

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки  
Институт космических исследований Российской академии наук  
(ИКИ РАН)

На правах рукописи



**Семена Николай Петрович**

**ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ  
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ  
НАУЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ**

Специальность 05.07.03. – Прочность и тепловые режимы летательных  
аппаратов

**ДИССЕРТАЦИЯ**

на соискание ученой степени доктора технических наук

Научный консультант:  
доктор технических наук  
член-корреспондент РАН  
**О. М. Алифанов**

Москва – 2018

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ .....	7
1. РОЛЬ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОСМИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ В РЕШЕНИИ НАУЧНЫХ ЗАДАЧ .....	18
1.1 ЗНАЧИМОСТЬ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ВНЕАТМОСФЕРНОЙ АСТРОНОМИИ.....	18
1.1.1 Группирование внеатмосферных астрофизических инструментов по признаку одинаковых требований к тепловому режиму .....	18
1.1.2 Особенности тепловых режимов рентгеновских космических телескопов.....	22
1.1.3 Обеспечение криогенного уровня температур в ИК и МВ телескопах..	31
1.1.4 Тепловые режимы инструментов, работающих в радио, видимом, УФ и гамма диапазонах .....	37
1.1.5 Возможности систем обеспечения теплового режима зеркал и детекторов астрофизических приборов .....	39
1.2 ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ПЛАНЕТНЫХ ПРИБОРОВ .....	41
1.3 ЗАКЛЮЧЕНИЕ ПО ГЛАВЕ 1 .....	49
2. КОМПЛЕКСНЫЙ МЕТОД ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ НАУЧНЫХ ПРИБОРОВ..	53
2.1 КОНЦЕПЦИЯ И СОСТАВЛЯЮЩИЕ МЕТОДА ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ.	53
2.2 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ПРИБОРА.....	70
2.2.1 Концепция метода .....	70
2.2.2 Аналитическая тепловая модель .....	71
2.2.2.1 Оптимальная конфигурация узловой тепловой модели для использования в экспериментально-аналитическом методе.....	71
2.2.2.2 Метод эквивалентной температуры для определения параметров аналитической тепловой модели .....	79

2.2.3 Тепловой эксперимент, адаптированный для использования его результатов в экспериментально-аналитическом методе.....	82
2.2.4 Алгоритм восстановления параметров экспериментально-аналитической модели из результатов эксперимента .....	84
2.2.5 Опытная проверка экспериментально-аналитического метода .....	87
2.2.6 Адаптация алгоритма восстановления параметров тепловой модели для обработки результатов реального эксперимента.....	98
2.3 ВАРИАНТЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ УЗЛОВОГО МЕТОДА МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА.....	101
2.4 ЗАКЛЮЧЕНИЕ ПО ГЛАВЕ 2.....	107
3. ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕПЛООВОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В КОМПЛЕКСНОМ МЕТОДЕ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ.....	115
3.1 МЕТОДЫ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ТАРИРОВАННЫХ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ ПРИ ТЕРМОБАЛАНСНЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ.....	115
3.2 ОПТИМАЛЬНЫЕ СРЕДСТВА ДЛЯ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ПАДАЮЩИХ ПОТОКОВ ....	122
3.2.1 Причины повышенных затрат при использовании метода падающих лучистых потоков.....	122
3.2.2 Способы уменьшения затрат при использовании метода падающих лучистых потоков.....	126
3.3 ОПТИМАЛЬНЫЕ СПОСОБЫ И СРЕДСТВА ДЛЯ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ПОГЛОЩЕННОГО ТЕПЛООВОГО ПОТОКА .....	138
3.3.1 Использование теплообменных экранов для моделирования суммарного поглощенного теплового потока.....	138
3.3.2 Опыт оснащения готовой криовакуумной камеры теплообменными экранами.....	144
3.3.3 Тепловакуумная установка на базе теплообменных экранов.....	158
3.3.4 Ускорение термобалансных испытаний при использовании метода поглощенного теплового потока .....	173

3.4	ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАСШТАБНЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ НАУЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ	182
3.4.1	Область использования теплового масштабного моделирования .....	182
3.4.2	Критерии подобия масштабной тепловой модели, основанные на экспериментально-аналитическом методе .....	185
3.4.3	Оптимизация параметров масштабной тепловой модели.....	190
3.4.4	Реализация параметров масштабной математической модели в элементах масштабной физической модели .....	193
3.5	ЗАКЛЮЧЕНИЕ ПО ГЛАВЕ 3.....	198
4.	ВСТРАИВАНИЕ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА НАУЧНЫХ ПРИБОРОВ В ОКРУЖАЮЩИЕ УСЛОВИЯ .....	203
4.1	ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АНИЗОТРОПИИ ТЕПЛОВЫХ УСЛОВИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ДЛЯ СОЗДАНИЯ ПАССИВНЫХ МЕХАНИЗМОВ САМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ПРИБОРОВ .....	203
4.1.1	Возможности и проблемы, создаваемые анизотропией тепловых условий космического пространства, для тепловых режимов научных приборов.....	203
4.1.2	Пассивные механизмы саморегулирования систем обеспечения теплового режима научных приборов, компенсирующие переменность во времени анизотропии тепловых условий космического пространства .....	214
4.1.3	Практическая реализация и экспериментальное подтверждение пассивных механизмов саморегулирования системы обеспечения теплового режима рентгеновского монитора.....	221
4.2	ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АНИЗОТРОПИИ ТЕПЛОВЫХ УСЛОВИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ	229
4.2.1	Связь между температурой внешней поверхности объекта и его ориентацией в космическом пространстве.....	229

4.2.2 Экспериментальное исследование способа определения ориентации космического объекта по данным температуры его поверхности.....	237
4.3 ОСОБЕННОСТИ ВСТРАИВАНИЯ НЕМАШИННЫХ АКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В СИСТЕМУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ДЕТЕКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРА .....	249
4.3.1 Тепловое взаимодействие термоэлектрического преобразователя и радиатора-излучателя .....	249
4.3.2 Сравнение тепловых свойств тандемов радиатора с термоэлектрическим преобразователем и радиатора с нагревателем.....	257
4.3.3 Реализация и экспериментальное исследование тепловых систем с взаимодействием термоэлектрического преобразователя и радиатора в условиях космического пространства.....	262
4.4 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТРАНСФОРМИРУЮЩИХСЯ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ ВСТРАИВАНИЯ НАУЧНЫХ ПРИБОРОВ ЭКСТРЕМАЛЬНЫЕ ТЕПЛОВЫЕ УСЛОВИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ .....	268
4.4.1 Выявление типичных проблем обеспечения температурного режима научных приборов на поверхности Луны на примере лунного манипуляторного комплекса.....	268
4.4.2 Использование трансформации лунного манипуляторного комплекса для сужения его температурного режима до допустимого диапазона ....	276
4.5 ВСТРАИВАНИЕ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАУЧНЫХ ПРИБОРОВ В СИСТЕМЫ БОЛЕЕ ВЫСОКОГО УРОВНЯ.....	279
4.5.1 Тепловое встраивание российских приборов в европейский приборный комплекс EхoMars.....	279
4.5.2 Встраивание быстрого монитора солнечного ветра в различные варианты внешних тепловых условий .....	289
4.5.3 Особенности тепловой сборки космического прибора.....	296
4.6 ЗАКЛЮЧЕНИЕ ПО ГЛАВЕ 4.....	308

5. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРЕЦИЗИОННОГО ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ЗЕРКАЛЬНОГО РЕНТГЕНОВСКОГО ТЕЛЕСКОПА ART-XC.....	314
5.1 ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К СИСТЕМЕ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ART-XC .....	314
5.1.1 ART-XC как объект прецизионного терморегулирования .....	314
5.1.2 Влияние температуры на характеристики рентгеновских зеркал.....	324
5.1.3 Оптимальный тепловой режим рентгеновских детекторов.....	338
5.2 ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ART-XC .....	342
5.2.1 Формирование параметров СОТР ART-XC по результатам концептуального теплового моделирования.....	342
5.2.2 Аналитическая и конечно-элементная тепловые модели телескопа ART-XC, области их использования, результаты предварительного моделирования.....	348
5.2.3 Исходные экспериментальные данные для восстановления параметров экспериментально-аналитической модели телескопа .....	355
5.2.4 Восстановление параметров экспериментально-аналитической модели телескопа и их анализ.....	364
5.2.5 Экспериментальное определение параметров скорректированной СОТР телескопа.....	373
5.2.6 Экспериментальное обоснование основных принципов теплового проектирования рентгеновских телескопов .....	383
5.3 ЗАКЛЮЧЕНИЕ ПО ГЛАВЕ 5.....	389
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	393
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	400
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	403
ПРИЛОЖЕНИЕ: НАУЧНЫЕ ПРИБОРЫ, ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОТОРЫХ ПРИМЕНЕН КОМПЛЕКСНЫЙ МЕТОД ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ .....	429

## **ВВЕДЕНИЕ**

Еще при разработке первых проектов устройств, предназначенных для функционирования в условиях космического пространства, обеспечение их тепловых режимов стало отдельным научным направлением. Причины этого достаточно очевидны. Механизм внутреннего и внешнего теплообмена помещенного в космическое пространство объекта [1-6], а также окружающие его тепловые условия [7-8] коренным образом отличаются от теплообмена и условий в нижних слоях земной атмосферы. Это потребовало развития особых методов математического и экспериментального моделирования, а также создания уникальных экспериментальных установок, воспроизводящих тепловые факторы космического пространства [1, 9-12].

Обеспечение рациональных тепловых состояний научных космических аппаратов всегда занимало особое место в данном направлении, поскольку научные миссии предъявляют повышенные и нестандартные требования к тепловым режимам научных приборов и охватывают гораздо более обширную зону космоса по сравнению с ненаучными космическими аппаратами.

В настоящее время вопросы терморегулирования космических научных аппаратов с полным правом претендуют на выделение в полноценное отдельное направление, поскольку тепловые режимы научных приборов приобрели такую же значимость для решаемой научной задачи, как и их основные функциональные характеристики [13, 14]. Необходимым условием решения научной задачи стала точная термостабилизация отдельных элементов некоторых приборов на строго определенном уровне. При этом в зависимости от процессов, регистрируемых данными приборами, этот уровень может лежать в диапазоне от нескольких десятком мК до комнатной температуры. Для некоторых научных аппаратов основным фактором, определяющим облик, орбиту и ограничения в ориентации, является именно тепловой режим.

В отдельных случаях задача терморегулирования научных приборов еще более усложняется за счет особенностей внутренней тепловой структуры, представляющей собой несколько зон, термостабилизируемых на весьма разном температурном уровне.

В научном космическом приборостроении практически отсутствует повторяемость приборов. Большинство научных космических приборов является уникальными. Это приводит к тому, что каждый такой прибор имеет чрезвычайно высокую стоимость и ставит перед разработчиками уникальные проблемы, в том числе и в области обеспечения тепловых режимов. Как было отмечено выше, новизна тепловых проблем сочетается с тем, что точность и стабильность тепловых режимов отдельных элементов космических научных приборов являются критически важными параметрами для их функционирования. Все это делает крайне актуальной как задачу по терморегулированию конкретных научных приборов, так и общую задачу по разработке и совершенствованию методов и средств, позволяющих более достоверно предсказывать тепловые режимы и более точно их формировать физически.

В рамках данной работы все вышеизложенные проблемы последовательно возникали в период 1996 – 2018 гг. при работах по обеспечению тепловых режимов сорока астрофизических, плазменных и планетных научных космических приборов и приборных комплексов [15-51], предназначенных для функционирования практически во всех тепловых зонах, в которых предполагается проводить космические эксперименты в среднесрочной перспективе. Эти зоны включают геоцентрические орбиты, внешнюю поверхность МКС, окололунную орбиту, поверхность Луны, точку либрации L2, околомарсианскую орбиту, поверхность Марса и его спутника Фобоса, околомеркурианскую орбиту и околосолнечное пространство.

Краткое описание данных устройств представлено в приложении к работе. Одиннадцать из них были запущены в космос. Четыре успешно



функционировали или функционируют в космическом пространстве. Остальные шесть входили в состав научной аппаратуры КА «Фобос-Грунт», вышедшем из строя в процессе вывода на опорную околоземную орбиту. Кроме того, семь приборов прошли весь цикл наземных испытаний и доведены до стадии летных образцов с планами запуска в ближайшие годы.

Одной из основных трудностей решения тепловых проблем этих приборов являлась **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 космических аппаратов 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 зон, термостабилизированных на очень разных температурных уровнях. 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 [52-64].

**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 также 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.

В работе были **использованы методы** качественного анализа, методы математического узлового и конечно-элементного моделирования, термобалансный метод экспериментального моделирования тепловых процессов, методы решения обратных задач 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 научных космических 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 также 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 узловый и конечно-элементный, а также 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 узловый тепловой модели путем их восстановления из результатов термобалансного эксперимента.

3. Разработан метод эквивалентной температуры, позволяющий определить параметры узловый 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 также в точке либрации L2.

Необходимо отметить, что ни одно положение работы не является чисто теоретическим. Все они прошли экспериментальную проверку либо

посредством наземных экспериментов, либо в полетной эксплуатации. Для проверки основного метода работы – экспериментально-аналитического был изготовлен специальный тестовый тепловой макет и проведен адаптированный для оценки достоверности этого метода эксперимент.

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.

При этом необходимо отметить, что проведенные исследования основывались на научной базе, созданной выдающимися отечественными учеными. К их числу относится А.П.Ваничев, предложивший расчетный метод элементарных балансов; О.М.Олифанов, значительно развивший теорию решения некорректных обратных тепловых задач, Л.В.Козлов, сформировавший из разнородных задач единую теорию обеспечения тепловых режимов космических аппаратов и многие другие. Данная работа была бы также невозможна без участия сотрудников отдела Астрофизики высоких энергий и ряда других отделов ИКИ РАН, обеспечивших проведение большого количества тепловакуумных экспериментов, результаты которых являлись основой экспериментальной части работы. Кроме того, постоянные дискуссии и обсуждения текущих результатов с сотрудниками ИКИ РАН были необходимым условием для оценки перспективности предлагаемых идей.

**Результаты работы были внедрены** при создании сорока различных космических научных инструментов (см. приложение 1) в процессе работ по обеспечению их тепловых режимов. Одиннадцать из них были запущены в космос. Три функционируют до настоящего времени. Семь доведены до стадии летных образцов с планами запуска в ближайшие годы.

Наибольший интерес из этого перечня представляют приборы, которые могут служить эталонными примерами для применения разработанных методов и подходов.

Объектом, для которого комплексный метод поиска оптимальных решений был апробирован в наиболее полном объеме, являлся первый российский зеркальный рентгеновский телескоп ART-XC. К моменту начала создания телескопа комплексный метод уже приобрел законченный вид. Это позволило заранее запланировать и провести адаптированные к методу тепловые эксперименты и последовательно разрабатывать тепловые модели, тип и масштаб который соответствовал текущей стадии создания телескопа. Также для этого телескопа имелась необходимость исследования зависимости его характеристик от температуры элементов, поскольку телескопы данного типа в России ранее не создавались. ART-XC должен быть запущен в составе обсерватории «СПЕКТР-РГ» в 2019 г. в точку либрации L2. В настоящее время ART-XC полностью прошел цикл наземной отработки, изготовлен его летный образец, который находится на этапе стыковки с космической платформой.

Принцип саморегулирования температуры был апробирован в системе обеспечения теплового режима рентгеновского монитора СПИН-X1-MBH. Применение данного принципа позволило разрешить противоречие между значительной переменностью внешних тепловых условий и необходимостью термостабилизации детекторов прибора. Кроме того, для данного прибора были использованы результаты проведенных в работе исследований тепловых свойств тандема термоэлектрического преобразователя и радиатора-излучателя, поскольку такое сочетание используется в системе терморегулирования его детекторов. СПИН-X1-MBH должен быть установлен на международной космической станции в 2019 г. В настоящее время монитор полностью прошел цикл наземной отработки, после которой проводится сборка его летного образца.

Принцип встраивания тепловой модели в модель более высокого уровня был апробирован при интеграции российского спектрометрического комплекса АЦС в европейский орбитальный аппарат TGO миссии ExoMars. Узловой метод позволил согласовать разноформатные тепловые модели комплекса и аппарата. В настоящее время АЦС в составе орбитального аппарата функционирует на околомарсианской орбите.

Разработанные методы, принципы и подходы в той или иной степени были использованы и для остальных вышеупомянутых приборов. Большое разнообразие типов научных приборов и внешних тепловых условий, для которых был использован разработанный инструментарий, показывает, что он носит общий характер и имеет широкую область использования.

При этом наибольшую ценность имели научные инструменты, запущенные и функционирующие в космическом пространстве, поскольку для данных приборов была доступна вся полнота информации: результаты математического и экспериментального моделирования, а также телеметрические полетные данные. Сравнение полетных данных и результатов моделирования для этих приборов продемонстрировало высокую достоверность методов моделирования теплового режима и корректность подходов к его формированию.

Для **апробации работы** ее результаты были представлены на семи международных конференциях и одной ежегодной конференции, проводимой в рамках научной программы Физического отделения РАН.

Основные результаты работы **опубликованы** в 20 источниках, в том числе:

- в 4 зарубежных изданиях, входящих в международные базы данных и системы цитирования;
- в 9 журналах, входящих одновременно в международные базы данных и системы цитирования и в перечень ВАК;
- в 5 журналах из перечня ВАК по специальностям 05.07.00;



- в одном патенте СССР.

Восемь публикаций из вышеперечисленных выполнены соискателем без соавторов.

# **1. РОЛЬ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОСМИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ В РЕШЕНИИ НАУЧНЫХ ЗАДАЧ**

## **1.1 Значимость тепловых режимов астрофизических приборов для решения задач внеатмосферной астрономии**

### **1.1.1 Группирование внеатмосферных астрофизических инструментов по признаку одинаковых требований к тепловому режиму**

К внеатмосферным астрофизическим инструментам относятся космические приборы, регистрирующие параметры электромагнитного излучения, частиц и космической плазмы. Бóльшую часть из них составляют приборы, предназначенные для регистрации параметров электромагнитного излучения. Именно эти приборы предъявляют самые жесткие и разнообразные требования к тепловым режимам. В отдельных случаях тепловой режим космических телескопов является критически важной характеристикой, определяющей саму возможность проведения научных наблюдений.

Главным элементом космического телескопа является приемник излучения. Перед приемником обычно расположена формирующая излучение система. Чаще всего в качестве такой системы выступает зеркальная оптическая система, фокусирующая на приемнике изображение определенного участка неба. В качестве формирующей системы может также использоваться зеркальный концентратор, усиливающий сигнал, кодирующая решетка, показывающая направление падающего на приемник излучения или коллиматор, ограничивающий поле зрения приемника.

Именно приемник и формирующая система являются самыми проблемными объектами терморегулирования. При этом наибольшие тепловые проблемы характерны для телескопов, работающих в рентгеновском, ИК (инфракрасном) и МВ (микроволновом) диапазонах.

Каждый космический телескоп или обсерватория представляет собой уникальное устройство. Однако с точки зрения особенностей тепловых режимов эти устройства можно объединить в шесть групп. Эта группировка совпадает со спектральными диапазонами, в которых работают космические телескопы: радио, дальний и средний ИК (инфракрасный), ближний ИК, видимый и УФ (ультрафиолетовый), рентгеновский, гамма (см. табл. 1.1.1).

Имеются две потенциальные тепловые проблемы, характерные именно для космических телескопов. Первую условно можно назвать «прямой», вторую – «опосредованной».

Прямая тепловая проблема состоит в искажении измеряемого приемником излучения полезного сигнала за счет добавления к нему теплового фона, генерируемого элементами оптической системы.

Опосредованная тепловая проблема заключается в том, что необходимые для проведения измерения свойства приемника излучения и оптической системы достигаются только при условии термостатирования этих элементов на строго определенном температурном уровне.

Очевидно, что для телескопов, работающих в разных спектральных диапазонах, эти проблемы проявляются по-разному.

Критерием для оценки значимости прямой тепловой проблемы в разных спектральных диапазонах может служить сравнение энергетических спектров самого слабого исследуемого излучения и теплового фона от зеркала. Наиболее низкоуровневым из исследуемых явлений является внегалактический космический фон [25, 67]. На рисунке 1.1.1 представлен спектр внегалактического фона во всех диапазонах длин волн и спектр теплового фона от зеркал с различной температурой от 2,7 К до 20 °С [69].

Таблица 1.1.1. Объекты исследования космическими телескопами в разных спектральных диапазонах и средства, использующиеся для этих исследований

Спектральный диапазон телескопа	Объекты исследования	Средства для проведения исследований	
		приемники излучения	оптические системы
Радио	- радиояркие галактики; - магнитные звезды (пульсары); - джеты рентгеновских двойных систем	Колебательные контуры	антенны
Микроволновой, дальний ИК	- пыль и холодный газ (молекулярные линии, карта распределения газа); - реликтовое излучение	Болометры; полупроводниковые детекторы	зеркала нормального падения с температурой <10 К
Средний и ближний ИК	- звезды и галактики (фотометрическая идентификация); - дистанционное зондирование Земли из космоса; - планеты	Болометры; полупроводниковые детекторы	зеркала нормального падения с температурой 10...200 К
Видимый	- звезды и галактики (фотометрическая идентификация); - дистанционное зондирование Земли из космоса; - планеты	Полупроводниковые детекторы, ФЭУ	зеркала нормального падения
УФ	- ближние звезды (диагностика молодых звезд (YSO), аккреционных дисков рентгеновских двойных систем (0,1...1 кэВ), поверхности нейтронных звезд, пограничных слоев нейтронных звезд и белых карликов)	Полупроводниковые детекторы, ФЭУ	зеркала нормального падения с покрытием, отражающим УФ
Рентген	- горячая плазма; - горячие джеты; - аккреционные колонки; - короны над аккреционными джетами; - космический рентгеновский фон	Полупроводниковые детекторы, болометры, пропорциональные камеры	- зеркала косоугольного падения; - кодирующие маски
Гамма	- космические лучи; - гаммавсплески	Многослойные конвертеры	

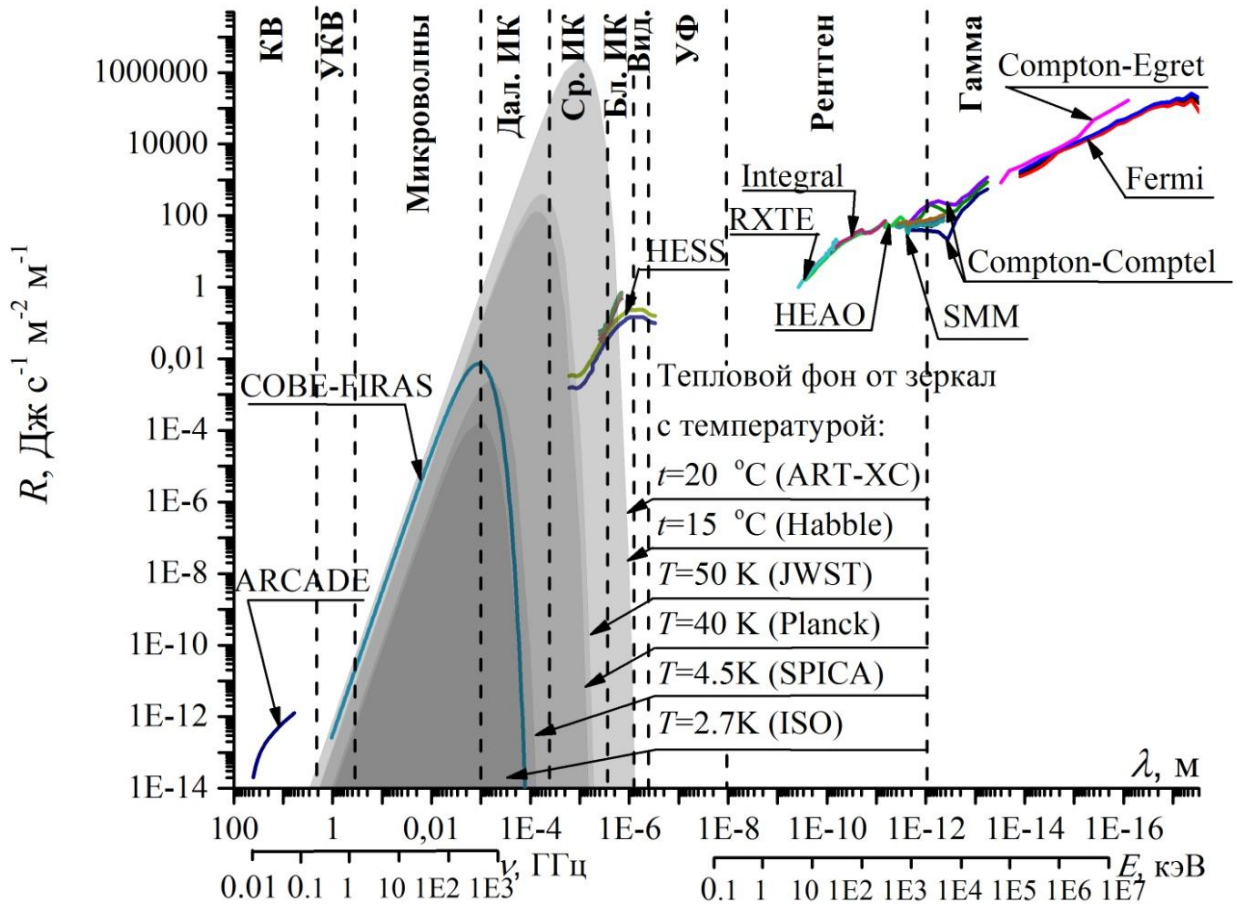


Рис. 1.1.1. Энергетические спектры диффузного космического фона и теплового фона от зеркала телескопа, имеющего различную температуру, сравнение которых показывает, что охлаждение зеркала необходимо в телескопах, работающих в ИК, микроволновой и УКВ областях спектра

Из данного рисунка следует, что прямая тепловая проблема наиболее значима для астрофизических инструментов, работающих в дальнем ИК и субмиллиметровом диапазоне. Достаточно значима эта проблема для среднего и ближнего ИК, а также для УКВ диапазона. Для остальных областей спектра данная проблема не актуальна.

Опосредованная тепловая проблема чрезвычайно актуальна для рентгеновских зеркальных телескопов. Причина этого будет представлена в следующем разделе. Однако и в остальных спектральных диапазонах опосредованная тепловая проблема проявляется с разным уровнем значимости.

### 1.1.2 Особенности тепловых режимов рентгеновских космических телескопов

Первоначально рентгеновские телескопы оснащались кодирующими масками [70] в качестве формирующей системы и газовыми пропорциональными камерами [71] в качестве приемников излучения. К данному типу приборов относился известный отечественный телескоп АРТ-П (миссия «Гранат», 1989-1998 гг. [72]). Такие телескопы не предъявляли особых требований к тепловому режиму.

Затем кодирующие маски были заменены зеркалами косоугольного падения [73], а пропорциональные камеры - полупроводниковыми [74] или болометрическими приемниками излучения [75]. Именно такое сочетание привело к формированию особых жестких требований к тепловым режимам этих телескопов и к их выделению в особую тепловую группу. Другие рентгеновские приемники - сцинтилляционные детекторы [76] гораздо в меньшей степени зависят от теплового режима.

Тепловые проблемы, присущие зеркальным рентгеновским телескопам, могут быть прослежены на примере телескопа ART-XC [15-22], международной миссии «СПЕКТР-РГ» [77], запуск которой планируется в 2019 г.

ART-XC это первый рентгеновский зеркальный телескоп, созданный в России. Он имеет семь одинаковых рентгеновских зеркальных систем (РЗС), объединенных в рентгеновскую оптическую систему (см. рис. 1.1.2).

Каждая РЗС представляет собой набор из 28 коаксиальных никелевых, вложенных друг в друга тонкостенных оболочек толщиной 100 мкм, с отражающей поверхностью покрытой *Ir*. Отражение рентгеновских квантов от внутренней поверхности оболочек возможно только при скользком падении, поэтому рентгеновские зеркала всегда длиннофокусные. Умень-

шить фокусное расстояние позволяет использование двойного отражения – сначала от параболического профиля, потом от сопряженного с ним гиперболического. Такая система получила название Wolter I. Оболочки вклеены сверху в специальную конструкцию в виде обода со спицами – «паук».

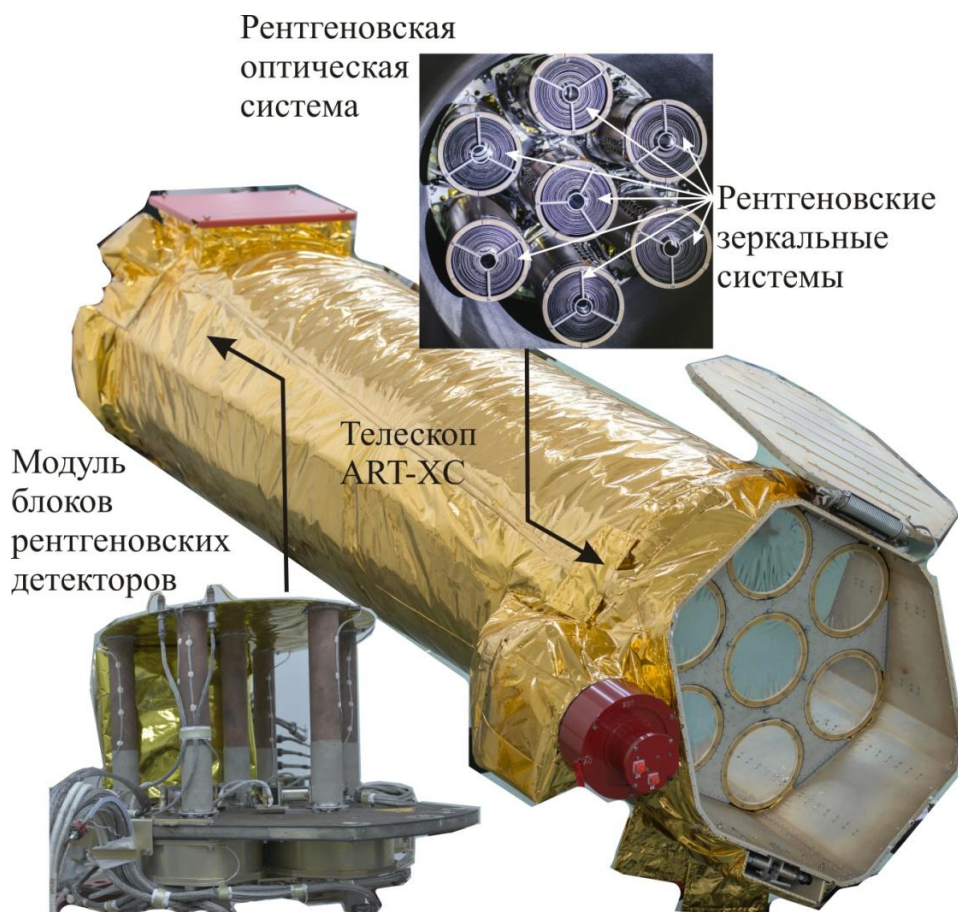


Рис. 1.1.2. Рентгеновский телескоп ART-XC и его основные части

Считается, что зеркальные оболочки чрезвычайно чувствительны к термодформациям, поскольку работоспособны только при геометрических параметрах, находящихся в очень узких диапазонах. Предельное отклонение поверхности зеркальной оболочки от теоретического профиля должно укладываться в 1 мкм. Ее шероховатость не должна превышать 1 нм. Общепринято, что для гарантированного сохранения работоспособности зеркал температура всех оболочек должна поддерживаться в диапазоне  $20 \pm 2$  °C при градиенте не более 2 °C по одной оболочке [78, 79].

Однако тепловое окружение РЗС является проблемным для такой точной термостабилизации. Входная апертура РЗС направлена в «холодный» космос, а выходная – в «теплый» корпус телескопа (см. рис. 1.1.3).

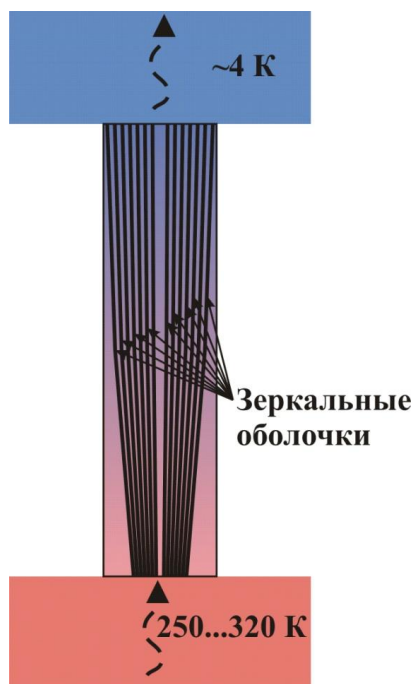


Рис. 1.1.3. Тепловое окружение рентгеновских зеркал

Чем в более высоком диапазоне энергий работает телескоп, тем более сложной становится проблема термостабилизации его зеркал из-за возрастания их удлинения, требующегося для обеспечения больших углов падения более высокоэнергичных квантов. Так, в работающем в жестком диапазоне энергий (6...30 кэВ) телескопе ART-XC длина зеркальной системы (600 мм) в четыре раза превышает ее диаметр (150 мм). Это способствует возникновению значительного температурного градиента вдоль оси оболочек.

Второй критичной тепловой проблемой рентгеновских телескопов является термостабилизация приемников излучения. Самыми распространенным типом рентгеновских приемников являются полупроводниковые детекторы, в основном в виде ПЗС-матриц на базе *Si* или *CdTe* кристаллов. Ранее использовался *Ge*. Потенциально могут применяться *GaAs*, *HgI<sub>2</sub>*, *ZnTe*, *Bi<sub>2</sub>S<sub>3</sub>*, *PbI<sub>2</sub>*, *AlSb* [80]. Полупроводниковые детекторы являются наи-



более сложными объектами с точки зрения определения их рациональных тепловых состояний [81]. С одной стороны для увеличения энергетического разрешения полупроводникового детектора требуется его охлаждение, увеличивающее электрическое сопротивление детектора за счет уменьшения количества свободных зарядов. С другой стороны для увеличения подвижности зарядов температуру детектора нужно повышать. Кроме того, от температуры зависят такие важные характеристики, как время поляризации детектора под действием приложенного к нему напряжения и его радиационная стойкость. Поэтому оптимальная температура полупроводникового детектора должна определяться на основании решения оптимизационной многопараметрической задачи.

Ориентировочные рабочие температуры для детекторов из *Si*, *CdTe* и *Ge* составляют -60, -30 и -196 °С соответственно. Однако практика показывает, что окончательное значение оптимальной температуры астрофизического полупроводникового детектора не может быть рассчитано теоретически, а определяется по результатам экспериментов с его реальным прототипом.

Для телескопа ART-XC были созданы спектрометрические и позиционно чувствительные стриповые детекторы на базе *CdTe* кристаллов [82] (см. рис. 1.1.4). Данный тип детектора, как и рентгеновские зеркала, применялся впервые в отечественной практике. В процессе исследования свойств этих детекторов при создании телескопа ART-XC значение их оптимальной температуры было изменено с -30 до -22,5 °С. Вторым телескопом обсерватории «СПЕКТР-РГ» является немецкий телескоп eROSITA [83], работающий в мягком диапазоне энергий (0,3...10 кэВ). Уровень оптимальной температуры его *Si* детекторов был понижен с -30 до -95 °С [84]. При этом требуемые спектрометрические характеристики достигались при -60 °С, а дополнительное охлаждение потребовалось для увеличения радиационной стойкости детекторов.

Кроме абсолютного уровня температуры очень важной для полупроводниковых детекторов является ее стабильность. Считается, что при отклонении температуры детектора не более чем на  $\pm 2,5$  °С от уровня, в котором проводилась калибровка, ее результаты могут быть корректно использованы для интерпретации измерений.

Для обсерватории «СПЕКТР-РГ» задача строгой термостабилизации рентгеновских зеркал и приемников излучения упрощается за счет нахождения этой обсерватории на орбите с чрезвычайно стабильными тепловыми условиями – в точке либрации L2. Более сложной эта задача становится при размещении рентгеновских телескопов на орбитах с переменными тепловыми условиями. Однако сравнительно невысокий уровень охлаждения рентгеновских детекторов позволят решать данную задачу достаточно успешно (см. табл. 1.1.2).

В этой связи интересны возможности Международной космической станции (МКС) как площадки для размещения астрофизических рентгеновских инструментов, поскольку преимуществом такого размещения является низкий окружающий радиационный фон. Переменность тепловых условий на МКС обусловлена не только переменными потоками от расположенной рядом Земли и периодическим заходом станции в тень [85], но переотраженными и переизлученными тепловыми потоками от элементов МКС [86].

Примером рентгеновского прибора, для которого решается задача компенсации переменных тепловых условий на поверхности МКС для точной термостабилизации рентгеновских детекторов, может служить рентгеновский монитор всего неба СПИН-Х1-МВН. Данный прибор планируется установить на внешней поверхности Российского сегмента (РС) МКС в 2019 г [23-25] (см. рис. 1.1.4).

