого российского зеркального рентгеновского телескопа, предназначенных для проведения научных исследований на орбитах вокруг Солнца, Меркурия Луны, Земли и Марса, на поверхности Луны и Марса, а так же в точке либрации L2.

Результаты работы были внедрены при обеспечении тепловых режимов одиннадцати запущенных в космос научных приборов и приборных комплексов и семи, доведенных до стадии летных образцов с планами запуска в ближайшие годы.

Для **апробации работы** ее результаты были представлены на:

- Международной ежегодной конференции «Астрофизика высоких энергий сегодня и завтра» HEA-2017, Москва, 18-21 декабря 2017 г.;

- Международной ежегодной конференции The International Society For Optics and Photonics (SPIE), Space Telescopes and Instrumentation. – Edinburgh, September 2016; Montreal, August, 2014; Amsterdam, September 2012.

- Международной научно-практической конференции «Научные исследования и эксперименты на МКС», Москва, 8-10 апреля 2015 г.

- Седьмой ежегодной конференции «Физика плазмы в солнечной системе» (Научная программа VI.15 Отделения физических наук РАН), Москва, 6-10 февраля 2012 г.

- Международной космической конференции «Космос без оружия – арена мирного сотрудничества в XXI веке». Москва, 11-14 апреля 2001 г.

- III Международной Конференции «Малые спутники, новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI в.», Королев, Моск. Обл., 27-31 мая 2002.

Основные результаты работы изложены в **20 публикациях**.

Диссертация имеет следующую **структуру и объем**. Работа изложена на 449 страницах машинописного текста и состоит из введения, 5 глав, заключения, списка литературы и одного приложения.

Список используемой литературы содержит 103 отечественных и 97 иностранных источников. Работа иллюстрирована 9 таблицами и 140 рисунками.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Первая глава является обзорной и посвящена анализу тепловых проблем, характерных для современных научных космических приборов. Аналитический обзор позволил уточнить и структурировать задачи по обеспечению тепловых режимов научных инструментов различного типа, а также поставить ограничения на допустимость некоторых тепловых режимов.

Исходя из особенностей внешних тепловых условий, космические научные приборы были разделены на четыре группы:

- высокоорбитальные, которые обладают свободой в выборе орбиты и ориентации, что позволяет обеспечить наиболее комфортные тепловые условия для обеспечения прецизионных тепловых режимов;

- приборы, размещаемые на низкоорбитальных космических аппаратах, например на МКС, в условиях короткопериодических переменных тепловых потоков, затрудняющих обеспечение высокостабильных температурных режимов приборов;

- планетные приборы, для которых практически отсутствует возможность оптимизации тепловых условий, являющихся чрезвычайно разнообразными и имеющих циклическую переменность с длительным периодом;

- приборы, работающие в экстремальных тепловых условиях, например, в составе солнечного зонда или посадочного венерианского аппарата.

При этом степень сложности тепловых проблем современных приборов противоположна этой классификации, поскольку одним из способов решения внутренних тепловых проблем приборов является размещение их в комфортных тепловых условиях. Наиболее проблемными современными объектами терморегулирования являются микроволновые (МВ) и инфракрасные (ИК) телескопы. Только для данных телескопов тепловой фон от зеркала представляет собой прямую помеху для измерения параметров исследуемого явления (см. рис. 1).

Зеркала для этих телескопов должны иметь температуру в несколько К. Решение задачи по охлаждению крупногабаритных зеркал в космосе до такой температуры представляет собой одно из основных направлений

современного научного космического приборостроения. Условно достигнутым пределом является уровень в 50 К.

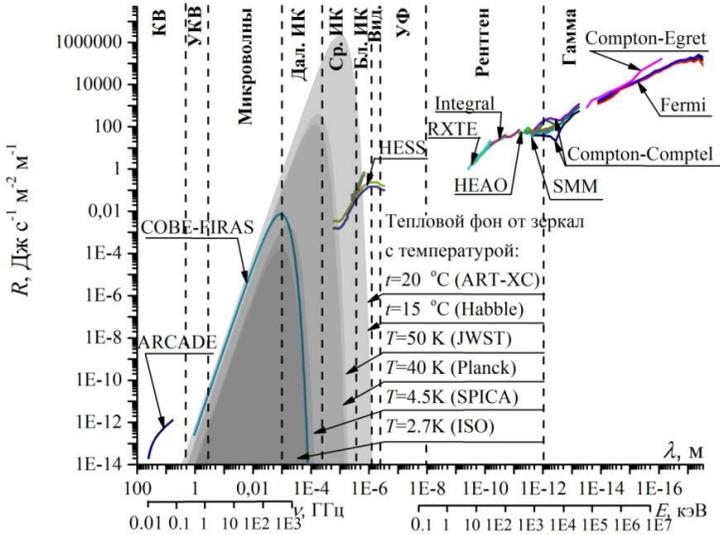


Рисунок 1 – Энергетические спектры диффузного космического фона, измеренного различными астрофизическими инструментами и теплового фона от зеркал космических телескопов, имеющих различную температуру

Вторым по сложности типом астрофизических приборов являются зеркальные рентгеновские телескопы. В работе этот тип телескопов представлен первым российским зеркальным рентгеновским телескопом ART-XC.

Для отечественного приборостроения данный телескоп являлся абсолютно новым объектом. При работе над ним было выявлено несколько новых взаимосвязанных тепловых проблем, нехарактерных для других космических приборов.

Тепловая структура рентгеновского телескопа должна включать две термостабилизируемые зоны – зону зеркал, с температурой 20 ± 2 °С и зону приемников излучения, температура которых, в зависимости от типа детекторов, должна находиться на уровне от 50 мК до -25 °С. Детекторы ART-XC работают на верхнем температурном уровне в диапазоне - $22,5 \pm 2,5$ °С. При этом условия термостабилизации зеркал и детекторов крайне неблагоприятны.

Разница радиационных температур, действующих на верхний и нижний торцы зеркала, достигает 300 К. Выравниванию температуры по нему препятствует низкая тепловая проводимость зеркальных оболочек и невозможность установки на них нагревателей.

Что касается термостабилизированной зоны детекторов, то она должна быть фрагментирована по крайней мере на две части, связанные тепловым образом через нетермостабилизированную зону. При этом зона детекторов размещается рядом с посадочными местами телескопа, температура которых, как правило, не стабилизирована.

В группе низкоорбитальных приборов наиболее проблемными так же являются астрофизические инструменты. Сложности их терморегулирования иллюстрирует один из объектов данной работы – рентгеновский монитор СПИН-Х1-МВН, устанавливаемый на внешней поверхности МКС. В его системе терморегулирования необходимо было разрешить противоречие между сильной переменностью внешних лучистых потоков и необходимостью строгой термостабилизации его приемников излучения на уровне $-30 \pm 2,5$ °С. В общей структуре сложностей тепловых проблем космических научных приборов подобные задачи стоят на третьем месте.

Свою иерархию имеют тепловые проблемы планетных приборов. После венерианских приборов наиболее проблемными объектами терморегулирования являются лунные посадочные аппараты. Сложность обеспечения их тепловых режимов обусловлена большой продолжительностью лунных суток, в течение которых внешние условия изменяются от экстремально холодных – ночью до экстремально горячих – днем.

В целом аналитический обзор показал, что обеспечение тепловых режимов научных космических аппаратов имеет свою специфику и требует адаптации как используемых методов теплового моделирования, так и имеющихся подходов к физическому формированию тепловых режимов приборов.

Вторая глава посвящена адаптации методов теплового моделирования для научных космических аппаратов. Для этого требовалось решить две задачи – повысить достоверность моделирования до степени, соответствующей прецизионным широкодиапазонным тепловым режимам, и обеспечить за счет моделирования корректность решений по сложным системам терморегулирования на ранних стадиях создания прибора.

Решение первой задачи не может быть обеспечено совершенствованием численных или аналитических методов, поскольку это не уменьшит ошибку, возникающую из-за использования исходных параметров, имеющих большой разброс, определяемый индивидуальными особенностями конкретной конструкции.

Для решения данной проблемы в рамках представленной работы была реализована идея определения недостоверных параметров тепловой математической модели из результатов теплового эксперимента. Метод, реализующий данную идею, был назван экспериментально-аналитическим.

Вторая задача решалась за счет принципа масштабирования, то есть формирования математической тепловой модели с самых ранних стадий создания прибора и повышения ее детализации совместно с усложнением конструкции, при обеспечении преемственности моделей.

Таким образом, основой разрабатываемого метода, который был назван методом поиска оптимальных решений, являлись три принципа:

- совместного масштабирования тепловых задач и моделей при соответствии решаемой задачи наиболее подходящему типу математической модели;
- организации рационального информационного обмена между моделями различного типа;
- восстановления параметров математической модели из результатов оптимизированного для этой цели эксперимента.