Таблица 1.1.2. Зеркальные рентгеновские телескопы

Обсерватория - прибор (период) Участники [библиогр.]	$\Delta E$ , кэВ	Приемник излучения		Характеристики рентгеновской зеркальной системы, термостабилизированное в диапазоне $20 \pm 2^\circ \text{C}$	Орбита
		Характеристики	$t_d$ , $^\circ \text{C}$		
Einstein (HEAO-2) – SSS (1978-1979) США [87]	0,5-4,5	ПЗС: Si(Li)	-173	1 зеркальная система косого падения	Геоцентр. $H=600$ км $\tau_0=93$ мин.
Rosat-XRT (1990-1999) Германия [88]	0,1-2	Пропорциональная камера	$20 \pm 30$	1 зерк. система Wolter I, $D_3=84$ см $F_3=2,4$ м	Геоцентр. $H=580$ км $\tau_0=96$ мин
ASCA-SIS (1993-2001) США, Япония [89]	0,4-10	4 ПЗС: Si - 420x422 pix	-60	4 зеркальные системы косого падения с полем зрения $22 \times 22^\circ$	Геоцентр. $H=600$ км $\tau_0=96$ мин.
Chandra-ASIC (1999 – н/в) США [90]	0,1-10	12 ПЗС	-	8 зеркальных систем Wolter I $S_3=800 \text{ см}^2$ на 0,25 кэВ $S_3=400 \text{ см}^2$ на 5 кэВ	Геоцентр. $H=320-640000$ км $\tau_0=64,2$ часа
XMM (1999 – н/в) ESA-NASA [91, 92]	0,15-15	2 камеры: по 7 ПЗС (Si - 600x600 pix) и 1 ПЗС: (p-n junction)	-120	3 зеркальные системы по 58 оболочек Wolter $S_3=4300 \text{ см}^2$ $F_3=7,5$ м	Геоцентр. $H=7000-114000$ км $\tau_0=48$ час
Swift – XRT (2004 – н/в) NASA [93-95]	0,3-10	ПЗС: EEV CCD-22 - 600x602 pix	-100	1 зеркальная система Wolter I, $S_{3C}=110 \text{ см}^2$ на 1,5 кэВ $F_{3C}=3,5$ м ( $t_3=20 \pm 5^\circ \text{C}$ , $\text{grad}(t_3)=1^\circ \text{C}$ )	Геоцентр. $H=604-585$ км $i=20,6^\circ$ $\tau_0=96,6$ мин
Nu-Star (2012 – н/в) [96, 97]	3-79	ПЗС: CdZnTe	-30	2 зерк. системы по 133 оболочки параб.-гиперб. с многосл. покр. Pt/SiC-W/Si	Геоцентр. $H=445$ км $\tau_0=93$ мин
Niser (запуск 2017) США [98]	0,2-12	56 Si дрейфовых детекторов	-	56 модулей зеркальных концентраторов из фольги	Место установки -МКС
$\Delta E$ – энергетический диапазон; $t_d$ , $t_3$ – температура детектора и зеркальной системы, $D_3$ , $F_3$ , $S_3$ – диаметр, фокусное расстояние и эффективная площадь зеркальной системы, Параметры орбиты: $H$ – высота, $\tau_0$ – период					

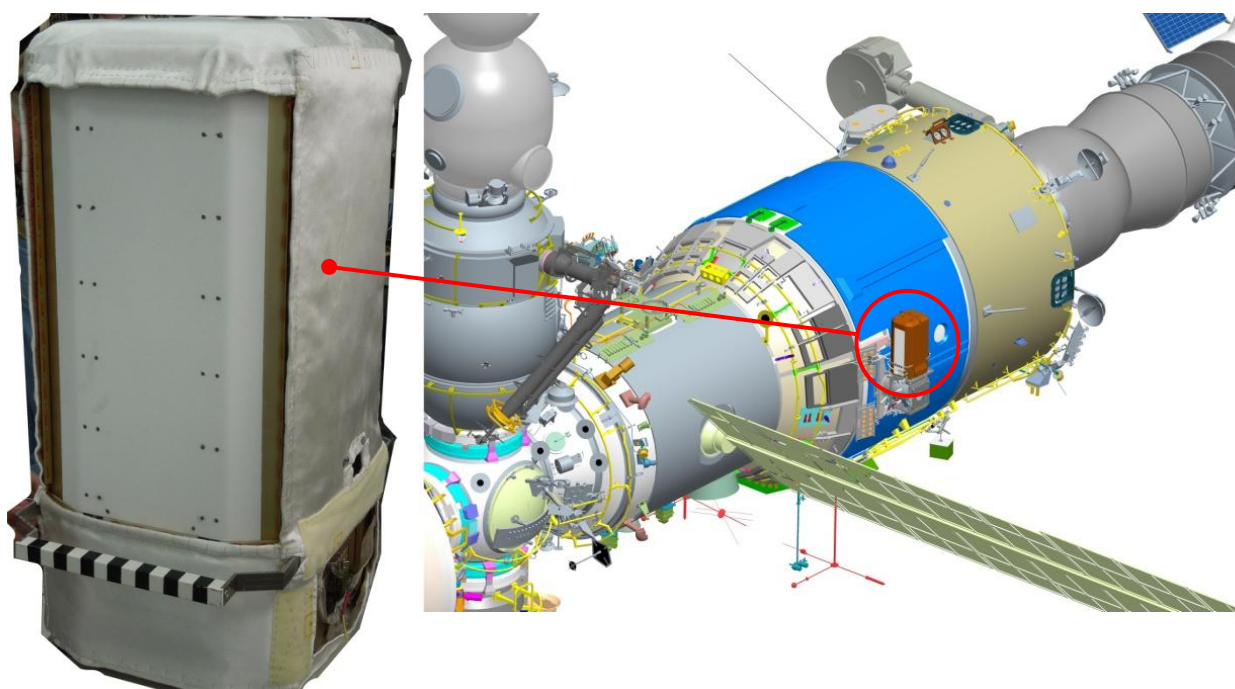


Рис. 1.1.4. Рентгеновский монитор MBN и его размещение на поверхности МКС

Изготовление рентгеновских зеркал требует чрезвычайно высоких финансовых затрат и продолжительного времени. Это ограничивает максимальную эффективную приемную площадь рентгеновских зеркальных телескопов. Однако имеются задачи, для решения которых необходима регистрирующая площадь, превышающая данный предел. Такие задачи предполагается решать с помощью сочетания планарных детекторов большой площади и микроканальных коллимационных пластин перед ними. Наиболее известным подобным проектом является обсерватория LOFT (см. рис. 1.1.5) [99, 100].

Термостабилизация большой открытой площади детектора представляет собой трудновыполнимую и непроработанную до настоящего времени задачу. Этому имеется две причины. Во-первых, для детекторов большой площади отсутствует возможность использования активных нагревателей или охладителей. Во-вторых, на детектор нельзя наносить какое-либо термооптическое покрытие, которое могло бы обеспечить благоприятный тепловой баланс при их теплообмене с космосом.

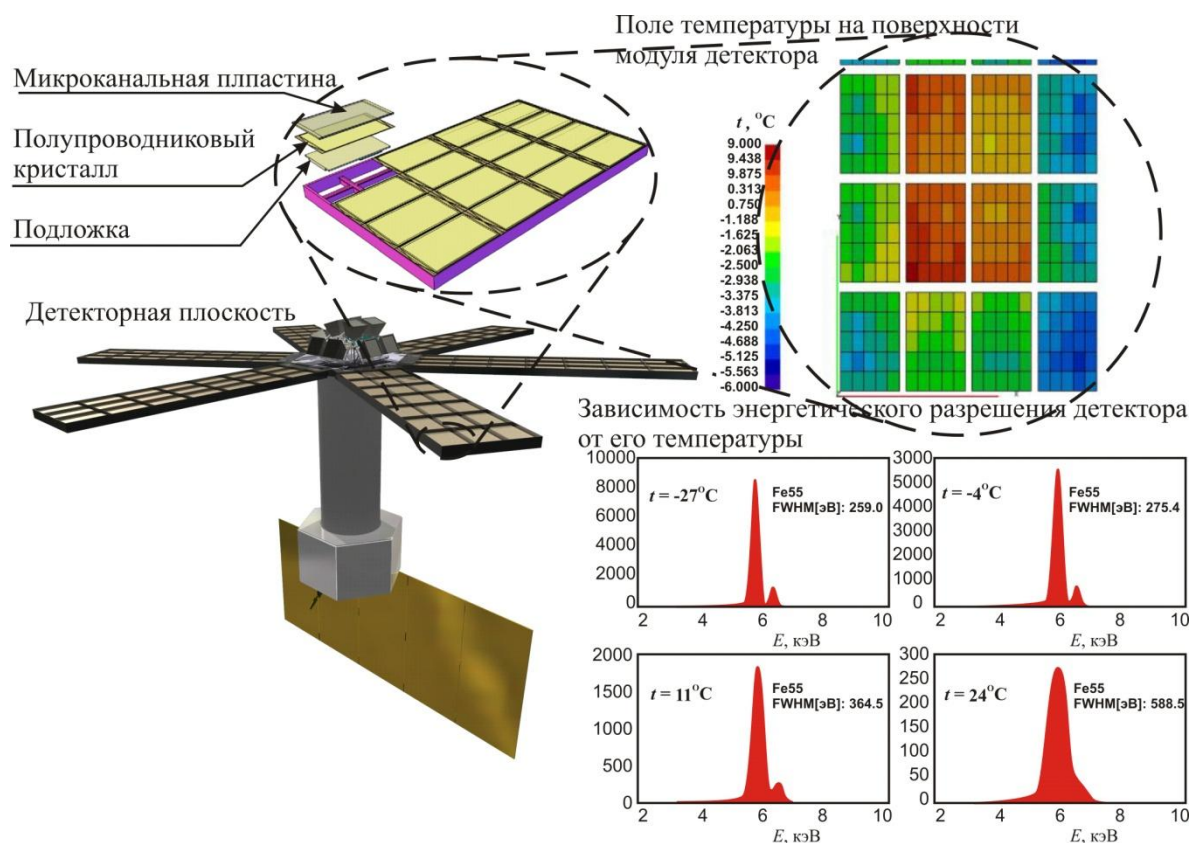


Рис. 1.1.5. Космический аппарат LOFT с планарным многоэлементным детектором большой площади, в котором неравномерность температуры детектора приводит к различию в измерении разными участками детектора энергетического спектра одного и того же рентгеновского источника (Fe55),

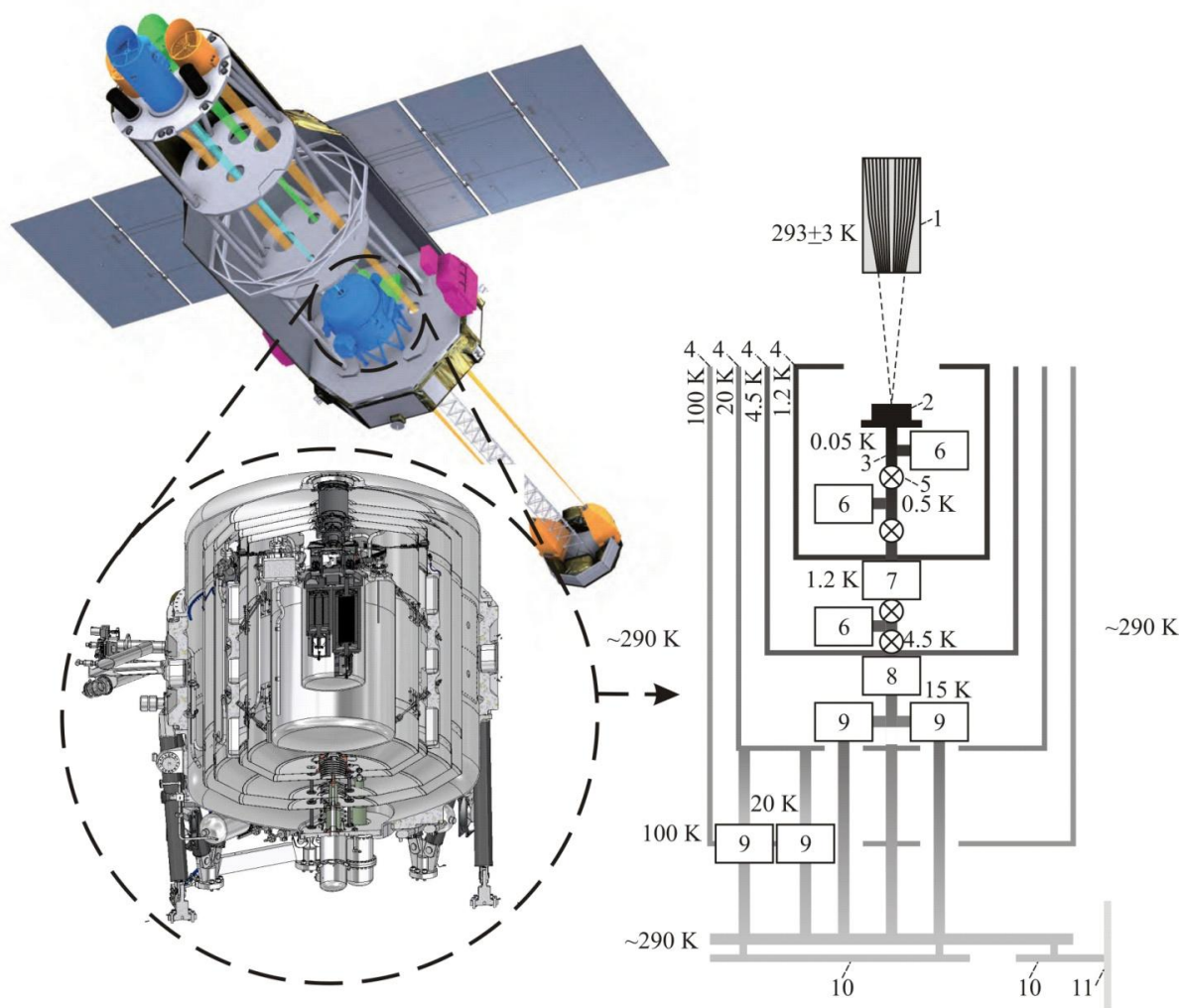
Еще более проблемными с точки зрения обеспечения теплового режима являются калориметрические приемники излучения рентгеновского излучения - болометры [101].

Обычно болометры применяются в ИК и в МВ областях спектра. Их применение для рентгеновских приборов обусловлено рекордным энергетическим разрешением. При использовании болометров оно достигает 3...4 эВ, в то время как предел разрешения для полупроводниковых детекторов составляет более 100 эВ. Для достижения такого разрешения болометр должен иметь температуру не выше нескольких сотых долей К.

Подобный рентгеновский инструмент (micro-calorimeter), объединяющий болометр с температурой около 50 мК и систему его охлаждения, был создан в Японии [102]. С 2000 по 2016 год было осуществлено три за-

пуска аппаратов с micro-calorimeter: Astro-E [103], Suzaku (Astro-EII) [104] и Hitomi (Astro-H) [105].

Micro-calorimeter можно считать эталонной системой охлаждения детекторов космических телескопов, поскольку в нем использовано большинство средств, потенциально применимых для охлаждения элементов астрофизических инструментов (см. рис. 1.1.6) [106].



1 – рентгеновская зеркальная система; 2 – болометр; 3 – теплопровод; 4 – охлаждаемые радиационные экраны; 5 – элементы теплопроводной арматуры; 6 – магнитные охладители; 7 – гелиевый криостат; 8 – машинные охладители Джоуля-Томпсона со сверхтекучем гелием в качестве теплоносителя; 9 – машинные охладители Стирлинга; 10 – тепловые трубы; 11 – радиатор

Рис. 1.1.6. Micro-calorimeter в космическом аппарате Hitomi

В данной системе условно можно выделить шесть ступеней охлаждения [107, 108]: радиатор ( $T \approx 290$  К); машинные охладители Стирлинга ( $T \approx 15 - 20$  К) и Джоуля-Томпсона ( $T \approx 4,5$  К); гелиевый криостат с магнитным охладителем ( $T \approx 1,2$  К) и магнитные охладители ( $T \approx 0,5$  К) и ( $T \approx 0,05$  К) [109]. В последовательном соединении ступеней охлаждения имеются отводы для охлаждения защитных радиационных экранов до температур 100, 20 и 1,2 К.

Все запуски аппаратов с *micro-calorimeter* были неудачными. В двух первых причиной неудач был выход из строя именно системы охлаждения детектора, из-за сложных задач по обеспечению его работоспособности. Пожалуй, самой большой проблемой является использование в охладителе Джоуля-Томпсона сверхтекучего  $^4\text{He}$  для уменьшения тепловыделения, возникающего из-за трения теплоносителя. Несущественные для любых других приборов факторы приводят к выходу из строя *micro-calorimeter*. К подобным факторам относится незначительное механическое воздействие, выводящее гелий из сверхтекучего состояния; незначительное снижение степени герметичности охлаждающего контура, приводящее к потере гелия из-за его высокой проникающей способности и т.д.

Требующийся постоянный контроль состояния теплоносителя приводит к усложнению процедуры подготовки аппарата к запуску. Попытка включения *micro-calorimeter* в состав обсерватории «СПЕКТР-РГ» [110] потерпела неудачу в основном из-за невозможности обеспечения непрерывного контроля параметров системы охлаждения на стартовой площадке.

### 1.1.3 Обеспечение криогенного уровня температур в ИК и МВ телескопах

Особенностью ИК и МВ телескопов является необходимость охлаждения до криогенного уровня температур не только приемника излучения, но и зеркала, тепловой фон от которого может исказить спектр реги-

стрируемого излучения (см. рис. 1.1.1). Реализация этого условия для микроволнового излучения требует охлаждения зеркала до нескольких К.

К настоящему времени реализован ряд экспериментов, в которых обеспечивалось охлаждение зеркал телескопов до температуры ниже 6 К (см. таблицу 1.1.3).

Таблица 1.1.3. Космические ИК и МВ телескопы с температурой зеркал ниже 6К

Обсерватория (период) Участники [библиогр.]	Фокальный приемник			Зеркало		Орбита
	$\lambda$ , мкм	Название	$T_d$ , К	Характеристики	$T_z$ , К	
IRAS (1983-1983) США, Голландия, Англия [111]	8-22	LRS	2,6	$D_3=0,57$ м $F_3=5,5$ м	4	Геоцентр. солн.-синхр. $H=900$ км $\tau_0=103$ мин
	50, 100	CPS				
ISO (1995-1998) ESA, JAXA, NASA [112]	2,5-17	ISOCAM	2	$D_3=0,6$ м $F_3=f/15$	2,7 – 4,6	Геоцентр. $H=1000-$ $70600$ км $\tau_0=1436$ мин
	2,5-240	ISOPHOT				
	2,4-45	SWS				
	45-196,8	LWS				
Spitzer (2003-н.в.) США [113]	3,6, 4,5, 5,8, 8	IRAC	1,4- 30	$D_3=0,85$ м $F_3=10,2$ м	5,5	Гелиоцентр. 0,98-1,02 а.е. $\tau_0=363$ дня
	5,2-38	IRS				
	24, 70, 160	MIPS				
Akari (Astro-F) (2006-2011) Япония, Голландия, Англия [114]	1,7-5,5	NIR	5	$D_3=0,685$ м $F_3=4,2$ м	5	Геоцентр. $H=701-706$ км $\tau_0=98,86$ мин
	5,8-14,1	MIR-S	1,8			
	12,4-26,5	MIR-L				

$\lambda$  – длина волны;  $T_d$ ,  $T_z$  – температура детектора и зеркала,  $D_3$ ,  $F_3$  – диаметр и фокусное расстояние зеркала, Параметры орбиты:  $H$  – высота,  $\tau_0$  – период

Во всех этих телескопах системы охлаждения зеркал основаны на технологии криостатирования. Криостат представляет собой оболочку, охлаждаемую жидким криокомпонентом (обычно  $He$ ) до температуры ниже



4,2 К. Данная оболочка закрывает все окружающее зеркало пространство, кроме поля зрения, в которое не должен попадать ни один сколько-нибудь яркий источник. Так для обсерватории ISO существовало запрещение наведения в сторону Юпитера, поскольку по расчетам, это заметно повышало температуру зеркала.

Во всех этих экспериментах зеркало ограничено размером 1 м (см. таблицу 2). При этом усложнение научных задач потребовало повышение чувствительности телескопа, а, следовательно, увеличения площади охлаждаемого зеркала.

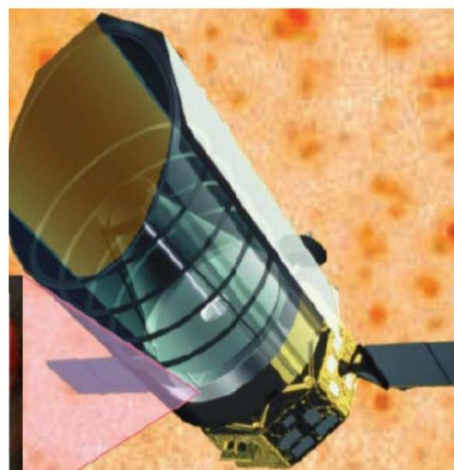
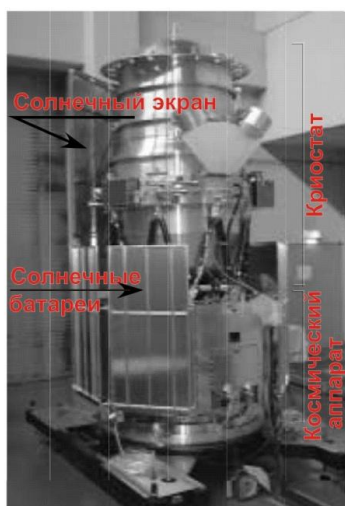
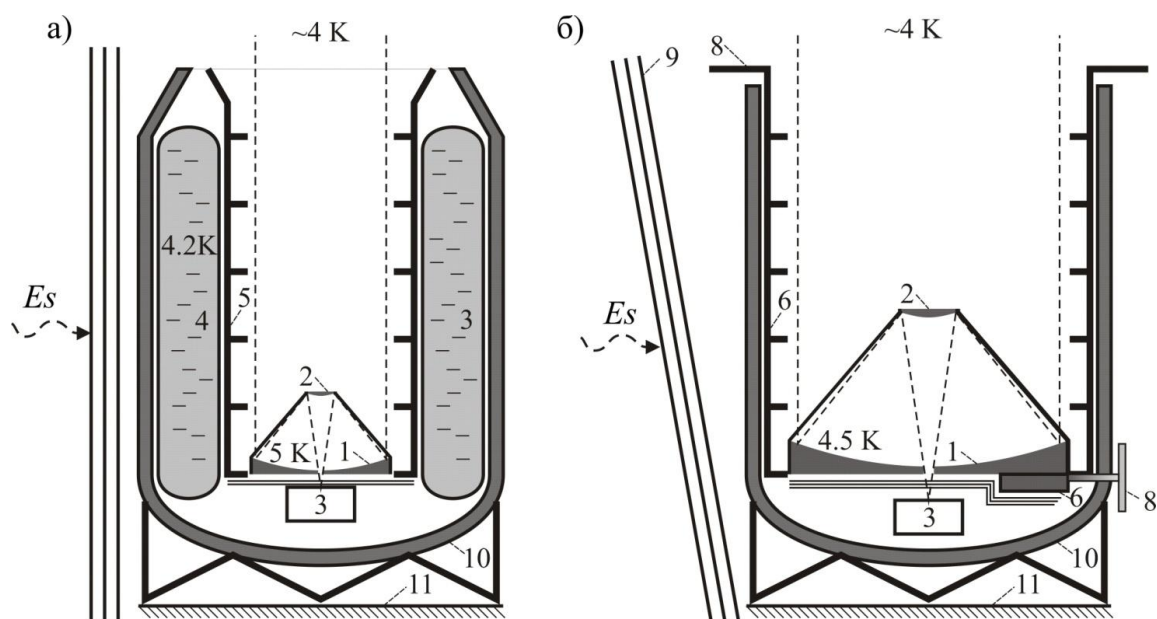
Попытка использовать криостат для охлаждения зеркала диаметром 3,5 м была предпринята в проекте SPICA [115, 116] (см. рис. 1.1.7).

Уже при проработке концепции телескопа стала ясна неприменимость криостата для крупногабаритных зеркал [117]. Поэтому для SPICA была разработана новая концепция охлаждения зеркала, сочетающая пассивную радиационную защиту от внешних потоков и активную многоуровневую систему охлаждения зеркала до 4,5 К на базе машинных охладителей Стирлинга и Джоуля-Томпсона.

В настоящее время проект приостановлен из-за нерешенных технических задач и дефицита финансирования.

Аналогичный отечественный проект «Миллиметрон» [118] с зеркалом, диаметром 10 м, также сталкивается с серьезными трудностями при реализации данной концепции охлаждения зеркала.

На первый взгляд все предпосылки для реализации подобной системы имелись. Во-первых, ее аналог успешно справлялся с охлаждением небольших детекторов, например, в описанном выше приборе *micro-calorimeter*. Во-вторых, само космическое пространство, имеющее радиационную температуру около 4 К, должно охлаждать зеркало до нескольких К, при его абсолютной теплоизоляции от солнечного и планетного излучения.



1 – охлаждаемое главное зеркало; 2 – охлаждаемое вторичное зеркало; 3 – фокальные приборы; 4 – емкости с жидким гелием; 5 – бленда главного зеркала, охлаждаемая жидким гелием; 6 – бленда главного зеркала, охлаждаемая за счет излучения; 7 – трехуровневая система охлаждения; 8 – радиаторы; 9 – противосолнечный экран; 10 – корпус телескопа; 11 – космический аппарат;  $E_s$  – солнечное излучение

Рис. 1.1.7. Используемая технология криостатирования, обеспечивавшая охлаждение зеркала диаметром 68,5 см до 5 К в телескопе AKARI (а) и перспективная технология сочетающая экранирование от внешних потоков и использование многоуровневого охлаждения, которая должна обеспечить в телескопе SPICA (б) охлаждение зеркала диаметром 3,5 м до 4,5 К

Основной проблемой реализации этого механизма охлаждения является то, что даже сверхмалые потоки в несколько мВт становятся значи-

мыми для криогенной температуры зеркала. Это ставит чрезвычайно сложные инженерные задачи по созданию эффективных тепловых барьеров, препятствующих прохождению сверхмалых кондуктивных и радиационных тепловых потоков в крупногабаритном объекте со сложной структурой.

Так, для зеркала диаметром несколько метров радиационные экраны должны уменьшить тепловой поток от Солнца на шесть порядков с десятков кВт до десятков мВт. Это чрезвычайно трудно выполнимо даже с помощью самой совершенной экранной теплоизоляции.

Применение машинных охладителей [119] также создает обратный тепловой поток от их нагретых элементов через элементы конструкции к зеркалу.

Трудность реализации подобной криосистемы усугубляется рядом дополнительных факторов. Во-первых, уровень значимых для температуры зеркала тепловых потоков находится ниже уровня физической и расчетной погрешности, возникающей при экспериментальном и математическом моделировании тепловых процессов стандартными методами. Во-вторых, при уровне температуры в единицы К существенно меняются теплофизические свойства материалов [120], что также затрудняет тепловое математическое моделирование данных систем.

Поэтому дальнейшим развитием систем охлаждения зеркал большого диаметра для ИК и МВ телескопов стал шаг назад, а именно, отказ от активных систем охлаждения с одновременным снижением требований к достигаемому уровню температуры. Таким проектом стал телескоп имени Джеймса Вебба (JWST) [121]. Его старт очередной раз был перенесен с 2019 г на более поздний срок.

Охлаждение зеркала JWST диаметром 6,5 м будет происходить за счет потери энергии при тепловом излучении с его поверхности. Для обеспечения максимально низкой температуры телескоп будет помещен в точ-

ку либрации L2, в которой отсутствуют тепловые потоки от планеты. Для теплоизоляции зеркала от солнечного излучения будет использован пяти-слойный радиационный экран. (см. рис. 1.1.8).

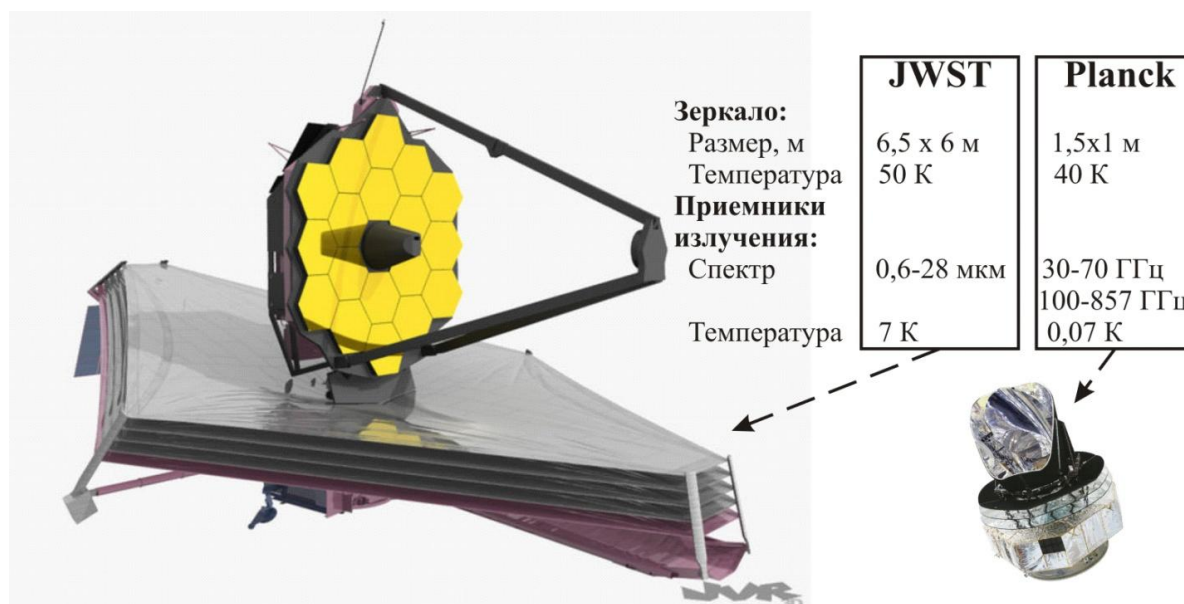


Рис. 1.1.8. МВ телескоп Планк, в котором достигнута минимальная температура охлаждения детектора и создаваемый телескоп им Джеймса Вебба, в котором будет достигнута минимальная температура крупногабаритного зеркала

Данный проект показывает реальный уровень температуры, до которого в настоящее время может быть гарантировано охлаждено зеркало площадью несколько десятком квадратных метров при использовании концепции экранной теплозащиты. Первоначально предполагалось охладить зеркало JWST до 20 К. Однако после многочисленных экспериментов, в том числе и в реальных условиях космоса, планируемый уровень рабочей температуры зеркала был повышен до 50 К [122]. Существенные трудности, возникающие в процессе создания криосистемы JWST, решались за счет большого объема экспериментов. Это потребовало создания уникальной наземной экспериментальной базы и повысило стоимость проекта до рекордных 8,5 млрд. долл. Рабочая температура зеркала JWST (~50 К) при современном технологическом уровне может считаться предельно дости-

жимой для зеркал большого размера при использовании радиационных экранов.

Приемниками излучения в ИК и МВ телескопах являются низкотемпературные болометры. В большинстве действующих телескопов они охлаждались до температуры в единицы К (см. таблицу 1.1.3). Стоит отметить, что одним из первых, охлаждаемых до криогенного уровня температур МВ приемников, был отечественный субмиллиметровый телескоп БСТ-1М, работавший на станции «Салют-6» в 1977 году [123]. Используемый для него криогенный рефрижератор потреблял около 4 кВт электроэнергии, охлаждая приемник излучения до 4,3 К.

Однако перспективные научные задачи ИК астрономии требуют гораздо более глубокого охлаждения болометра до уровня в сотые доли К. Наиболее совершенным телескопом, в котором было реализовано такое охлаждение, является телескоп Planck (см. рис. 1.1.8). Система охлаждения его детектора была рассчитана на 100 мК [124], однако фактически был достигнут уровень в 70 мК. Для болометра телескопа была реализована технология многоступенчатого охлаждения похожая на использованную в описанном выше micro-calorimeter. При этом криосистема Planck выполнена на более высоком технологическом уровне с применением ряда «ноу-хау», не описанных в доступных источниках. Это позволило повысить стойкость системы к внешним воздействиям, сделать ее более компактной и независимой от постоянного контроля и в итоге обеспечило успех миссии.

#### 1.1.4 Тепловые режимы инструментов, работающих в радио, видимом, УФ и гамма диапазонах

Приборы в радио, видимом, УФ и гамма диапазонах не имеют существенных типовых проблем в обеспечении тепловых режимов.

Космические радиотелескопы являются самой малочисленной группой астрофизических приборов, поскольку большинство задач радиоастрономии могут быть решены наземными средствами.

Опыт создания российского радиотелескопа «СПЕКТР-Р» [125] показывает, что космические радиотелескопы не имеют тепловых проблем, характерных для рентгеновских и ИК космических телескопов. Во-первых, тепловой фон от антенны не влияет на регистрируемое излучение. Во-вторых, отсутствуют жесткие ограничения на термодетформацию параболической антенны. В-третьих, приемники радиоизлучения не требуют точной термостабилизации. Однако большой размер антенны может привести к значительным градиентам и колебаниям температуры, которые могут влиять на различные элементы конструкции [126]. Например, в «СПЕКТР-Р» возникли проблемы раскрытия антенны, связанные с переохлаждением механизма раскрытия.

Для телескопов, функционирующих в видимой и УФ областях спектра, имеется потенциальная проблема недопустимой термодетформации зеркала из-за высоких температурных градиентов. Однако данная проблема решается не за счет точной термостабилизации зеркала, а за счет использования для него материалов со сверхнизким коэффициентом температурного расширения [127]. Для одного из самых известных телескопов «Hubble» (NASA) зеркало диаметром 2,4 м изготовлено из специально разработанного стекла с коэффициентом температурного расширения близким к нулю [128].

Однако часто при оптических измерениях требуется высокая геометрическая стабильность оптической схемы, что предполагает термостабилизацию конструкции большого размера. Так, например, в создаваемом в России телескопе «СПЕКТР-УФ» [129] температура оптико-механического блока размером 1,2 x 1,2 м, содержащего оптическую схему спектрометра, должна быть стабилизирована в диапазоне  $20 \pm 1$  °С.



В качестве приемников видимого и ультрафиолетового излучения используются ПЗС-матрицы [130]. С точки зрения требований к тепловым режимам и методам их поддержания [131] они аналогичны полупроводниковым приемникам рентгеновского излучения, описанным выше. В том же телескопе «СПЕКТР-УФ» полупроводниковая ПЗС-матрица должна охлаждаться до температуры  $-105\text{ }^{\circ}\text{C}$  с последующей термостабилизацией на этом уровне.

Гамма-телескопы построены по принципу комптоновского телескопа [132]. Детекторы в них состоят из комбинации вещества для конвертации гамма-квантов и полупроводниковых или болометрических приемников. Для этих приемников должны быть обеспечены определенные стабильные тепловые условия. Однако сама конструкция детектора способствует стабилизации теплового режима приемников. Это можно показать на примере телескопа LAT обсерватории Ферми [133]. Данный научный инструмент имеет массу 2789 кг внешнюю площадь около  $8,5\text{ м}^2$ . Таким образом, развитая внешняя поверхность позволяет организовать благоприятный теплообмен с окружающим пространством за счет степени ее теплоизоляции и определенных термооптических характеристик, а большая теплоемкость телескопа обеспечивает стабильность температуры приемников.

#### 1.1.5 Возможности систем обеспечения теплового режима зеркал и детекторов астрофизических приборов

Обобщенный анализ по всем типам телескопов позволил составить перечень используемых или предлагаемых сочетаний средств термостабилизации приемников излучения и зеркал и оценить их возможности. Результаты этого анализа представлены в таблице 1.1.4.

Таблица 1.1.4. Возможные сочетания средств термостабилизации элементов астрофизических приборов и их потенциальные возможности

Орбиты	Средства для термостабилизации приемников излучения и зеркал на заданном уровне							Минимальный уровень и максимальное колебание ( $\pm$ ) температуры, К				
	Радиационный теплосбор	Нагреватели	Термоэлектрические охладители	Криостагты	Машинные охладители			Магнитные охладители	Для приемников излучения		Для зеркал	
					Стирлинги	Джоуля-Томпсона	Пульсационные трубы		Малого размера	Большой площади	Диаметром до 1 м	Диаметром более 1 м
Вдали от планеты									170 (40*)	50*	40	50
									220	н	н	н
									1,4	н	2,7	4,5*
									18	н	н	н
									0,05	н	н	н
Около планеты									223 $\pm$ 20	233 $\pm$ 30	223 $\pm$ 20	233 $\pm$ 30
									243	н	243	253*
									173	н	н	н
									220	н	н	н
									1,8	н	н	н
Для всех типов орбит									4,5	н	5	н
									20	н	н	н
н – данное сочетание средств не используется * – прогнозируемые параметры, не подтвержденные экспериментально  – средство используется  – средство не используется												



## 1.2 Проблемы обеспечения теплового режима планетных приборов

В отечественных планетных исследованиях можно выделить два периода активности.

Первый приходится на 1959 – 1996 годы. Условно его начало можно приурочить к успешному достижению поверхности Луны автоматической станцией «Луна-2», окончание – к неудачному запуску космического аппарата «Марс-94/96». Этот период с полным правом можно назвать «советским», поскольку, несмотря на то, что он некоторое время продолжался и после распада Советского Союза, все его достижения связаны с работами СССР.

Второй период активности начался в 2011 году с неудачного эксперимента «Фобос-Грунт». Данный этап можно обозначить как «российский».

Планетные миссии советского периода могут быть охарактеризованы как национальные с минимальным международным участием или его отсутствием. Данный статус давал возможность более гибко подходить к решению проблем, в том числе и тепловых, создавая единую для всех компонентов систему обеспечения теплового режима, оптимальным образом распределяя ее ресурсы для данных компонентов. Объектами планетных исследований в советский период были Венера, Луна, Марс и комета Галлея.

Очевидно, что тепловые проблемы планетных научных приборов имеют существенные отличия, но при этом не меньшую значимость, чем тепловые проблемы научной аппаратуры, предназначенной для космического пространства. При этом на этапе доставки до планеты на аппаратуру действуют все тепловые факторы открытого космоса. Поэтому система обеспечения теплового режима планетных приборов должна быть рассчитана на два различных режима, первый – нахождение в условиях воздействия тепловых факторов открытого космоса на этапе перелета, второй – те-

пловое воздействие на поверхности планеты в период проведения исследований.

Тепловые проблемы для планетных исследований имеют различную значимость в зависимости от планеты.

Если сформировать условную шкалу сложности для тепловых проблем планетных миссий советского периода, то на первом месте будут стоять венерианские эксперименты, на втором – лунные, а третье место займут миссии на Марс. Удивительным фактом является то, что успешность миссий практически обратно пропорциональна этой шкале. Наиболее успешные отечественные миссии – венерианские, наименее успешные – марсианские. Из этого можно заключить, что не тепловые проблемы являлись основной причиной аварий в советский период планетных исследований.

Для венерианских миссий тепловые проблемы были основными. Температура на поверхности Венеры составляет около 500 °С при давлении около 90 атмосфер [134, 135]. Очевидно, что при создании аппаратуры, работающей в таких условиях, ключевым вопросом являлась нейтрализация тепловых воздействий. Этап освоения Венеры включал 10 посадочных миссий. Из них 2 окончились неудачей, в основном, из-за незнания условий на поверхности Венеры [136]. В данных миссиях использовались абсолютно уникальные механизмы терморегулирования [137]. Кроме того, были реализованы 4 атмосферных венерианских миссии на той высоте, где тепловые условия близки к условиям у земной поверхности.

К сожалению, в настоящее время этот опыт имеет скорее историческое значение и в ближайшем будущем едва ли будет востребован. Ни один современный отечественный венерианский проект не поднялся выше статуса предварительного изучения вопроса. Хотя в США принята программа создания высокотемпературной элементной базы для будущих посадочных миссий на Венеру.

Более практическое значение имеет опыт решения тепловых проблем лунных приборов. Средние солнечные сутки на Луне составляют 29 земных суток 12 часов 44 минуты 2,82 секунды. Отклонение истинных солнечных суток от средних может достигать 13-ти часов. Причиной этого являются неравномерность движения Земли по орбите, наклон орбиты Луны к эклиптике, эллиптичность её орбиты и наклон оси вращения Луны к плоскости орбиты. Для температурного моделирования приближенно можно принять, что около 15-ти земных суток приходится на лунную ночь и столько же на день.

Внешние тепловые воздействия на объект, находящийся на поверхности Луны включают постоянные и переменные факторы [1].