Для реализации этих принципов традиционного сочетания методов теплового моделирования – математического конечно-элементного и экспериментального термобалансного оказалось недостаточно. Потребовалась компромиссная математическая модель, достаточно корректная и при этом имеющая малое количество узлов. В качестве метода, формирующего такую модель, выбран узловой метод математического моделирования, основанный на комбинации методов элементарных балансов и графов. Основными элементами узловой модели являются тепловые узлы и тепловые связи.

В работе был использован следующий формат узловой модели, содержащей n тепловых узлов ($i=1\dots n$). Произвольному i -тому узлу присваиваются независимые и зависимые от времени τ параметры: масса – m_i ; удельная теплоемкость – c_i ; тепловыделение – $Q(\tau)$; характеристики поверхности внешнего теплообмена: площадь – F_i , угловой коэффициент по отношению к космическому пространству – φ_{Fi-c} , коэффициент поглощения

солнечного излучения – As_i и степень черноты – ε_i ; характеристики поверхности внутреннего теплообмена: площадь – F'_i , и степень черноты – ε'_i .

Тепловые связи произвольных i -того и j -того узлов описываются следующими интегральными параметрами: кондуктивная связь – тепловым сопротивлением R_{i-j} , радиационная – угловым коэффициентом $\varphi_{F'_i-F'_j}$.

В качестве параметров внешних тепловых условий для узла используются: радиационная температура космического пространства – $T_c \approx 4,2$ К и облученности прямым – $Es(\tau)_i$ и отраженным от планеты – $Esp(\tau)_i$ солнечным излучением, а также собственным излучением планеты – $Ep(\tau)_i$.

Результатами моделирования являются значения температуры тепловых узлов – $T(\tau)_i$, определяемые из следующей системы уравнений:

$$m_i \cdot c_i \cdot \frac{dT(\tau)_i}{d\tau} = Q(\tau)_i + (As_i \cdot (Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i) + \varepsilon_i \cdot Ep(\tau)_i) \cdot F'_i + \sum_{j=1(i \neq j)}^n \frac{T(\tau)_j - T(\tau)_i}{R_{i-j}} + \sigma \cdot \sum_{j=1(i \neq j)}^n \frac{(T(\tau)_j^4 - T(\tau)_i^4) \cdot \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot F'_i}{1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon_i^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon_j^{-1} - 1)} - \sigma \cdot (T(\tau)_i^4 - T_c^4) \cdot \varepsilon_i \cdot \varphi_{F'_i-c} \cdot F'_i. \quad (1)$$

При разработке экспериментально-аналитического метода и комплексного метода поиска оптимальных решений были использованы следующие свойства узловых моделей, которые обеспечивались непосредственным доступом к параметрам уравнений:

- возможность определения параметров модели из результатов эксперимента путем решения обратных задач;
- возможность оптимизации параметров системы обеспечения теплового режима (СОТР) итерационными методами или путем решения обратных задач;
- возможность локализации и оперативной корректировки ошибок моделирования за счет постоянного доступа к промежуточным результатам моделирования;
- простота сборки общей математической модели комплекса объектов из моделей отдельных объектов.
- возможность развития модели или ее адаптации к конкретным задачам путем добавления дополнительных или деления имеющихся узлов.

За период создания прибора должны быть решены четыре класса тепловых задач, перечисленных ниже в порядке уменьшения масштаба:

- разработка концепции СОТР прибора, позволяющей обеспечить требуемый тепловой режим;

- определение крупномасштабной карты теплообмена между элементами прибора и их средних температур, оптимизация основных параметров СОТР;

- определение теплового взаимодействия прибора с другими приборами и окружающим пространством, а также средних температур его элементов при нахождении прибора в составе приборного комплекса;

- расчет тепловых полей отдельных частей и прибора в целом.

Первые три задачи решаются с помощью узловых тепловых моделей с последовательным увеличением количества узлов от 10...20 – для первой задачи до 200...2000 – для третьей. Четвертая решается с помощью конечно-элементных моделей.

Ключевое значение имеет среднеформатная модель, названная стандартной узловой тепловой моделью. Ее корректность определяет достоверность результатов всего моделирования. Она является связующим звеном между всеми остальными моделями. Поэтому именно для формирования данной модели используется экспериментально-аналитический метод, позволяющий определить ее характеристики из результатов эксперимента.

Реализация метода включает три стадии: 1 – формирование узловой аналитической тепловой модели объекта, 2 – проведение теплового эксперимента с объектом, 3 – преобразование аналитической модели в экспериментально-аналитическую путем восстановления ее параметров посредством решения обратной тепловой задачи.

При формировании аналитической узловой модели (см. систему (1)) самым трудоемким является расчет тепловых связей между выделенными узлами. В работе предложен метод эквивалентной температуры, значительно облегчающий данный расчет. В данном методе используется конечно-элементное моделирование стационарного теплового режима фрагмента конструкции, объединяющего i -тый и j -тый узлы. При этом назначаются следующие тепловые параметры модели: $Q_{i,j}=1$ Вт, $T_j=0$ К. Значения тепловых связей определяются рассчитанной эквивалентной температурой T_i : $R_{i,j}=T_i$ – если оставлен только кондуктивный теплообмен узлов, $\varphi_{F_i-F_j}=(\sigma \cdot F'_i)^{-1} \cdot T_i^{-4}$ – если задан только радиационный теплообмен.

Для преобразования аналитической модели в экспериментально-аналитическую в работе применен наиболее простой метод максимального правдоподобия – метод наименьших квадратов. Для возможности его использования были выполнены некоторые преобразования системы (1).

Отдельные группы параметров были объединены в комплексные параметры: $E(\tau)_i = (As_i \cdot (Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i) + \varepsilon_i \cdot Ep(\tau)_i) / \varepsilon_i$, $C_i = m_i \cdot c$, $Fe_i = \varepsilon_i \cdot F_i$, $Ie_i = \varphi_{F_i \cdot F_j} \cdot (1 + \varphi_{F_i \cdot F_j} \cdot (\varepsilon'_i)^{-1} - 1) + \varphi_{F_j \cdot F_i} \cdot (\varepsilon'_j)^{-1} - 1)^{-1} \cdot F'_i$. Кроме того, вместо теплового сопротивления $R_{i,j}$ использовалась тепловая проводимость $s_{ij} = 1/R_{ij}$. В результате система (1) может быть представлена как $A \cdot x = b$, где:

$$x = \begin{pmatrix} C_1 \\ \dots \\ C_n \\ Fe_1 \\ \dots \\ Fe_n \\ s_{1-2} \\ \dots \\ s_{(n-1)-n} \\ Ie_{1-2} \\ \dots \\ Ie_{(n-1)-n} \end{pmatrix} \quad \text{– столбец восстанавливаемых параметров;}$$

$$A = \begin{pmatrix} \frac{dT(\tau_1)_1}{d\tau} & \dots & 0 & T(\tau_1)_1^4 & \dots & 0 & T(\tau_1)_1 & \dots & \sigma(T(\tau_1)_1^4) & \dots & 0 \\ & & & E(\tau_1)_1 & & & T(\tau_1)_2 & & T(\tau_1)_2^4 & & \\ & & & & & & & & & & \\ 0 & \dots & \frac{dT(\tau_k)_n}{d\tau} & 0 & \dots & T(\tau_k)_n^4 & 0 & \dots & T(\tau_k)_n & 0 & \dots & \sigma(T(\tau_k)_n^4) \\ & & & & & E(\tau_k)_n & & & T(\tau_k)_{n-1} & & & T(\tau_k)_{n-1}^4 \end{pmatrix} \quad \text{– основная матрица;}$$

$$b = \begin{pmatrix} Q(\tau_1)_1 \\ \dots \\ Q(\tau_k)_n \end{pmatrix} \quad \text{– столбец свободных членов;}$$

$\tau_1, \dots, \tau_k, \dots, \tau_{(N>n)}$ – моменты времени, в которых фиксировались параметры $(T(\tau_k)_i, Q(\tau_k)_i, E(\tau_k)_i)$.

Восстанавливаемые параметры определяются следующим образом:

$$x = (A^T \cdot A)^{-1} \cdot b.$$

Фактически экспериментально-аналитическая модель представляет собой математический инструмент, распространяющий результаты ограниченного теплового эксперимента на тепловые режимы, не воспроизводимые при этом эксперименте.

Экспериментально-аналитический метод позволил частично компенсировать основной недостаток узлового моделирования, обусловленный использованием неизотермических фрагментов конструкции в качестве тепловых узлов модели, которые по условию моделирования должны

быть изотермическими. Компенсация состоит в том, что экспериментально-аналитическая модель позволяет точно предсказать температуру точек объекта, в которых установлены термодатчики при термобалансном эксперименте. Это позволяет точно предсказывать температуру критически важных элементов прибора.

Специализированный эксперимент по проверке данного метода, проведенный в рамках данной работы, показал, что экспериментально-аналитическая модель объекта предсказывала его тепловой режим в 2,6 раза более точно по сравнению с аналитической моделью. При этом абсолютная точность предсказания температуры составляла менее 0,5 °С для большинства узлов модели.

Основная погрешность метода возникает из-за ошибок измерения тепловых характеристик системы при проведении эксперимента. Данная погрешность в работе была скомпенсирована введением доверительного интервала восстанавливаемых параметров, ограниченного максимальным отклонением от аналитически рассчитанной величины $\pm 40\%$ и менее. Метод эквивалентной температуры позволяет сузить этот интервал за счет более точного первоначального расчета.

При работе над тепловыми режимами реальных приборов экспериментально-аналитический метод применялся для восстановления не всех, а только наиболее недостоверных параметров, количество которых определялось числом стационарных тепловых режимов объекта, достигаемых в процессе тепловакуумных испытаний.

Практика использования стандартной узловой модели для прогнозирования тепловых режимов конкретных приборов показала, что она легко адаптируется к специфическим задачам, которые достаточно трудно решить другими методами. К таким задачам относятся:

- определение соотношения параметров системы терморегулирования, обеспечивающего реализацию саморегулирования температуры;
- оптимизационные смешанные задачи;
- формирование критериев масштабного теплового моделирования;
- определение параметров управления ускоренными термобалансными тепловакуумными испытаниями;
- моделирование теплового режима систем со специальными тепловыми элементами типа термоэлектрических преобразователей, термодиодов, газорегулируемых тепловых труб и т.д.

Очевидно, что наиболее затратной частью экспериментально-аналитического метода является его экспериментальная часть – тепловвакуумные испытания (ТВИ). **Третья глава** посвящена сокращению затрат на ТВИ путем оптимизации методов и средств имитации внешних тепловых потоков, воздействующих на объект.

В настоящее время имеются два основных метода имитации внешних тепловых потоков при ТВИ – метод падающих лучистых потоков и метод поглощенного теплового потока.

В случае необходимости воспроизведения спектра и направленности солнечного излучения применяют метод падающих лучистых потоков. Этот метод требует использования имитатора солнца. Традиционный одномодульный параксиальный имитатор солнца имеет значительное удлинение и поэтому занимает до 80% охлаждаемого и вакуумируемого объема экспериментальной установки. Данный фактор в основном и определяет высокую стоимость применения этого метода.

В работе предлагается вместо параксиальной оптической схемы имитатора использовать короткофокусную внеосевую двухзеркальную систему с несоосными и софокусными коллимирующим параболическим и корректирующим эллипсоидным зеркалами (см. рис.2).

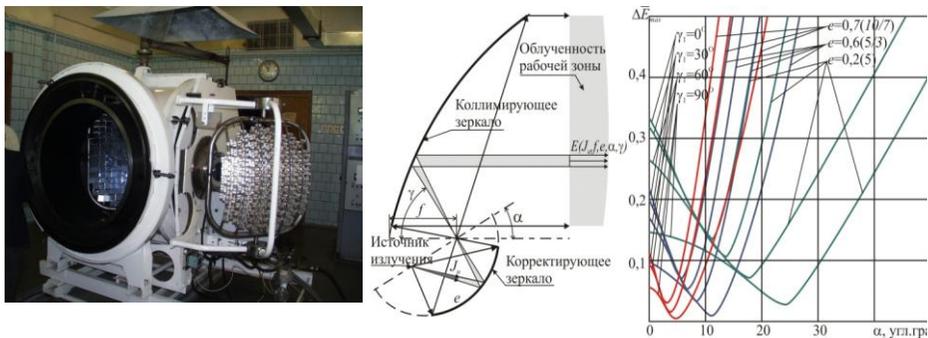


Рисунок 2 – Имитатор солнца ИСИ-0,8, его двухзеркальная оптическая система и зависимость максимальной неравномерности облученности формируемого данной системой светового потока от угла α между осями зеркал при различных значениях эксцентриситета e корректирующего зеркала

Облученность рабочей зоны имитатора, выполненного по данной схеме, определяется следующим образом:

$$E = \frac{J_u}{4 \cdot f^2} \cdot \frac{(1 + \cos(\gamma))^2 \cdot (1 - e^2)^2}{(1 + 2 \cdot e \cdot (\cos(\alpha) \cdot \cos(\gamma) - \sin(\alpha) \cdot \sin(\gamma) \cdot \cos(\delta)) + e^2)^2}$$

Входящие в эту формулу параметры обозначены на рисунке 2. Представленная на рисунке зависимость показывает, что имеется оптимальный набор значений эксцентриситета корректирующего зеркала – e и угла между осями зеркал – α , при котором максимальная неравномерность облученности ΔE_{max} рабочей зоны минимальна и не превышает 1...7 % при наименьшем из возможных удлинении оптической системы.

Использование данной оптической системы позволяет уменьшить занимаемый имитатором солнца объем вакуумной камеры в 2...3 раза. Дополнительным преимуществом подобного имитатора является возможность экономии хладагента, охлаждающего криопанели камеры, за счет оконтуривания светового потока границами объекта испытания посредством экранирования части корректирующего зеркала.

По такой схеме был создан имитатор солнца ИСИ-0,8 с диаметром рабочей зоны 800 мм для криовакуумной камеры ТВУ-2,5.

Метод поглощенного лучистого потока используется для объектов, которые не требуют соответствия спектрального состава и светотехнических характеристик падающих потоков реальным характеристикам лучистых потоков в космосе.

В работе рассмотрены область использования, достоинства и недостатки предельного варианта реализации данного метода в виде плоских нагревательных панелей, закрывающих все внешнее пространство вокруг объекта испытания. Особенностью такого имитатора является придание нагревательным панелям не только функции облучения объекта, но и свойства поглощения излучаемого объектом теплового потока. Преимуществом таких панелей, названных в работе теплообменными экранами, является низкая температура (менее 100 °С) и, соответственно, наиболее простая техническая реализации имитатора на их основе.

Это преимущество позволило в кратчайшие сроки создать имитаторы внешних тепловых потоков и провести тепловакуумные испытания в камере объемом 100 м³ трех крупногабаритных объектов – оптического блока и кареток телескопа «СОДАРТ», а также телескопа «ЕУВИТА».

На базе теплообменных панелей, охлаждаемых элементами Пельтье, была создана тепловакуумная установка ТВУ-0,2 объемом 0,2 м³. Она продемонстрировала свою эффективность для квалификационных испытаний

блоков калибровочных источников рентгеновского телескопа ART-XC и для создания строго тарированных тепловых потоков на внешнюю поверхность теплового тестового макета при проверке экспериментально-аналитического метода.

В работе рассмотрена возможность уменьшения затрат на ТВИ за счет сокращения переходных этапов термобалансных тепловакуумных испытаний от «холодного» к «горячему» режиму. Процесс ускорения состоит из трех стадий: нормального нагрева, форсированного нагрева и возвращения к нормальному нагреву. Управление этим процессом основано на отключении форсированного режима при приближении показаний датчиков температуры к прогнозируемым уровням стационарной температуры, которые определяются на основании экстраполяции зависимостей температур от времени в характерных точках объекта при первоначальном нормальном нагреве. Данный способ был в полном объеме опробован при испытании одного из блоков управления телескопа «СОДАРТ» и в дальнейшем эпизодически применялся при испытаниях отдельных научных приборов.

Потенциально, одним из самых эффективных способов уменьшения стоимости тепловакуумных испытаний является использование масштабных тепловых моделей. В рамках данной работы предложен способ формирования масштабной физической модели полноразмерного объекта с помощью стандартной узловой математической модели (см. систему (1)) с коэффициентом масштабирования $K_M = m_i \cdot c_{ij} / (m_{Mi} \cdot c_{Mi})$ ($i=1 \dots n$) (здесь и далее параметры с индексом « i » относятся к i -тому узлу полноразмерного объекта, а с индексом « Mi » – i -тому узлу его тепловой модели, Q_{Mi} – суммарный поглощенный i -тым узлом модели тепловой поток).