К первым относится экстремально низкая ( $T_c \sim 4$  К) радиационная температура и предельная ( $\varepsilon_c = 1$ ) степень черноты лунного неба, а также вакуум, определяющий механизмы внутреннего и внешнего теплообмена такого объекта. Данные тепловые факторы остаются постоянными в течение всех лунных суток.

Переменными тепловыми факторами являются прямое и отраженное от лунной поверхности солнечное излучение и тепловое излучение лунной поверхности. Очевидно, что солнечное излучение воздействует на объект только лунным днем.

Прямое солнечное излучение представляет собой квазипараллельный (слаборасходящийся) лучистый поток, меняющий направление распространения на  $180^\circ$  в течение лунного дня [138]. Днем нормальная облученность прямым солнечным излучением (облученность поверхности, ориентированной по нормали к направлению на Солнце) составляет около  $E_{s0} \approx 1400$  Вт/м<sup>2</sup>, ночью солнечное излучение отсутствует.

Тепловое излучение Луны определяется зависимостью температуры ее поверхности от времени. Измеренный экспедициями Аполлон 15 и 17 суточный профиль температуры Луны представлен на рисунке 1.2.1 [139].

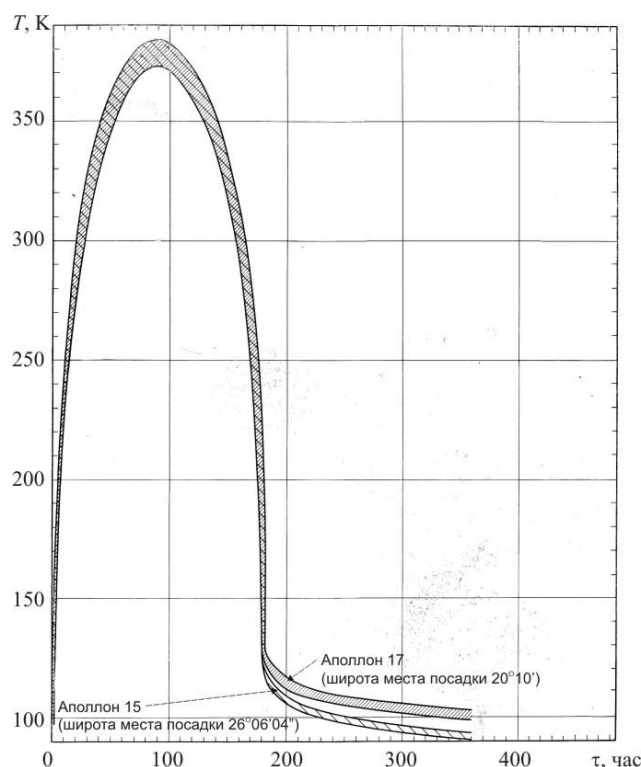


Рис. 1.2.1. Суточный профиль температуры лунной поверхности на разных широтах

Сложность создания систем обеспечения теплового режима лунных посадочных аппаратов обусловлена двумя основными причинами.

Во-первых, практически полное отсутствие атмосферы приводит к тому, что окружающие прибор тепловые условия в течение лунных суток изменяются от экстремально холодных до экстремально горячих. Так, лунной ночью окружающие прибор тепловые условия близки к условиям «холодного» космоса, а лунным днем прибор может нагреться до чрезвычайно высоких температур под воздействием интенсивных тепловых потоков от Солнца и от нагретой до высокой температуры поверхности Луны.

Во-вторых, значительная продолжительность лунных суток практически исключает сглаживание температуры приборов за счет их теплоемкости или за счет применения тепловых аккумуляторов, а также затрудняет использование электрических нагревателей ночью.

Комбинация этих двух причин не позволяет построить систему обеспечения температурного режима, основанную только на простых

схемных решениях, например, на классическом сочетании радиатора-излучателя и нагревателя без каких-либо дополнительных мер.

Значительный опыт в обеспечении тепловых режимов приборов на поверхности Луны был накоплен при реализации советской лунной программы. Эта программа включала 21 полностью или частично успешную посадочную миссию, в том числе две доставившие Луноход 1 и Луноход 2. Данные самоходные устройства проработали на Луне 10,5 и 4 земных месяца и переместились на 10,5 и 42 км соответственно.

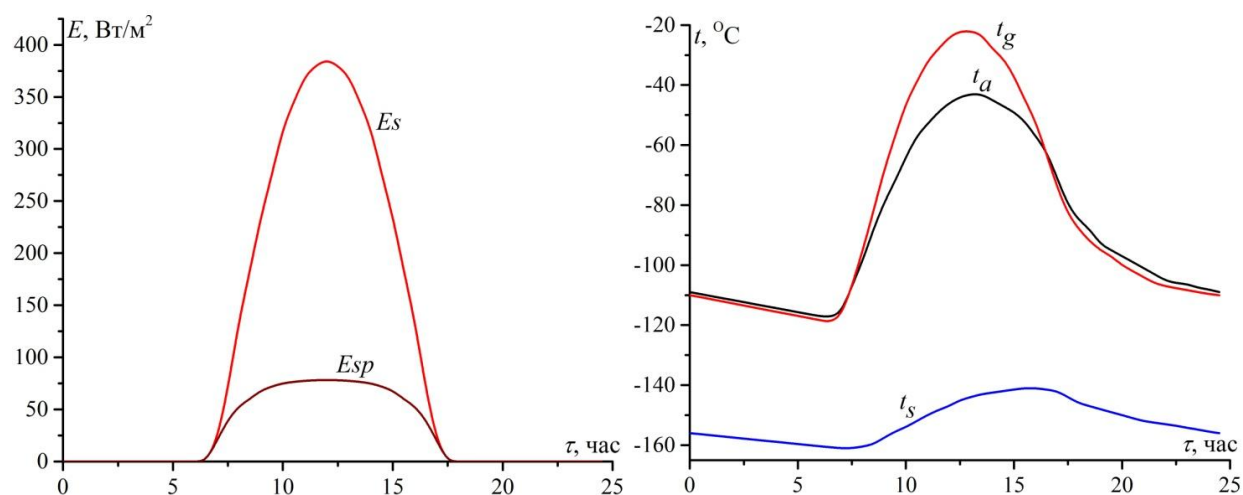
Необходимость сохранения допустимой температуры приборов в течение 2-х недельной холодной лунной ночи и 2-х недельного горячего лунного дня заставило применять новые подходы к обеспечению теплового режима. Так, на луноходах был применен принцип перекрытия излучения радиатора в течение лунной ночи [140]. Для подогрева ночью (при длительном отключении солнечных батарей) стали применять радиоизотопные источники тепла (РИТ) или тепла и электроэнергии (РИТЭГ) [141].

Марсианские миссии могут считаться одними из самых комфортных из всех вышеперечисленных с точки зрения обеспечения теплового режима научных инструментов [142, 143]. Например, в тепловом оазисе в районе плато Солнца температура изменяется в пределах от -53 до +22 °С – летом и от -103 до -43 °С – зимой. При этом марсианские сутки не очень продолжительны (25 часов), что делает достаточно эффективным использование теплоемкости для снижения колебания температуры приборов.

Однако тепловые условия на Марсе имеют некоторые особенности, оказывающие существенное влияние на системы обеспечения теплового режима. В отличие от Земли, Венеры и Луны на Марсе отсутствует преобладающий механизм теплообмена, поскольку малое давление атмосферы сильно снижает эффективность конвекции, а удаленность Марса от Солнца уменьшает поверхностную плотность прямого солнечного излучения до 620 Вт/м<sup>2</sup>.

Например, на Венере и, в меньшей степени на Земле, мощная конвекция стремится уравнивать температуру поверхности прибора с температурой окружающей газовой среды. Тепловое излучение Солнца и поверхности планеты, в этом случае имеет гораздо меньшую значимость по сравнению с конвекцией.

На Марсе все тепловые факторы, воздействующие на прибор (теплоотдача атмосфере, тепловое излучение неба, тепловое излучение поверхности, прямое и отраженное от поверхности излучение Солнца) необходимо рассматривать как равнозначные [144]. В качестве примера на рисунке 1.2.2 представлены тепловые условия в предполагаемом месте работы марсохода в рамках проекта ExoMars 2020.



Нормальная облученность:  $E_s$  – прямым солнечным излучением,  $E_{sp}$  – отраженным от поверхности Марса солнечным излучением; температура:  $t_a$  – окружающей газовой среды,  $t_s$  – неба (радиационная),  $t_g$  – грунта

Рис. 1.2.2. Тепловые условия в предполагаемом месте работы марсохода в рамках проекта ExoMars 2020

Переход от советского к российскому периоду планетных исследований произошел крайне неудачно. Первый проект в рамках этого периода «Фобос-Грунт» окончился аварией. Перерыв между советским и российским периодами планетных исследований, к сожалению, привел к существенной потере опыта в создании межпланетных космических аппаратов. К

полностью самостоятельной реализации подобных проектов отечественная космическая отрасль оказалась не готова.

Поэтому со стороны научных групп был изменен подход к марсианской программе. Вместо реализации национального проекта было выбрано направление кооперации и интеграции в международные проекты. Именно такой подход был использован в проектах EхоMars 2016 и 2020 [145].

Интеграционный подход к формированию комплекса научной аппаратуры потребовал изменения методов теплового проектирования отдельных приборов. Потребовалось создание взаимосогласованных математических тепловых моделей приборов, создаваемых в разных странах, с возможностью интеграции в единую модель приборного комплекса.

Такой же формат участия был применен в меркурианском международном проекте «VeriColombo» [146], в котором российская сторона создает сканирующее устройство.

Однако в российской космической программе появились и национальные планетные проекты. Это, прежде всего проекты по исследованию Луны – «Луна-Глоб» (Луна-25) и «Луна-Ресурс» (Луна-27) [147]. Для их реализации является чрезвычайно востребованным советский опыт создания систем обеспечения теплового режима лунных приборов.

В настоящее время стадия создания систем терморегулирования для планетных аппаратов может быть охарактеризована как стадия восстановления опыта.

Необходимо также упомянуть о проекте аппарата «Интергелеозонд» [148, 149]. В случае реализации данный аппарат будет первым российским солнечным зондом, который должен приблизиться к Солнцу на расстояние в 0,28 а.е. Хотя он не является планетным, но степень экстремальности внешних тепловых условий для него сравнима с экстремальностью тепловых условий венерианских миссий. Подобные проекты являют-

ся наиболее редкими в мировой практике из-за сложности решения проблем терморегулирования [150].



### 1.3 Заключение по главе 1

Аналитический обзор научных инструментов различного типа позволил уточнить и структурировать задачи по обеспечению их тепловых режимов, а также поставить некоторые, актуальные для современного уровня систем терморегулирования, ограничения на допустимость отдельных тепловых режимов [151].

С точки зрения особенностей терморегулирования деление космических научных приборов практически совпадает с их назначением. Могут быть выделены четыре группы приборов, для каждой из которых должны быть решены специфические тепловые задачи. Первая группа это астрофизические приборы (включая плазменные). Вторая – планетные приборы. Третья группа низкоорбитальных аппаратов объединяет приборы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), приборы орбитальных миссий около других планет и приборы, установленные на околоземных долговременных станциях. К четвертой группе относятся приборы, работающие в предельно экстремальных условиях (типа солнечных зондов или посадочных венерианских модулей).

Астрофизические миссии, как правило, достаточно свободны в выборе орбиты и ориентации, а, следовательно, в организации максимально предсказуемых и стабильных окружающих тепловых условий для входящих в них приборов. Однако при этом данный тип приборов является самым требовательным к точности поддержания и стабильности температуры отдельных элементов или всего прибора в целом. Часто требуемый уровень стабилизации близок к абсолютному нулю. Именно в астрофизических проектах значительная, а иногда и главная, доля затрат идет на обеспечение тепловых режимов космических телескопов. И, одновременно с этим, именно в данных проектах больше всего неудач, связанных с нерасчетным тепловым режимом или с выходом из строя системы обеспечения теплового режима.

Планетные научные инструменты, в некотором роде, противоположны астрофизическим приборам по расстановке приоритетов в решении тепловых задач. Для планетных миссий окружающие условия чрезвычайно разнообразны. Некоторые внешние тепловые факторы почти всегда сильно переменны. Возможность выбора внешних тепловых условий для прибора существенно ограничена. Поэтому основное внимание при обеспечении теплового режима планетных приборов уделяется выживанию аппаратуры при имеющемся тепловом окружении. В планетных миссиях, соответственно, практически не используются научные инструменты, требующие в течение длительного времени точной термостабилизации на температурном уровне, не соответствующем окружающим условиям. Кроме того, для задач планетных исследований, в отличие от астрофизических, не требуется использование регистрирующих устройств, охлажденных до криогенного уровня.

Низкоорбитальные космические аппараты также подвержены весьма переменным тепловым условиям. Однако эти условия более управляемы, по сравнению с условиями на планетах и имеют меньшую периодичность. Для данных приборов может быть рассмотрена возможность точной термостабилизации отдельных элементов в достаточно широком температурном диапазоне. Некоторую специфику имеют приборы, устанавливаемые на долговременной орбитальной станции. Тепловые условия для этих приборов имеют большую неравномерность из-за влияния станции, однако при этом в распоряжении приборов находятся гораздо большие энергетические ресурсы, существенно снижающие ограничения использования активных тепловых элементов.

В общем, можно утверждать, что для приборов, размещаемых на низкоорбитальных космических аппаратах, накоплен самый большой опыт по обеспечению теплового режима. Поэтому до планирования научных экспериментов на таких орбитах ясны возможности и ограничения, создаваемые внешними тепловыми условиями.

Что касается приборов, создающихся для экстремальных тепловых условий, то, практически, каждый из этих проектов ставит уникальную научную теплофизическую задачу.

На основании обзора была построена иерархия астрофизических приборов по степени сложности обеспечения их тепловых режимов. Наиболее проблемным типом приборов в соответствии с ней являются микроволновые (МВ) и инфракрасные (ИК) телескопы. В настоящее время основное направление совершенствования этих телескопов состоит в оснащении их зеркалами площадью в несколько десятков квадратных метров, охлаждаемых до температуры ниже 10 К. Данная задача в настоящее время не решена. Условно достигнутым пределом охлаждения крупногабаритных зеркал в космосе является уровень в 50 К. Задача обеспечения тепловых режимов МВ и ИК телескопов выходит за рамки представленной работы. В работе рассматривалась только теоретическая возможность распространения на подобные телескопы методов моделирования тепловых режимов и подходов к формированию внутренней тепловой структуры.

Вторым по сложности обеспечения теплового режима типом астрофизических приборов являются зеркальные рентгеновские телескопы. В представленной работе одним из объектов терморегулирования этого типа являлся зеркальный рентгеновский телескоп ART-XC. Для отечественного приборостроения данный телескоп представляет собой абсолютно новый объект. При работе над ним было выявлено несколько взаимосвязанных тепловых проблем, нехарактерных для других космических приборов. Во-первых, тепловая структура телескопа должна включать две термостабилизированные тепловые зоны – зону зеркал, с температурой  $20 \pm 2$  °С и зону рентгеновских детекторов, температура которых, в зависимости от типа детекторов, должна находиться на уровне от -120 °С до -25 °С при отклонении от этого уровня не более, чем на 2,5 °С.

Условия термостабилизации зеркал и детекторов крайне неблагоприятны. Верхний торец рентгеновского зеркала направлен в «холодный»

космос, нижний – в «теплый» внутренний объем телескопа. При этом осевая и поперечная тепловая проводимость зеркала крайне низкая, а нагреватели или другие активные тепловые элементы на зеркальных оболочках установить невозможно.

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 сильно отличается от температуры детекторов и при этом практически не стабилизирована.

Третьим по сложности объектом терморегулирования являются астрофизические приборы, которые вынуждено находятся в сильно переменных внешних тепловых условиях и при этом требуют строгой термостабилизации приемников излучения. В данной работе таким прибором является рентгеновский монитор СПИН-Х1-МВН, устанавливаемый на внешней поверхности МКС.

Свою иерархию тепловых проблем имеют приборы, которые должны функционировать на поверхности планет. Если исключить из рассмотрения венерианские миссии, как имеющие весьма отдаленные перспективы реализации, то наиболее сложными объектами терморегулирования являются лунные посадочные аппараты. Сложность обеспечения их тепловых режимов обусловлена большой продолжительностью лунных суток и экстремальностью тепловых условий «горячем» лунным днем и «холодной» лунной ночью.

В общем, аналитический обзор подтвердил, 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.

## **2. КОМПЛЕКСНЫЙ МЕТОД ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ НАУЧНЫХ ПРИБОРОВ**

### **2.1 Концепция и составляющие метода поиска оптимальных решений**

Опыт в обеспечении тепловых режимов представленных в приложении 1 приборов показал, что для космических научных инструментов требуется повышенная достоверность моделирования тепловых режимов и более рациональное использование этих результатов на всех этапах создания приборов. Для решения этих задач был сформирован метод поиска оптимальных решений. Данный метод корректировался и дополнялся при работе над каждым из перечисленных в приложении устройств и был использован в окончательно сформированном виде для последнего и наиболее значимого научного инструмента – рентгеновского зеркального телескопа ART-XC [15-22], входящего в состав обсерватории «СПЕКТР-РГ» [56]. Данный телескоп представлен в разделах 1.1.2 и 5 настоящей работы. Новизна этого прибора потребовала проведения ряда теоретических и экспериментальных исследований в области обеспечения его оптимального теплового режима. Главным инструментом решения тепловых проблем этого телескопа являлся комплексный метод поиска оптимальных решений. Поэтому далее этот метод будет рассмотрен в основном на примере телескопа ART-XC.

В основу комплексного метода поиска оптимальных решений по обеспечению тепловых режимов научных приборов (далее по тексту «метод поиска оптимальных решений») были заложены три принципа:

- совместного масштабирования тепловых задач и моделей при соответствии решаемой задачи наиболее подходящему типу математической модели (далее, «принцип масштабирования»);

- организации рационального информационного обмена между моделями различного типа (далее, «принцип взаимодействия моделей»);

- восстановления параметров математической модели из результатов оптимизированного для этой цели эксперимента (далее, «принцип экспериментально-аналитического моделирования»).

Принцип масштабирования означает, что тепловое сопровождение прибора должно осуществляться в течение всего процесса его создания от формирования концепции (максимально грубый масштаб тепловых задач и моделей) до изготовления летного образца прибора (максимально подробный масштаб задач и моделей). Очевидно, что в процессе повышения детализации конструкции прибора должны усложняться и его тепловые модели. При этом разному уровню усложнения будут соответствовать различные типы моделей. Поэтому принцип соответствия решаемой задачи наиболее оптимальному типу математической модели означает правильный выбор соответствия типа модели степени усложнения конструкции.

В общем, задачу обеспечения рационального теплового состояния прибора можно разделить на пять самостоятельных задач:

- формирование требований к тепловому режиму прибора на основе требований к температуре его элементов, при которой их характеристики позволяют решить поставленную научную задачу;

- разработка концепции системы обеспечения теплового режима прибора, позволяющей обеспечить требуемый тепловой режим прибора;

- определение крупномасштабной карты теплообмена между элементами прибора и их средних температур, коррекция макропараметров системы обеспечения теплового режима на основании полученных результатов;

- 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 прибора в целом и его отдельных частей.

Собственно к тепловому моделированию имеет отношение последние четыре задачи. Если назвать масштабом задач степень детализации получаемой в результате решения задачи информации, то представленный порядок трех последних задач соответствует уменьшению масштаба.

Для каждой из перечисленных задач моделирования должен быть выбран метод моделирования.

Основным назначением любого метода моделирования тепловых режимов является решение прямой тепловой задачи – определения временной зависимости и пространственного распределения температуры в объекте моделирования при известных теплофизических свойствах объекта, известном распределении тепловыделения внутри него и известных тепловых воздействиях со стороны окружающего пространства. Все подобные методы основаны на фундаментальных уравнениях сохранения энергии и теплопереноса. Для тепловых условий космического пространства используется следующий набор уравнений:

$$dU = Q_{\Sigma} - \text{первое начало термодинамики при нулевой работе};$$

$$\frac{du}{d\tau} - a^2 \cdot \Delta u = q - \text{уравнение теплопроводности};$$

$$E = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 - \text{закон теплового излучения Стефана-Больцмана};$$

$$E_a = E_i - E_r = E_i \cdot (1 - \rho) = E_i \cdot \varepsilon - \text{уравнение радиационного теплообмена},$$

где

$dU$  – изменение внутренней энергии;

$Q_{\Sigma}$  – результирующий теплоприток;

$u=u(r, \tau)$  – функция температуры, задающая значение температуры в точке с координатой  $r$  в момент времени  $\tau$ ;

$r=(r_1, \dots, r_n)$  – система координат;

$\Delta = \nabla^2$  – оператор Лапласа;

$a^2$  – коэффициент температуропроводности среды;

$q=q(r, \tau)$  – функция тепловых источников, задающая значение тепловыделения в точке с координатой  $r$  в момент времени  $\tau$ ;

$E$  – поверхностная плотность радиационного теплового потока с поверхности, имеющей температуру  $T$  и степень черноты  $\varepsilon$ ;

$\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана;

$E_a, E_i, E_r$  – поверхностная плотность поглощенного, падающего и отраженного лучистого потока;

$\rho$  – коэффициент отражения.

Для возможности использования этих уравнений для сложной картины теплообмена, характерной для реальных объектов, необходим метод, связывающий базовые уравнения теплопереноса с реальной картиной теплообмена – метод моделирования тепловых режимов. Его основой является такая модельная схема теплообмена внутри и вне объекта, которая может быть описана самосогласованной системой дифференциальных уравнений, основанной на вышеприведенных базовых уравнениях.

Во всех подобных методах, объект моделирования рассматривается как область, в которой ищется решение дифференциальных уравнений теплопроводности с добавками от радиационного теплообмена и от внутренней генерации тепла. Данная область разбивается на связанные друг с другом подобласти. Система уравнений, описывающих тепловое состояние подобластей, является математической составляющей метода.

Методы моделирования тепловых режимов могут быть построены на базе следующих методов [152, 153] – конечных элементов, конечных



объемов, конечных разностей и элементарных балансов. Данные методы отличаются способами определения границ подобластей и типами тепловых интерфейсов между сопрягаемыми подобластями.

В методе конечных элементов эти подобласти называются элементами. Соседние элементы имеют совместные узлы, которые определяют границы элементов и интерфейсные тепловые связи между соседними элементами. В каждом из элементов произвольно выбирается вид аппроксимирующей функции теплопроводности. В простейшем случае это полином первой степени. Вне своего элемента аппроксимирующая функция равна нулю. Значения функций в узлах – на границах элементов являются решением задачи и заранее неизвестны. Коэффициенты аппроксимирующих функций определяются из условия равенства значения функций теплопроводности в узлах. Таким образом, формируется система линейных алгебраических уравнений. Решение задачи представляется в виде линейной комбинации базисных функций с коэффициентами, равными узловым значениям искомой функции.

Число уравнений в методе конечных элементов равно количеству неизвестных значений в узлах, в которых ищется решение исходной системы. Количество элементов и, соответственно, детализация расчетов ограничивается только доступными компьютерными ресурсами.

В методе конечных объемов каждая подобласть ограничивается замкнутой поверхностью, которая и является тепловым интерфейсом между сопрягаемыми объемами. Таким образом, решением дифференциальных уравнений для данного метода будет функции поля теплопроводности по поверхности, ограничивающей конечный объем.

В методе конечных разностей подобластями являются узлы сетки, построенной в области решений. На основе разностной схемы для каждого узла формируется разностное уравнение. С учетом краевых условий составляется система линейных алгебраических уравнений, решение которой

является приближенными решениями уравнения теплопроводности в узлах. Основной проблемой метода является построение корректной разностной схемы, обеспечивающей схождение к решению. Конкретные параметры схемы определяются свойствами исходного дифференциального оператора.

В методе элементарных балансов область решений разделяется на однородные подобласти. Система дифференциальных уравнений формируется из уравнений, описывающих мгновенный тепловой баланс каждой такой подобласти. Данная система уравнений может быть решена разностными методами и это является примером совместного использования этих двух методов.

Во всех вышеописанных методах, приемлемая точность расчетов достигается только при очень большом числе подобластей, на которые разбивается область решений, поскольку внутри этих подобластей осуществляется упрощение моделей теплообменных процессов, что может привести к значительным ошибкам при делении области решений на малое количество подобластей.

Данный фактор определяет общие принципы реализации всех этих методов. К ним относится использование однотипных дифференциальных уравнений для всех подобластей. Деление области на подобласти и формирование уравнений с помощью полностью или частично автоматизированных компьютерных алгоритмов. Эти особенности делают данные методы универсальными, применимыми практически для любых типов объектов моделирования и для любых вариантов внешних тепловых условий. Единственным ограничением применения этих методов является то, что облик объекта моделирования должен быть полностью сформирован.

Основная трудность реализации всех этих методов лежит не в области формирования уравнений, а в области их решения. Для формирования уравнений достаточна трехмерная модель объекта с назначенными те-

плофизическими свойствами материалов, назначенными внешними тепловыми нагрузками (температурами или потоками) и назначенными параметрами разбиения объекта на отдельные элементы (подобласти). Основной проблемой при решении полученной сверхбольшой системы уравнений является обеспечение сходимости применяемых математических алгоритмов.

Каждый из вышеописанных методов имеет свои особенности.

Метод конечных элементов в настоящее время является самым востребованным. Его популярность основана на нескольких факторах. Во-первых, в самом методе уже заложены надежные и апробированные способы решения систем, состоящих из очень большого числа уравнений. Во-вторых, не смотря на высокую ресурсоемкость метода, современные компьютерные мощности обеспечивают возможность решения необходимого для получения нужной точности числа уравнений. В-третьих, данный метод хорошо согласуется с современными системами автоматического проектирования (САПР), используя трехмерные компьютерные модели в качестве исходных данных. Поэтому в современных САПР (ProEngineer, Solid Works и т. д.) имеются встроенные или совместимые модули теплового моделирования, основанные именно на данном методе.

На рисунке 2.1.1 в качестве примера показана геометрическая интерпретация конечно-элементной модели телескопа ART-XC выполненная в САПР Solid Works.

В методе конечных объемов рассматривается физически более обоснованная модель теплопереноса между областями по сравнению с методом конечных элементов (не через точки, а через поверхности). Однако данный метод гораздо менее адаптирован для решения сверхбольших систем дифференциальных уравнений и требует для этого более значительные компьютерные ресурсы по сравнению с конечно-элементным методом при сопоставимом количестве подобластей.

Методы конечных разностей и элементарных балансов считаются более грубыми и менее адаптированными для большого количества подобластей, составляющих область решений.

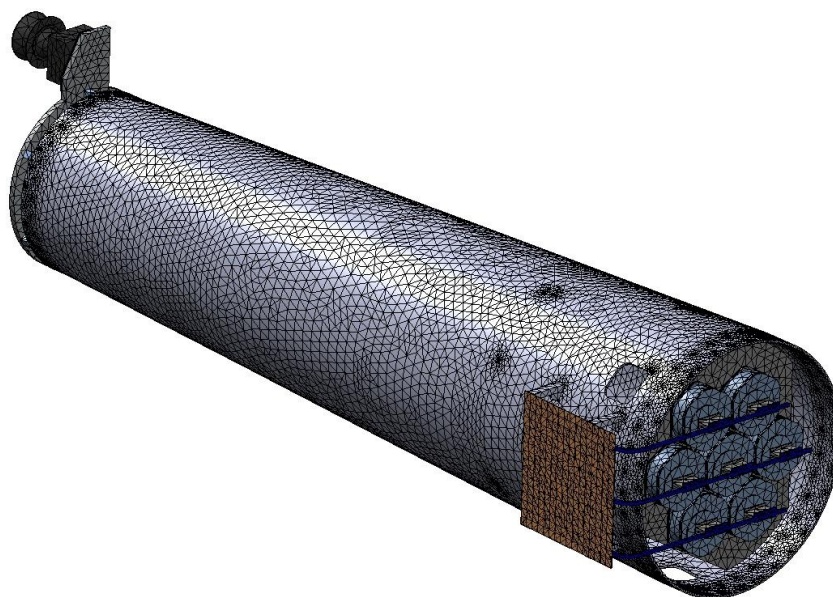


Рис. 2.1.1. Трехмерная физическая модель телескопа ART-XC с наложенной сеткой разбиения

Область оптимального использования вышеописанных методов ограничена поверочными итоговыми расчетами тепловых режимов полностью разработанных устройств.

Однако, как было показано выше, при создании прецизионных СОТР научных космических приборов требуются расчетные инструменты, дающие возможность принимать решения, касающиеся СОТР, на всех стадиях разработки от формирования концепции прибора до проведения космического эксперимента. Данную процедуру можно назвать тепловым проектированием. Возможностей вышеописанных методов для теплового проектирования явно недостаточно.

Метод, позволяющий осуществлять тепловое проектирование должен предоставлять возможность составления математической тепловой модели для объектов с окончательно несформированным обликом и позволять решать обратные тепловые задачи. Данные требования означают ис-

пользование таких тепловых элементов, которые могут описать конструкцию любой степени проработанности, начиная от схемных решений. Кроме того, модель должна достаточно корректно описывать теплообмен с помощью небольшого числа уравнений при обеспечении пользовательского доступа к их параметрам.

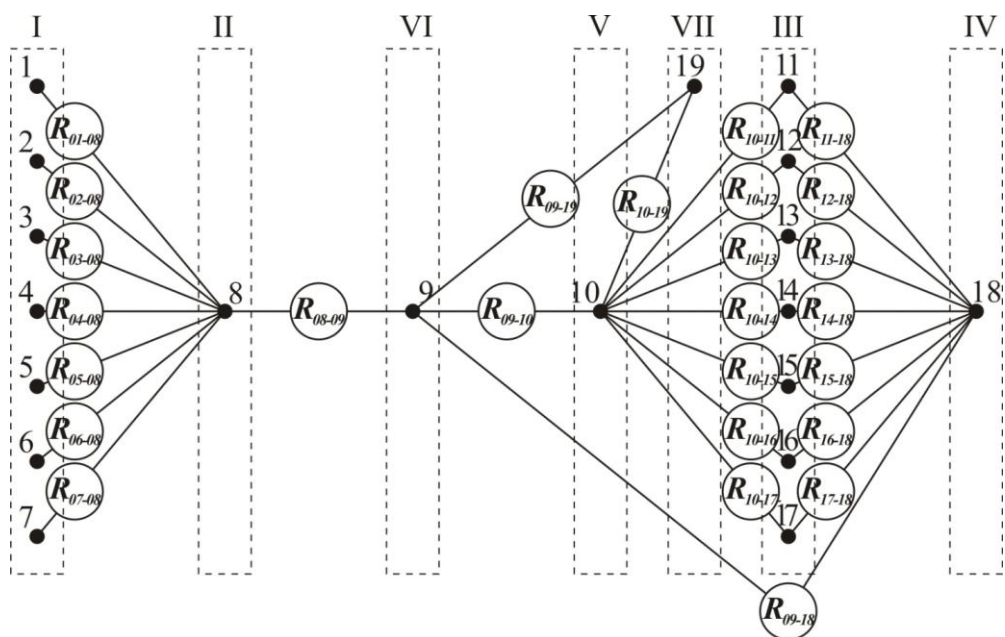
Таким методом является узловой метод [1], представляющий собой комбинацию метода элементарных балансов и метода графов [154]. Он основан на использовании двух тепловых элементов – теплового узла и тепловой связи. Тепловым узлом является имеющий теплоемкость и высокую тепловую связанность условно изотермический фрагмент конструкции. Тепловая связь представляет собой элемент с нулевой теплоемкостью, устанавливающий параметры тепловой проводимости или радиационного теплообмена между связываемыми тепловыми узлами.

Таким образом, узловая тепловая модель представляет собой граф, вершины которого являются тепловыми узлами, а ребра – тепловыми связями.

Вариант элементарной узловой модели прибора на примере концептуальной тепловой модели телескопа ART-XC показан на рис. 2.1.2.

В данном методе эквивалентность теплообмена модели, состоящей из малого числа элементов, реальному теплообмену в объекте моделирования обеспечивается за счет специализации используемых тепловых элементов (узлов и связей), возможности теплового связывания отдаленных тепловых узлов и директивного задания схемы теплообмена.

Таким образом, в отличие от других методов, основной проблемой узлового метода является не решение составленной системы уравнений, а составление этой системы. Главная трудоемкость метода состоит в составлении схемы теплообмена и в определении интегральных тепловых параметров узлов и связей.



1 ● – тепловой узел;  $R_{01-08}$  – тепловое сопротивление между узлами I-VII – разнотемпературные зоны (радиационные тепловые связи между узлами и тепловые нагрузки на узлы не показаны)

Рис. 2.1.2. Концептуальная узловая тепловая модель телескопа ART-XC

Узловой метод широко использовался до создания компьютеров, достаточно мощных для решения систем из десятков тысяч и более уравнений. Затем он был вытеснен более удобным конечно-элементным методом. Однако в последнее время узловой метод восстанавливает свою популярность. В частности, Европейское космическое агентство поддерживает расчетные системы теплового моделирования ESATAN и THERMOEXEL [155], основанные именно на узловом методе моделирования, хотя в значительной мере модифицированном. Несколько неожиданной является причина возвращения ESA к узловому методу. В отличие от конечно-элементного метода узловой метод позволяет достаточно легко объединять несколько моделей в одну. Данное свойство стало критически важным именно для научных космических аппаратов, в которых приборный комплекс собирается из приборов, создаваемых разными научными группами, иногда расположенными в разных странах [26-28].

Однако узловой метод имеет два существенных недостатка. Первый это трудоемкость и сложность расчета входящих в модель тепловых параметров, в первую очередь определяющих тепловые связи. Из-за чрезвычайно большого многообразия конструкций приборов этот процесс практически не поддается унификации и автоматизации.

Второй недостаток более принципиальный. Сокращение количества узлов модели приводит к тому, что крупные фрагменты конструкции, соответствующие выделенным узлам, рассматриваются как изотермические объекты. Это заведомо не соответствует действительности. Поэтому в результатах узлового моделирования всегда имеется ошибка, зависящая от реального распределения температуры по фрагменту конструкции, соответствующему узлу. Это делает узловой метод не расчетным, а скорее оценочным.

Очевидно, что узловая модель является более крупномасштабной по сравнению с конечно-элементной. При этом и та и другая модель допускает некоторый диапазон масштабирования.

Исходя из характеристик конечно-элементной и узловой моделей оптимальное распределение задач теплового моделирования между ними показано на рисунке 2.1.3, которое демонстрирует совместное масштабирование тепловых моделей и задач.

На данном рисунке в качестве примеров объектов, для которых формировались тепловые модели и решались эти задачи, представлены телескоп ART-XC и приборный комплекс TGO международного проекта ExoMars, в котором был установлен российский приборный комплекс ACS (АЦС).

Для решения каждой задачи формируется свой тип модели, к которой предъявляются оптимальные с точки зрения данной задачи требования.

Задаче разработки концепции системы обеспечения теплового режима прибора соответствует самая крупномасштабная концептуальная те-

пловая модель, состоящая из 10-20 узлов, учитывающая прогнозируемые тепловые связи в будущей конструкции прибора.

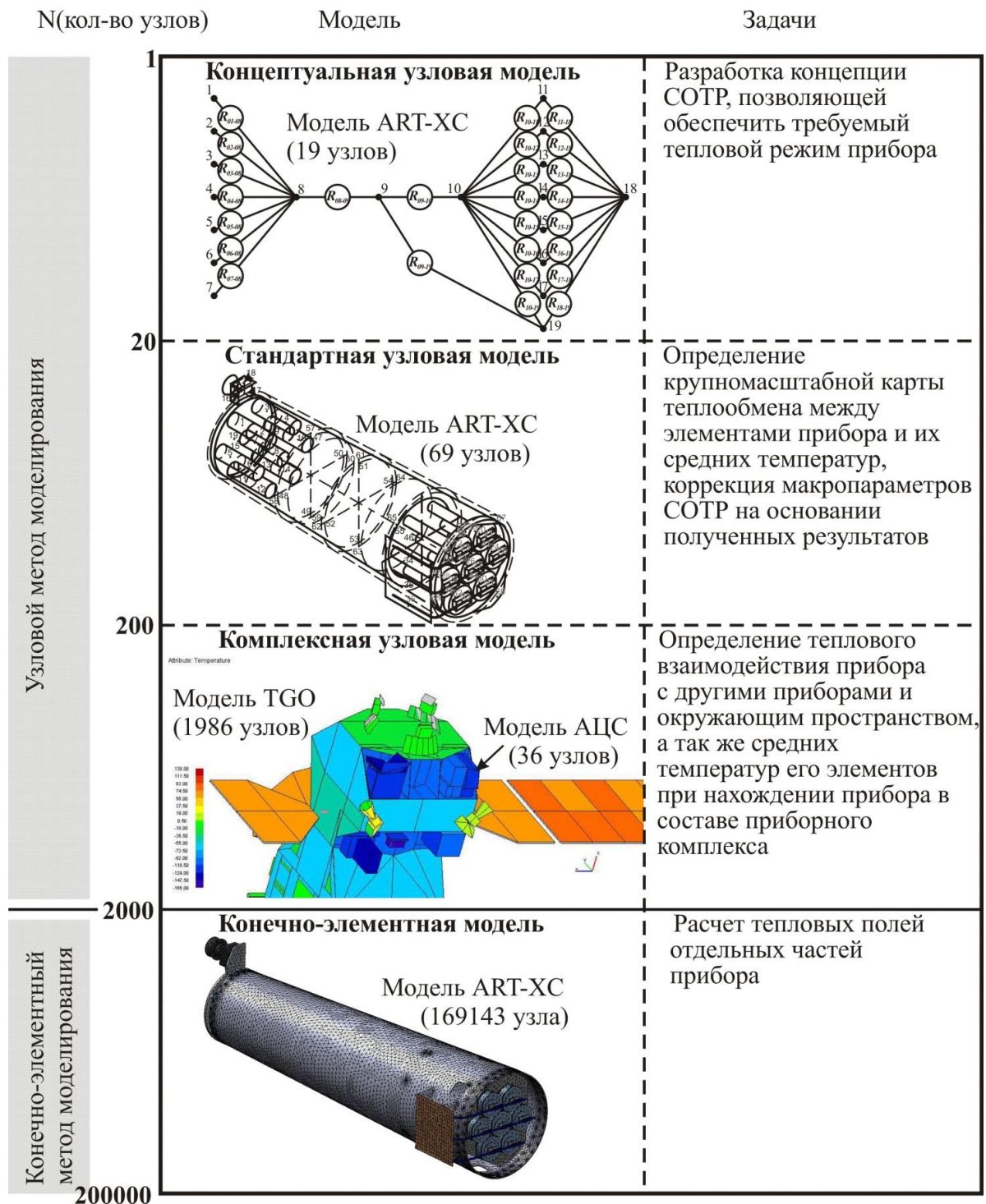


Рис. 2.1.3. Совместное масштабирование тепловых моделей и задач на примере ART-XC

Необходимо отметить, что формирование концептуальной тепловой модели для определения предварительных параметров системы обеспече-



ния теплового режима до начала или в процессе его проектирования прибора не всегда является обязательным этапом. Обычно при конструировании стандартной электронной аппаратуры, эксплуатируемой в космическом пространстве, принимаются качественные решения по обеспечению теплового режима.