Тепловые узлы и связи физической масштабной модели формируются на базе пяти критериев:

1. Тепловыделений: $Q_i / Q_{Mi} = K_M$
2. Поглощенных тепловых потоков: $(A_{s_i} \cdot (E_{s_i} + E_{sp_i}) + \varepsilon_i \cdot E_{p_i}) - \varphi_{Fi-c} \cdot \varepsilon_i \cdot \sigma \cdot (T_{Mc}^4 - T_c^4) \cdot F_i / Q_{Mi} = K_M$
3. Площадей внешнего теплообмена: $(\varphi_{Fi-c} \cdot F_i) / (\varphi_{F_{Mi}-c} \cdot F_{Mi}) \cdot \varepsilon_i \cdot (\varepsilon_{Mi}^{-1} + \varepsilon_{Mc}^{-1} - 1) = K_M$
4. Кондуктивных тепловых связей: $R_{Mi-Mj} / R_{i-j} = K_M$
5. Площадей внутреннего теплообмена: $\frac{\varphi_{F_i'-F_j'} \cdot F_i'}{\varphi_{F_{Mi}'-F_{Mj}'} \cdot F_{Mi}'} \cdot \frac{(1 + \varphi_{F_{Mj}'-F_{Mi}'} \cdot (\varepsilon_{Mi}^{-1} - 1) + \varphi_{F_i'-F_{Mj}'} \cdot (\varepsilon_{Mj}^{-1} - 1))}{(1 + \varphi_{F_i'-F_j'} \cdot (\varepsilon_i^{-1} - 1) + \varphi_{F_j'-F_i'} \cdot (\varepsilon_j^{-1} - 1))} = K_M$

Основной областью использования такой масштабной модели является отработка системы управления нагревателями сложного объекта, для которой необходимо воспроизведение большого числа разнообразных тепловых режимов.

Четвертая глава работы посвящена способам физического формирования прецизионных тепловых режимов приборов.

Традиционный подход минимизации тепловых интерфейсов космического аппарата с окружающим пространством предлагается заменить принципом теплового встраивания в окружающие условия, который предполагает максимально возможное использование всех внешних тепловых факторов.

Физическим инструментом этого принципа является ориентация и площадь открытых теплоизлучающих и теплопоглощающих площадей на внешней поверхности прибора. Математическим инструментом служит обратная тепловая задача по определению этих ориентаций и площадей.

Данный принцип в работе был реализован в трех вариантах: многорадиаторной системы, трансформирующейся системы и оптимального теплового взаимодействия с окружающей конструкцией.

Многорadiаторная система актуальна для приборов, внешняя поверхность которых постоянно меняет свою ориентацию по отношению к Солнцу, например, при их размещении на поверхности МКС. Для одного из таких приборов – рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН, который должен быть установлен на российском сегменте МКС в 2020 г., подобная система была реализована в варианте двух оппозитных профилированных радиаторов(см. рис. 3).

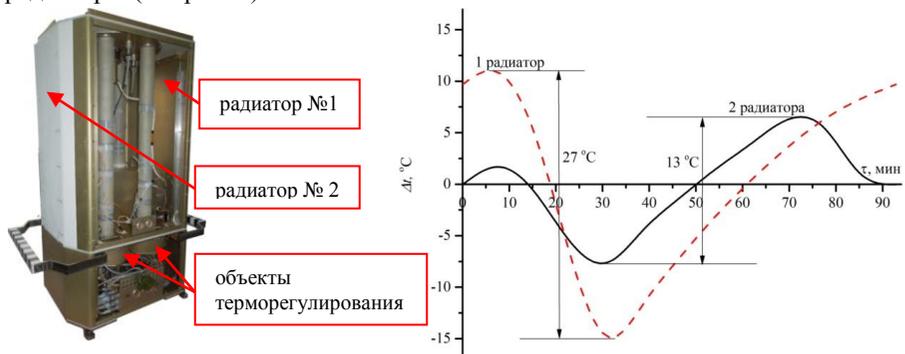


Рисунок 3 – Рентгеновский монитор СПИН-Х1-МВН и профиль колебания температуры объекта терморегулирования при использовании одного или двух радиаторов за один орбитальный период

Математическое моделирование и эксперимент показали, что колебания температуры системы из двух радиаторов будут в два раза ниже по сравнению с вариантом использования одного из двух радиаторов.

Если в многорадиаторной системе радиаторы теплоизолировать друг от друга (далее, такие радиаторы будут называться термочувствительными элементами – ТЧЭ), то знание их температуры можно использовать для решения обратной задачи по расчету направления на внешние источники тепла – Солнце и планету, то есть для определения ориентации такой системы (см. рис.4).

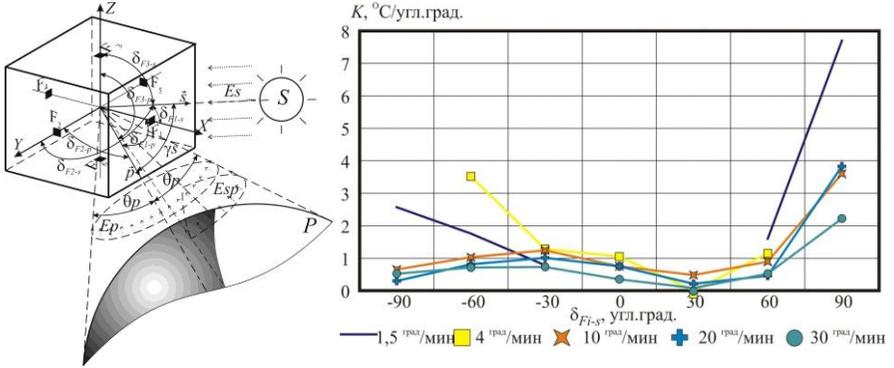


Рисунок 4 – Расчетная схема определения ориентации системы из шести ортогональных ТЧЭ и зависимость чувствительности $K(\delta_{Fi-s})$ одного ТЧЭ при различной скорости изменения угла между нормалью к ТЧЭ и направлением на Солнце

Упрощенный алгоритм решения этой задачи, основанный на базовой узловой модели (1) из шести ТЧЭ ($i=1\dots6$) и расчетной схемы, показанной на рис. 4, представлен ниже.

$$\begin{aligned}
 &As_i \cdot (E_{s_i} + E_{sp_i}) + \varepsilon_i \cdot E_{p_i} \approx \varepsilon_i \cdot \sigma \cdot (T_i^4 - T_c^4) - m_i \cdot c_i / F_i \cdot \Delta T_i / \Delta \tau_i; \\
 &\varphi_{Fi-p} = 4 \cdot (1 - Ap) \cdot E_{p_i} / E_{s_0}; \quad \varphi_{Fi-sp} = Ap \cdot E_{p_i} / E_{s_0}; \\
 &\cos \delta_{Fi-s} = E_{s_i} / E_{s_0}; \quad \delta_{Fi-p} \approx f(\cos \delta_{Fi-s}, \varphi_{Fi-p}, \varphi_{Fi-sp}); \\
 &\begin{cases} \vec{S} \cdot \begin{bmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \end{bmatrix} = \vec{S} \cdot \begin{pmatrix} \vec{e}_x \cdot \vec{e}_y \\ \vec{e}_x \cdot \vec{e}_y \end{pmatrix} - \vec{e}_x \cdot \begin{pmatrix} \vec{S} \cdot \vec{e}_y \\ \vec{S} \cdot \vec{e}_y \end{pmatrix} \\ \vec{p} \cdot \begin{bmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \end{bmatrix} = \vec{p} \cdot \begin{pmatrix} \vec{e}_x \cdot \vec{e}_y \\ \vec{e}_x \cdot \vec{e}_y \end{pmatrix} - \vec{e}_x \cdot \begin{pmatrix} \vec{p} \cdot \vec{e}_y \\ \vec{p} \cdot \vec{e}_y \end{pmatrix} \\ \vec{e}_x \cdot \vec{e}_y = \vec{e}_z \end{cases}
 \end{aligned}$$

В данных уравнениях: ΔT_i – изменение температуры i -того ТЧЭ за промежуток времени $\Delta \tau_i$; φ_{Fi-p} , φ_{Fi-sp} – угловые коэффициенты i -того ТЧЭ по отношению к полной и освещенной Солнцем поверхности планеты; Ap –

альбедо планеты; e_x , e_y , e_z – орты соответствующих осей координат. Остальные обозначения представлены на рисунке 4 или соответствуют обозначениям в математической модели (1).

Экспериментальные исследования чувствительности (K °C/угл. град) пары ТЧЭ к изменению направления на Солнце (δ_{F-s}) показали, что при погрешности измерения температуры менее 0,1 К точность определения направления на Солнце не хуже 0,5 угл. мин. при угловой скорости КА до 30 угл. град./мин (см. рис. 4 – зависимость $K(\delta_{F-s})$). Такая система может быть использована как аварийная или резервная система определения ориентации.

Использование свойства трансформации при тепловом встраивании в окружающие условия открывает путь для разрешения некоторых сложных тепловых проблем планетных приборов, в частности, проблемы обеспечения приемлемого теплового режима лунных приборов. Сложность решения этой проблемы иллюстрирует лунный манипуляторный комплекс (ЛМК), входящий в состав посадочного модуля «Луна-глоб» (см. рис. 5).

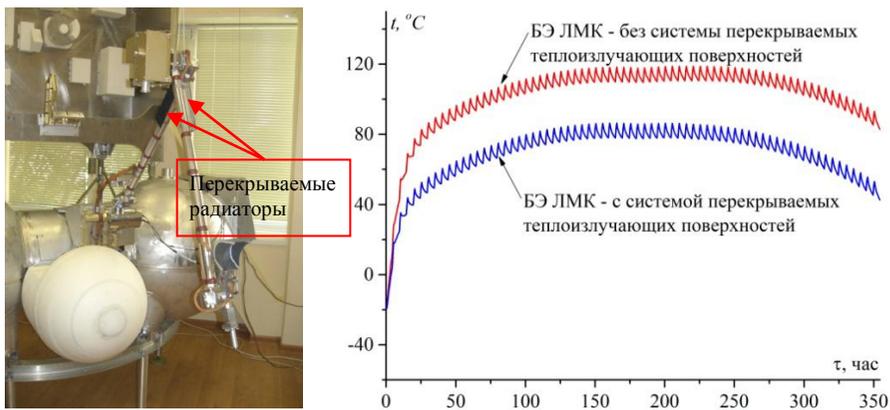


Рисунок 5 – ЛМК с перекрываемыми радиаторами и дневная температура блока электроники (БЭ) ЛМК с перекрываемыми радиаторами и без них

Для ЛМК отсутствовала возможность применения экрано-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) из-за подвижности его элементов и использования электрического нагревателя по причине недостаточности энергоресурсов продолжительной лунной ночью. В результате ЛМК либо перегревался до +120 °C днем при применении радиоизотопного нагревателя, либо переохлаждался ночью до -130 °C без него.

Свойство трансформации ЛМК позволило установить на штангах ЛМК радиаторы, открытые днем и взаимно перекрываемые ночью. Это дало возможность снизить максимальную дневную температуру его элементов до 75...80 °С при сохранении допустимого уровня температур -30...-60 °С ночью.

Принцип теплового встраивания позволяет решить не только проблемы оптимизации теплового взаимодействия прибора с естественной окружающей средой, но и проблемы тепловой интеграции прибора в приборный комплекс, который первоначально для этого не предназначался. Как правило, тепловые интерфейсы такого прибора с космическим аппаратом имеют минимальный уровень комфорта. Поэтому для прибора задача теплового встраивания превращается в задачу адаптации к заведомо неоптимальным тепловым условиям.

Такая задача в рамках представленной работы решалась для двух приборных комплексов, которые в настоящее время функционируют в космосе – спектрометрического комплекса АЦС (см. рис. 6), введенного в состав европейского орбитального модуля TGO миссии ExoMars на поздней стадии реализации проекта и плазменного комплекса «Плазма-Ф», установленного в качестве дополнительной научной аппаратуры на радиотелескопе «СПЕКТР-Р» (см. рис. 7).

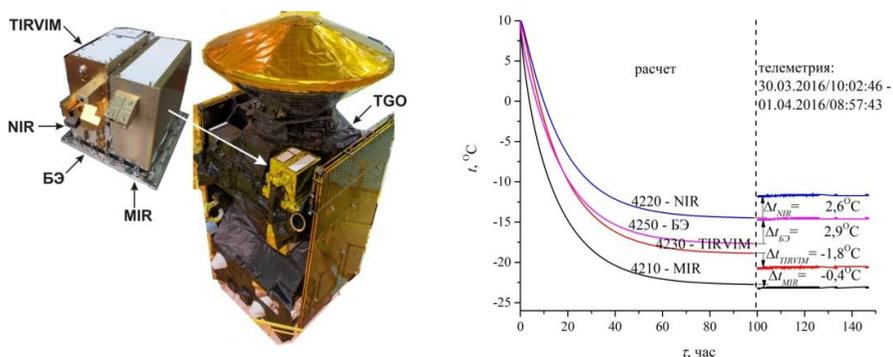


Рисунок 6 – Спектрометрический комплекс АЦС в составе орбитального модуля TGO и сравнение результатов моделирования и телеметрических показаний температуры его узлов

Эти два комплекса демонстрируют два аспекта теплового встраивания – математический и физический.

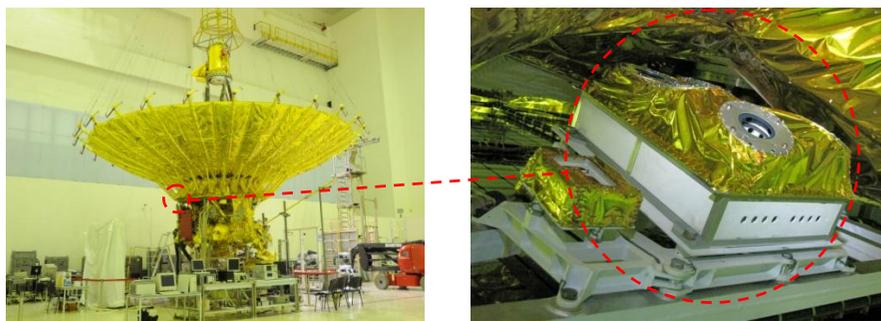


Рисунок 7 – Приборы плазменного комплекса «Плазма-Ф» и место его установки на радиотелескопе «СПЕКТР-Р»

Проблема математического встраивания тепловой модели АЦС в модель TGO состояла в несоответствии форматов этих моделей при отсутствии времени для разработки тепловой модели АЦС в требуемом формате.

Проблемой физического теплового встраивания комплекса «Плазма-Ф», состоящего из приборов БМСВ и ДС, являлось трудно прогнозируемое тепловое воздействие на эти приборы со стороны десятиметровой антенны радиотелескопа, заполняющей значительную долю окружающего их внешнего пространства.

В обоих случаях проблему удалось решить с помощью основного инструмента представленной работы – стандартной узловой тепловой модели. В первом случае за счет незначительного переформатирования модели АЦС. Во втором за счет введения в модели БМСВ и ДС дополнительного узла, описывающего антенну и последующего определения таких параметров модели, при которых тепловое воздействие этого узла на остальные узлы обеспечивает тепловой режим прибора близкий к требуемому. Корректность использования стандартной узловой модели и в первом и во втором случае была подтверждена анализом телеметрической информации после запуска. Результаты моделирования отличались от полетной телеметрии на величину 2...3 °С.

Принцип теплового встраивания предполагает исследование всех возможных тепловых взаимосвязей элементов прибора и окружающих условий. Такой подход позволил выявить необычные тепловые свойства сочетания термоэлектрического преобразователя (ТЭП) с радиатором-излучателем.

Важность знания этих свойств определяется тем, что подобные системы используются во многих космических телескопах, в которых приемники излучения находятся на температурном уровне 200...250 К.

Концептуальная узловая модель этой системы имеет следующий вид (см. рис.8):

$$C_o \cdot \frac{dT_o}{d\tau} = Q_o \pm \Delta Q - E \cdot I \cdot T_o + \frac{I^2 \cdot R_e}{2} + \frac{T_h - T_o}{R_{h-o}};$$

$$C_h \cdot \frac{dT_h}{d\tau} = E \cdot I \cdot T_h + \frac{I^2 \cdot R_e}{2} - \frac{T_h - T_o}{R_{h-o}} - \frac{T_h - T_F}{R_{h-F}};$$

$$C_F \cdot \frac{dT_F}{d\tau} = \frac{T_h - T_F}{R_{h-F}} + ((As \cdot (Es + Esp) + \varepsilon \cdot Ep) - \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_F^4) \cdot F,$$

где I – ток через ТЭП, E , R_e – коэффициент Зеебека и электрическое сопротивление ТЭП. Остальные обозначения соответствуют обозначениям в модели (1), в которых индекс «O» обозначает объект терморегулирования, установленный на теплопоглощающей поверхности ТЭП, «h» – тепловыделяющую поверхность ТЭП, «F» – радиатор.