Тепловой расчет проводится уже после того, как сконструирован первый вариант аппаратуры. Данный расчет используется, как поверочный для подтверждения корректности принятых качественных решений и по его результатам может быть поведена некоторая (непринципиальная) корректировка конструкции аппаратуры.

Данный подход вполне оправдан для аппаратуры, работающей в достаточно широком температурном диапазоне. Однако для функционирования научных приборов требуется обеспечение прецизионного (узкодиапазонного) теплового режима. Часто в этих приборах имеется не одна, а несколько разнотемпературных зон с прецизионным тепловым режимом, которые должны быть надежно отделены друг от друга. В этом случае конструкция, спроектированная на базе качественных решений, без предварительного моделирования, может не позволить построить систему обеспечения теплового режима, которая обеспечит выполнения данных жестких тепловых требований.

Для исключения принципиальных ошибок при проектировании научных приборов, которые впоследствии могут не позволить встроить прецизионную систему обеспечения тепловых режимов в их конструкцию, к количественному тепловому моделированию таких приборов необходимо приступить до начала или одновременно с началом проектирования. Для этого необходимо создать оценочную концептуальную модель, базирующуюся не на готовой конструкции, а на принципиальной схеме прибора, прогнозируемых характеристиках его частей, основных требованиях к их тепловому режиму, характеристиках внешних тепловых условий.

Результаты предпроектного теплового моделирования позволят определить оптимальную структуру системы обеспечения теплового режима, заложить в конструкцию правильную ориентацию и площадь теплоизлучающих поверхностей, оценить необходимые тепловые барьеры для отделения разнотемпературных зон друг от друга и т.д.

Таким образом, для приборов, требующих прецизионного терморегулирования, конструктивное и тепловое проектирование должно идти одновременно и в тесной координации, обеспеченной с помощью концептуальной тепловой модели. Очевидно, что оценочный характер и упрощенная структура такой модели позволяет сформировать ее только с помощью узлового метода.

Определение крупномасштабной карты теплообмена между элементами прибора и их средних температур, а также коррекцию макропараметров системы обеспечения теплового режима на основании полученных результатов оптимально проводить, используя стандартную узловую модель с количеством узлов до двухсот.

Для определения теплового взаимодействия прибора с другими приборами и окружающим пространством, а также средних температур его элементов при нахождении прибора в составе приборного комплекса используется тепловая узловая модель комплекса приборов, составленная из стандартных узловых моделей отдельных приборов. Данная модель может включать до двух тысяч узлов.

И наконец, для расчета тепловых полей отдельных частей прибора используются наиболее мелкомасштабные конечно-элементные модели этих приборов.

Принцип взаимодействия моделей означает, что каждый тип используемой модели обеспечивает максимальную достоверность расчета определенных параметров, и эти параметры используются моделями другого типа как исходные или граничные данные. Например, исходными

данными и граничными условиями для конечно-элементного моделирования при определении температурных полей элементов приборов должны служить результаты, полученные с помощью стандартной и комплексной узловых тепловых моделей.

Принцип экспериментально-аналитического моделирования является самым главным, а для некоторых приборов и самодостаточным, не требующим применения других принципов. Опыт моделирования тепловых режимов космических устройств показывает, что добиться требуемой достоверности моделирования только математическими методами чрезвычайно сложно. Во-первых, очень трудно аналитически рассчитать некоторые тепловые характеристики, определяющие теплообмен в космосе и являющиеся второстепенными для теплообмена на Земле. К таким характеристикам относятся степень черноты при полостном излучении [156], контактные тепловые сопротивления, теплопроницаемость экранно-вакуумной теплоизоляции и т.д. Во-вторых, некоторые из этих характеристик, в частности контактные тепловые сопротивления и теплофизические свойства неметаллических материалов, изменяются в условиях вакуума и при воздействии других факторов космоса. Единственный способ достоверного определения таких параметров является их восстановление из результатов эксперимента. Несмотря на кажущуюся очевидность этого утверждения в настоящее время эксперимент служит в основном для подтверждения расчета. Использование экспериментальных данных для корректировки модели осуществляется в достаточно ограниченном объеме с помощью математически неформализованных процедур. Объединение методов математического и экспериментального моделирования предъявляет определенные требования, как к математическим моделям, так и к методикам проведения эксперимента. При таком подходе в этом объединенном методе должна быть третья компонента, дающая возможность с помощью математически формализованного алгоритма восстановить параметры тепловой матема-

тической модели из результатов эксперимента. Метод, позволяющий сформировать математическую модель с восстановленными из результатов эксперимента параметрами, получил в рамках данной работы название «Экспериментально-аналитический метод».

Структура комплексного метода поиска оптимальных решений на примере его использования для обеспечения теплового режима рентгеновского телескопа ART-XC представлена на рисунке 2.1.4.

Метод поиска оптимальных решений по обеспечению тепловых режимов приборов

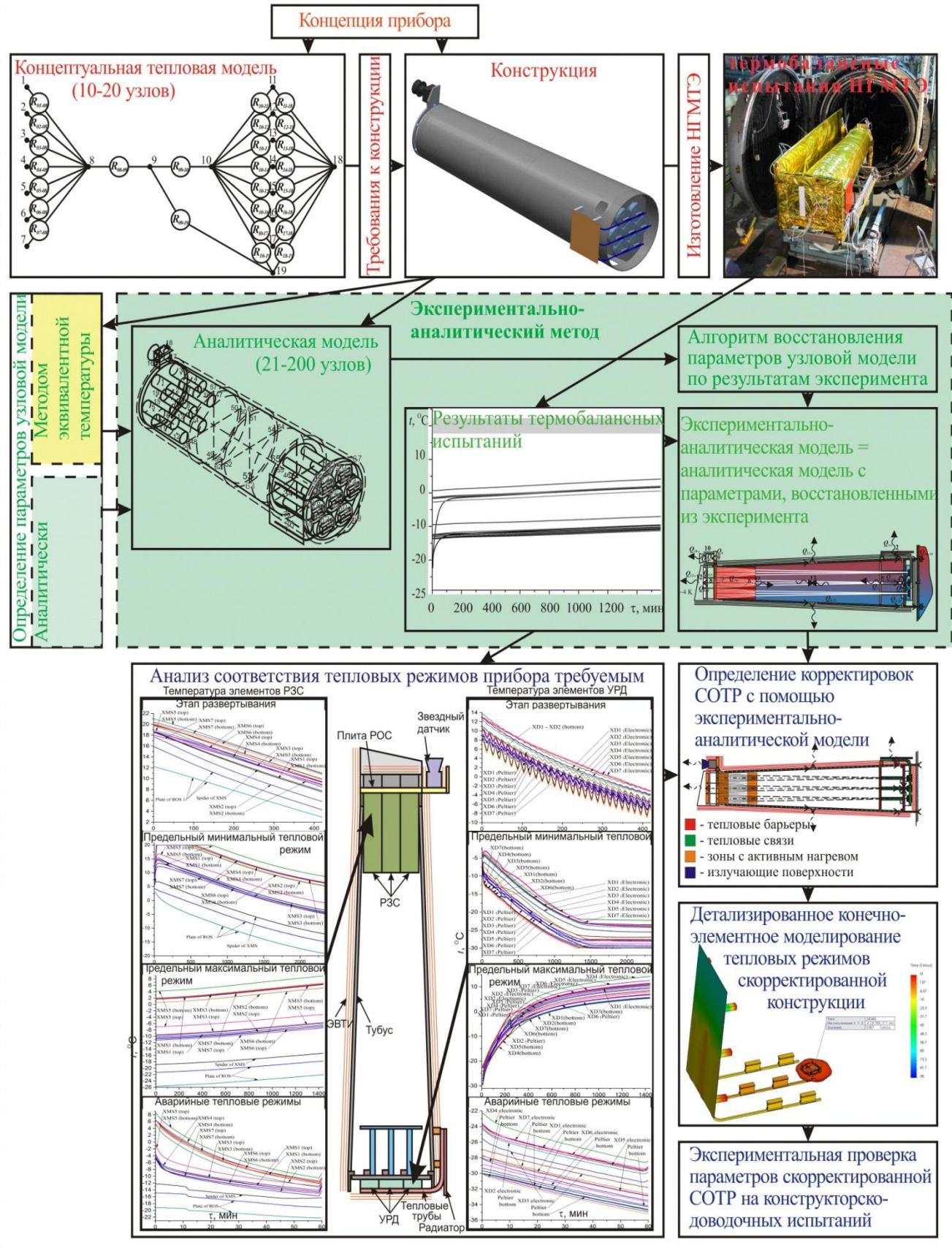


Рис. 2.1.4. Структура метода поиска оптимальных решений на примере формирования СОТР телескопа ART-XC

## **2.2 Экспериментально-аналитический метод моделирования тепловых режимов прибора**

### 2.2.1 Концепция метода

Экспериментально-аналитический метод моделирования тепловых режимов приборов [52] является основным компонентом комплексного метода поиска оптимальных решений.

Концепция метода состоит в определении параметров тепловой математической модели из экспериментальных данных [56]. Очевидно, что для реализации подобной концепции необходимы три составляющих:

- исходная аналитическая тепловая модель;
- результаты теплового эксперимента;
- алгоритм восстановления параметров тепловой математической модели из результатов эксперимента.

В результате взаимодействия этих трех составляющих должны быть сформирована экспериментально-аналитическая тепловая модель, с параметрами, рассчитанными на основании обработки экспериментальных данных. Структура этого экспериментально-аналитического метода в составе метода поиска оптимальных решений показана на рисунке 2.1.4.

Предполагается, что экспериментально-аналитическая модель будет иметь высокую достоверность, поскольку базируется на экспериментальных данных. Фактически такая модель позволяет распространить результаты ограниченного эксперимента на тепловые режимы, которые при данном эксперименте не воспроизводились.

Очевидно, что работоспособность и эффективность представленной схемы метода будут определяться конкретным содержанием компонентов этого метода. Поэтому необходимо сформулировать требования к этим компонентам и выбрать методы формирования каждой составляющей.

## 2.2.2 Аналитическая тепловая модель

### 2.2.2.1 Оптимальная конфигурация узловых тепловой модели для использования в экспериментально-аналитическом методе

Необходимость взаимодействия трех составляющих экспериментально-аналитического метода формирует набор требований и ограничений к каждой из этих составляющих.

Возможность реализации восстановления параметров математической модели из экспериментальных данных определяется рядом требований, которым должна удовлетворять модель.

Основное из этих требований относится к свойствам тепловым параметрам, из которых составлена математическая модель. С одной стороны это должны быть локальные параметры, то есть каждый из них должен быть связан с локальной зоной объекта. Такое свойство позволит определить связь температуры конкретной точки объекта с одним или несколькими тепловыми параметрами. С другой стороны это должны быть параметры верхнего уровня, а не их составляющие. Это позволит установить непосредственную связь между параметром и температурой и исключить ошибку, связанную со сборкой параметра из составляющих.

Второе существенное требование предъявляется к структуре математической модели. Данная структура должна позволять создавать формализованные математические связи между аналитической моделью и результатами эксперимента (зависимостями от времени температур в определенных точках объекта).

Также важно ограничить количество параметров математической модели, определяемых из эксперимента, поскольку очевидно, что объем экспериментальных данных будет ограничен по времени и по количеству воспроизводимых тепловых режимов.

Узловая модель удовлетворяет всем требованиям к аналитической модели, сформулированным выше. В узловой модели могут быть выделены локальные тепловые параметры, привязанные к конкретным узлам или тепловым связям между узлами. Соответственно температура конкретного узла будет связана с одним или несколькими определенными параметрами. Это, в свою очередь, позволяет связать эксперимент и аналитическую модель через температуру теплового узла, которая с одной стороны является компонентом тепловой модели, а с другой может быть измерена при проведении эксперимента. Для узловой модели также выполняется требование ограничения тепловых узлов, поскольку узловой метод работает при малом количестве тепловых узлов.

В схеме экспериментально-аналитического метода «модель – эксперимент – модель» конечный результат формируется моделью, поэтому прежде чем использовать узловую модель в качестве основы экспериментально-аналитического метода, необходимо хотя бы качественно проанализировать влияние основной ошибки узлового метода, возникающей из-за неизотермичности узла, на достоверность результата.

Данный анализ показывает, что именно используя концепцию экспериментально-аналитического метода можно исправить эту, на первый взгляд неустранимую ошибку. Очевидно, что единую температуру узла определить невозможно, поскольку узел не изотермичен. Но если присвоить статус «температуры узла» температуре в конкретной точке узла, то узловая модель будет описывать поведение температуры именно в этих точках, которые можно назвать репрезентативными.

Конечно, сохраняется ошибка для всех остальных точек узла. Однако чаще всего при моделировании температурного режима объекта интерес представляет не температурное поле по всему объекту, а температура отдельных репрезентативных точек. Использование репрезентативных точек позволяет, при необходимости, оценить и поле температур, считая его рав-



номерно изменяющимся от точки к точке. В случае необходимости мелко-масштабной детализации поля температур в соответствии со сформулированным принципом масштабирования необходимо использовать конечно-элементную модель, граничными условиями для которой будут служить результаты узлового моделирования.

В рамках данной работы было сделано предположение, что можно подобрать такие эффективные тепловые параметры узловой модели, при которых выполняется условие максимального приближения реальной температуры к расчетной в репрезентативной точке узла при допущении расхождения этих температур в остальных его точках.

Сама концепция экспериментально-аналитической модели настроена на реализацию такого сценария. Если для определения параметров модели использовать значения температур, измеренных при эксперименте в репрезентативных точках объекта, то, при использовании этих значений для определения тепловых параметров модели, очевидно, будет построена математическая модель предсказывающая температуру объекта именно в этих точках.

Понятие «Узловая тепловая модель» определяет структуру модели, а не входящие в нее параметры. В выборе конкретных типов параметров имеется достаточно большая свобода. Например, для кондуктивной тепловой связи можно использовать тепловое сопротивление или тепловую проводимость. Одному тепловому узлу можно ставить в соответствие одну поверхность внешнего теплообмена или несколько поверхностей и т.д.

Основой для узловой модели, используемой в данной работе, служила модель, представленная в [1]. Целью ее модернизации в представленной работе являлось достижение максимально возможного удобства ее использования для практических расчетов, поэтому для модели был выбран набор тепловых параметров, который наиболее просто определяется для реального объекта. Дифференциальные уравнения мгновенного тепло-

вого баланса были адаптированы для использования этого набора. Все узлы и связи унифицированы в части тепловых свойств. В общем случае каждый узел имеет внутреннее тепловыделение, теплоемкость и поверхность, через которую происходит лучистый теплообмен. При разбиении объекта моделирования на отдельные фрагменты, соответствующие тепловым узлам, каждый такой фрагмент должен удовлетворять условию малого уровня критерия Био ( $Bi \leq 0,1$ ), которое соответствует малому температурному перепаду по такому фрагменту.

В модели принято, что тепловые связи между узлами не имеют теплоемкости. Возникающее противоречие этого допущения тому, что кондуктивная тепловая связь осуществляется через реальный фрагмент конструкции с ненулевой теплоемкостью, разрешается за счет распределения данной теплоемкости между связываемыми тепловыми узлами.

Особенностью модели является разделение поверхности теплообмена на поверхность внешнего теплообмена, через которую осуществляется теплообмен с окружающим пространством, и поверхность внутреннего теплообмена, через которую происходит теплообмен с другими тепловыми узлами. В частном случае эти поверхности могут совпадать или пересекаться.

При таком подходе, в качестве тепловых параметров произвольного ( $i$ -того) узла модели используются:

- $T(\tau)_i$  – температура в момент времени  $\tau$ ;
- $m_i$  – масса;
- $c_i$  – удельная теплоемкость;
- $Q(\tau)_i$  – тепловыделение в момент времени  $\tau$ ;
- параметры поверхности внешнего теплообмена:  $F_i$  – площадь,  $\varphi_{Fi-c}$  – угловой коэффициент по отношению к космическому пространству,  $As_i$  – коэффициент поглощения солнечного излучения,  $\varepsilon_i$  – степень черноты;

- параметры поверхности внутреннего теплообмена:  $F'_i$  – площадь,  $\varepsilon'_i$  – степень черноты.

Параметрами кондуктивных и радиационных тепловых связей с  $j$ -тым тепловым узлом соответственно являются:

- $R_{i-j}$  – тепловое сопротивление;
- $\varphi_{F'_i-F'_j}$  – угловой коэффициент поверхностей внутреннего теплообмена  $i$ -того узла относительно  $j$ -того.

Внешние тепловые условия включают:

- $Es(\tau)_i$  – облученность прямым солнечным излучением в момент времени  $\tau$ ;
- $Esp(\tau)_i$  – облученность отраженным от планеты и окружающей конструкции солнечным излучением в момент времени  $\tau$ ;
- $Ep(\tau)_i$  – облученность собственным излучением планеты и окружающей конструкции в момент времени  $\tau$ ;
- $T_c \approx 4,2$  К – радиационную температуру космического пространства (для большинства космических устройств эту величину можно не учитывать).

Мгновенный тепловой баланс  $i$ -того узла модели при нестационарном тепловом режиме определяется равенством мгновенного изменения его внутренней энергии  $\frac{dU_i}{d\tau}$  разнице между входящим в узел ( $Qen_i$ ) и выходящим из него ( $Qex_i$ ) тепловыми потоками. С учетом элементарного преобразования:

$$\frac{dU_i}{d\tau} = \frac{dU_i}{dT_i} \cdot \frac{dT_i}{d\tau} = m_i \cdot c_i \cdot \frac{dT_i}{d\tau},$$

данный баланс может быть записан в следующем виде:

$$m_i \cdot c_i \cdot \frac{dT_i}{d\tau} = Qen_i - Qex_i.$$

Теплообмен узла с окружающей средой имеет строгую направленность. Поглощенный поверхностью внешнего теплообмена поток

$(As_i \cdot (Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i) + \varepsilon_i \cdot Ep(\tau)_i) \cdot F_i$  направлен в узел. Излученный поверхностью внешнего теплообмена поток  $(\sigma \cdot (T(\tau)_i^4 - T_c^4) \cdot \varepsilon_i \cdot \varphi_{F_i-c} \cdot F_i)$ , где  $\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана) является исходящим из узла. Остальные тепловые потоки – генерируемый в узле ( $Q(\tau)_i$ ), кондуктивный ( $Qcd_{j-i}$ ) и радиационный ( $Qir_{j-i}$ ) от другого ( $j$ -того) узла могут иметь любую направленность. В модели директивно установлено, что все эти потоки являются входящими в узел. В случае их реверсной направленности значения потоков будут отрицательными. При такой схеме теплообмена правую часть уравнения можно детализировать следующим образом:

$$m_i \cdot c_i \cdot \frac{dT(\tau)_i}{d\tau} = Q(\tau)_i + (As_i \cdot (Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i) + \varepsilon_i \cdot Ep(\tau)_i) \cdot F_i + \\ + \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n Qcd_{j-i} + \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n Qir_{j-i} - \sigma \cdot (T(\tau)_i^4 - T_c^4) \cdot \varepsilon_i \cdot \varphi_{F_i-c} \cdot F_i$$

С учетом используемой структуры тепловой модели в виде узлов, соединенных одномерными кондуктивными связями, и сделанного допущения об отсутствии теплоемкости у этих связей мгновенный (за время  $d\tau$ ) кондуктивный теплоперенос между узлами  $i$  и  $j$  ( $Qcd_{i-j}$ ) может быть определен на основании одномерного уравнения Фурье для стационарного теплового режима:  $dQcd = \lambda \cdot \frac{dT}{dx} \cdot dF \cdot d\tau$ , где  $\lambda$ ,  $F$  – теплопроводность и площадь поперечного сечения среды, через которую идет теплоперенос;  $x$  – продольная координата. Поскольку в качестве исходного параметра для модели выбран интегральный параметр тепловой проводимости – тепловое сопротивление  $R = x/(\lambda \cdot F)$ , кондуктивный тепловой поток между узлами будет определяться следующим выражением:

$$Qcd_{j-i} = \frac{T(\tau)_j - T(\tau)_i}{R_{i-j}}$$

Общей формулой результирующего лучистого теплопритока от поверхности  $F'_j$ , к поверхности  $F'_i$  является выражение:

$$Q_{ir_{j-i}} = K_{F'_i-F'_j} \cdot \sigma \cdot F'_i \cdot (T(\tau)_j^4 - T(\tau)_i^4),$$

где  $K_{F'_i-F'_j}$  – эффективный коэффициент лучистого теплообмена, определяемый конфигурацией, взаимной ориентацией и значениями степени черноты ( $\varepsilon'_i, \varepsilon'_j$ ) поверхностей.

В модели рассматривается наиболее общий случай лучистого теплообмена, который происходит между произвольно ориентированными друг относительно друга поверхностями с различными площадями, степени черноты которых могут различаться. Для расчета такого теплообмена используются интегральные параметры – взаимные угловые коэффициенты поверхностей ( $\varphi_{F'_i-F'_j}, \varphi_{F'_j-F'_i}$ ), которые вместе с площадями ( $F'_i, F'_j$ ) формируют эффективный коэффициент лучистого теплообмена:  $K_{F'_j-F'_i} = \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon_i'^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon_j'^{-1} - 1))^{-1}$ . При использовании этих параметров выражение для результирующего лучистого теплопритока от  $j$ -того узла к  $i$ -тому имеет следующий вид:

$$Q_{ir_{j-i}} = \sigma \cdot F'_i \cdot \frac{\varphi_{F'_i-F'_j}}{1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon_i'^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon_j'^{-1} - 1)} \cdot (T(\tau)_j^4 - T(\tau)_i^4).$$

Результатом всех выполненных преобразований является итоговое уравнение мгновенного теплового баланса  $i$ -того теплового узла:

$$\begin{aligned} m_i \cdot c_i \cdot \frac{dT(\tau)_i}{d\tau} &= Q(\tau)_i + (As_i \cdot (Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i) + \varepsilon_i \cdot Ep(\tau)_i) \cdot F_i + \\ &+ \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \frac{T(\tau)_j - T(\tau)_i}{R_{i-j}} + \sigma \cdot F'_i \cdot \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \frac{\varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (T(\tau)_j^4 - T(\tau)_i^4)}{1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon_i'^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon_j'^{-1} - 1)} - \\ &- \sigma \cdot F_i \cdot \varphi_{F_i-c} \cdot \varepsilon_i \cdot (T(\tau)_i^4 - T_c^4). \end{aligned} \quad (2.2.1)$$

Графическая интерпретация уравнения (2.2.1) представлена на рисунке 2.2.1.

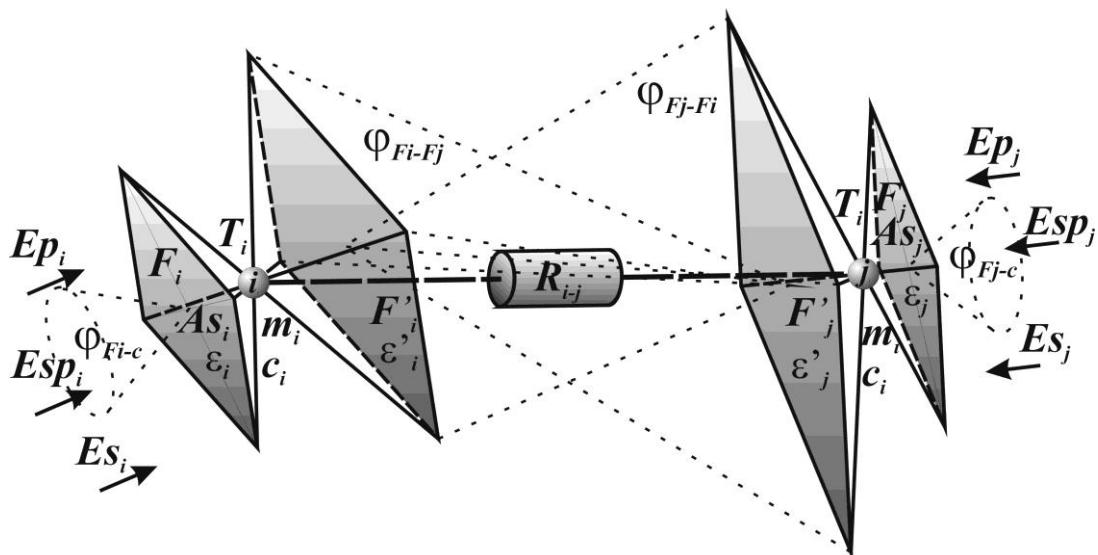


Рис. 2.2.1. Схема теплообмена двух произвольных тепловых узлов ( $i$ -того и  $j$ -того) между собой и с окружающим пространством

Система дифференциальных уравнений (2.2.1), составленных для всех тепловых узлов модели ( $i=1 \dots n$ ), представляет собой математическую узловую тепловую модель объекта.

Тепловые параметры узлов в данных уравнениях не вполне удовлетворяют сформулированному ранее требованию об использовании параметров верхнего уровня. В соответствии с этим требованием в единые комплексные параметры должны быть объединены выражения:  $m_i \cdot c_i$ ,  $As_i \cdot F_i$ ,

$$\varepsilon_i \cdot F_i, \varepsilon_i \cdot \varphi_{F_i-c} \cdot F_i, \frac{\varphi_{F'_i-F'_j} \cdot F'_i}{1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon_i'^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon_j'^{-1} - 1)}.$$

Однако практика применения модели показала, что при использовании объединенных параметров теряется очень важное свойство оперативного контроля промежуточных результатов моделирования. Использование в уравнениях отдельных параметров, каждый из которых определяет конкретную физическую характеристику, возможный диапазон которой известен, позволяет в реальном масштабе времени оценивать недопустимые отклонения результатов.

Узловая модель (2.2.1) была реализована в виде компьютерной программы ThermNS.

Имеется вопрос по делению физического объекта на фрагменты, соответствующие тепловым узлам модели. Данная процедура является одной из самых неформализованных во всем экспериментально-аналитическом методе. Для нее могут быть выданы только отдельные рекомендации. В качестве тепловых узлов необходимо использовать обобщенные в тепловом плане фрагменты конструкции. Это значит, что в таком фрагменте не должно быть элементов, являющихся единственным тепловым мостом между частями Фрагмента и при этом обладающим большим тепловым сопротивлением. Рискованно объединять в один тепловой узел конструкцию, внутри которой имеется большое количество разъемных соединений (тепловых контактов). В общем, в тепловые узлы необходимо объединять части конструкции, по которым, предположительно, не будет большого перепада температуры.

#### *2.2.2.2 Метод эквивалентной температуры для определения параметров аналитической тепловой модели*

При использовании узловой модели в качестве аналитической возникает вопрос – как определить начальные значения тепловых параметров модели. Простые теплофизические и геометрические формулы могут быть использованы только для однородных элементов простой формы. Даже небольшое усложнение конструкции узла и связи приводит к необходимости разбиения этого элемента на составляющие, определения тепловых параметров каждой составляющей и сборка их в единый параметр.

Особенно трудоемким этот процесс является для определения параметров кондуктивных тепловых связей. В реальных моделях, имеющих ограниченное число узлов, они связаны друг с другом через сложные, разъемные фрагменты конструкции из разнородных материалов. Опреде-

лить тепловое сопротивление такого фрагмента аналитически достаточно проблематично.

Не менее сложный вопрос возникает при определении взаимных угловых коэффициентов узлов модели. В настоящее время аналитические выражения для определения взаимных угловых коэффициентов имеются только для небольшого числа простых конфигураций поверхностей [157-161]. Для определения угловых коэффициентов в реальной конструкции объекта набора этих выражений, как правило, недостаточно.

Для упрощения решения данной задачи в рамках представленной работы был предложен метод эквивалентной температуры [40]. Этот метод может быть использован для определения как кондуктивных, так и радиационных тепловых связей между узлами аналитической тепловой модели. В основе метода лежит использование конечно-элементных моделей (КЭМ) фрагментов конструкции, соответствующих тепловым узлам или связям. Реализовывался данный метод с помощью программного комплекса Solid Works Simulation [162].

Для расчета кондуктивной связи формируется КЭМ фрагмента конструкции, через которую осуществляется тепловая проводимость между узлами с индексами  $i$  и  $j$ . Контактной площадке этой конструкции со стороны  $j$ -того узла присваивается постоянная температура  $T_j=0$  К, а к контактной площадке со стороны  $i$ -того узла подводится тепловой поток  $Q_i=Q_{i-j}=1$  Вт. Все виды теплообмена, кроме теплопроводности через конструкцию исключаются. При этом полученное стационарное значение температуры  $T_i$  площадки, к которой подведен тепловой поток будет равно тепловому сопротивлению этого фрагмента конструкции:  $R_{i-j}=(T_i-T_j)/Q_{i-j}=T_i$ , при допущении независимости теплопроводности используемых материалов от температуры в рассматриваемом температурном диапазоне.

Пример применения КЭМ, для определения методом эквивалентной температуры теплового сопротивления фрагмента конструкции сложной



конфигурации, на примере лунного манипуляторного комплекса (ЛМК), создаваемого в рамках проекта «Луна-Ресурс» представлен на рисунке 2.2.2 [41].

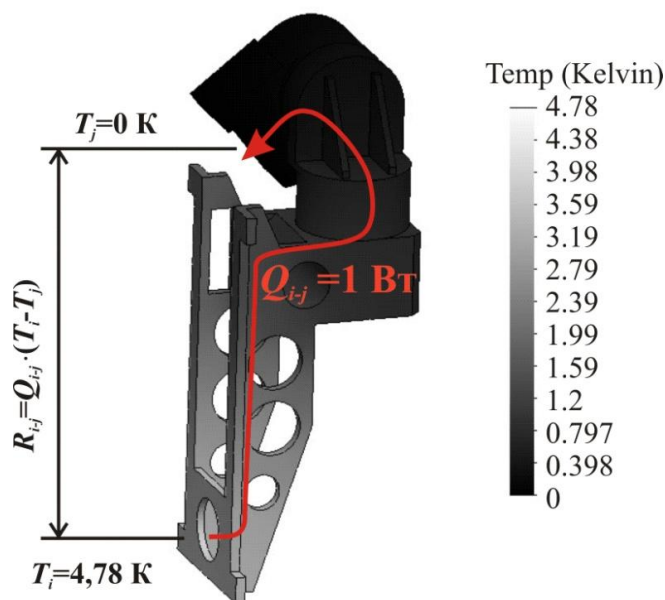


Рис. 2.2.2. Рассчитанное с помощью КЭМ значение температуры, эквивалентное тепловому сопротивлению сложного фрагмента конструкции, при прохождении через него тарированного теплового потока

Для определения взаимных угловых коэффициентов  $i$ -того и  $j$ -того узлов, имеющих радиационную тепловую связь, формируются объединенная КЭМ двух фрагментов конструкции, соответствующих этим двум узлам. Материалу конструкции присваивается максимально возможный коэффициент теплопроводности, а степеням черноты внешних поверхностей узлов единица:  $\varepsilon'_i = \varepsilon'_j = 1$ . Фрагменту, характеризующему  $j$ -тый узел, назначается температура  $T_j = 0 \text{ К}$ , а тепловыделение  $i$ -того узла, следовательно и тепловой поток, передаваемый от  $i$ -того к  $j$ -тому узлу, устанавливается равным  $Q_{i,j} = 1 \text{ Вт}$ .

Угловой коэффициент  $i$ -того узла по отношению к  $j$ -тому определяется на основании рассчитанной с помощью КЭМ стационарной температуры  $T_i$  из следующего соотношения:

$$Q_{i-j} = \frac{\varphi_{F'_i-F'_j}}{1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon_i'^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon_j'^{-1} - 1)} \cdot \sigma \cdot T_i^4 \cdot F'_i$$

Таким образом:

$$\varphi_{F'_i-F'_j} = (\sigma \cdot F'_i)^{-1} \cdot T_i^{-4},$$

где  $F'_i$  – участвующая в радиационном теплообмене площадь  $i$ -того узла;  
 $\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана.

Пример применения КЭМ для определения методом эквивалентной температуры углового коэффициента одного узла, имеющего вид протяженной штанги, относительно другого узла представлен на рисунке 2.2.3.

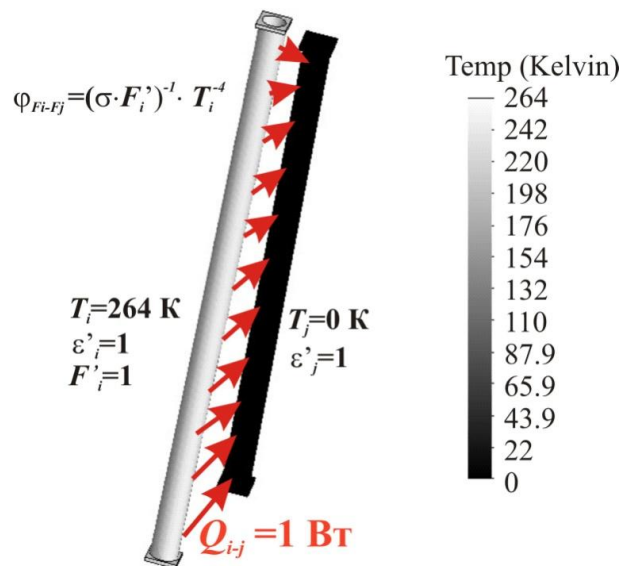


Рис. 2.2.3. Рассчитанное с помощью КЭМ значение температуры, эквивалентное угловому коэффициенту одной штанги относительно другой при радиационном теплообмене тарированным тепловым потоком

### 2.2.3 Тепловой эксперимент, адаптированный для использования его результатов в экспериментально-аналитическом методе

Следующим шагом после формирования аналитической узловой модели является формирование методики эксперимента, по результатам ко-

торого могут быть скорректированы параметры модели. Данный эксперимент должен отвечать требованиям, как со стороны аналитической модели, так и со стороны алгоритма восстановления параметров аналитической модели по экспериментальным данным.

Со стороны модели к методике эксперимента предъявляются два основных требования.

Первое – эксперимент должен воспроизводить моделируемый узловым методом тепловой процесс, то есть для экспериментально-аналитического метода необходимо проводить эксперимент, воспроизводящий тарированный теплообмен с окружающим пространством. Такой эксперимент может быть назван термобалансным.

Второе – при эксперименте для каждого узла ( $i$ ) должны регистрироваться зависимости от времени  $\tau$  следующих параметров:

- температуры –  $T(\tau)_i$ ;
- внутреннего тепловыделения –  $Q(\tau)_i$ ;
- составляющих падающего лучистого потока –  $Es(\tau)_i, Esp(\tau)_i, Ep(\tau)_i$

или суммарного теплового потока  $E(\tau)_i$ .

Для формулировки требований к методике эксперимента со стороны алгоритма восстановления тепловых параметров сначала необходимо формализовать сам этот алгоритм.

Очевидным способом определения корректных эффективных параметров тепловых узлов математической тепловой модели является решение обратной задачи, в которой неизвестными являются эти параметры, а известными величинами - значения температур, измеренные при проведении теплового эксперимента, при различных наборах внешних тепловых условий и внутренних тепловыделений [52].

Для использования этого способа эксперимент должен быть проведен следующим образом. Объект помещается в вакуумную камеру. Характеристикой внешних тепловых условий для  $i$ -того узла внутри вакуумной

камеры, не оснащенной солнечным имитатором, является облученность  $E(\tau)_i$  его поверхности внешнего теплообмена инфракрасным потоком (при использовании солнечного имитатора  $E(\tau)_i = (As_i \cdot (Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i) + \varepsilon_i \cdot Ep(\tau)_i) / \varepsilon_i$ ). Данная облученность создается окружающей объект поверхностью, которой могут являться криогенные экраны, нагреватели, неохлаждаемая стенка вакуумной камеры или их сочетание.

#### 2.2.4 Алгоритм восстановления параметров экспериментально-аналитической модели из результатов эксперимента

Очевидно, что в предложенной конфигурации модели и эксперимента математически формализованный алгоритм восстановления параметров узловой модели из результатов эксперимента должен быть основан на решении обратной тепловой задачи [163]. Известными (измеряемыми) данными в данной задаче являются зависящие от времени  $\tau$  значения  $T(\tau)_i$ ,  $Q(\tau)_i$  и  $E(\tau)_i$ . Искомыми (определяемыми по исходным данным) величинами являются  $C_i = m_i \cdot c_i$ ,  $F_i$ ,  $\varepsilon_i$ ,  $F'_i$ ,  $\varepsilon'_i$ ,  $s_{i-j}$ ,  $\varphi_{F'_i - F'_j}$  и  $\varphi_{F'_j - F'_i}$ , которые от времени не зависят.

Погрешности измерения  $T(\tau)_i$ ,  $Q(\tau)_i$ ,  $E(\tau)_i$  и допущения, сделанные при формировании узловой модели, не позволяют получить точное решение уравнений, описывающих модель. Поэтому задача сводится к определению максимально правдоподобных тепловых параметров модели [164].

Для адаптации, используемой при решении задачи системы уравнений к методам максимального правдоподобия, необходимо провести линеаризацию данных уравнений. Наиболее простым способом для этого является объединение искомых величин  $F_i$ ,  $\varepsilon_i$ ,  $F'_i$ ,  $\varepsilon'_i$ ,  $\varphi_{F'_i - F'_j}$ ,  $\varphi_{F'_j - F'_i}$  в два искомых комплексных параметра:

- первый параметр – «Эффективная площадь внешнего теплообмена»  $i$ -того узла –  $\varepsilon_i \cdot F_i$ , для которого будет использовано обозначение « $Fe_i$ »;

- второй параметр – «Эффективная радиационная связь»  $i$ -того и  $j$ -того узлов –  $\varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon_i^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon_j^{-1} - 1))^{-1} \cdot F'_i$ , далее обозначаемый « $Ie_{i-j}$ ».

При такой замене система уравнений, описывающая узловую модель помещенного в вакуумную камеру объекта, с учетом ошибок и задержек измерения температуры будет иметь вид:

$$\begin{aligned} & \frac{dT(\tau + \Delta\tau_i)_i}{d\tau} \cdot C_i + (\sigma \cdot T(\tau + \Delta\tau_i)_i^4 - E(\tau)_i) \cdot Fe_i + \\ & + \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n (T(\tau + \Delta\tau_i)_i - T(\tau + \Delta\tau_j)_j) \cdot s_{i-j} + \\ & + \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \sigma \cdot (T(\tau + \Delta\tau_i)_i^4 - T(\tau + \Delta\tau_j)_j^4) \cdot Ie_{i-j} \approx Q(\tau)_i, \end{aligned} \quad (2.2.2)$$

где  $i=1 \dots n$  – количество узлов модели;

$\Delta\tau_i$  – задержка реакции установленного на  $i$ -том узле температурного датчика на изменение  $Q(\tau)_i$  и  $E(\tau)_i$ .