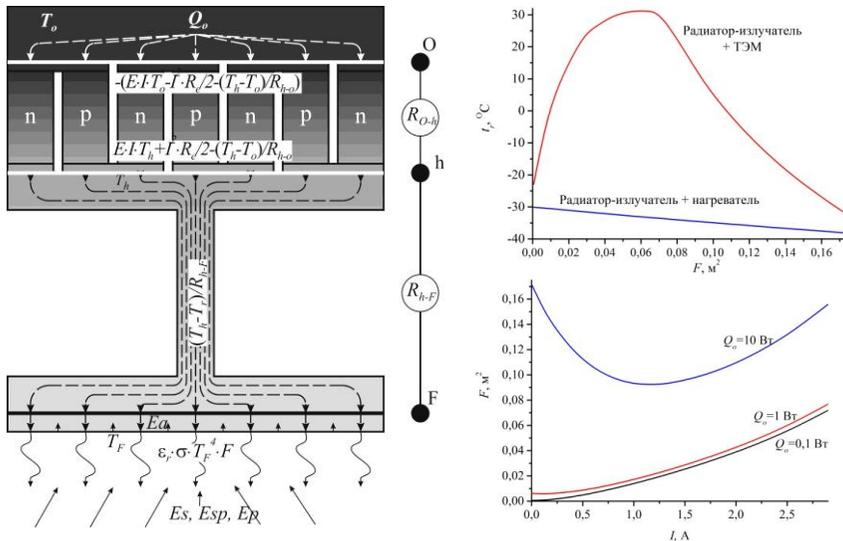
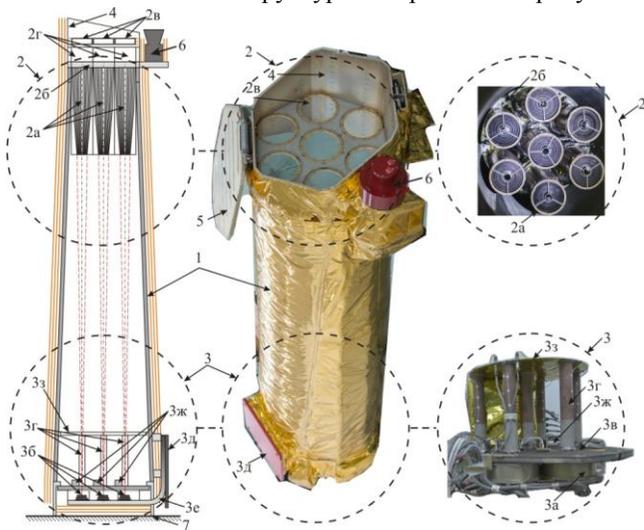


Рисунок 8 – Тепловая схема системы ТЭП-радиатор и зависимости $F(I)$ и $t_F(F)$ для этой системы при температуре объекта термостабилизации -30°C

В результате исследования данной модели были обнаружены экстремумы в некоторых зависимостях. Например, при определенной температуре объекта термостабилизации зависимость площади радиатора-излучателя от тока через ТЭП – $F(I)$ имеет минимум, а зависимость температуры радиатора-излучателя от его площади – $t_F(F)$ – максимум. Полученные результаты были применены при формировании СОТР вышеупомянутого рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН, в котором ТЭП сочетаются с оппозитными радиаторами.

Самой сложной и ответственной прикладной задачей, решаемой в рамках данной работы, являлась задача обеспечения теплового режима первого отечественного зеркального рентгеновского телескопа ART-ХС (Astronomical Roentgen Telescope – X-ray Concentrator), входящего в состав международной рентгеновской обсерватории «СПЕКТР-РГ», запуск которой планируется в 2019 г. Решению данной задачи посвящена **пятая глава** работы. Данный телескоп и его структура изображены на рисунке 9



1 – углепластиковый тубус, покрытый ЭВТИ; 2 – зона размещения РОС (2а – РЗС; 2б – плита РОС; 2в – рентгенопрозрачный солнечный экран; 2г – нагреваемая бленда); 3 – зона размещения КРД (3а – УРД; 3б – детекторы; 3в – плита КРД; 3г – коллиматор; 3д – радиатор КРД; 3е – тепловые трубы КРД; 3ж – БКИ; 3з – тепловой экран КРД) 4 – узел защиты РОС; 5 – крышка узла защиты РОС; 6 – звездный датчик; 7 – посадочные места телескопа на платформе научной аппаратуры

Рисунок 9 – Схема и общий вид оптического модуля телескопа ART-ХС и его основных составных частей

Сложность терморегулирования ART-XC была обусловлена особенными, несоответствующими другим астрофизическим приборам, требованиями к тепловому режиму рентгеновских телескопов и отсутствием отечественного опыта в создании и, соответственно, в обеспечении теплового режима подобных инструментов.

ART-XC предназначен для наблюдений в жестком диапазоне энергий 6...30 кэВ. Его масса составляет 350 кг, габаритные размеры – 3472x1044x922 мм, энергопотребление – 300 Вт.

Рентгеновская оптическая система телескопа (РОС – 2, см. рис.9) включает семь рентгеновских зеркальных систем (РЗС – 2а), в фокусе каждой из которых установлен *CdTe* детектор, интегрированный в узел рентгеновского детектора (УРД – 3а). Семь УРД объединены в комплекс рентгеновских детекторов (КРД – 3). Геометрическое сопряжение РОС и КРД обеспечивает конический углепластиковый тубус (1). Для калибровки детекторов имеются блоки калибровочных источников (БКИ – 3ж).

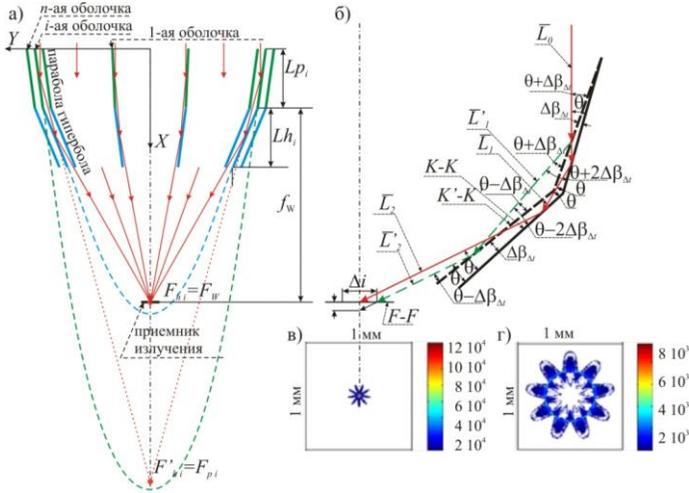
Основной задачей СОТР телескопа является поддержание оптимальных тепловых состояний рентгеновских зеркал и детекторов. Поскольку отечественный опыт создания подобных телескопов отсутствовал, то для данных элементов необходимо было проведение исследований влияния температуры на их характеристики с целью определения оптимальных тепловых состояний этих элементов.

РЗС телескопа ART-XC представляет собой 28 соосных тонкостенных оболочек диаметром от 50 до 150 мм, высотой 480 мм. Профиль оболочек (Wolter I) имеет два сегмента – параболоидный и гиперболоидный (см. рис. 10 а).

Математическое моделирование PSF (Point Spread Function) в фокусе рентгеновских зеркал, при их различном осевом температурном градиенте выявило необычный, но чрезвычайно полезный эффект самофокусировки рентгеновских зеркал при линейных осевых температурных градиентах при условии сохранения температуры их заделки на начальном уровне. Возвращение фотона на первоначальную траекторию обусловлено тем, что отклонение его траектории при отражении от деформированного параболоидного сегмента зеркальной оболочки компенсируется обратным отклонением при отражении от деформированного гиперболоидного сегмента (см. рис. 10 б).

Для визуализации эффекта на рис.10 представлены результаты моделирования PSF при термодформации внешней оболочки РЗС ART-XC

(в) и оболочки с эквивалентным параболюидным профилем (г), которые демонстрируют значительно большую расфокусировку параболюидной оболочки.



а) Параметры Wolter I: F_w – фокус, f_w – фокальное расстояние; параметры параболюидного сегмента i -той зеркальной оболочки: L_{pi} – высота, F_{pi} – фокус; параметры гиперболюидного сегмента i -той зеркальной оболочки: L_{hi} – высота сегмента, F_{hi} – фокус, б) $K-K$, $K'-K'$ – образующие недеформированной и деформированной оболочек; L_0 – направление падения фотона; L_1 , L'_1 – направления движения фотона после первого отражения от недеформированной и деформированной оболочек; L_2 , L'_2 – направления движения фотона после второго отражения от недеформированной и деформированной оболочек; $F-F'$ – фокальная плоскость; Δi , Δf – диаметр зоны отклонения фотона на фокальной плоскости и смещение фокуса при термодформации оболочки

Рисунок 10 – Схема РЗС (а), схема возвращения фотона на исходную траекторию при двойном отражении от термодформированной оболочки РЗС (б) и результаты моделирования PSF Wolter I и эквивалентного параболюида (в, г)

Полученные результаты показывают, что общепринятое жесткое ограничение температурных градиентов вдоль рентгеновского зеркала на уровне $2...3 \text{ }^\circ\text{C}$ в случае ART-XC может быть ослаблено до уровня $10...20 \text{ }^\circ\text{C}$ без существенной деградации углового разрешения и эффективной площади РЗС.

Данный эффект имел особую ценность именно для телескопа ART-XC, поскольку из-за значительного удлинения его зеркал практически невозможно обеспечить общепринятые температурные ограничения. Для

ART-XC эти ограничения были расширены до 20 ± 10 °С. Кроме того, выявленный эффект позволял составить стратегию сохранения работоспособности зеркал телескопа при аварийном уменьшении энергоснабжения СОТР.