При определении в этой системе количества неизвестных необходимо учитывать диагональную симметрию матриц кондуктивных и радиационных тепловых связей:

$$s_{i-j} = s_{j-i};$$

$$Ie_{i-j} = Ie_{j-i} (\varphi_{F'_i-F'_j} \cdot F'_i = \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot F'_j).$$

С учетом данной симметрии и в предположении знания временных задержек  $\Delta\tau_i$  общее количество искоемых тепловых параметров  $C_i$ ,  $Fe_i$ ,  $s_{i-j}$ ,  $Ie_{i-j}$  всех узлов составляет  $n^2 + n$ .

Поскольку система, описывающее одно тепловое состояние объекта, включает  $n$  уравнений, необходимо использовать не менее  $n+1$  разных теп-

ловых состояний объекта для получения, требуемого для решения задачи количества уравнений.

Практически это означает, что при проведении теплового эксперимента должны быть выбраны не менее  $n+1$  моментов времени  $\tau_k$  (тепловых состояний системы), в которых фиксируются температуры  $T(\tau_k)_i$  при различных сочетаниях параметров  $Q(\tau_k)_i$  и  $E(\tau_k)_i$  ( $i=1\dots n, k=1\dots n+1$ ). Кроме того, должны быть проведены измерения  $\Delta\tau_i$  и зафиксировано изменение температуры в окрестностях точек  $\tau_k$  для определения производных температур  $dT(\tau)_i/d\tau$ .

Результаты эксперимента, зафиксированные в моменты времени  $\tau_k$ , позволяют на базе системы (2.2.2) составить полную систему уравнений для определения неизвестных тепловых параметров модели. В матричном виде эта система записывается следующим образом:

$$A \cdot x = b, \tag{2.2.3}$$

где

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

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

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

На основании критерия минимизации суммы квадратов отклонений реальных значений уравнений от значений свободных членов  $((A \cdot x - b)^T \cdot (A \cdot x - b) \rightarrow \min)$  может быть составлено равенство  $A^T \cdot A \cdot x = A^T \cdot b$ , которое позволяет определить вектор  $x$  следующим образом [164]:

$$x = (A^T \cdot A)^{-1} \cdot b. \quad (2.2.4)$$

### 2.2.5 Опытная проверка экспериментально-аналитического метода

Учитывая базовую функцию экспериментально-аналитического метода в структуре метода поиска оптимальных решений, для проверки экспериментально-аналитического метода был проведен специальный эксперимент [52]. Этот эксперимент решал три задачи. Во-первых, он должен был подтвердить, что экспериментально-аналитический метод позволяет восстановить все параметры аналитической тепловой модели реального объекта из результатов эксперимента. Во-вторых, методика проведения эксперимента, должна была позволить проверить степень достоверности восстановленных параметров независимым способом. В-третьих, эксперимент должен был дать возможность сравнить степени достоверности двух групп параметров модели, одни из которых восстановлены экспериментально-аналитическим методом, вторые рассчитаны аналитически.

Объект и методика этого эксперимента позволяли получить ответ на эти три вопроса.

Для этого эксперимента был изготовлен тестовый тепловой макет (ТТМ) – физический объект, состоящий из шести элементов, обладающих признаками, позволяющими рассматривать их в качестве отдельных тепловых узлов. Основным свойством ТТМ являлась возможность аналитического определения тепловых параметров узлов тепловой математической модели с высокой достоверностью. С данным объектом в вакуумной камере был проведен тепло-вакуумный эксперимент, включающий десять режимов, отличающихся тепловыделением узлов и уровнем облученности тепловым потоком внешней поверхности ТТМ. С помощью предложенного экспериментально-аналитического метода по результатам девяти режимов определялись эффективные значения параметров узлов и тепловых связей между ними. Полученные эффективные значения использовались для расчета температуры узлов ТТМ при тепловых условиях, соответствующих десятому (проверочному) режиму. Критерием достоверности экспериментально-аналитического метода являлась степень отклонения рассчитанных с помощью данного метода значений температур от значений, измеренных в проверочном режиме.

Поскольку ТТМ был изготовлен специально для возможности достоверного аналитического определения параметров его узловой модели, то дополнительной проверкой метода являлось сравнение результатов расчета температуры узлов при использовании параметров, определенных двумя методами: аналитическим (на основании схемно-теплофизических расчетов) и предложенным экспериментально-аналитическим.

ТТМ представляет собой параллелепипед размером 160x160x252 мм, составленный из шести не контактирующих друг с другом панелей (см. рис. 2.2.4), четыре из которых являются электрическими нагревателями. Панели закреплены на каркасе из медных полос (см. рис. 2.2.5).



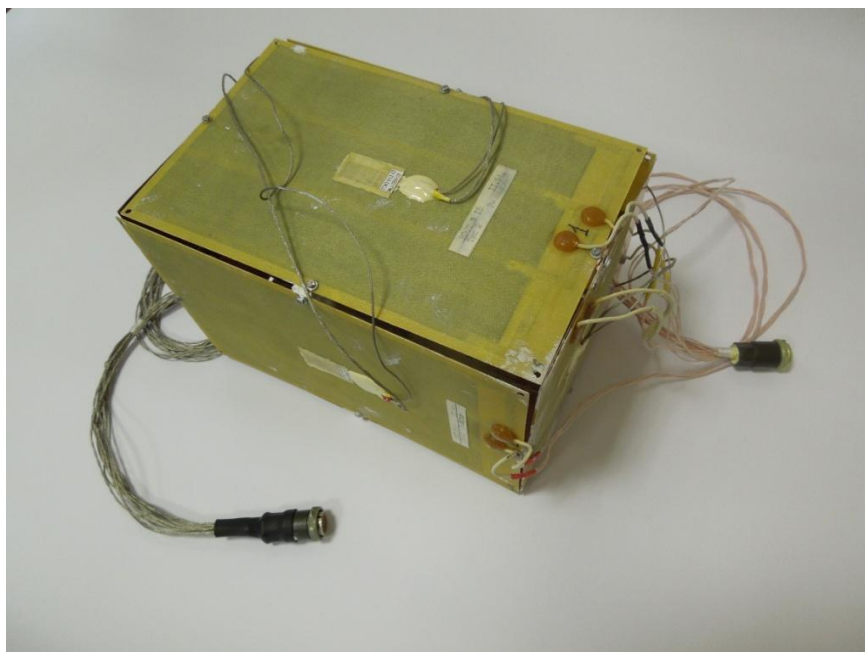


Рис. 2.2.4. Общий вид ТТМ

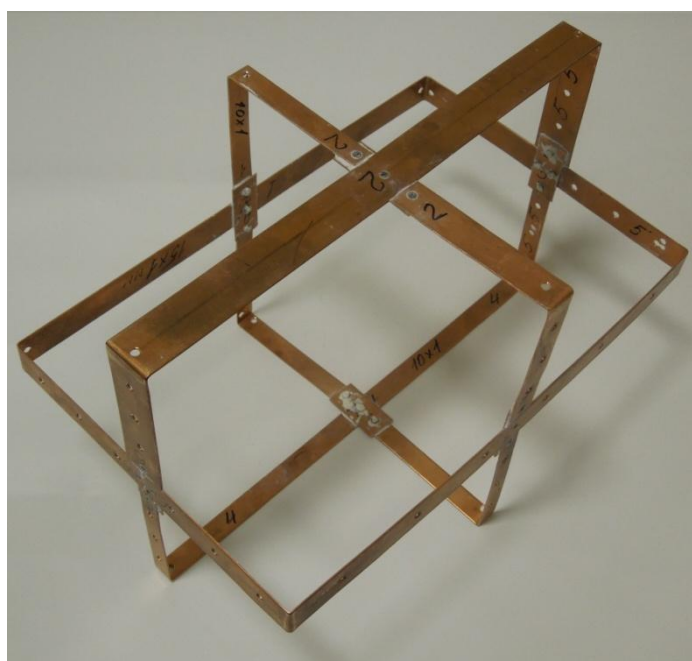


Рис. 2.2.5. Теплопроводный каркас ТТМ

Возможность достоверного аналитического расчета тепловых параметров узловой модели ТТМ была обеспечена следующими его свойствами. Во-первых, кондуктивная тепловая связь между шестью панелями (тепловыми узлами) осуществлялась только через медный каркас с тарированными тепловыми проводимостями. Во-вторых, ТТМ имеет такую гео-

метрию, при которой поверхности внешнего теплообмена (внешние поверхности панелей) имеют угловой коэффициент по отношению к окружающему пространству строго равный единице, а для расчета взаимных угловых коэффициентов поверхностей внутреннего теплообмена (внутренних поверхностей панелей) имеются аналитические формулы [158]. В-третьих, нагрев панелей происходил по всей их поверхности, что позволяло рассматривать их как изотермические элементы.

С учетом данных свойств аналитически определенные параметры узловой тепловой модели ТТМ должны иметь высокую достоверность. Результаты расчета этих параметров, совмещенные со структурой аналитической узловой модели, представлены на рисунке 2.2.6.

Для создания требуемых при эксперименте внешних тепловых условий ТТМ помещался в вакуумную камеру, внутрь зоны, окруженной экранами с высокой ( $\sim 0,9$ ) степенью черноты, охлаждаемыми термоэлектрическими модулями (см. рис. 2.2.7).

Уже на стадии планирования эксперимента были выявлены особенности применения экспериментально-аналитического метода, одни из которых создают ограничения, а другие упрощают его использование.

Основным фактором, ограничивающим использование метода, являлась низкая достоверность определения некоторых необходимых для решения обратной задачи экспериментальных параметров.

Все требующиеся для использования метода экспериментальные параметры могут быть разделены на прямо регистрируемые ( $T(\tau)_i$ ,  $Q(\tau)_i$  и  $E(\tau)_i$ ), косвенно регистрируемые ( $\Delta\tau_i$ ) и рассчитываемые ( $dT(\tau)_i/d\tau$ ) из значений нескольких регистрируемых параметров.

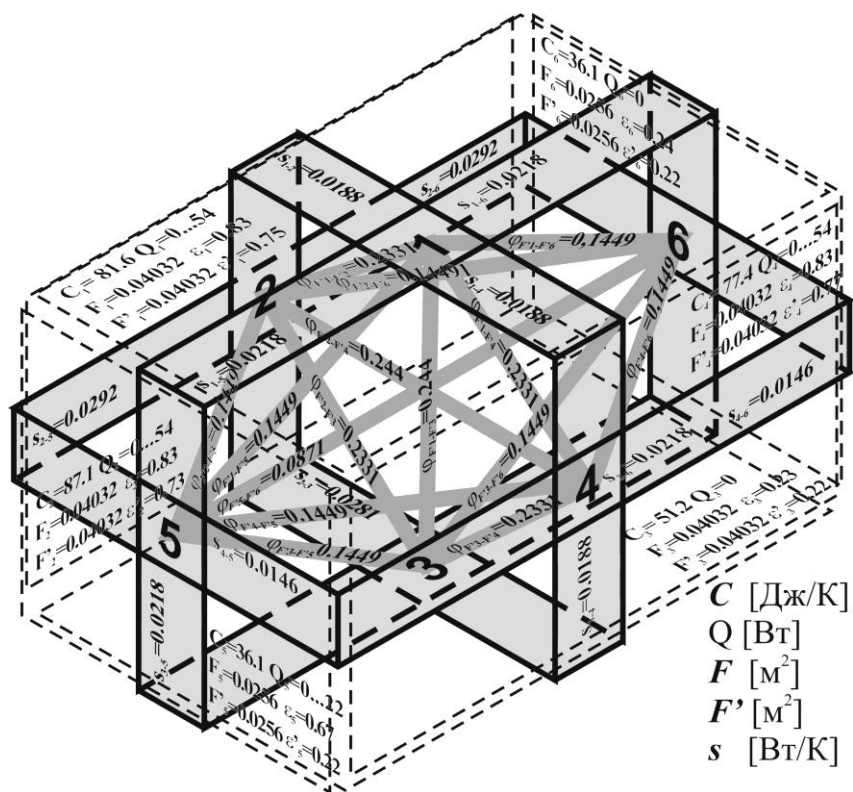


Рис. 2.2.6. Расчетные параметры аналитической узловой тепловой модели ТТМ

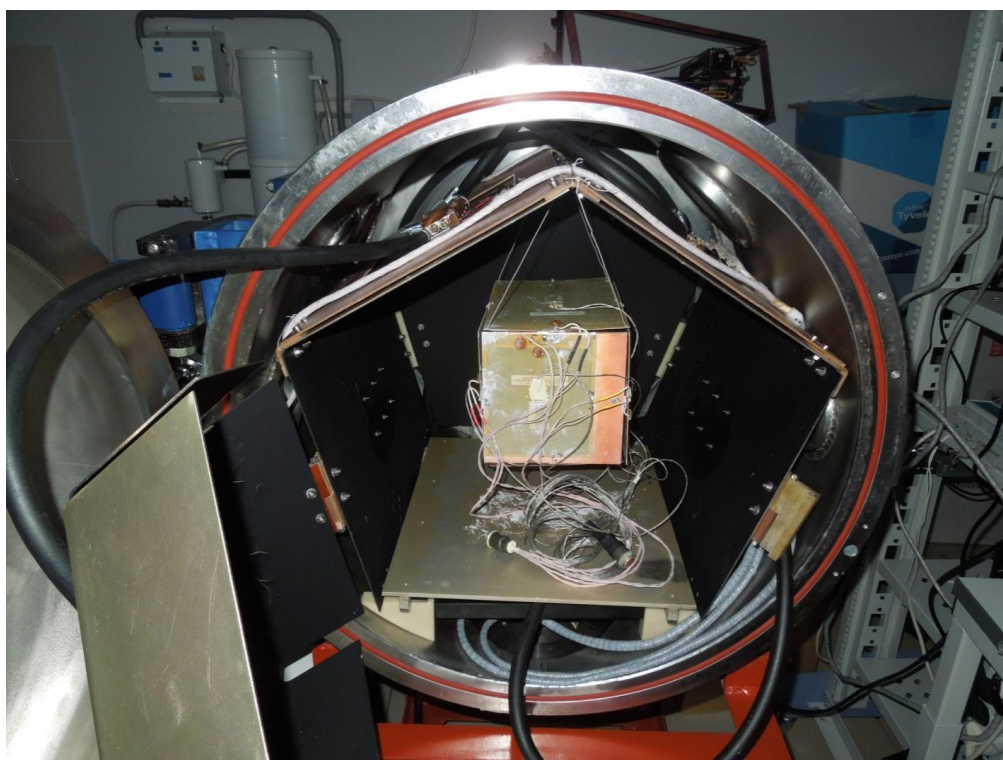


Рис. 2.2.7. ТТМ внутри охлаждаемой зоны в вакуумной камере

Достоверность прямо регистрируемых параметров определяется только точностью используемых измерительных средств.

Косвенно регистрируемая задержка  $\Delta\tau_i$  может быть определена при последовательном включении тепловыделения каждого теплового узла  $Q(\tau)_i$  и регистрации задержки реакции на это включение установленного на узле температурного датчика. Однако попытка применения подобного способа в эксперименте с ТТМ выявила достаточно высокую сложность его реализации. Поэтому при проведении эксперимента было введено условие постоянства тепловыделения ( $Q(\tau_k)_i \approx \text{Const}$ ) узлов и облученности их поверхности ( $E(\tau_k)_i \approx \text{Const}$ ) внешним потоком в каждом тепловом состоянии, в котором производилось измерение ( $k=1 \dots n+1$ ). Это ограничение позволило принять, что  $\Delta\tau_i \approx 0$ .

Еще большие сложности возникли при определении производных температур  $dT_i(\tau_k)/d\tau$ . При дискретной периодической фиксации температуры  $T_i(\tau)$  в процессе эксперимента ее производная может быть заменена выражением:

$$\frac{dT(\tau_k)_i}{d\tau} = \frac{T(\tau_k + \Delta\tau)_i - T(\tau_k - \Delta\tau)_i}{2 \cdot \Delta\tau},$$

где  $\Delta\tau$  – некоторый промежуток времени, который должен быть определен на основании компромисса между двумя противоречащим друг другу требованиями. С одной стороны он должен быть достаточно длительным, чтобы уменьшить ошибку вычисления производной, возникающую за счет неточности измерения температур. С другой стороны период  $2 \cdot \Delta\tau$  должен быть ограничен условием близкого к линейному характера изменения температуры от  $T(\tau_k - \Delta\tau)_i$  до  $T(\tau_k + \Delta\tau)_i$ .

Проведенный эксперимент показал, что даже для малотеплоемкостного ТТМ вычисление производной  $dT(\tau_k)_i/d\tau$  по двум фиксируемым значениям температуры приводит к существенной ошибке. Для повышения точ-

ности можно использовать математический анализ зависимости изменения температуры за все время эксперимента. Однако в эксперименте с ТТМ был применен гораздо более простой способ. Для вычисления коэффициентов в уравнениях (2.2.1) использовались только стационарные тепловые состояния ТТМ, при которых можно было считать, что  $dT(\tau_k)/d\tau \rightarrow 0$ . Это позволило исключить из уравнений (2.2.4) члены  $C_i \cdot dT(\tau_k)/d\tau$ , что, в свою очередь, означало исключение из основной матрицы  $A$  (см. систему 2.2.3) шести первых столбцов.

К факторам, упрощающим применение метода, можно отнести возможность сокращения количества неизвестных на основе анализа структуры объекта моделирования. Подобный анализ, проведенный для ТТМ, показывает, что в модели отсутствуют следующие прямые кондуктивные связи:  $s_{1-3}$ ,  $s_{2-4}$ , и  $s_{5-6}$  (см. рис. 2.2.6). Таким образом, за счет структурного анализа и исключения членов  $C_i \cdot dT(\tau_k)/d\tau$  количество искомых тепловых параметров узловой модели ТТМ было уменьшено с 42 до 33.

Для формирования экспериментально-аналитической модели ТТМ проведен тепловой эксперимент, в процессе которого были достигнуты десять стационарных тепловых состояний ТТМ при различных наборах внутренних тепловыделений узлов  $Q(\tau_k)_i$  и облученностей падающих на них тепловых потоков  $E(\tau_k)_i$  (см. таблицу 2.2.1).

Гарантированное время достижения каждого стационарного теплового режима составляло 2 часа (см. рис. 2.2.8). В конце каждого режима фиксировались стационарные значения температур узлов  $t(\tau_k)_i$  ( $T(\tau_k)_i = t(\tau_k)_i + 273,15$ ).

Наборы  $Q(\tau_k)_i$ ,  $E(\tau_k)_i$  и  $T(\tau_k)_i$  были использованы для расчета коэффициентов основной матрицы  $A$  и формирования столбца свободных членов  $b$  системы (2.2.3).

В результате использования метода наименьших квадратов (2.2.4) были получены значения элементов вектора искомых параметров  $x$ , кото-

рые давали чрезвычайно низкое отклонение от эксперимента (0,3...1,8 %) при моделировании первых девяти тепловых режимов ТТМ и приемлемое расхождение с экспериментом (менее 3-х %) при моделировании десятого проверочного теплового режима. Однако при этом ряд найденных элементов вектора  $x$  не имели физического смысла, поскольку были отрицательными.

Достаточно необычное противоречие, заключающееся в том, что с одной стороны получен набор эффективных параметров тепловой модели, хорошо описывающий ее поведение при десяти различных режимах, а с другой некоторые из этих параметров не имели физического смысла, объясняется тем, что отрицательные малозначимые параметры компенсировали ошибки параметров, вносящих основной вклад в теплообмен. Такой набор параметров не может считаться универсальным, поскольку при существенном изменении внешних и внутренних тепловых условий может меняться значимость тепловых параметров для теплообмена объекта, что, в свою очередь, приведет к значительной ошибке моделирования при использовании полученного набора параметров.

Для определения эффективных тепловых параметров при сохранении их физического смысла было введено дополнительное ограничение, заключающееся в том, что оптимальные тепловые параметры модели определялись не в бесконечном числовом пространстве, а в области, ограниченной отклонением  $\pm 40\%$  от предварительной аналитической их оценки.

Найденные с учетом данного ограничения с помощью экспериментально-аналитического метода эффективные тепловые параметры узловой модели ТТМ представлены в таблице 2.2.2. В этой же таблице приведены параметры, определенные аналитическим методом.

Таблица 2.2.1. Наборы  $Q(\tau_k)_i$ ,  $E(\tau_k)_i$ , соответствующих десяти тепловых состояний ТТМ

Режим	$\tau_1$	$\tau_2$	$\tau_3$	$\tau_4$	$\tau_5$	$\tau_6$	$\tau_7$	$\tau_8$	$\tau_9$	$\tau_{10}$
$Q(\tau_k)_1$	3,72	24,12	19,07	11,53	30,34	23,06	3,78	15,26	8	26,5
$Q(\tau_k)_2$	3,38	5,9	12	17,9	2,8	9	24,7	15	20,5	21,5
$Q(\tau_k)_3$	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$Q(\tau_k)_4$	3,3	3,6	6,6	9,5	22	20	12	17,5	14,71	21
$Q(\tau_k)_5$	2	1,9	6	10,5	0,5	4	13	8	11	10,4
$Q(\tau_k)_6$	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$E(\tau_k)_1$	214,9	220,6	232,3	234,7	246,7	246,7	240,5	246,6	244,2	266,7
$E(\tau_k)_2$	214,2	219,4	232,4	238,7	237,7	242,6	249,1	247,7	250,3	265,9
$E(\tau_k)_3$	211,1	219,3	227,7	230,1	233,3	236,6	239,7	240,9	241,9	250,3
$E(\tau_k)_4$	214,3	218	231,4	235,9	250,5	250,6	244,8	250,9	248,7	267,3
$E(\tau_k)_5$	215,6	225,6	234,5	240,5	241,2	245,4	249,9	249,8	251,5	265,6
$E(\tau_k)_6$	207	210,8	223,4	226,9	231,7	234,1	234,7	236,9	237,1	249,5

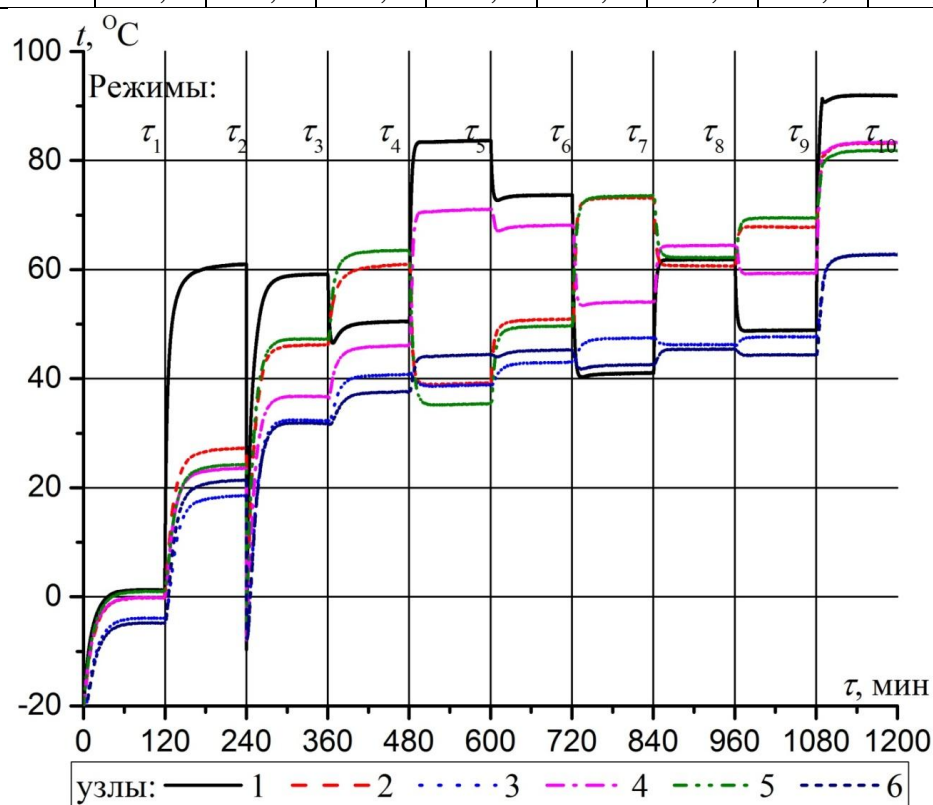


Рис. 2.2.8. Зависимость температуры узлов ТТМ от времени в процессе эксперимента

Таблица 2.2.2. Параметры тепловой модели, определенные аналитическим (А) и экспериментально-аналитическим (ЭА) методами

Параметры	$Fe_1$	$Fe_2$	$Fe_3$	$Fe_4$	$Fe_5$	$Fe_6$
ЭА метод	0,030700947	0,030694	0,009577	0,030466	0,015006	0,006391
А метод	0,0306432	0,030643	0,00887	0,030643	0,015872	0,005888
Параметры	$s_{1-2}$	$s_{1-3}$	$s_{1-4}$	$s_{1-5}$	$s_{1-6}$	$s_{2-3}$
ЭА метод	0,011282	0,026266	0,019558	0,015367	0,027772	0,025423
А метод	0,018762	0,018762	0,021834	0,021834	0,02809	0,029155
Параметры	$s_{2-4}$	$s_{2-5}$	$s_{2-6}$	$s_{3-4}$	$s_{3-5}$	$s_{3-6}$
ЭА метод	0,017493	0,01838	0,030568	0,0131	0,008734	0,020378
А метод	0,029155	0,018762	0,021834	0,021834	0,014556	0,014556
Параметры	$s_{4-5}$	$s_{4-6}$	$s_{5-6}$	$le_{1-2}$	$le_{1-3}$	$le_{1-4}$
ЭА метод	0,008956	0,003033	0,007759	0,00335	0,001887	0,005172
А метод	0,008075	0,005054	0,008192	0,003145	0,003145	0,004914
Параметры	$le_{1-5}$	$le_{1-6}$	$le_{2-3}$	$le_{2-4}$	$le_{2-5}$	$le_{2-6}$
ЭА метод	0,009975	0,002748	0,001885	0,004743	0,003521	0,001509
А метод	0,008458	0,003136	0,003136	0,004957	0,002515	0,002515
Параметры	$le_{3-4}$	$le_{3-5}$	$le_{3-6}$			
ЭА метод	0,002627	0,003747	0,00193			
А метод	0,003154	0,003154	0,001378			

Полученные с помощью экспериментально-аналитического метода параметры были использованы для расчета температур узлов ТТМ, находящегося в тепловых условиях, соответствующих десятому проверочному режиму. Полученные в результате этого расчета значения установившихся температур представлены на рисунке 2.2.9. На этом же рисунке приведены измеренные в процессе эксперимента значения стационарных температур в десятом режиме и результаты расчета этих температур при использовании тепловых параметров узловой модели ТТМ, определенных аналитически.



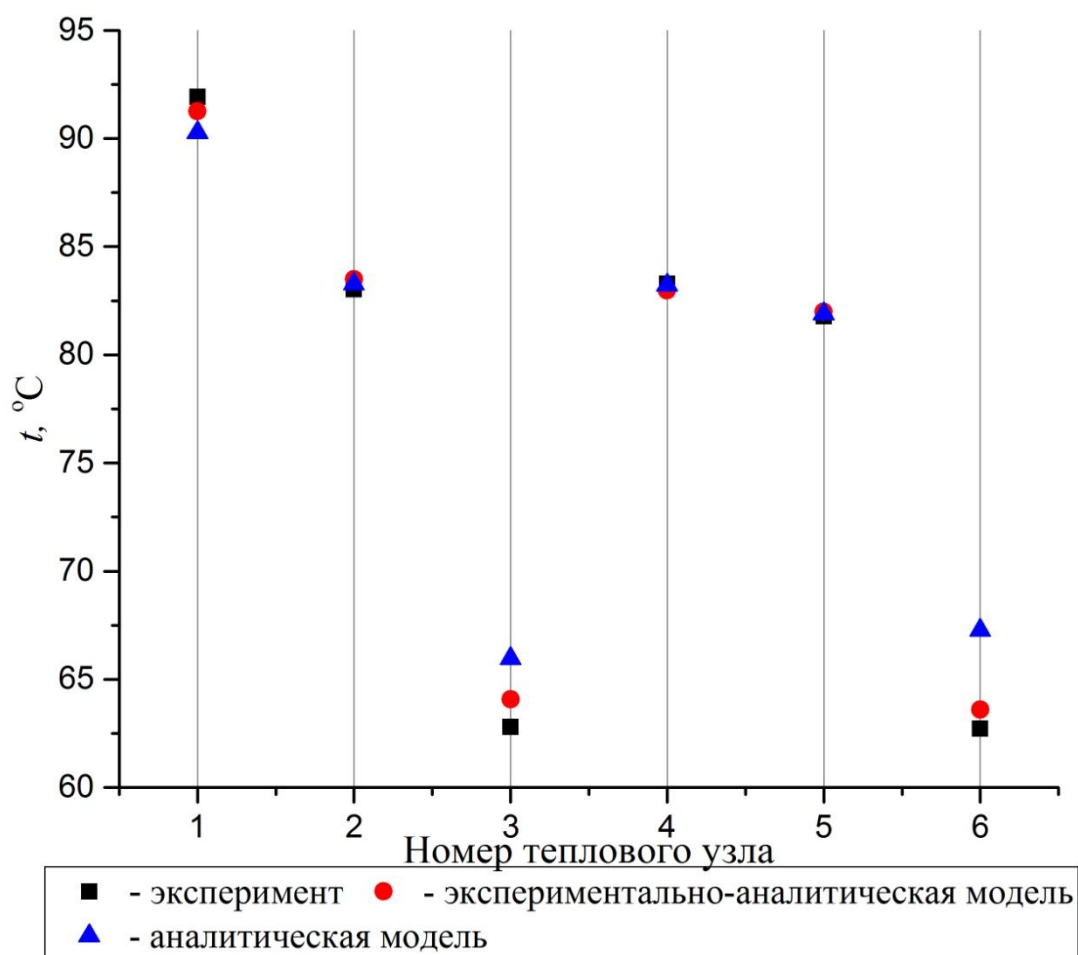


Рис. 2.2.9. Значения стационарной температуры узлов ТТМ в проверочном тепловом режиме полученные экспериментально, аналитически и с помощью экспериментально-аналитического метода

Как видно из графика, при использовании параметров тепловой модели, полученных экспериментально-аналитическим методом, суммарное отклонение расчетных значений стационарных температур всех узлов от экспериментальных значений уменьшено в 2,6 раза по сравнению с расчетом, в котором применяются аналитически определенные тепловые параметры. Поскольку исходная аналитическая узловая тепловая модель ТТМ уже имела высокую достоверность, обеспеченную структурой ТТМ, то ее уточнение с помощью предложенного экспериментально-аналитического метода говорит о высокой эффективности и точности данного метода.

Анализ таблицы 2.2.2 показывает, что несовпадение тепловых параметров, полученных экспериментально-аналитическим и аналитическим

методами, имеет различный уровень для различных типов параметров. Так, значения эффективных площадей ( $Fe_i$ ), найденных с помощью экспериментально-аналитического метода, близки к их значениям, определенным аналитическим методом. При этом для большинства кондуктивных тепловых связей и некоторых радиационных имеется значительное отличие значений, определенных двумя этими методами. Данное сравнение показывает, что для определения тепловых параметров узловой модели может быть использована комбинация аналитического и экспериментально-аналитического методов. Для этого часть достоверно вычисляемых тепловых параметров рассчитывается аналитически и переводится в категорию известных в экспериментально-аналитической модели. Например, площади внешнего теплообмена ( $F_i$ ) практически всегда могут быть определены из геометрических расчетов с высокой достоверностью, а их излучательные способности ( $\varepsilon_i$ ) взяты из справочных данных или из оптических измерений. Оставшиеся тепловые параметры будут определяться экспериментально-аналитическим методом.

#### 2.2.6 Адаптация алгоритма восстановления параметров тепловой модели для обработки результатов реального эксперимента

Опытная проверка экспериментально-аналитического метода выявила серьезную проблему алгоритма восстановления параметров модели, основанного на решении обратной задачи. Отдельные восстановленные параметры не имели физического смысла. При этом узловая модель, в которой эти не имеющие физического смысла параметры использовались, удовлетворительно описывала результаты эксперимента.

Дальнейший анализ показал, что использованный метод наименьших квадратов ищет сочетание параметров, обеспечивающее самое лучшее согласование модели и эксперимента в диапазоне тепловых условий и режимов, в которых эксперимент проводится. При этом в алгоритме отсутст-

вует защита от «взаимного гашения ошибок». То есть, ошибка одного параметра может исправляться не корректировкой этого параметра, а целенаправленным искажением другого параметра. Результаты математического моделирования, имеют малое отклонение от результатов эксперимента в области тех тепловых режимах, которые воспроизводились при эксперименте. Далее, такие параметры будут называться математически обоснованными. Это означает, что данные параметры были получены только математическими методами без учета физических ограничений.

Очевидно, что экспериментально-аналитическая модель на базе математически обоснованных параметров будет гарантировано достоверна только в диапазоне тепловых условий того эксперимента, который использовался для восстановления ее тепловых параметров. Такая модель не отвечает начальной цели экспериментально-аналитического метода, которая состоит в распространении результатов эксперимента на те режимы, которые при эксперименте не воспроизводились.

В связи с этим в алгоритм должен быть встроен механизм, который позволяет найти оптимальное сочетание параметров, которые одновременно имеют и физический и математический смысл, а не только математический. Далее, такие параметры будут называться физически обоснованными. Процедуру получения таких параметров будем называть калибровкой модели.

Простейшим инструментом для калибровки модели является фильтр, пропускающий при решении обратной задачи только физически обоснованные параметры, был применен при опытной проверке метода. Область решений обратной задачи была ограничена доверительным интервалом  $\pm 40\%$  от величин тепловых параметров, определенных аналитически для исходной узловой модели. Данный способ позволил получить параметры, одновременно имеющие физический смысл и обеспечивающий высокую достоверность моделирования.

Однако калибровка с помощью такого фильтра является достаточно грубой и не гарантирует ошибок определения параметров модели, величина которых будет находиться в выбранном доверительном интервале. Анализ причин появления математически обоснованных и, одновременно, физически некорректных параметров показывает, что подобное несоответствие возникает из-за неравнозначности восстанавливаемых из эксперимента параметров и различного уровня ошибок расчета параметров. Поэтому компенсация ошибок при восстановлении параметром требует значительно большего отклонения от истинного значения менее значимых параметров по сравнению с отклонениями более значимых.

Таким образом, для уточнения калибровка модели может быть применен подход модифицированного фильтра или более сложные алгоритмы обработки экспериментальных данных, например регуляризация [164].

Модификация фильтра означает сужение доверительных интервалов, в которых восстанавливаются тепловые параметры, и соответствие ширины доверительных интервалов значимости параметров, для которых они назначаются.

При этом метод эквивалентной температуры крайне важен для модификации фильтра. Конечно-элементный метод позволяет более точно определить параметры узловой аналитической модели по сравнению со схемно-аналитическими расчетами. Кроме того, методом эквивалентной температуры определяются параметры не относительно «виртуальных» тепловых узлов, а относительно точек, в которых измеряются температуры при эксперименте. Таким образом, с помощью метода эквивалентной температуры параметры аналитической модели рассчитываются более точно по сравнению с расчетами другими методами. Это дает возможность провести вышеуказанную модификацию фильтра.

## **2.3 Варианты использования узлового метода математического моделирования теплового режима**

Как было показано в разделе 2.1.1, узловой метод применяется при разработке концептуальной модели СОТР прибора, для формирования аналитической и экспериментально-аналитической моделей в рамках экспериментально-аналитического метода и для сборки в единую модель стандартных узловых моделей приборов, собранных в приборный комплекс.

Практика применения аналитических узловых моделей для различных приборов показала, что область использования узловых моделей этим не ограничивается. К общим и частным задачам, которые были решены с помощью узловых тепловых моделей, кроме вышеперечисленных, относятся:

- корректировка тех параметров узловой модели, которые наименее достоверно определяются аналитически;
- использование аналитической модели для оптимизации отдельных параметров СОТР приборов;
- определение соотношения параметров системы терморегулирования, обеспечивающего реализацию саморегулирования температуры;
- решение оптимизационных смешанных задач;
- формирование критериев масштабного теплового моделирования;
- использование аналитической узловой модели для ускорения термобалансных тепловакуумных испытаний;
- моделирование теплового режима систем со специальными тепловыми связями типа термодиодов, газорегулируемых тепловых труб, тепловых насосов и т.д.;
- моделирование теплового режима систем с термоэлектрическими преобразователями.

Задача корректировки параметров узловой модели, которые наименее достоверно определяются аналитически, может быть пояснена следующим образом. Формирование полной экспериментально-аналитической модели было осуществлено только один раз - при опытной проверке метода с помощью теплового тестового макета (см. раздел 2.2.5). При реализации проектов реальных космических приборов отсутствовала возможность проводить настолько многорежимные и продолжительные тепловакуумные испытания приборов, которые позволили бы получить объем результатов, достаточный для восстановления всех параметров узловой модели.

Однако практика работы с приборами показала, что этого и не требуется. Реальная необходимость определения экспериментально-аналитическим методом возникает только для тех тепловых параметров, достоверность определения которых с помощью математического моделирования низкая. Поэтому возник вариант использования метода для корректировки части параметров. Данный вариант стал основным при использовании метода. В такой конфигурации метод применялся практически для всех перечисленных в работе проектов.

Чаще всего параметрами, не поддающимися достоверному определению только математическими методами без привлечения результатов эксперимента, являются тепловые проводимости  $s_{i-j}$ . Этому имеется несколько причин. Во-первых, значимость тепловых проводимостей для внутреннего теплообмена, как правило, значительно выше по сравнению со значимостью радиационных тепловых связей. Поэтому ошибка определения тепловой проводимости намного заметнее по сравнению с ошибкой расчета радиационной связи. Во-вторых, как правило, два тепловых узла связаны друг с другом через сложную параллельно-последовательную систему явных и неявных тепловых трактов. Корректное восстановление схемы этой системы является весьма сложной задачей.

Для восстановления тепловых проводимостей использовались в основном стационарные тепловые режимы. В этом случае упрощенная модель для определения тепловых проводимостей, аналогичная общей модели (2.1.1), выглядит следующим образом:

$$\sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^l (T(\tau_k)_i - T(\tau_k)_j) \cdot s_{i-j} \approx Q(\tau_k)_i + \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \sigma \cdot (T(\tau_k)_j^4 - T(\tau_k)_i^4) \cdot Ie_{i-j} + \\ + \sum_{\substack{j=l+1 \\ (i \neq j)}}^n (T(\tau_k)_j - T(\tau_k)_i) \cdot s_{i-j} + (E(\tau_k)_i - \sigma \cdot T(\tau_k)_i^4) \cdot Fe_i,$$

где  $k \geq 1$  – номер стационарного теплового режима;

$i, j = (1, 2, \dots, l)$  и  $(l+1, l+2, \dots, n)$  – диапазоны индексов, в которых проводимость  $s_{i-j}$  определяется экспериментально-аналитическим методом и аналитическим методом.