Экспериментальные исследования характеристик детекторов ART-XC позволили определить оптимальный температурный диапазон их работы: $-22,5 \pm 2,5$ °С.

Для обеспечения теплового режима ART-XC были проведены все стадии предложенного в рамках данной работы комплексного метода поиска оптимальных решений: концептуальное моделирование, разработка стандартной узловой модели, термобалансные испытания, восстановление параметров экспериментально-аналитической модели, конечно-элементное моделирование и завершающие поверочные тепловакуумные испытания (см. рис. 11).

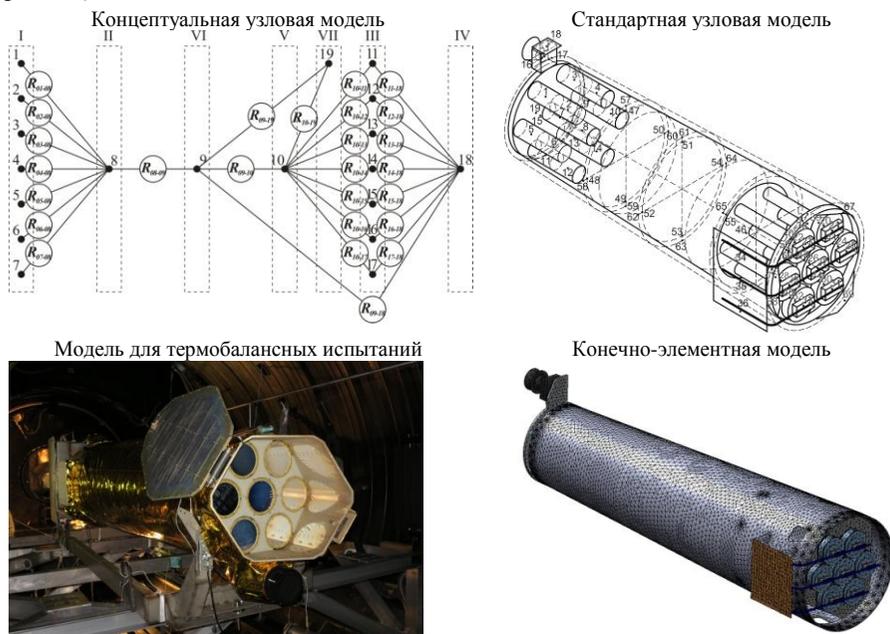


Рисунок 11 – Набор моделей ART-XC, используемых в комплексном методе оптимальных решений по обеспечению теплового режима телескопа

Эффективность данного метода демонстрируют результаты первичных и завершающих термобалансных испытаний телескопа (см. рис.

12), между которыми и были реализованы все этапы метода поиска оптимальных решений. Первичные термобалансные испытания, проводимые с тепловым эквивалентом телескопа, продемонстрировали выход за допустимые пределы тепловых режимов его ключевых элементов – РЗС и детекторов. Одновременно эти испытания позволили составить крупномасштабную карту реального теплообмена телескопа и выявить некорректные исходные данные, используемые в конечно-элементном моделировании. Это, в свою очередь, дало возможность изменить параметры конструкции и СОТР телескопа для необходимой коррекции теплового режима. Образец телескопа для конструкторско-доводочных испытаний (КДИ) был выполнен с учетом сделанных изменений, а сами КДИ подтвердили корректность этих изменений.

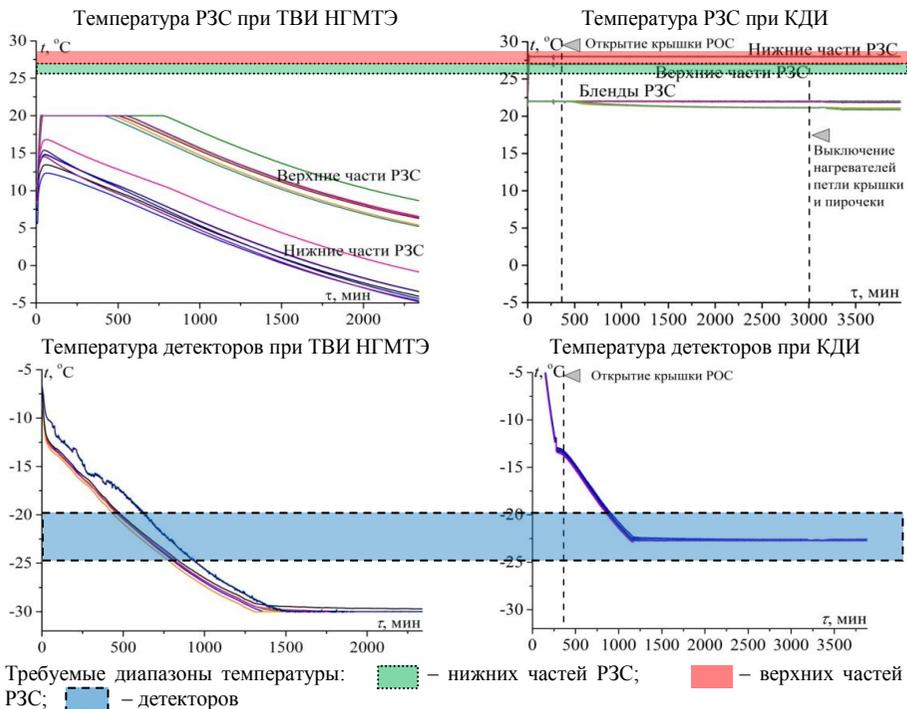


Рисунок 12 – Тепловые режимы РЗС и детекторов при ТВИ НГМТЭ и при КДИ

Исследование тепловых режимов ART-XC показало, что СОТР подобных телескопов должны строиться на несколько иных принципах по сравнению с типовыми СОТР космических приборов, базирующимися на опорном тепловом элементе. Тепловая структура рентгеновского телескопа представляет собой несколько термостабилизированных на разном температурном уровне зон. Некоторые из этих зон фрагментированы и должны быть тепловым образом связаны через нетермостабилизированные области. Ключевыми параметрами СОТР, обеспечивающей формирование такой структуры, являются уровни тепловых барьеров, разделяющих разнотемпературные зоны и тепловых связей, объединяющих фрагментированные термостабилизированные тепловые зоны. Предварительный анализ показывает, что данный подход может быть распространен на космические телескопы других типов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1 Создана совокупность теоретико-экспериментальных методов, позволяющих обеспечить тепловые режимы научных приборов, требующиеся для решения современных значимых научных задач.

2. В состав этой совокупности входят:

- комплексный метод поиска оптимальных решений по обеспечению тепловых режимов космических научных приборов;
- экспериментально-аналитический метод;
- тепловое встраивание прибора в окружающие условия.

3. Разработаны теоретические положения для реализации этих методов, базирующиеся на предложенных в диссертации:

- трансформируемой и масштабируемой узловой тепловой модели;
- методе эквивалентной температуры;
- постановках и методах решения семейства обратных и смешанных тепловых задач.

4. Разработанные в диссертации средства проведения эксперимента, обеспечивающие реализацию предложенных теоретико-экспериментальных методов, включают:

- имитатор Солнца с двухзеркальной параболоидно-эллипсоидной оптической системой, который был изготовлен в виде вакуумной приставки малого объема к тепловакуумной установке ТВУ-2,5;

- имитаторы тепловых потоков на основе теплообменных экранов, разные варианты которых были изготовлены для испытания крупногабаритных объектов в вакуумной камере ТВУ-100Г;

- набор критериев для формирования масштабной тепловой модели для отработки сложных тепловых режимов, в процессе которой требуется большая серия экспериментов.

5. При решении проблем обеспечения тепловых режимов приборов выявлены новые свойства известных систем:

- возможность определения ориентации космического аппарата по температурам разнонаправленных радиаторов-излучателей;

- сложная обратная связь в системе термоэлектрический преобразователь – радиатор-излучатель;

- самофокусировка термдеформированной рентгеновской оптической системы.