Соответственно составляющие системы (2.2.3) будут иметь вид:

$$A = \begin{pmatrix} T(\tau_1)_1 - T(\tau_1)_2 & \dots & 0 \\ & \dots & \\ 0 & & T(\tau_k)_l - T(\tau_k)_{l-1} \end{pmatrix}$$

$$b = \begin{pmatrix} Q(\tau_1)_1 + \sum_{j=2}^n \sigma \cdot (T(\tau_k)_j^4 - T(\tau_k)_1^4) \cdot Ie_{1-j} + \sum_{j=l+1}^n (T(\tau_k)_j - T(\tau_k)_1) \cdot s_{1-j} \\ + (E(\tau_k)_1 - \sigma \cdot T(\tau_k)_1^4) \cdot Fe_1 \\ \dots \\ Q(\tau_k)_l + \sum_{\substack{j=1 \\ (j \neq l)}}^n \sigma \cdot (T(\tau_k)_j^4 - T(\tau_k)_l^4) \cdot Ie_{l-j} + \sum_{\substack{j=l+1 \\ (i \neq j)}}^n (T(\tau_k)_j - T(\tau_k)_l) \cdot s_{l-j} \\ + (E(\tau_k)_l - \sigma \cdot T(\tau_k)_l^4) \cdot Fe_l \end{pmatrix}$$

$$x = \begin{pmatrix} s_{1-2} \\ s_{1-3} \\ \dots \\ s_{(l-1)-l} \end{pmatrix}.$$

Например, при моделировании теплового режима телескопа ART-XC [65] экспериментально-аналитический метод был использован для восстановления четырех параметров, которые заведомо недостоверно определялись аналитически. Этими параметрами являлись (см. рис.2.3.1):

- тепловая проводимость между рентгеновской оптической системой и сборкой из семи детекторов с радиатором –  $s_{01-08}$ ;
- тепловая проводимость между сборкой из семи детекторов с радиатором и посадочными местами телескопа –  $s_{01-14}$ ;
- теплопроницаемость ЭВТИ корпуса –  $s_{13-15}$ ;
- теплопроницаемость теплозащиты рентгеновской оптической системы –  $s_{08-15}$ .

Аналогичное сочетание матриц может быть составлено для любого набора определяемых параметров.

Оптимизация отдельных параметров СОТР приборов является общей оптимизационной задачей. Исходя из важности максимального использования внешних факторов для термостабилизации, при минимальном энергопотреблении активных тепловых систем, из данной задачи целесообразно выделить более частную задачу определения соотношения параметров системы терморегулирования, обеспечивающего реализацию саморегулирования температуры.



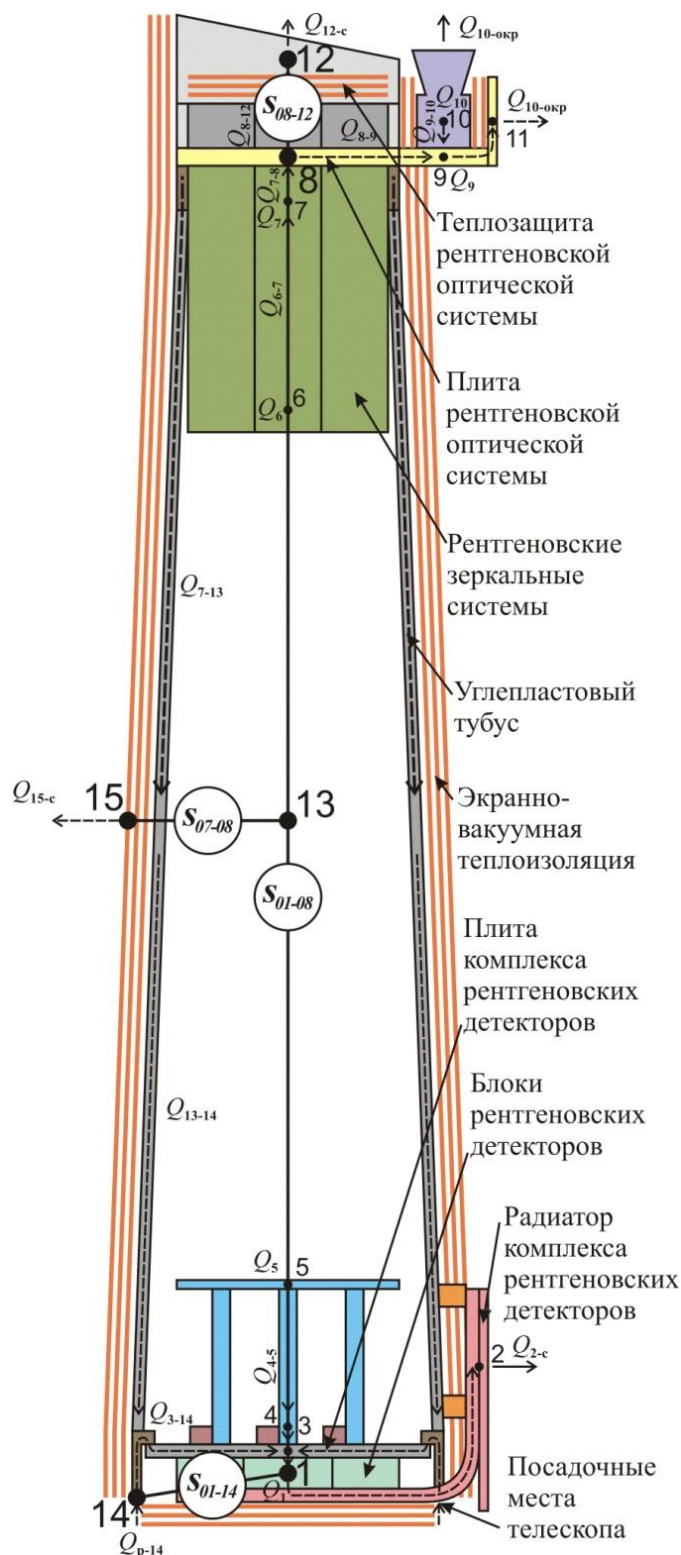


Рис. 2.3.1. Упрощенная узловая тепловая модель телескопа ART-XC для восстановления из результатов эксперимента четырех параметров, недостоверно определяемых аналитически

Объектом оптимизационных смешанных задач является система из связанных тепловых узлов, в которой для части узлов температура являет-

ся задаваемым параметром, а для остальных – определяемым. Оптимизационная задача состоит в определении такого набора задаваемых температур, при котором определяемые температуры будут иметь минимальное отклонение от требуемых значений.

Необходимо отметить, что из двух методов узлового и конечно-элементного узловой метод является более приспособленным для решения оптимизационных задач. Это обеспечивается за счет прямого доступа к системе уравнений, описывающих узловую модель, что, в свою очередь, позволяет применять к этой системе математические оптимизационные алгоритмы. В конечно-элементных моделях такой доступ отсутствует, и, соответственно, отсутствуют математически формализованные алгоритмы для оптимизации параметров конечно-элементных моделей.

Доступ к параметрам уравнений, описывающих узловые модели, помогает моделировать тепловой режим систем, содержащим элементы с аномальными тепловыми свойствами, такие как тепловые диоды, газорегулируемые тепловые трубы, термоэлектрические преобразователи и т.д. Параметрам, описывающим эти элементы, могут быть присвоены соответствующие свойства. Например, термодиод описывается односторонней тепловой связью, термоэлектрический преобразователь – двумя тепловыми узлами, один из которых имеет положительное тепловыделение, другой отрицательное, при этом имеется функциональная связь этих тепловыделений между собой и с температурами данных узлов и т.д.

В компьютерных приложениях, моделирующих тепловые режимы конечно-элементным методом, возможность назначения пользователем аномальных теплофизических свойств материалов ограничена.

## 2.4 Заключение по главе 2

Проведенный в работе анализ показал, что основными проблемами, которые необходимо преодолеть для обеспечения прецизионных тепловых режимов научных космических устройств, являются повышение достоверности моделирования и оптимизация использования результатов моделирования на всех этапах создания этих устройств.

Главная проблема недостоверности моделирования состоит в недостоверном определении исходных данных для математической модели, поскольку среди этих данных имеется ряд параметров, таких как контактные тепловые сопротивления, эффективные излучательные способности полостей и т.д., которые изначально имеют большой разброс, что не позволяет рассчитать их аналитически с приемлемой точностью.

Вторая проблема касается недостаточности результатов традиционного теплового моделирования для сопровождения проектирования научных космических приборов. Считается, что основной задачей математического моделирования теплового режима космического устройства является тепловой расчет разработанного устройства, который обычно проводится конечно-элементным методом. Данный метод является эффективным инструментом для завершающих поверочных расчетов. Однако для ряда очень важных для научных космических приборов задач, таких как разработка концепции системы обеспечения теплового режима, интерпретация результатов испытаний и сборка общей математической модели приборного комплекса из моделей приборов, конечно-элементный метод имеет существенные ограничения.

Решение первой проблемы не может быть обеспечено совершенствованием численных или аналитических методов, поскольку оно не позволит повысить точность определения 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 проблема – оптимизации метода для всего множества задач, возникающих в процессе моделирования тепловых режимов космических устройств, решалась путем объединения всех используемых методов моделирования в единый метод, названный комплексным методом поиска оптимальных решений. Основными принципами этого объединения являлись использование каждого отдельного метода для той области задач, в которой он наиболее эффективен и оптимальное информационное взаимодействие методов, при котором результаты моделирования посредством одного метода используются в качестве исходных данных или граничных условий для моделирования другим методом. Экспериментально-аналитический метод вошел в качестве составной части в метод поиска оптимальных решений.

В качестве основного математического инструмента для экспериментально-аналитического метода и комплексного метода поиска оптимальных решений был выбран узловой метод математического моделирования, поскольку только он обладал необходимыми свойствами для реализации двух предложенных методов.

Данные свойства обеспечиваются возможностью непосредственного доступа к параметрам математических уравнений модели. Эту возможность предоставляет структура узловой модели, содержащая тепловые узлы и связи, и тем самым, позволяющая описать модель достаточно ограниченным числом уравнений. Более распространенный конечно-элементный метод моделирования не дает такой возможности из-за чрезвычайно большого числа конечных элементов, на которые делиться объект моделирования.

При разработке экспериментально-аналитического метода и комплексного метода поиска оптимальных решений были использованы следующие уникальные свойства узловых моделей:

- возможность решения обратных задач, то есть восстановления параметров помещенной в определенные тепловые условия модели из значений температур ее тепловых узлов;

- малое время, требующееся для моделирования, которое позволяет применять итерационные методы оптимизации модели и проводить исследование влияния параметров модели на ее тепловые режимы;

- возможность локализации и оперативной корректировки ошибок моделирования за счет организации постоянного мониторинга промежуточных результатов и управления параметрами уравнений в процессе моделирования;

- простота сборки общей модели комплекса объектов из моделей отдельных объектов.

- возможность развития модели или ее адаптации к конкретным задачам путем добавления дополнительных или деления имеющихся узлов вместо замены модели на новую.

Кроме узлового метода математического моделирования в состав комплексного метода поиска оптимальных решений вошли математический конечно-элементный и экспериментальный термобалансный методы.

В основу данного комплексного метода были заложены три принципа:

- совместного масштабирования тепловых задач и моделей при соответствии решаемой задачи наиболее оптимальному типу математической модели;

- организации рационального информационного обмена между моделями различного типа;

- восстановления параметров математической модели из результатов оптимизированного для этой цели эксперимента.

В соответствии с первым принципом задачи теплового моделирования ставились с момента создания концепции прибора до момента начала научных наблюдений. При этом с повышением детализации конструкции прибора уменьшался масштаб задач и тепловых моделей, с помощью которых эти задачи решались. За период создания прибора должны быть решены четыре класса тепловых задач, перечисленных ниже в порядке уменьшения масштаба (повышения детализации):

- разработка концепции системы обеспечения теплового режима прибора, позволяющей обеспечить требуемый тепловой режим;

- определение крупномасштабной карты теплообмена между элементами прибора и их средних температур, коррекция макропараметров системы обеспечения теплового режима на основании полученных результатов;

- 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 прибора.

Первые три задачи решаются с помощью узловых тепловых моделей, с последовательным увеличением количества узлов. Для первой задачи используется концептуальная тепловая модель из 10...20 узлов. Для второй – стандартная модель, имеющая от 20 до 200 узлов. Третья задача решается с помощью комплексной модели с количеством узлов от 200 до 2000. Последняя задача решается с помощью конечно-элементных моделей.

Из данных четырех моделей ключевое значение имеет стандартная узловая тепловая модель. Ее корректность определяет достоверность результатов всего моделирования. Стандартная узловая модель является связующим звеном между всеми остальными моделями. Поэтому именно для

формирования данной модели используется экспериментально-аналитический метод, позволяющий определить ее характеристики из результатов эксперимента.

Задачей данного метода является преобразование аналитической тепловой модели, параметры которой рассчитаны аналитически, в экспериментально-аналитическую модель с тепловыми параметрами, определенными из результатов эксперимента. Данное преобразование основано на решении обратной задачи по восстановлению значений пассивных тепловых параметров (теплоемкостей, площадей, кондуктивных и радиационных тепловых связей и т. д.) узлов аналитической модели из измеряемых при эксперименте параметров узлов - внутренних тепловыделений, внешних тепловых потоков на их поверхность и температур.

Такой подход позволил освободить экспериментально-аналитическую модель от основного недостатка узлового моделирования, обусловленного тем, что сокращение количества узлов модели приводит к тому, что крупные фрагменты конструкции, соответствующие выделенным узлам, рассматриваются как изотермические объекты. Это заведомо не соответствует действительности. Поэтому в результатах узлового моделирования всегда имеется ошибка, зависящая от реального распределения температуры по фрагменту конструкции, соответствующему узлу. Это делало узловой метод скорее не расчетным, а оценочным.

Однако концепция экспериментально-аналитического метода устанавливает в качестве температуры узлов температуру точек, в которых размещены термодатчики при испытаниях (далее называемых репрезентативными точками) и достоверно определяет эффективные параметры модели, предсказывающей температуру объекта именно в этих точках. Эти точки могут быть размещены на элементах, критически зависимых от температуры. Ошибки определения температуры в других точках объекта бу-

дуг иметь малую значимость для конечной цели обеспечения теплового режима, требуемого для решения научной задачи.

Исходными данными для аналитической модели является конструкция прибора. Для формирования узловой модели на основе реальной сложной конструкции имеются два проблемных вопроса – корректное деление конструкции на узлы и расчет кондуктивных и радиационных тепловых связей между узлами. Решение второго вопроса наиболее трудоемко. В рамках представленной работы для решения второго вопроса предложен метод эквивалентной температуры. Этот метод основан на конечно-элементном моделировании теплообмена двух узлов, между которыми должно быть определено тепловое сопротивление или взаимные угловые коэффициенты. Одному из узлов присваивается единичное тепловыделение, а другому нулевая температура. При такой конфигурации теплообмена температура второго узла позволяет определить параметр кондуктивной или радиационной тепловой связи. Данный метод хорошо иллюстрирует эффективное информационное взаимодействие между моделями различного типа – узловой и конечно-элементной.

Экспериментальными данными, пригодными для экспериментально-аналитического метода, являются температуры в репрезентативных точках объекта, измеренные при термобалансном эксперименте при строгом тарировании всех внешних тепловых потоков и внутренних тепловыделений. При этом для восстановленных параметров экспериментально-аналитической модели целесообразно использовать измерения, проведенные на стационарных тепловых режимах.

Для решения обратной задачи может быть применен любой метод максимального правдоподобия. В рамках представленной работы использовался метод наименьших квадратов.

Учитывая значимость экспериментально-аналитической модели для всего комплексного метода поиска оптимальных решений, был проведен



эксперимент, единственной целью которого являлось подтверждение корректности экспериментально-аналитической модели. Результаты этого эксперимента подтвердили предположение о том, что экспериментально-аналитическая модель описывает тепловые режимы объекта более точно по сравнению с аналитической, даже в случае простейшего объекта, для которого параметры аналитической модели определяются с высокой степенью достоверности. Экспериментально-аналитическая модель предсказывала тепловой режим объекта в 2,6 раза точнее по сравнению с аналитической моделью. При этом абсолютная точность предсказания температуры составляла менее  $0,5\text{ }^{\circ}\text{C}$  для большинства узлов модели [52].

Этот эксперимент позволил сделать два вывода. Во-первых, для обеспечения достоверности восстановленных параметров экспериментально-аналитической модели целесообразно использовать стационарные тепловые режимы, поскольку в динамических режимах имеется трудно учитываемая временная задержка между показанием датчиков температуры и значением реальной температуры в точки тепловыделения.

Во-вторых, использование методов наибольшего правдоподобия может приводить к тому, что значения восстановленных параметров выходят за пределы физических ограничений. Это объясняется компенсацией небольших ошибок значимых факторов существенными ошибками мало-значимых.

В связи с этим алгоритм восстановления параметров должен быть дополнен механизмом, позволяющим получать параметры, одновременно обеспечивающие корректность результатов теплового моделирования и имеющие физический смысл. Для этого предлагается два способа.

Первым является введение математического фильтра, пропускающего только физически корректные параметры. Второй – регуляризация результатов.

В экспериментально-аналитической модели из результатов эксперимента может быть восстановлено любое количество тепловых параметров от полного набора до одного. Полный набор параметров модели был восстановлен только один раз при вышеупомянутом тестовом эксперименте. Фактически такая модель позволяет распространить результаты ограниченного эксперимента на тепловые режимы, которые при данном эксперименте не воспроизводились.

Для реального объекта восстанавливается ограниченное количество параметров модели. Данное количество определяется числом пригодных для алгоритма восстановления тепловых режимов при эксперименте. При этом для восстановления выбираются параметры, определяемые аналитическими методами наименее достоверно.

Дальнейшая практика использования стандартной узловой модели для прогнозирования тепловых режимов конкретных приборов показала, что данная модель легко адаптируется к специфическим задачам, которые достаточно трудно решить другими методами. В частности, в рамках данной работы узловое моделирование позволило решить следующие задачи:

- определение соотношения параметров системы терморегулирования, обеспечивающего реализацию саморегулирование 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.

### **3. ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕПЛООВОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В КОМПЛЕКСНОМ МЕТОДЕ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ**

#### **3.1 Методы воспроизведения тарированных тепловых потоков при термобалансных испытаниях космических устройств**

Существуют два основных типа испытаний устройств на воздействия тепловых факторов космического пространства – квалификационные [66] и термобалансные [65].

Цель квалификационных испытаний состоит в проверке работоспособности объекта испытаний и его отдельных элементов при граничных уровнях их температуры в условиях космического вакуума. Воспроизводимыми параметрами при данных испытаниях являются вакуум и температуры в заданных зонах объекта.

При термобалансных испытаниях ставится цель измерения температур элементов объекта испытаний при определенном сочетании внешних тепловых факторов. При этом термобалансные испытания могут быть натурные или модельные.

Задачей натурных термобалансных испытаний является воспроизведение теплового режима объекта близкого к реальному, реализуемому в условиях космического пространства. Результаты натурных термобалансных испытаний могут также быть использованы для проверки математической модели, но данная задача для этого типа испытаний является вторичной.

При модельных термобалансных испытаниях воспроизводится модельный тепловой режим прибора, не соответствующий реальному, но позволяющий решить задачу проверки математической тепловой модели объекта.

Общим фактором, который воспроизводится и при натуральных и при модельных термобалансных испытаниях, является вакуум [167]. В натуральных испытаниях он соответствует одному из тепловых факторов космоса, а в модельных гарантирует соответствие друг другу двух вариантов теплообмена – воспроизводимого при эксперименте и заложенного в тепловую модель.

При натуральных термобалансных испытаниях воспроизводятся либо тепловые потоки: низкая радиационная температура и высокая степень черноты окружающего пространства, внешние лучистые потоки от Солнца, планеты и окружающей конструкции космического аппарата [12], либо ИК поток, тепловое воздействие которого на объект соответствует тепловому воздействию реальных потоков [55, 168]. Кроме того, при наличии значимой кондуктивной связи с аппаратом, воспроизводится температура посадочных мест объекта.

При модельных термобалансных испытаниях воспроизводятся определенные уровни воздействующих на прибор тепловых потоков, которые можно использовать в математической тепловой модели в качестве исходных данных.

Таким образом, при квалификационных испытаниях температура является задаваемой величиной, а при термобалансных – определяемой. То есть для моделирования тепловых режимов космических приборов пригодны только термобалансные испытания.

С учетом накопленного опыта [169] достаточно очевидно, что в наземных экспериментальных установках ни один из тепловых факторов космоса не может быть воспроизведен точно. Речь может идти только об имитации этих факторов с какой-либо степенью приближения. Уровень приближения имитируемой характеристики к реальному фактору космического пространства, который необходим для приемлемой достоверности экспериментального моделирования тепловых режимов объекта, можно

определить на основании расширенного варианта узловой модели (2.2.1), учитывающего все виды теплообмена:

$$\begin{aligned}
 m_i \cdot c_i \cdot \frac{dT(\tau)_i}{d\tau} = & Q(\tau)_i + Ea(\tau)_i \cdot F_i - \sigma \cdot (T(\tau)_i^4 - T_c^4) \cdot \varepsilon_i \cdot \varphi_{F_i-c} \cdot F_i + \\
 & + \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \frac{T(\tau)_j - T(\tau)_i}{R_{i-j}} + \sigma \cdot \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \frac{(T(\tau)_j^4 - T(\tau)_i^4) \cdot \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot F'_i}{1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon_i'^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon_j'^{-1} - 1)} - \\
 & - (T(\tau)_i - T_{Vg}) \cdot \alpha_{F'_i-V} \cdot F'_i - (T(\tau)_i - T_{cg}) \cdot \alpha_{F_i-c} \cdot F_i.
 \end{aligned} \quad (3.1.1)$$

В этом варианте узловой модели учтены:

$Ea(\tau)$  – плотность суммарного поглощенного поверхностью внешнего теплообмена  $i$ -того узла лучистого потока;

$T_c \approx 4$  К – радиационная температура космического пространства;

$T_{Vg}$  – температура газовой среды внутри объекта (предполагается что среда изотермична);

$\alpha_{F'_i-V}$  – коэффициент теплоотдачи  $i$ -того узла газовой среде внутри объекта;

$T_{cg} \approx 1300$  К – кинетическая температура газовой среды космоса;

$\alpha_{F'_i-c}$  – коэффициент теплоотдачи  $i$ -того узла газовой среде космоса;

Тепловые факторы космического пространства модифицируют это уравнение следующим образом.

Космический вакуум, а точнее чрезвычайно низкая плотность газовой среды снаружи и внутри объекта, делает пренебрежимо малой величину теплоотдачи внутренней (в случае негерметичного исполнения прибора) и окружающей прибор газовой среде:  $\alpha_{F'_i-V} \rightarrow 0$  и  $\alpha_{F_i-c} \rightarrow 0$ . Это, в свою очередь, полностью подавляет внутренний и внешний конвективный теплообмен:  $(T(\tau)_i - T_{Vg}) \cdot \alpha_{F'_i-V} \cdot F'_i \rightarrow 0$  и  $(T(\tau)_i - T_{cg}) \cdot \alpha_{F'_i-c} \cdot F'_i \rightarrow 0$ .

Таким образом, при термобалансном эксперименте, имитирующим теплообмен в космосе, давление окружающей среды должно быть ниже

порога значимости конвективного теплообмена. Принято, что этот порог составляет  $10^{-4}$  Па.

Существует еще косвенное влияние вакуума на тепловой режим узла, связанное с возможной потерей массы и с изменением термооптических характеристик поверхностей внешнего и внутреннего теплообмена. Исследование данных процессов выходит за рамки термобалансного эксперимента, поскольку требует длительного времени воздействия, а также воспроизведения реального давления, состава и энергии молекул. Это резко повышает стоимость экспериментальной установки и самого эксперимента и переводит подобные эксперименты в категорию специализированных.

Соотношение радиационной температуры космоса  $T_c$  и прогнозируемой температуры тепловых узлов  $T(\tau)_i$  является индикатором типа хладагента, использующегося для имитации теплового фона космического пространства. Радиационная температура  $T_c$  и степень черноты  $\varepsilon_{cs}$  окружающих объект испытания охлаждаемых экранов должны для всех тепловых узлов объекта испытания удовлетворять условию:

$$\frac{\varepsilon_{cs} \cdot (T(\tau)_i^4 - T_c^4)}{T(\tau)_i^4 - 4,2^4} \geq K_{Tc}, \quad (3.1.2)$$

где  $K_{Tc}=0,89$  (соответствует криоэкранам, охлаждаемым жидким азотом) - критерий, показывающий превышение теплового фона в тепловакуумной установке над тепловым фоном космического пространства.

В настоящее время имеется два основных криогенных хладагента, используемых при тепловакуумных испытаниях – жидкий азот и жидкий гелий. Их температура кипения соответственно 77 и 4,2 К. Гелиевые системы охлаждения чрезвычайно дороги из-за высокой стоимости их эксплуатации и самого хладагента. Поэтому такие системы используются только для приборов, элементы которых функционируют при криогенном

уровне температур. В настоящее время количество подобных приборов возрастает и, соответственно, возрастает потребность экспериментальных установок с гелиевым охлаждением [170].

Для оптимизации имитаторов космического вакуума (вакуумных камер) и имитаторов «холода» и «черноты» космического пространства (криогенных экранов) имеются весьма скромные возможности. Данные устройства сравнительно давно имеют стандартизированную конструкцию и установившиеся оптимальные параметры.

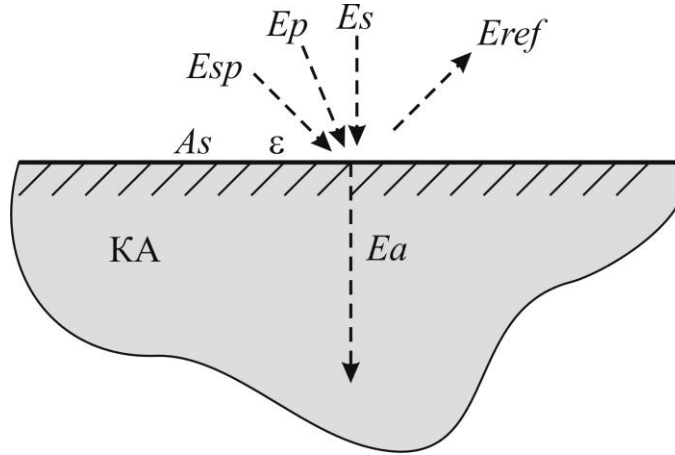
Гораздо больше возможностей имеется для оптимизации имитаторов внешних лучистых потоков. Несмотря на то, что эти имитаторы появились практически одновременно с криовакуумными установками, данных имитаторов было сделано намного меньше. При этом каждый такой имитатор имел уникальную конструкцию и уникальные недостатки, проявившиеся в процессе эксплуатации. Практически в каждом имитаторе была сделана попытка избавиться от прошлых недостатков, но при этом приобретались новые.

Обычный набор составляющих внешних лучистых потоков, воздействующих на  $i$ -тый узел прибора, включает облученности прямым солнечным излучением ( $Es_i$ ) отраженным от планеты солнечным излучением ( $Esp_i$ ) и собственным излучением планеты ( $Ep_i$ ). Однако для прибора, являющегося составной частью космического комплекса необходимо дополнительно учитывать облученности солнечным излучением, переотраженным на узел окружающей прибор конструкцией ( $Esc_i$ ) и собственным излучением этой конструкции ( $Ec_i$ ). В общем случае все эти составляющие зависят от времени  $\tau$ . Таким образом, плотность поглощенного поверхностью  $i$ -того узла потока ( $Ea(\tau)_i$ ) составит:

$$Ea(\tau)_i = As_i \cdot (Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i + Esc(\tau)_i) + \varepsilon_i \cdot (Ep(\tau)_i + Ec(\tau)_i),$$

где  $A_{s_i}$  и  $\varepsilon_i$  – коэффициент поглощения солнечного излучения и степень черноты поверхности внешнего теплообмена  $i$ -того узла.

Схематично процесс поглощения излучения показан на рисунке 3.1.1.



$E_{ref}$  – плотность суммарного отраженного от поверхности лучистого потока

Рис. 3.1.1. Схема преобразования падающих потоков в поглощенный

Таким образом, на поверхности прибора происходит преобразование множества типов падающих лучистых потоков в единый поглощенный лучистый поток. Соответственно имеется два основных метода имитации воздействия внешних лучистых потоков:

- метод падающих лучистых потоков;
- метод поглощенного теплового потока.

В основе первого метода лежит принцип создания вокруг объекта испытания тепловой обстановки максимально приближенной к реальной. Второй метод основан на принципе создания вокруг объекта такой тепловой обстановки, результат воздействия которой на объект соответствует воздействию реальной тепловой обстановки.

В идеальном случае метод падающих лучистых потоков состоит в воспроизведении всех составляющих падающего лучистого потока. Однако такой способ практически нигде не используется. Обычно для данного метода применяются два типа имитаторов – имитатор солнечного (ИСИ) и



планетного (ИПИ) излучения. Задачей ИСИ является воспроизведение прямого и, иногда, отраженного солнечного излучения. На ИПИ возлагается воспроизведение всех инфракрасных составляющих падающих потоков.

С точки зрения достоверности воздействия метод падающих лучистых потоков является наиболее совершенным. Считается, что данный метод является чисто экспериментальным, не нуждающимся в математической адаптации. При его использовании объект испытания можно рассматривать как «черный ящик» и не учитывать каких-либо поправок, связанных с особенностями конструкции объекта. Хотя на практике при применении этого метода все равно необходимо учитывать неточность воспроизведения составляющих падающего лучистого потока. Несмотря на то, что данный метод является наиболее достоверным, он часто проигрывает методу поглощенного теплового потока по критерию «цена/качество».

Метод поглощенного теплового потока состоит в воспроизведении на поверхности прибора поля поглощенного лучистого потока, близкого к подобному полю, создаваемому при нахождении объекта в реальных условиях космоса. Этот метод обязательно имеет математическую составляющую. Данная составляющая должна включать две части. С помощью первой определяется поле поглощенного потока. Вторая часть позволяет связать поле с управляемыми параметрами используемых нагревателей – температурой или электрической мощностью. В последнее время из-за ограниченного финансирования отечественных научных проектов данный метод стал наиболее востребованным. Соответственно появился ряд работ, целью которых является создание более приближенного к реальному воздействию внешних лучистых потоков на космические устройства методом поглощенного теплового потока [171, 172].

## 3.2 Оптимальные средства для воспроизведения падающих потоков

### 3.2.1 Причины повышенных затрат при использовании метода падающих лучистых потоков

Хотя в настоящее время в подавляющем числе отечественных проектов для имитации внешних лучистых потоков используется метод поглощенных потоков, однако для отдельных устройств необходимо полноценное воспроизведение солнечного излучения, что требует использования метода падающих лучистых потоков в части имитации солнечного излучения. Как будет показано ниже этот метод сохранил потенциал для оптимизации, заключающейся в уменьшении затрат на проведение экспериментов при сохранении точности воспроизведения солнечного излучения [53].

Если сравнивать две тепловакуумные установки с одинаковым полезным объемом, одна из которых оснащена имитатором солнца, то стоимость создания и эксплуатации установки с солнечным имитатором будет существенно выше по сравнению с установкой без имитатора. Главная причина повышенной стоимости экспериментальной установки с имитатором солнца состоит в том, что основная часть внутреннего объема вакуумной камеры занята оптической системой имитатора солнца. При этом на полезный объем, в котором можно поместить объект испытания, остается не более 20 % общего объема. Таким образом, при равных полезных объемах установка, оснащенная ИСИ, должна быть в 5 раз больше установки без имитатора солнца. При этом занимаемая имитатором солнца часть камеры должна вакуумироваться и охлаждаться, также, как и полезный объем.

В свою очередь, такая диспропорция в распределении внутреннего объема вакуумной камеры происходит из-за значительного удлинения оптической системы, традиционно применяемой для имитаторов солнца. Причины использования такой системы будут объяснены ниже.

К основным характеристикам лучистого потока в рабочей зоне имитатора солнца относятся:

- облученность (поверхностная плотность лучистого потока);
- спектральное распределение;
- распределение (равномерность) облученности рабочей зоны;
- «параллельность» потока (если считать, что излучение создается

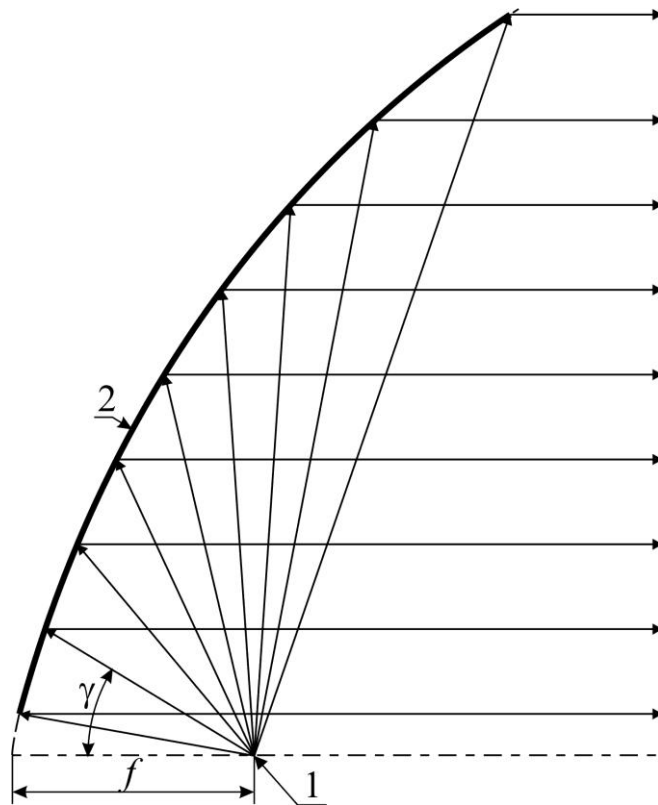
«точечным» источником. При учете размера источника расходимость излучения должна быть близка к угловому размеру Солнца. Для околоземного пространства это величина составляет  $32'$ ).

Между характеристиками лучистого потока и элементами имитатора солнца существует соответствие. Так, облученность и спектр излучения определяются источником излучения. Параллельность и равномерность зависят в основном от оптической системы.

Именно требование по одновременному обеспечению параллельности и поперечной равномерности лучистого потока приводит к значительному удлинению оптической системы.

Как известно, единственным типом зеркала, с помощью которого может быть получен параллельный лучистый поток (то есть коллимирующего зеркала) является параболическое зеркало, в фокусе которого должен быть помещен точечный источник излучения [173] (см. рис.3.2.1).

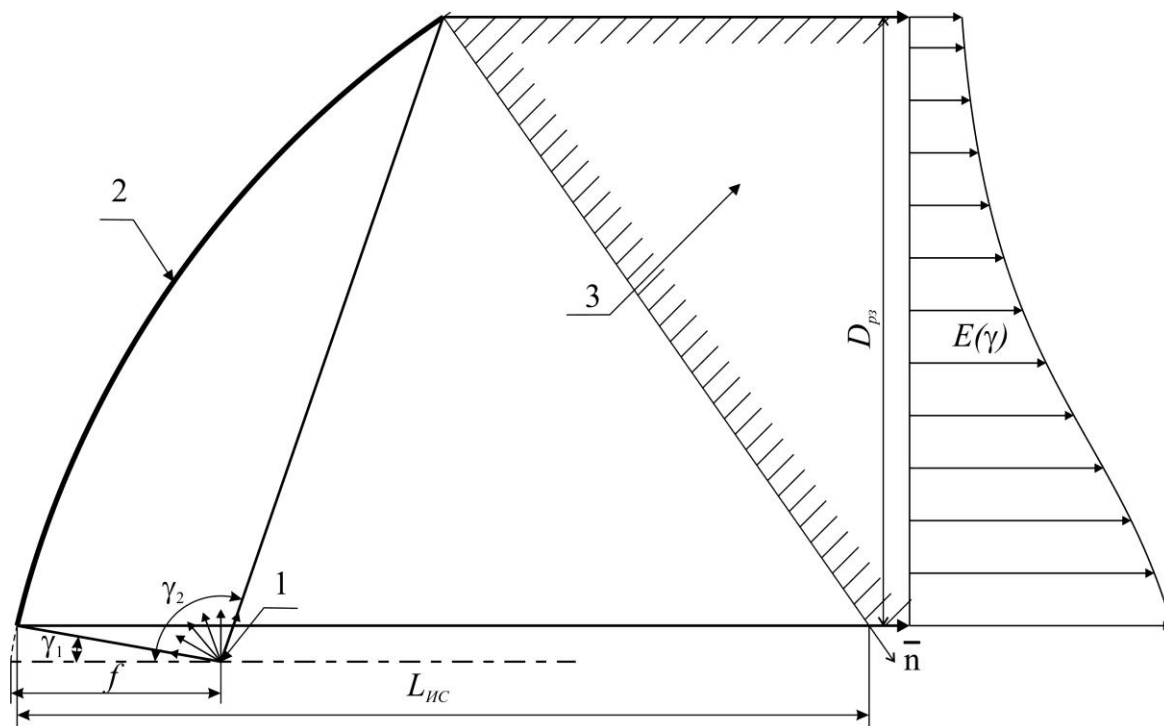
Таким образом, в качестве коллимирующего зеркала имитатора солнца должно быть использовано параболическое зеркало. При этом в современных имитаторах солнца, размещенных в вакуумных камерах, применяются только внеосевые зеркала. Такая конфигурация зеркала позволяет поместить источник излучения за пределами вакуумной камеры, а объект испытания в зоне, не подверженной воздействию его собственного излучения, переотраженного в коллимирующем зеркале.



1- точечный источник излучения; 2 – внеосевая часть осесимметричного параболоидного зеркала;  $f$  – фокусное расстояние параболоидного зеркала;  $\gamma$  – угол между осью зеркала и падающим на него из фокуса зеркала произвольным лучом

Рис. 3.2.1. Ход луча при отражении излучения точечного источника от параболоидного зеркала

Оптимальным решением для тепловакуумной установки было бы использование внеосевого зеркала, имеющего минимальное удлинение ( $\bar{L}_{uc} = L_{uc} / D_{pz} \approx 1,5$  при  $\gamma_2 = 109,5^\circ$ , где  $L_{uc}$  – расстояние от ближайшей к оптической оси точки коллимирующего зеркала до крайней точки рабочей зоны;  $D_{pz}$  – диаметр рабочей зоны, см. рис. 3.2.2), поскольку в этом случае может быть существенно сокращен объем вакуумной камеры, используемый для размещения имитатора солнца.



1- точечный источник излучения; 2 –параболоидное внеосевое зеркало; 3 – рабочая зона имитатора солнца

Рис. 3.2.2. Эпюра облученности  $E(\gamma)$  отраженным от внеосевого параболического зеркала излучением

Однако известно, что отраженное от короткофокусного параболического зеркала излучение имеет существенную поперечную неравномерность [174].

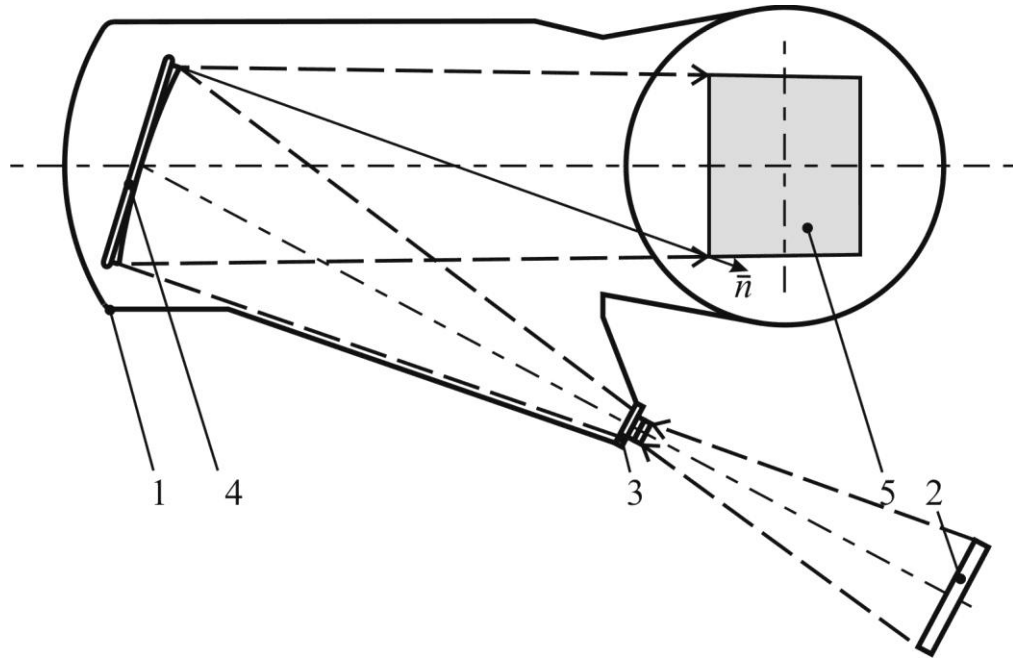
Эта неравномерность определяется следующим образом [174, 176]:

$$E = \frac{J}{f^2} \cdot (1 + \cos(\gamma))^2, \quad (3.2.1)$$

где  $J$  – сила излучения точечного источника.

Оценка, проведенная с помощью данного выражения, показывает, что при использовании в имитаторе солнца параболического зеркала с минимальным удлинением неравномерность облученности рабочей зоны будет достигать более 400 %.

Для того, чтобы неравномерность находилась в приемлемых пределах ( $<10\%$ ), необходимо использовать зону зеркала, ограниченную малым апертурным углом падающего лучистого потока, то есть величина угла  $\gamma_1$  должна быть близка к значению  $\gamma_2$  (см. рис.3.2.3) [12].



1 – вакуумная камера; 2 – световой щит; 3 – многомодульный интегратор; 4 – коллимирующее зеркало; 5 – рабочая зона

Рис. 3.2.3. Пример термовакуумной установки с параксиальной оптической системой имитатора солнца

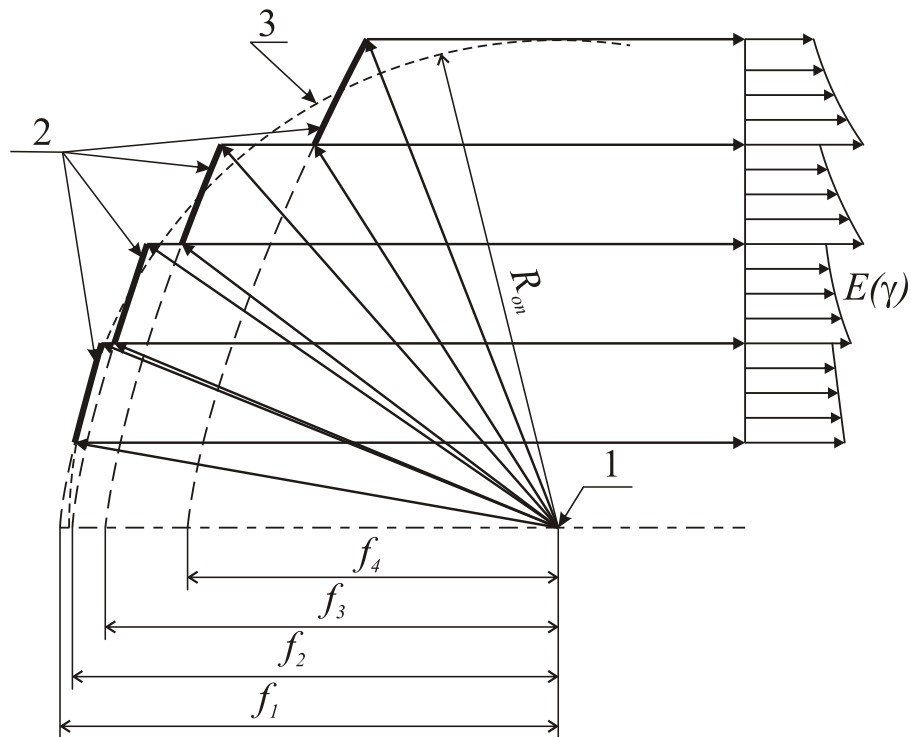
Эта система, которая получила название «параксиальная», в основном используется в современных имитаторах солнца. Единственным, но существенным недостатком такой системы является значительное удлинение, приводящее к резкому увеличению стоимости термовакуумной установки в целом, за счет увеличения доли объема, используемого для размещения имитатора солнца.

### 3.2.2 Способы уменьшения затрат при использовании метода падающих лучистых потоков

Выражение (3.2.1) показало, что короткофокусное параболическое зеркало в имитаторе солнца нельзя использовать без каких-либо дополни-

тельных компенсирующих неравномерность излучения решетий. Но, одновременно с этим, данное выражение помогает найти подобные решения. Его анализ показывает, что неравномерность облученности рабочей зоны может быть скомпенсирована либо соответствующей неравномерностью фокусного расстояния зеркала –  $f(\gamma) = k_f \cdot (1 + \cos(\gamma))$ , либо неравномерностью силы излучения падающего на зеркало излучения –  $J(\gamma) = \frac{k_J}{(1 + \cos(\gamma))^2}$  (где  $k_f$  и  $k_J$  – коэффициенты пропорциональности).

Реализация первого способа приводит к нарушению сплошности коллимирующего зеркала и представляет собой набор параболических сегментов, средние линии которых размещены на опорной сферической поверхности (см. рис.3.2.4).



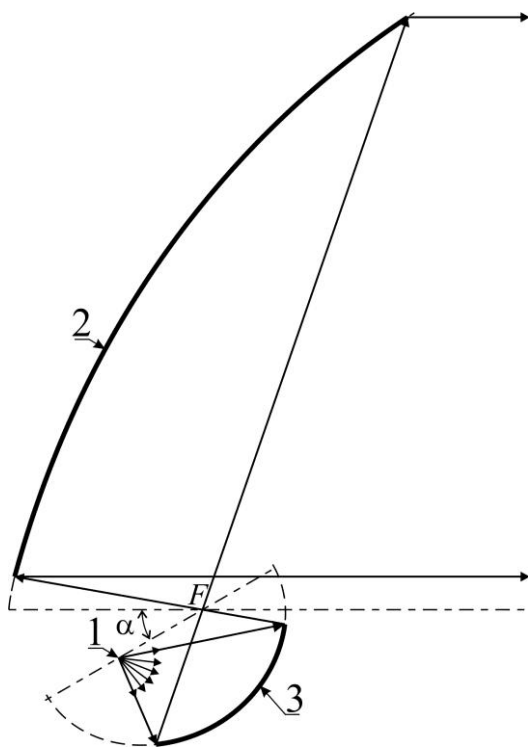
1 – точечный источник излучения; 2 – параболические сегменты с фокусными расстояниями  $f_1, f_2, \dots$ ; 3 – опорная сферическая поверхность радиусом  $R_{оп}$

Рис. 3.2.4. Сегментное зеркало с переменным фокусным расстоянием

Данный способ представляется малоперспективным из-за потерь излучения в зазорах между сегментами и из-за значительной неравномерности, обусловленной краевыми эффектами на границах сегментов.

Второй способ гораздо более интересен. Поскольку управление светораспределением источника излучения в настоящее время трудновыполнимо, то этот способ заключается в установке между источником излучения и коллимирующим зеркалом корректирующего оптического устройства, перераспределяющего силу излучения источника по апертурному углу заданным образом.

Практически в качестве корректирующего оптического устройства может выступать софокусное и несоосное с коллимирующим зеркалом эллипсоидное зеркало [53, 54] (см. рис.3.2.5).



1 – точечный источник излучения; 2 – параболоидное коллимирующее зеркало; 3 – эллипсоидное корректирующее зеркало; F – общий фокус коллимирующего и корректирующего зеркал;  $\alpha$  – угол между осями коллимирующего и корректирующего зеркал

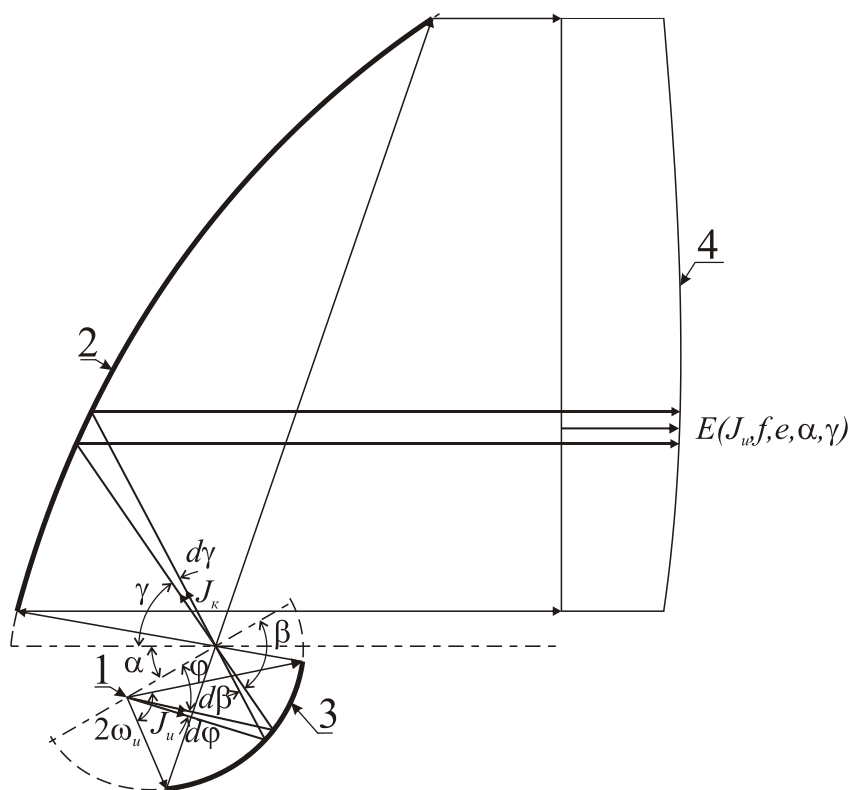
Рис. 3.2.5. Двухзеркальная внеосевая оптическая система имитатора солнца с софокусными несоосными зеркалами



Гиперboloидное зеркало также может быть использовано, но при этом размещение такой схемы в вакуумной камере представляется затруднительным.

В данной схеме появляются два параметра – эксцентриситет  $e$  корректирующего зеркала и угол  $\alpha$  между осями корректирующего и коллимирующего зеркал, изменение которых позволяет изменять светораспределение падающего на коллимирующее зеркало излучения.

Модель для расчета распределения выходящего из данной оптической системы излучения представлена на рисунке 3.2.6.



1 – точечный источник излучения; 2 – параболоидное коллимирующее зеркало; 3 – эллипсоидное корректирующее зеркало; 4 – профиль эпюры облученности

Рис. 3.2.6. Модель для расчета светораспределения в выходящем из двухзеркальной оптической системы излучении

Из равенства падающего и отраженного от корректирующего зеркала элементарных лучистых потоков:

$$J_u \cdot d\Omega_u = J_k \cdot d\Omega_k$$

можно получить соотношение:

$$J_{\kappa} = J_u \cdot \frac{\sin \varphi \cdot d\varphi}{\sin \beta \cdot d\beta} = J_u \cdot \frac{d \cos \varphi}{d \cos \beta},$$

где  $J_u$  и  $J_{\kappa}$  – сила излучения до и после отражения от корректирующего зеркала в направлении элементарных телесных углов  $d\Omega_u$  и  $d\Omega_{\kappa}$ .

Если воспользоваться элементарным геометрическим соотношением для углов  $\beta$  и  $\varphi$  для эллипсоидного зеркала, можно получить зависимость:

$$J_{\kappa} = J_u \cdot \frac{(1-e^2)^2}{(1+2 \cdot e \cdot \cos \beta + e^2)^2},$$

где  $e$  – эксцентриситет корректирующего зеркала.

Таким образом, распределение облученности в рабочей зоне двухзеркального внеосевого имитатора солнца с софокусными несоосными зеркалами определяется соотношением:

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

где  $\delta$  – угол между проходящими через оптическую ось параболоидного зеркала вертикальной плоскостью и плоскостью, в которой лежит падающий на зеркало луч.

Необходимо отметить, что данное выражение можно применить для любого профиля корректирующего зеркала: сферического ( $e=0$ ), эллипсоидного ( $0 < e < 1$ ), параболоидного ( $e=1$ ), гиперболоидного ( $1 < e < \infty$ ), плоского ( $e \rightarrow \infty$ ). Однако регулировать светораспределение выходящего потока можно только с помощью зеркал, у которых ( $0 < e < 1$ ) или ( $1 < e < \infty$ ), то есть только с помощью эллипсоидного или гиперболоидного корректирующего зеркала.

Отдельно заслуживает внимание случай  $e=1$  – бипараболоидной двухзеркальной системы (см. рис.3.2.7). Практически это устройство пред-

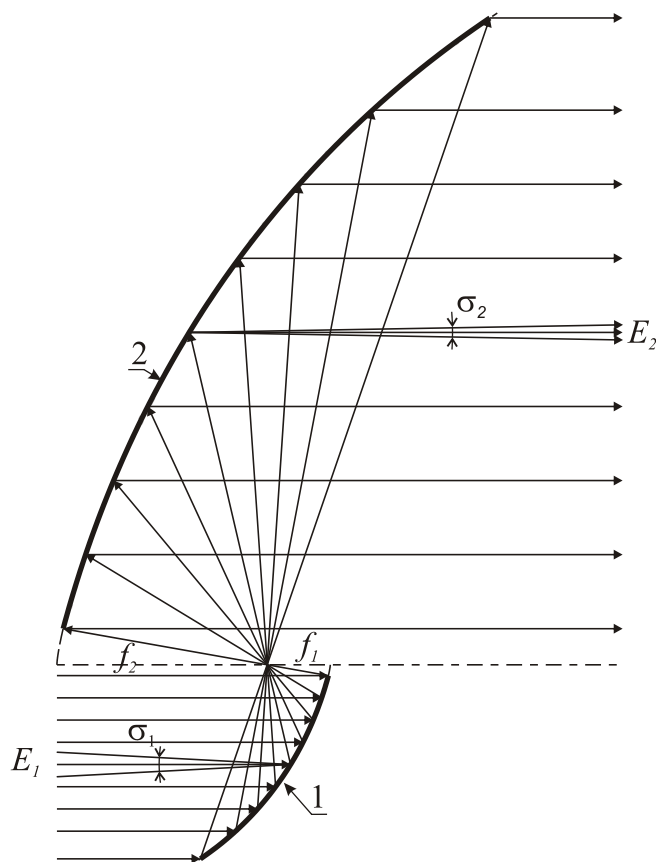
ставляет собой световой трансформатор, в котором выполняется соотношение:

$$\frac{E_1}{E_2} = \frac{f_2^2}{f_1^2}, \frac{\sigma_{e1}}{\sigma_{e2}} = \frac{f_2}{f_1},$$

где  $E_1, E_2$  – облученности в поперечном сечении входящего и выходящего из устройства лучистого потока;

$\sigma_{e1}, \sigma_{e2}$  – углы расходимости на входе и выходе из системы;

$f_1, f_2$  – фокусные расстояния параболических зеркал.



1 – параболическое зеркало с фокусным расстоянием  $f_1$ ; 2 – параболическое зеркало с фокусным расстоянием  $f_2$

Рис. 3.2.7. Бипараболический световой трансформатор

Представленная на рисунке 3.2.8 зависимость показывает, что при фиксированных значениях эксцентриситета  $e$  эллипсоидного корректирующего зеркала и апертурного угла ( $\gamma_1, \gamma_2$ ) падающего на коллимирующее зеркало излучения, кривая  $\Delta E_{max}(\alpha)$  имеет минимум. Причем неравномер-

ность излучения, достигаемая при оптимальном угле  $\alpha$ , значительно ниже по сравнению с неравномерностью излучения при использовании соосных зеркал ( $\alpha=0$ ). Таким образом, поворот на оптимальный угол корректирующего зеркала вокруг общего с коллимирующим зеркалом фокуса является эффективным инструментом для выравнивания светораспределения при использовании короткофокусной оптической системы.

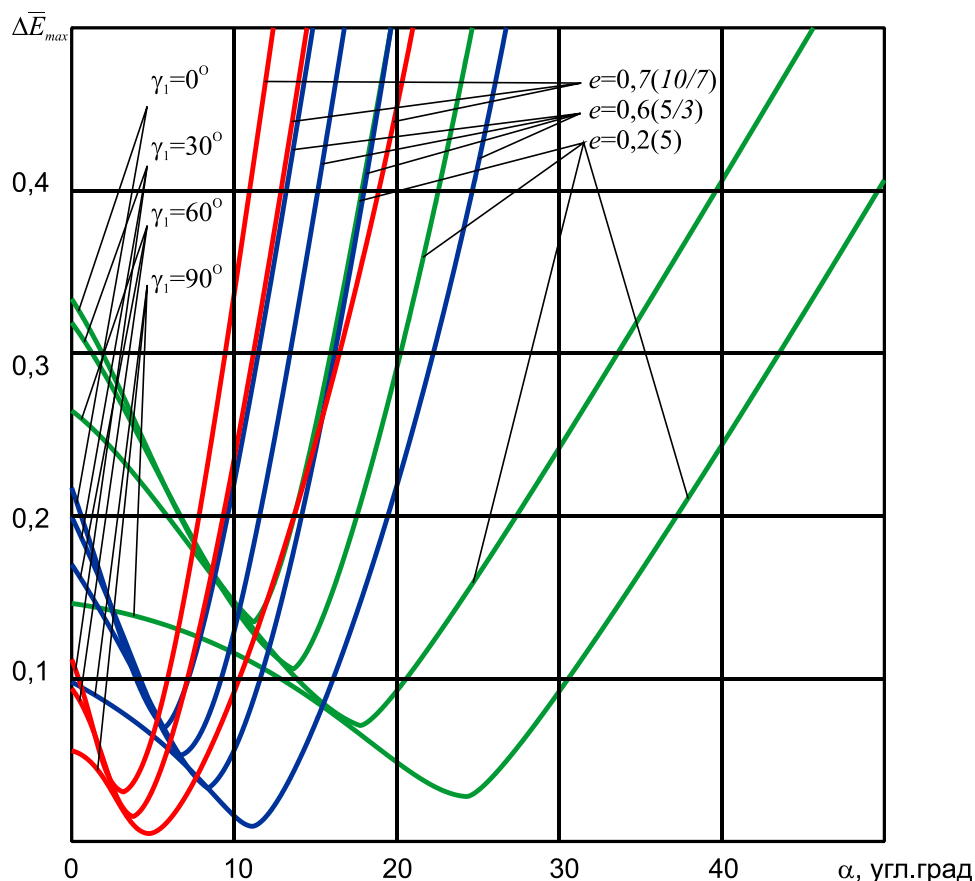


Рис. 3.2.8. Зависимость максимальной неравномерности облученности ( $\Delta E_{max}$ ) выходящего из двухзеркальной системы лучистого потока от угла  $\alpha$  при различных значениях эксцентриситета  $e$  корректирующего зеркала и для различных углов  $\gamma_1$  при минимальном удлинении оптической системы ( $\gamma_2=109,5^\circ$ )

Возможности двухзеркальной внеосевой оптической системы с софокусными несоосными зеркалами по выравниванию выходящего светового потока весьма значительны. Анализ математической модели показывает, что при минимальном удлинении имитатора солнца можно подобрать такие оптимальные параметры  $e$  и  $\alpha$ , которые обеспечивает неравномер-

ность облученности рабочей зоны не более 10 %, вместо 400 % – при отсутствии корректирующего зеркала, или вместо 30...40 % – при использовании соосных зеркал. При этом неравномерность облученности рабочей зоны оптимальной двухзеркальной системы зависит только от апертурного угла излучения источника (см. рис.3.2.9).

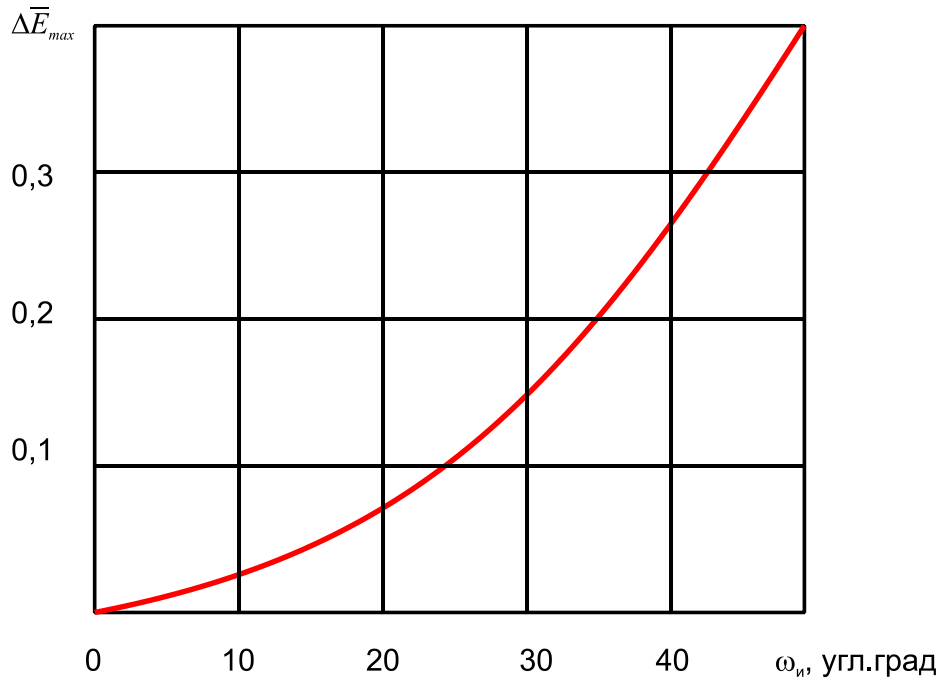


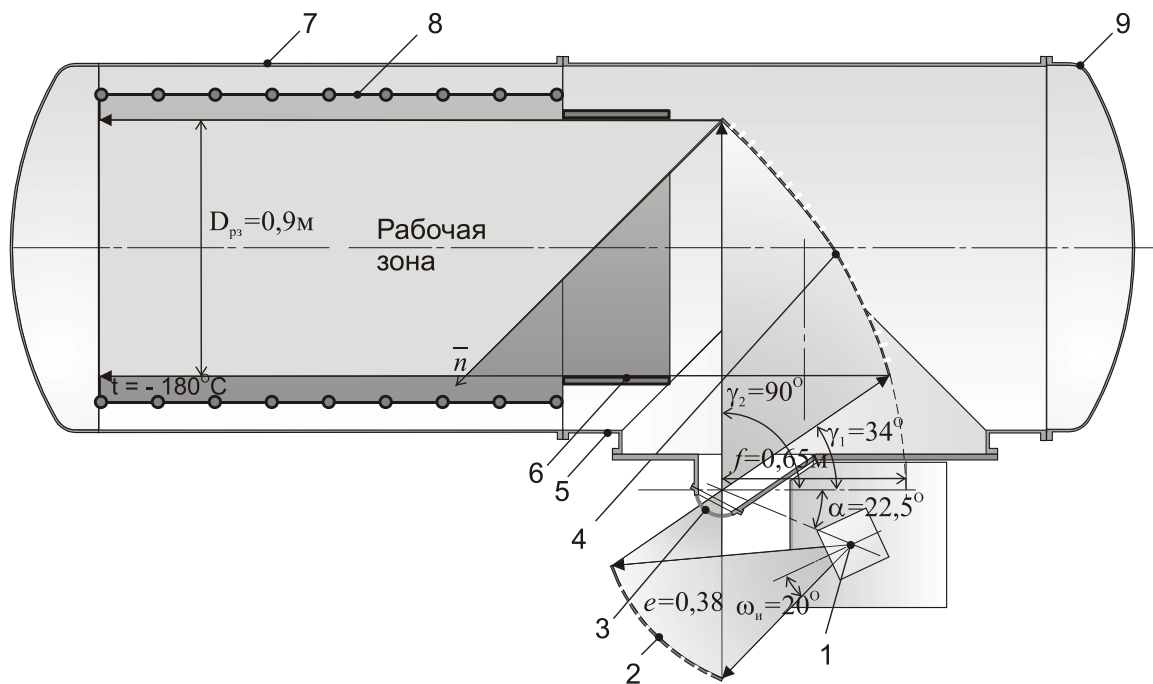
Рис. 3.2.9. Зависимость максимальной неравномерности облученности ( $\Delta E_{max}$ ) рабочей зоны оптимальной двухзеркальной оптической системы от апертурного угла  $\omega_u$  излучения источника

При использовании в двухзеркальной системе источника излучения конечных размеров появляется расходимость лучистого потока в рабочей зоне имитатора солнца. Угол расходимости  $\sigma_i$  может быть определен с помощью выражения, полученного методом элементарных отображений:

$$\sigma_i = \frac{d_u}{2 \cdot f} \cdot \frac{(1 + \cos \gamma) \cdot (1 - e^2)}{(1 + 2 \cdot e \cdot (\cos \alpha \cdot \cos \gamma - \sin \alpha \cdot \sin \gamma \cdot \cos \delta) + e^2)},$$

где  $d_u$  – диаметр источника излучения.

Первая и до настоящего времени единственная реализация предлагаемой оптической системы была осуществлена в имитаторе солнца ИСИ-08. Схема и общий вид ИСИ-0,8 представлены на рис.3.2.10 и 3.2.11.



ИС: 1 – источник излучения; 2 – эллипсоидное факетное зеркало; 3 – купольный иллюминатор; 4 – параболическое факетное зеркало; 5 – вакуумная приставка; 6 – криогенный экран; ТВУ: 7 – вакуумная камера КС-4029; 8 – криогенный экран; 9 – крышка вакуумной камеры

Рис. 3.2.10. Схема термовакuumной установки ТВУ-2,5 с имитатором солнца ИСИ-0,8

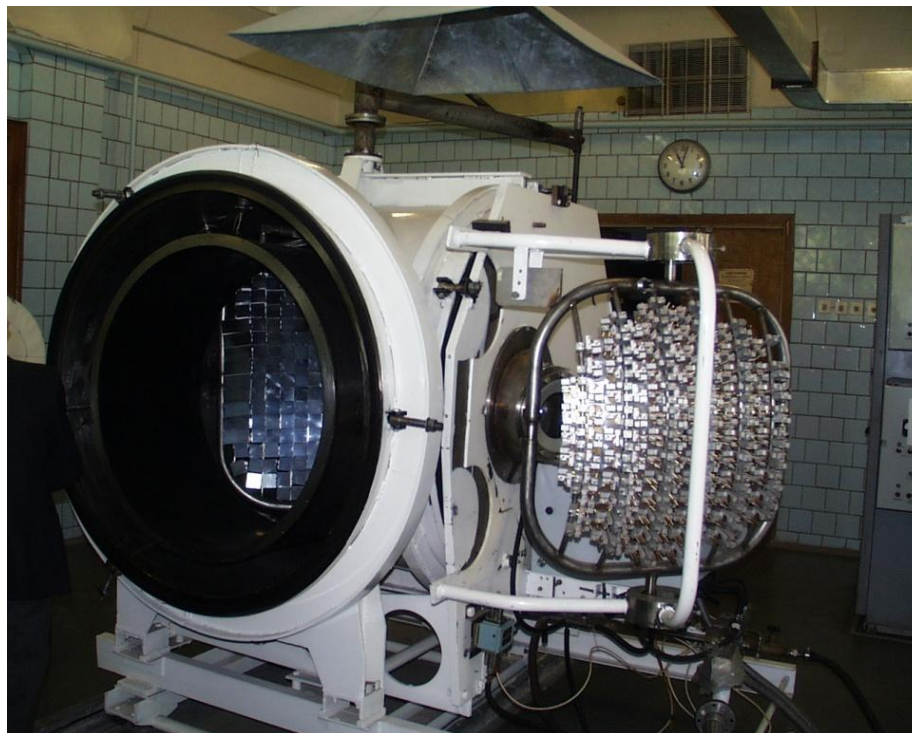


Рис. 3.2.11. Общий вид ИСИ-0,8

В качестве источника излучения в ИСИ-0,8 используется дуговая ксеноновая лампа сверхвысокого давления ДКСШРБ-5000 мощностью 5 кВт (лучистый поток лампы около 2,5 кВт).

В качестве облучателя в ИСИ-0,8 используется система, состоящая из последовательно установленных: источника излучения, зеркального эллипсоидного конденсора, кварцевого объектива, оптического интегратора [177] и плоского зеркала.

После облучателя сформированное в заданном телесном угле и выровненное излучение попадает в двухзеркальную оптическую систему, параметры которой представлены на рис. 3.2.10.

Поверхность зеркал ИСИ-0,8 составлена из квадратных фацет, каждая из которых имеет сферический профиль. Радиус кривизны этого профиля близок к локальному радиусу кривизны теоретического профиля зеркала в точке, совпадающей с центром фацеты.

Были измерены основные характеристики лучистого потока в рабочей зоне ИСИ-0,8.

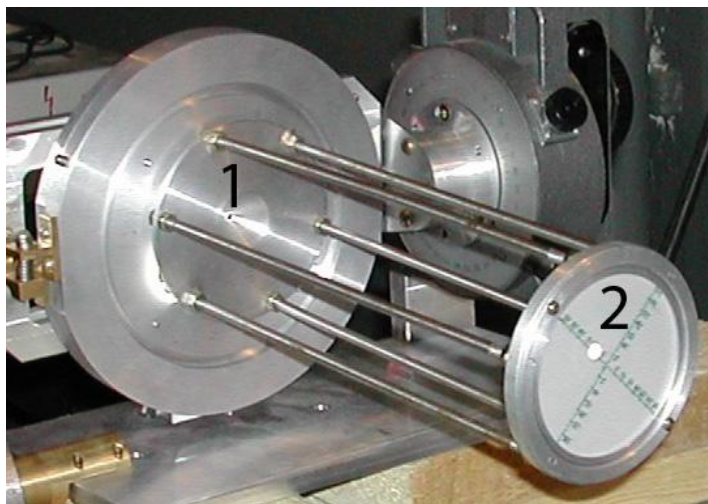
Для измерения облученности применялся аттестованный датчик ФОА-020. Облученность была измерена в 200 точках рабочей зоны. На основании этих измерений была определена средняя облученность, которая составила  $1460 \text{ Вт/м}^2$  и максимальная неравномерность облученности, уровень которой не превышал 10 %.

Таким образом, КПД оптической системы ИСИ составляет около 37 %.

Расчетная неравномерность облученности рабочей зоны ИСИ-0,8 должна была составить 7,2 %, что отличается от измеренной величины менее чем на 3 %. Это подтверждает эффективность использования несоосного эллипсоидного корректирующего зеркала для выравнивания облученности рабочей зоны короткофокусного имитатора солнца. Различие расчетного и экспериментального распределения облученности в рабочей

зоне объясняется отличием реального профиля составного зеркала от теоретического профиля.

Было проведено измерение расходимости излучения в рабочей зоне. Для этого использовался геометрический метод на базе 250 мм. Измеритель угла расходимости представлен на рис. 3.2.12.



1 – калиброванное отверстие; 2 – изображение источника излучения, сформированное калиброванным отверстием

Рис. 3.2.12. Измеритель углов расходимости

Угол расходимости излучения в рабочей зоне ИСИ-0,8 составил около 1,5 угл. град., что в три раза превышает угловой размер Солнца. Однако этот показатель соответствует лучшим показателям для имитаторов аналогичного класса.

Компактность оптической системы ИСИ-0,8 позволила разместить ее в вакуумируемой приставке к стандартной вакуумной камере КС-4029, объемом 2,5 м<sup>2</sup>. Общий вакуумируемый объем при этом увеличился не более чем в 1,5 раза, что позволило использовать штатные системы вакуумирования и захлаживания. В случае использования параксиальной системы, объем камеры возрос бы не менее чем в 5 раз, что потребовало бы существенной доработки всех систем, что практически означало бы разработку новой тепловакуумной установки.



Таким образом, предлагаемая оптическая система позволяет разместить имитатор солнца практически в любой тепловакуумной установке, даже первоначально для этого не предназначенной.

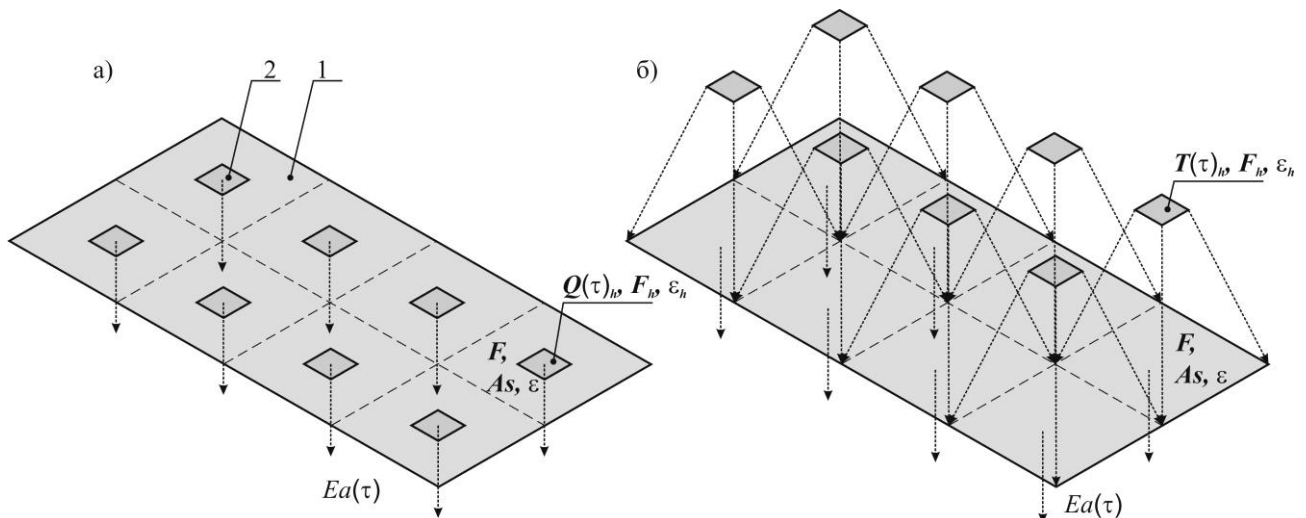
### 3.3 Оптимальные способы и средства для воспроизведения поглощенного теплового потока

#### 3.3.1 Использование теплообменных экранов для моделирования суммарного поглощенного теплового потока

Имеется больше вариантов для реализации метода поглощенного потока по сравнению с количеством способов реализации метода падающих потоков. Отчасти поэтому, до настоящего времени выполняются работы, целью которых является оптимизация имитаторов поглощенного лучистого потока.

Существует две главные возможности имитации поглощенного поверхностью объекта лучистого потока:

- использование контактных нагревателей (см. рис. 3.3.1 – а);
- использование радиационных нагревателей [178, 179] (см. рис. 3.3.1 – б).



1 - поверхность объекта испытания; 2 – плоские нагреватели

Рис. 3.3.1. Способы воспроизведения поглощенного лучистого потока  
а) – контактными нагревателями; б) – радиационными нагревателями

С учетом того, что плотность поглощенного поверхностью объекта теплового потока должна составить  $Ea(\tau) = A_s \cdot (E_s(\tau) + E_{sp}(\tau)) + \epsilon \cdot E_p(\tau)$ . И при

использовании простейшей модели бесконечной плоской поверхности и плоских черных нагревателей может быть получена оценка температуры радиационных нагревателей:

$$T(\tau)_h = \sqrt[4]{\frac{As \cdot (Es(\tau) + Esp(\tau)) + \varepsilon \cdot Ep(\tau)}{\varepsilon \cdot \varepsilon_h \cdot \sigma} \cdot \frac{1}{F_h / F}}$$

где  $Es(\tau)$ ,  $Esp(\tau)$  и  $Ep(\tau)$  – облученности поверхности объекта прямым солнечным излучением, отраженным от планеты солнечным излучением и собственным тепловым потоком планеты;

$As$  и  $\varepsilon$  – коэффициент поглощения солнечного излучения и степень черноты поверхности объекта испытания;

$F_h/F$  – степень экранировки нагревателями внешнего пространства – отношение площади облучающих нагревателей  $F_h$  к облучаемой площади объекта  $F$ ;

$\varepsilon_h$  – степень черноты поверхности нагревателей (оценочная модель справедлива при  $\varepsilon_h \rightarrow 1$ );

$\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана;

$\tau$  – время.

Теоретически контактные нагреватели использовать намного выгоднее по сравнению с радиационными по следующим причинам. Во-первых, все тепловыделение контактных нагревателей является для объекта поглощенным лучистым потоком, поэтому возможно более точное тарирование и управление уровнем поглощенного лучистого потока. Во-вторых, данные нагреватели не вносят погрешность в имитацию окружающей радиационной температуры, поскольку не экранируют имитатор «холодного» «черного» космоса (криогенные панели).

Однако контактные нагреватели в качестве имитатора поглощенного потока используются весьма ограничено. Основной причиной этого является то что, такой имитатор должен быть интегрирован в сам объект ис-

пытаний, что для ряда объектов недопустимо, а для остальных приводит к значительным сложностям методического плана. Кроме того, на такие поверхности как, например ЭВТИ, установка контактных нагревателей затруднительна, а если и осуществима, то эти нагреватели будут менять термооптические свойства и, соответственно, тепловой баланс этих поверхностей.

В основном контактные нагреватели в качестве имитатора поглощенного лучистого потока используются там, где они уже имеются, например, в ряде случаев для имитации поглощенного радиатором лучистого потока использовались охранные нагреватели этого радиатора.

Поэтому в настоящее время преобладает принцип разделения имитатора поглощенного лучистого потока и объекта испытания, в соответствии с которым в имитаторе используются окружающие объект радиационные нагреватели.