6. Созданная совокупность методов, разработанные и изготовленные оригинальные экспериментальные установки, а так же выявленные и исследованные новые свойства тепловых систем позволили решить проблемы обеспечения тепловых режимов сорока космических научных приборов. В данный перечень входят одиннадцать приборов, запущенных в космос и семь приборов, доведенных до стадии летных образцов с планами запуска в ближайшие годы:

- сканер спектрометра «Фебус», входящий в состав меркурианского орбитального модуля МРО, запущенного на околомеркурианскую орбиту 20 октября 2018 г. (проект VeriColombo);

- спектрометрический комплекс АЦС, находящийся в настоящее время на околомарсианской орбите в составе европейского модуля TGO (проект ExoMars 2016, запущен 14.03.2016);

- плазменный комплекс «Плазма-Ф», функционирующий на высокоапогейной орбите в составе космического радиотелескопа «СПЕКТР-Р» с 18.07.2011 до настоящего времени;

- микроспутник «Колибри 2000», проработавший на околоземной орбите с 20 марта до 5 мая 2002 г.;

- приборы КА «Фобос-Грунт», запущенного в космос 9 ноября 2011 г, аварийно сошедшего с орбиты 15.01.2013 г.: манипуляторный комплекс, стереокамера, спектрометры «ТИММ» и «MicrOmega», масс-спектрометр «Лазма» и измеритель ионов «Манага-Ф»;

- первый российский зеркальный рентгеновский телескоп ART-XC, предназначенный для работы в точке либрации L2 в составе международной астрофизической обсерватории «СПЕКТР-РГ» с 2019 г.;

- рентгеновский монитор СПИН-Х1-МВН, подготовленный для установки на МКС в 2020 г.;

- приборы ISEM и МДС-Л, предназначенные для работы на поверхности Марса (проект «ЕхоMars 2020», планируемый запуск 2020 г.);
- приборы ЛМК, ПМЛ, ЛИС-ТВРПМ, Лина-Р, Ариес-Л, «Сейсмометр-пш-НЧ», предназначенные для работы на поверхности Луны (проект «Луна-Глоб», планируемый запуск 2021 г.).

Основные положения диссертации представлены в **следующих публикациях:**

1. **Семена Н. П.** Значимость тепловых режимов астрофизических приборов для решения задач внеатмосферной астрономии // Космические исследования, 2018. – Т. 56, № 4. – С.41-56. DOI: 10.31857/S00234060000349-1 (англ. версия: Semena N. P. The Importance of Thermal Modes of Astrophysical Instruments in Solving Problems of Extra-Atmospheric Astronomy // Cosmic Research, 2018. – Vol. 56, No. 4 – P. 273-285. DOI: 10.1134/S0010952518040032).

2. **Семена Н. П.,** Сербинов Д. В. Математическая интерпретация теплового эксперимента, имитирующего условия космического пространства // Тепловые процессы в технике, 2016. – Т. 8, № 9. – С. 423-431.

3. **Семена Н. П.** Внеосевой короткофокусный имитатор Солнца // Светотехника, 2007. – № 5. – С.33-37 (англ. версия: Semena N.P Extra-Axial Short Focus Solar Simulator // Light & Engineering, 2008. – Vol. 16, No 3. – P. 117-122).

4. **Семена Н. П.** Использование масштабных моделей в наземных экспериментах, воспроизводящих теплообмен в условиях космического пространства // Теплофизика и аэромеханика, 2014. – Т. 21, № 1. – С. 47-58. (англ. версия: Semena N. P. The Use of Scale Models In Ground Tests Reproducing Heat Transfer in Space // Thermophysics and Aeromechanics. 2014. – Vol. 21, No 1. – P. 45-55).

5. **Семена Н. П.,** Коновалов А. А. Методы создания механизмов саморегулирования пассивных систем обеспечения теплового режима устройств космического применения // Теплофизика и аэромеханика, 2007. – Т. 14, № 1. – С. 87-98 (англ. версия: Semena N. P., Kononov A. A. Methods for Creating the Self-Regulating Mechanisms of Passive systems for Ensuring Thermal Regime of Devices for Space Application // Thermophysics and Aeromechanics. 2007. – Vol. 14, № 1. – P. 81-91).

6. **Семена Н. П.** Особенности использования термоэлектрических преобразователей в системах терморегулирования космического применения – Теплофизика и аэромеханика, 2013. – Т. 20, № 2. – С. 213-224 (англ. версия: Semena N. P. The Features of application of Thermoelectric Converters in

Spacecraft Systems of Temperature Control // Thermophysics and Aeromechanics. 2013. Vol. 20, No 2. – P. 211-222).

7. **Семена Н. П.** Определение ориентации космического аппарата на основе анализа поля температур его внешней поверхности // Теплофизика и аэромеханика, 2009. – Т. 16, № 1. – С. 135-147 (англ. версия: Semena N. P. Determination of Spacecraft Orientation by the Temperature Field Analysis of Its Outer Surface // Thermophysics and Aeromechanics, 2009. – Vol. 16, No 1. – P. 129-140).

8. **Семена Н. П.**, Сербинов Д. В., Яскович А. Л., Ткаченко А. Ю., Павлинский М. Н. Влияние теплового режима зеркала косоугольного падения на его характеристики // Приборы и техника эксперимента, 2018. – № 3. – С. 100-110. DOI: 10.7868/S0032816218020222 (англ. версия: Semena N. P., Serbinov D. V., Yascovich A. L., Tkachenko A. Yu., Pavlinsky M. N. The Influence of the Thermal Conditions of a Grazing-Incidence Mirror on its Characteristics Instruments and Experimental Techniques, 2018. – Vol. 61, No. 3. – P. 408-417. DOI: 10.1134/S0020441218020203).

9. **Semena N.** et al. ART-XC/SRG: Results of thermo-vacuum tests Proc. SPIE 9144, Space Telescopes and Instrumentation 2014: Ultraviolet to Gamma Ray, 91444T (25 July 2014). DOI: 10.1117/12.2055941.

10. **Semena N.** et al. ART-XC/SRG: Results of qualification thermo-vacuum tests Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultraviolet to Gamma Ray, 990550 (11 July 2016). DOI: 10.1117/12.2231276.

11. Revnivitsev M., **Semena N.**, Akimov V., Levin V., Serbinov D., Rotin A., Kuznetsova M., Molkov S., Buntov M., Tambov V., Lapshov I., Gurova E., Simonenkov D., Tkachenko A., Pavlinsky M., Markov A., Konoshenko V., Sibirtsev D. The MVN: X-ray monitor of the sky on Russian segment of ISS // Proc. SPIE 8443, Space Telescopes and Instrumentation 2012: Ultraviolet to Gamma Ray, 844310 (September 17, 2012); DOI: 10.1117/12.925916.

12. **Семена Н. П.**, Коновалов А. А. Использование топологии платы для обеспечения теплового режима сверхбольшой интегральной схемы в электронном блоке космического применения // Теплофизика и аэромеханика, 2006. – Т. 13, № 1. – С. 115-124 (англ. версия: Semena N. P., Konovalov A. A. Using PCB Layout for Maintenance of a Thermal Mode in Verylarge-scale Integrated Circuits of Space-Application Electronic Blocks // Thermophysics and Aeromechanics. 2006. – Vol. 13, No 1. – P. 103-110).

13. Козлов О. Е., **Семена Н. П.**, Сербинов Д. В. Использование трансформирующихся конструкций для обеспечения допустимого

температурного режима лунных научных приборов // Космонавтика и ракетостроение. – 2016, № 2 (87). – С. 133-141.

14. Ануфрейчик К. В., **Семена Н. П.**, Чулков И. В. Повышение характеристик бортовых информационных систем за счет применения узкоспециализированных программно-аппаратных комплексов // Авиакосмическое приборостроение, 2006. – № 5. – С. 36-39.

15. Pavlinsky M., Akimov V., Levin V., Lapshov I., Tkachenko A., **Semena N.**, Buntov M., Glushenko A., Arefiev V., Yaskovich A., Sunyaev R., Churazov E., Sazonov S., Revnivitsev M., Lutovinov A., Molkov S., Kudelin M., Garanin S., Grigorovich S., Litvin D., Lazarchuk V., Roiz I., Garin M., Babushkin V., Lomakin I., Menderov A., Moskvinov D., Gubarev M., Ramsey B., Kilaru K., O'Dell S. L., Elsner R. The ART-XC instrument on board SRG Mission // Proc. SPIE 8443, Space Telescopes and Instrumentation 2012: Ultraviolet to Gamma Ray, 84431T (17 September 2012); DOI: 10.1117/12.925376.

16. **Семена Н. П.**, Коновалов А. А. Проточные системы терморегулирования для малогабаритных устройств космического применения // Авиакосмическое приборостроение. 2006. – № 7. – С. 47-55.

17. **Семена Н. П.** Встраивание математической тепловой модели российского приборного комплекса ACS в общую модель европейского космического аппарата TGO миссии EхоMars // Космическая техника и технологии, 2018. – № 3(22). – С. 110-119.

18. **Семена Н. П.** Численное моделирование тепловых режимов российского приборного комплекса АЦС, интегрированного в европейский космический аппарат EхоMars // Математическое моделирование и численные методы, 2018. – № 1. – С. 55-70; DOI: 10.18698/2309-3684-2018-1-5569.

19. **Семена Н. П.** Обзор неба в рентгеновских лучах // Природа, 2015. – № 10. – С. 91.

20. Патент № 1725768 (СССР) Осветительная система / Л. В. Козлов, **Н. П. Семена** – опубл. в Б.И. 1992 № 13.