Данные нагреватели делят окружающее объект пространство вместе с криогенными экранами. Очевидно, что эти устройства влияют друг на друга. Поэтому выбор параметров нагревателей должен осуществляться при учете взаимного влияния имитатора поглощенного лучистого потока и имитатора «холодного» «черного» космоса.

С учетом этих соображений, к основным характеристикам радиационного имитатора поглощенного лучистого потока можно отнести:

- точность воспроизведения поля поглощенного лучистого потока по поверхности объекта испытания;
- степень экранировки криогенных экранов;
- уровень паразитного теплового потока (не используемого для создания поля поглощенного потока) от нагревателей на криогенные экраны.

Для создания требуемых характеристик имеются следующие инструменты:

- площадь, температура и индикатриса излучения нагревателей, являющиеся взаимозависимыми параметрами, определяющими требуемый тепловой поток на поверхность объекта;

- конфигурация нагревателей;

- распределение нагревателей по окружающему объект пространству.

На рисунке 3.3.2 представлены зависимости температуры нагревателей  $t_h$  ( $T_h-273,15$ ) от степени экранировки нагревателями внешнего пространства  $F/F_h$  для облучаемых Солнцем ( $E_s=Const\approx 1400$  Вт/м<sup>2</sup>,  $E_{sp}=E_s=0$ ) двух наиболее распространенных поверхностей космических аппаратов: 1 – экрано-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) ( $A_s\approx 0,37$ ;  $\varepsilon\approx 0,63$ ); 2 – радиатора ( $A_s\approx 0,3$ ;  $\varepsilon\approx 0,9$ ). Степень черноты нагревателей принята  $\varepsilon_h\approx 0,9$ .

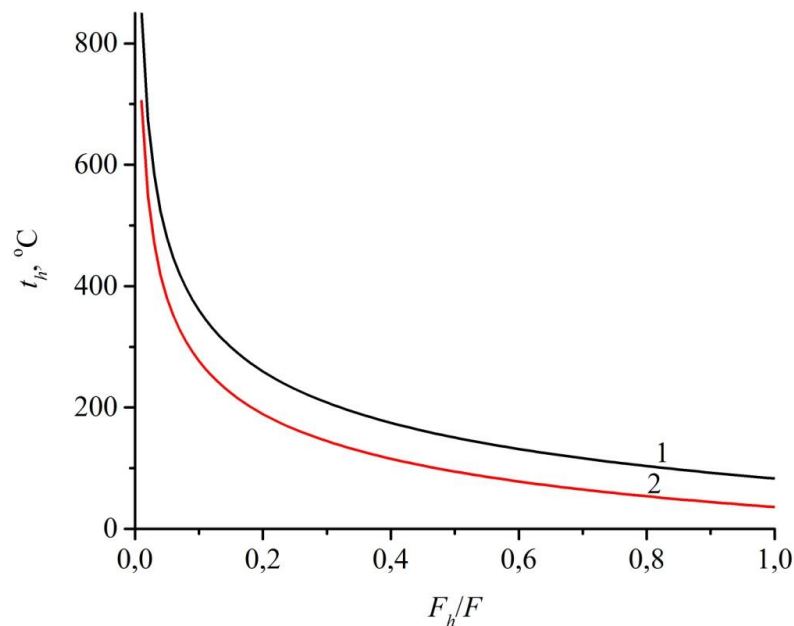


Рис. 3.3.2. Зависимость температуры плоских радиационных нагревателей ( $t_h$ ) от степени экранировки или внешнего пространства ( $F/F_h$ ) при имитации методом поглощенного лучистого потока одной солнечной постоянной ( $E_s\approx 1400$  Вт/м<sup>2</sup>)

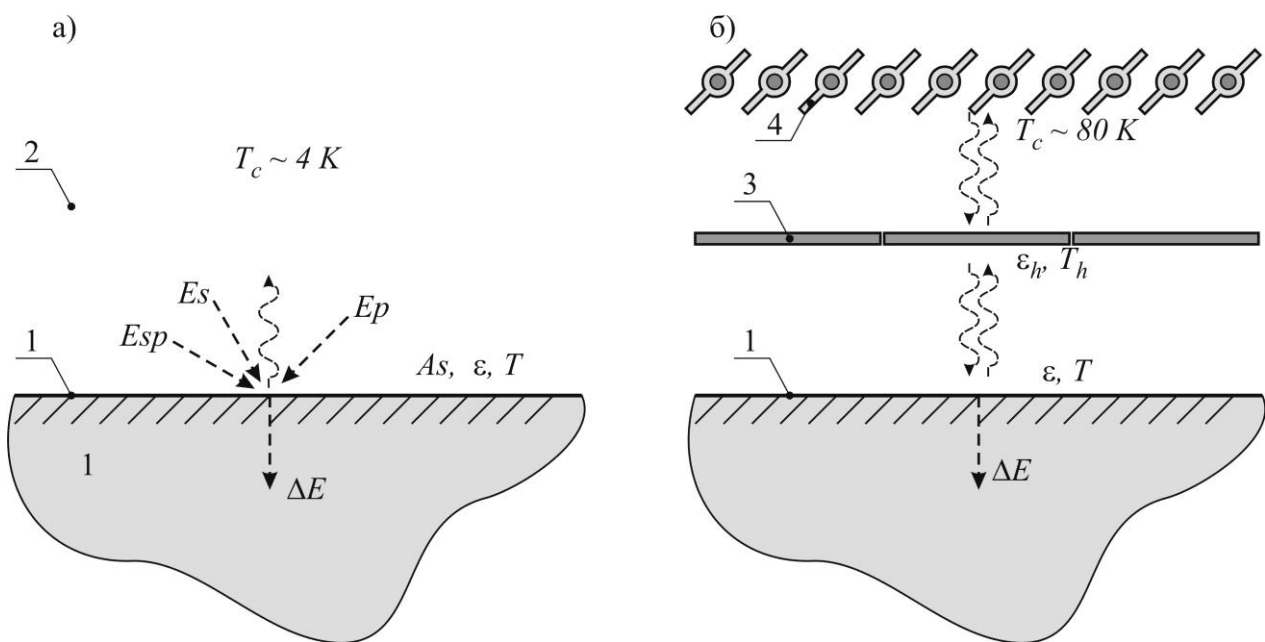
Из рисунка видно, что при имитации теплового потока на ЭВТИ температура нагревателей составляет около 850 °C при степени экранировки 1 % и около 80 °C при 100 % экранировки нагревателями окружающего

пространства. С точки зрения простоты реализации выгоднее использовать низкотемпературные нагреватели, но такие нагреватели будут экранировать поверхность объекта по отношению к криопанелям.

Однако если распространить концепцию метода поглощенного лучистого потока не только на интенсивные тепловые потоки, но и на весь теплообмен поверхности объекта испытания с окружающим пространством, то по направлению воздействия лучистых потоков криопанели можно заменить самими нагревателями, если они будут занимать все окружающее пространство.

Это на первый взгляд парадоксальное решение объясняется следующим образом. Космическое пространство, как участник теплообмена космического аппарата, обладает двумя свойствами: низкой радиационной температурой и высокой степенью черноты. Это делает его поглотителем теплового потока, излучаемого космическим аппаратом. Но функцию поглощения этого потока может выполнять и поверхность нагревателя, если данная поверхность имеет высокую степень черноты и занимает все окружающее пространство. Таким образом, тепловое излучение нагревателя будет выполнять функцию создания поля поглощенного лучистого потока, а его высокая поглощательная способность и развитая поверхность будет выполнять функцию поглотителя излучаемого объектом теплового потока. Такие нагреватели далее будем называть теплообменными экранами.

На рисунке 3.3.3 представлены упрощенные схемы теплообмена поверхности космического аппарата при нахождении в космосе и при размещении в вакуумной камере под теплообменным экраном.



1 – поверхность объекта; 2 – космическое пространство; 3 – теплообменные панели; 4 – криопанели

Рис. 3.3.3. Теплообмен плоской поверхности объекта а) – в космическом пространстве; б) – в вакуумной камере, оснащенной теплообменными панелями

Уравнение теплообмена поверхности с окружающей средой в космическом пространстве с учетом пренебрежимо малой радиационной температуры космоса будет иметь следующий вид:

$$\Delta E = As \cdot (E_s + E_{sp}) + \varepsilon \cdot E_p - \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4, \quad (3.3.1)$$

где  $\Delta E$  – поверхностная плотность теплового потока прошедшего вглубь объекта;

$T$  – температура поверхности объекта испытания.

Аналогичное уравнение в вакуумной камере имеет вид:

$$\Delta E = \sigma \cdot (\varepsilon^{-1} + \varepsilon_h^{-1} - 1)^{-1} \cdot (T_h^4 - T^4).$$

Если использовать теплообменные панели с высокой степенью черноты ( $\varepsilon_h \rightarrow 1$ ), то теплообмен в камере, соответствующий теплообмену в космосе будет воспроизводиться при соблюдении равенства:

$$A_s \cdot (E_s + E_{sp}) + \varepsilon \cdot E_p \approx \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_h^4. \quad (3.3.2)$$

Необходимо подчеркнуть, что уравнение (3.3.1) учитывает все виды теплообмена, включая поглощение космическим пространством теплового потока, излучаемого поверхностью объекта испытания. Таким образом, условие (3.3.2) учитывает функцию поглощения, которую в данном случае выполняют теплообменные экраны вместо криопанелей.

Конечно, рассмотренный пример является далеко не общим. Это самый элементарный случай стационарного теплового режима и плоской поверхности объекта испытания, распределение облученности по которой имеет постоянный уровень. Однако ниже будут описаны испытания, в которых этот метод применялся и которые позволили распространить его на более сложные варианты теплообмена – нестационарных воздействий, воздействий на сложную поверхность, воздействий при переменной по поверхности облученности.

### 3.3.2 Опыт оснащения готовой криовакуумной камеры теплообменными экранами

В процессе наземной экспериментальной отработки создаваемых в Институте космических исследований (ИКИ РАН) трех крупногабаритных приборов [55, 180]: оптического блока (ОБ) телескопа «СОДАРТ» (~1,5x3 м), телескопа «ЕУВИТА» (~1x2 м) и кареток телескопа «СОДАРТ» с комплексом фокальных приборов (~2x2 м), требовалось проведение тепловакуумных испытаний.

При испытаниях было необходимо имитировать воздействие солнечного излучения на значительные площади приборов. В ИКИ РАН достаточным для размещения этих объектов объемом 100 м<sup>3</sup> обладала только криовакуумная камера ТВУ-100Г. Однако в ней отсутствовали средства для имитации внешних лучистых потоков. Анализ возможных вариантов



моделирования в данной камере солнечного излучения показал, что единственной возможностью для этого, удовлетворяющей имеющимся временным и финансовым ограничениям, являлось оснащение камеры имитатором поглощенного лучистого потока на базе теплообменных экранов.

В качестве теплообменных экранов были использованы нагреваемые поверхности, набранные из плоских прямоугольных нагревательных панелей (НП). Комплекс нагревательных панелей получил название имитатора тепловых потоков (ИТП).

Одна НП имеет размеры 740x380 мм, толщину 1 мм и представляет собой лист стеклотекстолита с внедренной проводящей углетканью и медными пластинчатыми проводниками (см. рис.3.3.4).

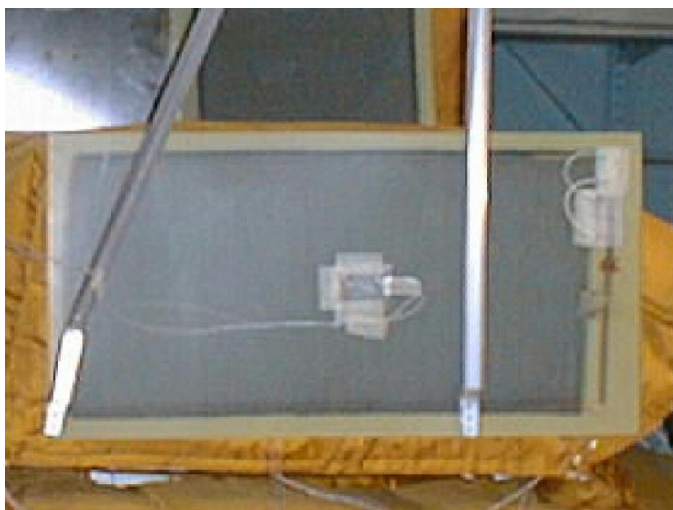


Рис. 3.3.4. Нагревательная панель, используемая как фрагмент теплообменного экрана кареток телескопа «СОДАРТ»

Нагрев происходит по всей поверхности углеткани. Максимальная плотность излучаемого в две стороны лучистого потока составляла  $1700 \text{ Вт/м}^2$ ; мощность нагрева 350 Вт при питающем напряжении 220 В; максимальная температура  $100 \text{ }^\circ\text{C}$ . Используемые для изготовления НП материалы позволяют применять ее в условиях тепловвакуумной камеры, что было подтверждено аттестационными испытаниями. Наряду с полно-размерными были изготовлены уменьшенные панели.

Общее время эксплуатации нагревательных панелей в условиях вакуума при окружающей температуре от  $-190$  до  $-180$  °С составило около 15 суток. После окончания ТВИ наблюдались местные потемнения уменьшенных панелей и панелей, температура которых превышала  $100$  °С.

Панели закреплялись в пространственной раме, изготовленной из подобного алюминиевого профиля. Число НП в нагреваемой поверхности изменялось от 64 до 18. Данная система получила наименование имитатор тепловых потоков.

Практически вся облучаемая Солнцем поверхность ОБ телескопа «СОДАРТ» покрыта экранно-вакуумной изоляцией (ЭВТИ) со следующими термооптическими характеристиками:  $A_s \approx 0,47 \dots 0,48$ ;  $\varepsilon \approx 0,76 \dots 0,77$ . Аттестационные испытания НП показали, что эффективная степень черноты нагревательных панелей составляет  $\varepsilon_{\text{н}} \approx 0,8$ . При таких термооптических характеристиках температура теплообменных экранов должна поддерживаться на уровне  $T_{\text{н}} \approx 97$  °С для того, чтобы они оказывали такое же тепловое воздействие на облучаемую поверхность, как и солнечное излучение с уровнем в одну солнечную постоянную  $E_{s_0} \approx 1400$  Вт/м<sup>2</sup>.

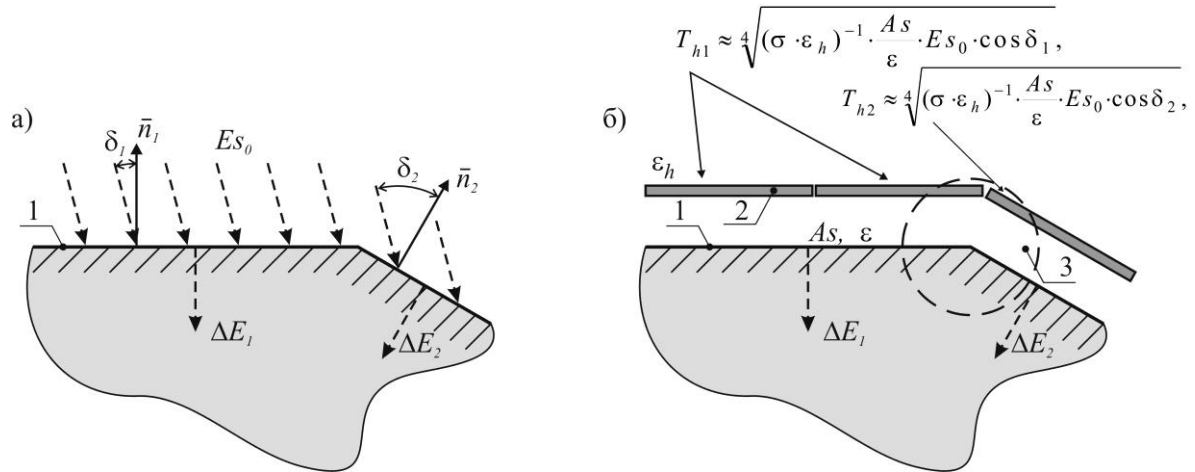
Для испытаний ОБ и кареток телескопа «СОДАРТ» и телескопа «ЕУВИТА» необходимо было решить три проблемы:

- обеспечение различной плотности поглощенного потока для поверхностей, ориентированных к направлению на солнце под разными углами;
- имитацию теплообмена при ступенчатой конфигурации поверхности;
- имитацию динамического воздействия излучения.

Нагревательная панель, размещенная над поверхностью, нормаль к которой составляет с направлением на Солнце угол  $\delta$ , должна быть нагрета до температуры:

$$T_h \approx \sqrt[4]{(\sigma \cdot \varepsilon_h)^{-1} \cdot \frac{As}{\varepsilon} \cdot Es_0 \cdot \cos \delta},$$

Если поверхность состоит из разнонаправленных зон, то над каждой зоной должны размещаться нагревательные панели, нагретые до разных температур (см. рис. 3.3.5).



1 – поверхность объекта; 2 – теплообменные панели; 3 – зона интенсивного перекрестного облучения

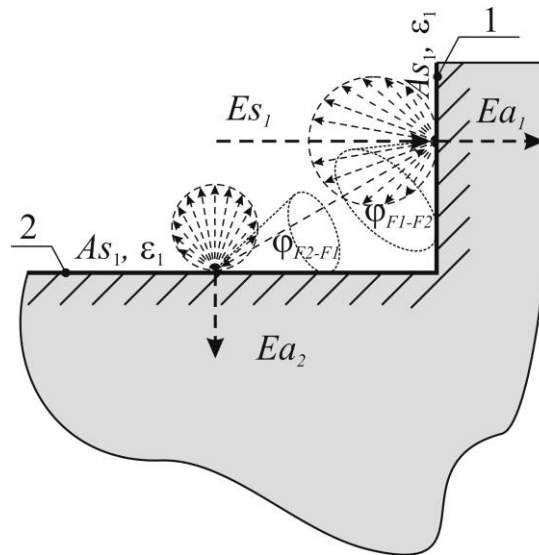
Рис. 3.3.5. Теплообмен двух плоских фрагментов поверхности объекта, облучаемых Солнцем а) – в космическом пространстве; б) – в вакуумной камере, оснащенной теплообменными панелями

При этом возникает ошибка, связанная с облучением перекрестным облучением зон, панелями, не предназначенными для облучения данных зон. Для минимизации этой ошибки панели должны быть приближены к облучаемой поверхности на минимально допустимое расстояние.

Если облучаемая Солнцем поверхность КА не является поверхностью простой формы, то, как правило, ее можно описать как ступенчатую поверхность (поверхность с выступами различной формы и высоты). Ступенчатую поверхность можно разделить на фрагменты из двух перпендикулярных поверхностей. Такая поверхность далее называется тепловой ступенью. Теплообмен в помещенной в космическое пространство тепло-

вой ступени, на которую воздействуют внешние тепловые потоки, носит достаточно сложный характер.

Для проводимых испытаний интерес представлял частный случай данного теплообмена при воздействии солнечного излучения на одну поверхность тепловой ступени, названную первично облучаемой (см. рис. 3.3.6).



1 – первично облучаемая поверхность тепловой ступени; 2 – вторично облучаемая поверхность тепловой ступени;

Рис. 3.3.6. Механизм поглощения теплового потока элементами тепловой ступени при облучении солнцем одного элемента ступенчатой поверхности

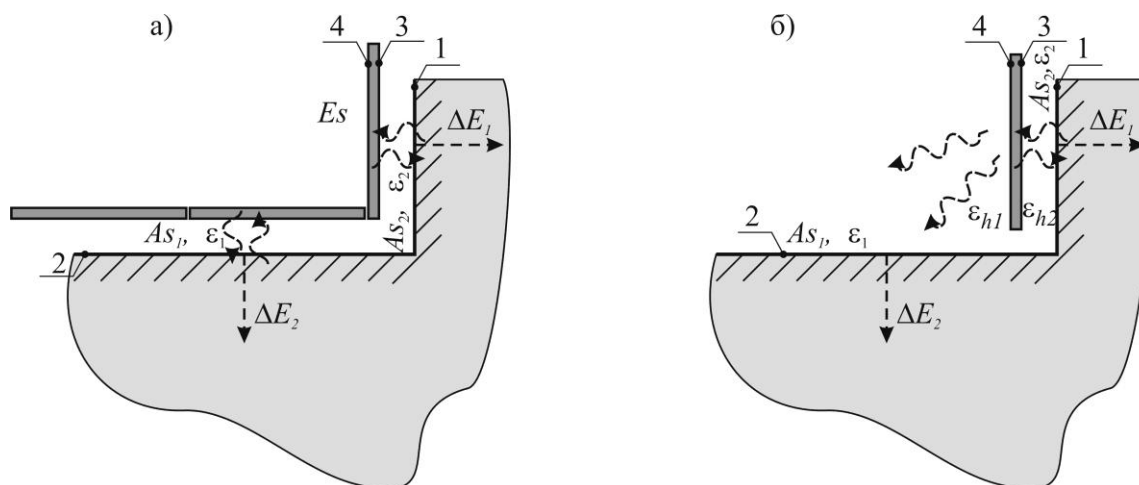
Он может быть описан следующей упрощенной моделью, основанной на диффузном механизме переотражения и переизлучения между ступенями:

$$Ea_1 = Es_1 \cdot (As_1 + As_2 \cdot (1 - As_1) \cdot (1 + \varphi_{F1-F2} \cdot ((1 - As_1)^{-1} - 1) + \varphi_{F2-F1} \cdot ((1 - As_2)^{-1} - 1)))^{-1}$$

$$Ea_2 = Es_1 \cdot As_2 \cdot (1 - As_1) \cdot (1 + \varphi_{F2-F1} \cdot ((1 - As_2)^{-1} - 1) + \varphi_{F1-F2} \cdot ((1 - As_1)^{-1} - 1))^{-1}$$

Для имитации такого теплообмена возможно два способа – полноценный и упрощенный. При полноценном способе теплообменные панели устанавливаются над двумя поверхностями тепловой ступени, при упро-

щенном устанавливается одна панель над первично облучаемой поверхностью (см. рис. 3.3.7).



1 – первично облучаемая поверхность тепловой ступени; 2 – вторично облучаемая поверхность тепловой ступени; 3 – сторона теплообменной панели, обращенная к первично облучаемой поверхности; 4 – сторона теплообменной панели, обращенная к вторично облучаемой поверхности

Рис. 3.3.7. Способы имитации поглощенного поверхностями тепловой ступени лучистого потока а) – полноценный; б) – упрощенный

Все объекты испытания, для которых применялся метод теплообменных экранов, имели солнечную ориентацию. Однако при испытании необходимо было имитировать теневые участки орбиты. При полете КА переход от облучения Солнцем до полной тени (при которой полностью отсутствует облученность КА Солнцем) происходит за время от нескольких секунд до нескольких минут в зависимости от высоты и наклона орбиты. При отключении нагревательных панелей для моделирования прохождения солнечной тени панели для поверхности КА являются тепловым экраном, который, во-первых, в процессе охлаждения излучает на поверхность КА тепловой поток, во-вторых, частично переотражает собственное излучение КА обратно на КА. При этом остывание поверхности КА замедляется, что вносит погрешность в моделирование теплового режима КА. Таким образом, время отключения ИТП при моделировании прохождения КА солнечной тени должно быть увеличено.

Дополнительное время отключения ИТП может быть найдено исходя из результатов аттестационных испытаний НП и из опыта проведения тепловакуумных испытаний телескопа «СОДАРТ». Динамика остывания открытой поверхности ЭВТИ и поверхности, расположенной под НП, показана на рис.3.3.8.

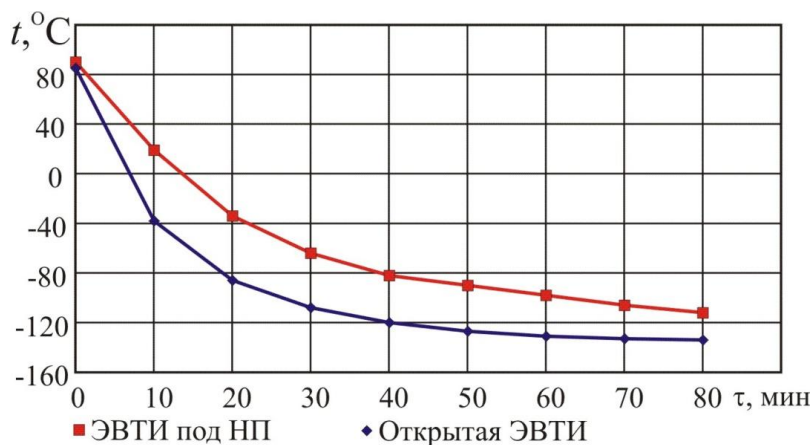


Рис. 3.3.8. Динамика остывания открытой и расположенной под НП поверхностей ЭВТИ

Критерием остывания может служить достижение поверхностью ЭВТИ температуры  $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ , при которой разница температур на внутренней и внешней поверхности ЭВТИ достигает  $200\text{ }^{\circ}\text{C}$ , что обеспечивает теплотери через ЭВТИ близкие к теплотерям в натуральных условиях. При наличии НП над поверхностью ЭВТИ остывание до  $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$  происходит за 60 мин, открытая ЭВТИ остывает до этой температуры за 25 мин. Таким образом, при использовании ИТП время этапа, имитирующего тень, должно быть увеличено на разницу между этими временами, то есть на 35 мин.

С точки зрения имитации солнечного излучения ОБ телескопа «СОДАРТ» является простым объектом, так как его облучаемая поверхность имеет плоский профиль с небольшими закруглениями по периферии (см. рис.3.3.9).

Поэтому ИТП в соответствии с предложенной теорией должен был представлять собой набранную из нагревательных панелей плоскую поверхность, закрывающую облучаемый мидель.

Теплообменный экран был сформирован из повернутых друг к другу нагревательных панелей (см. рис. 3.3.10).

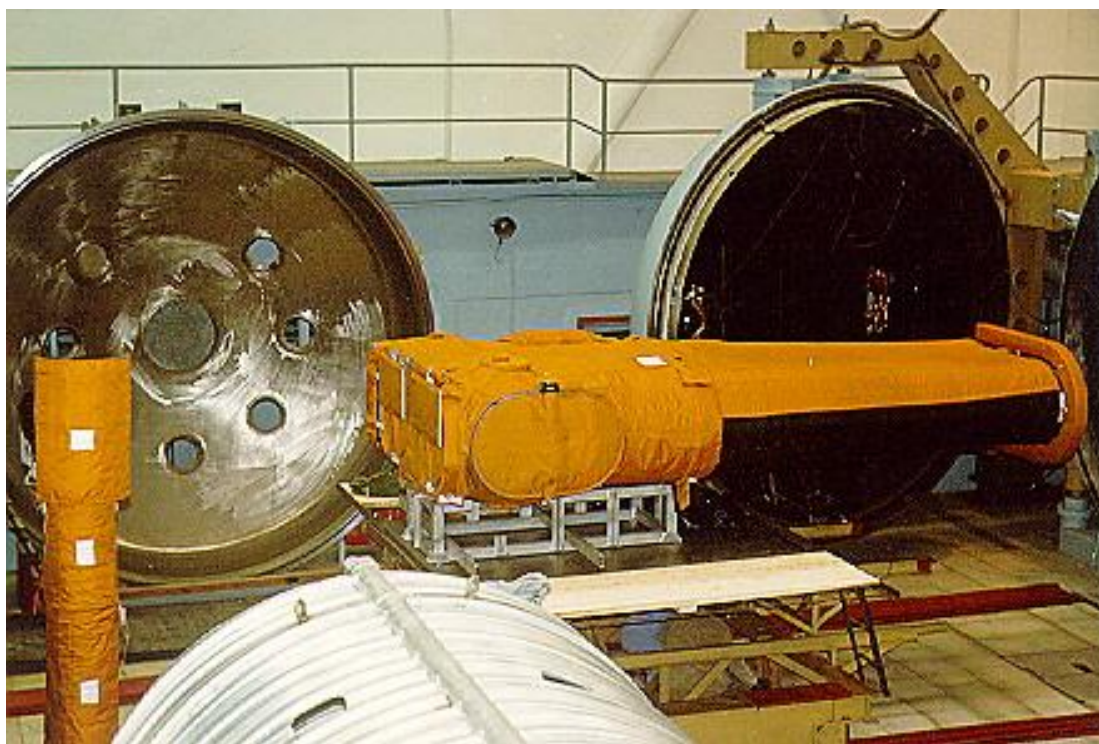


Рис. 3.3.9. Общий вид ОБ телескопа «СОДАРТ»

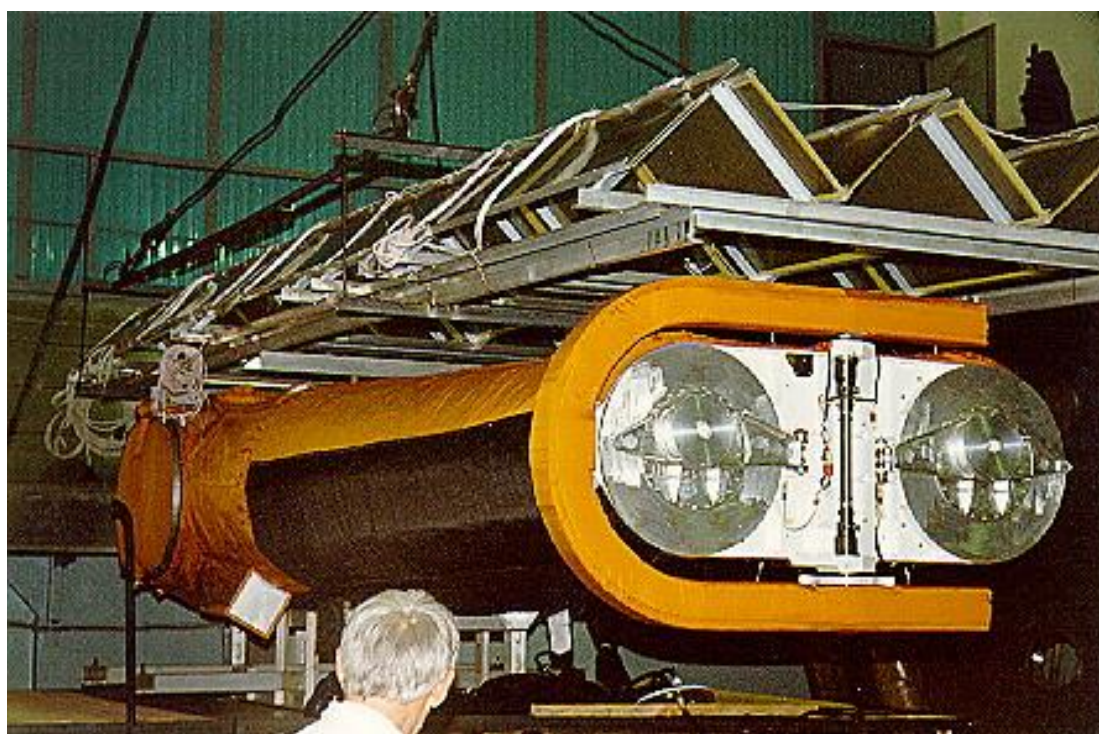


Рис. 3.3.10. Теплообменный экран над ОБ телескопа «СОДАРТ»

Это позволило за счет полостного механизма излучения повысить эффективную степень черноты экрана  $\varepsilon_h$  с 0,8 до 0,96. Это, в свою очередь, позволило уменьшить ошибку моделирования, связанную с отличием  $\varepsilon_h$  от единицы.

Имитатор тепловых потоков состоял из 64 нагревательных панелей, объединенных в группы по 4 нагревателя. Параметры имитации контролировались 20 датчиками температуры (ТД) и четырьмя датчиками лучистого потока (ДЛП) (см. рис 3.3.11).

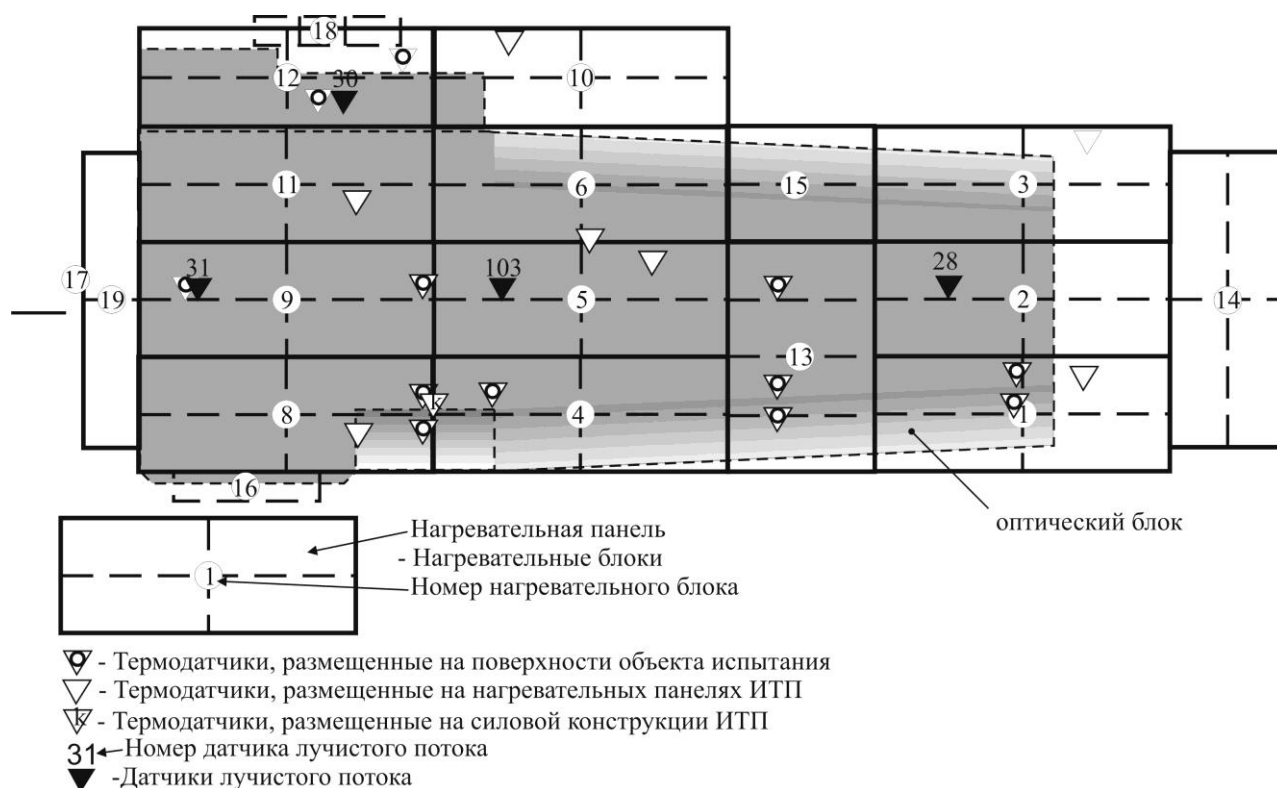


Рис. 3.3.11. Схема имитатора тепловых потоков над ОБ телескопа «СОДАРТ»

Для определения параметров регулировки была проведена калибровка ИТП в условиях вакуума и охлажденных криоэкранов (см. рис. 3.3.12).



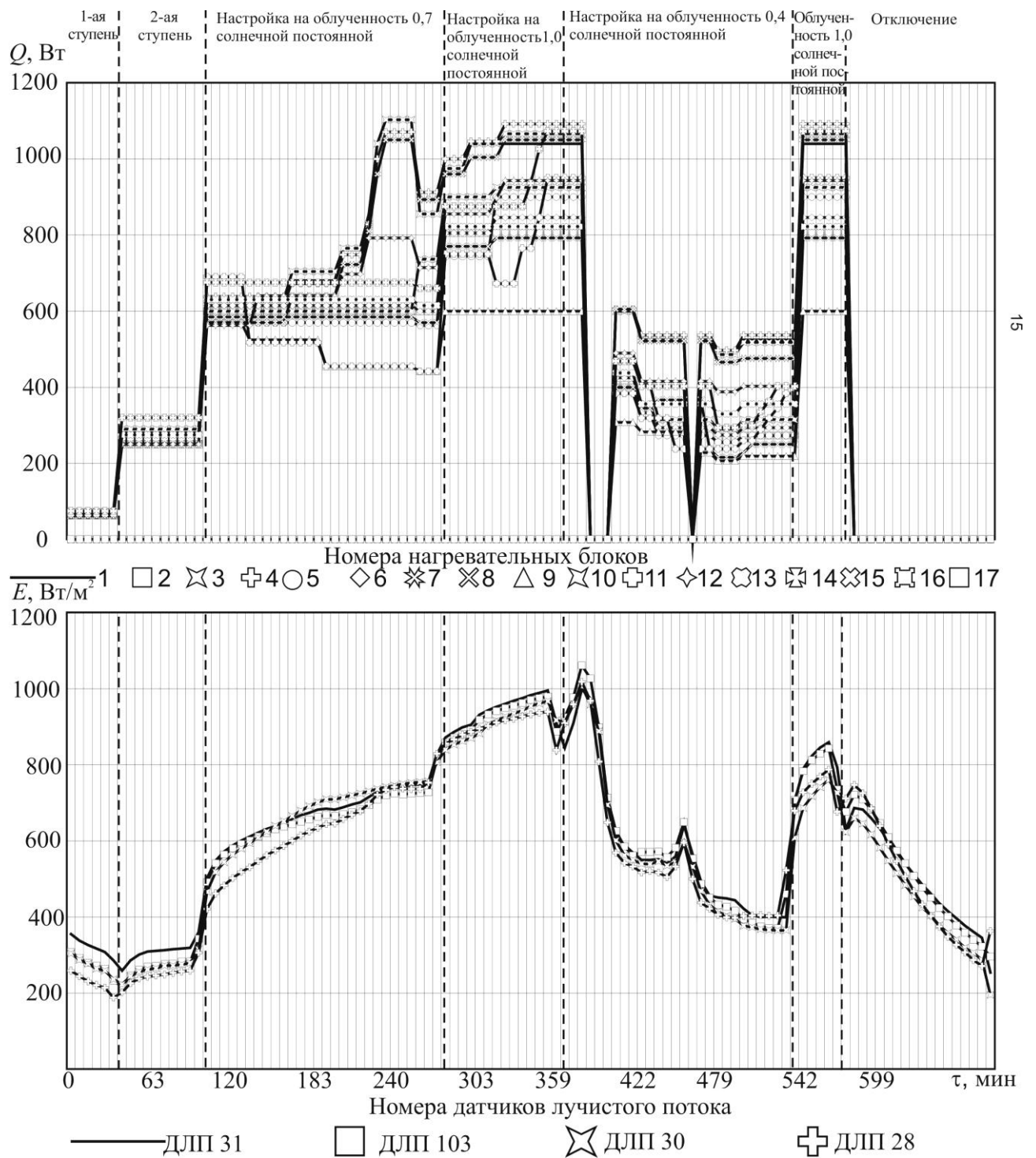


Рис. 3.3.12. Зависимость мощности нагревателей ( $Q$ ) и облученность рабочей зоны ( $E$ ) при калибровке ИТП ОБ телескопа «СОДАРТ»

Общее время испытаний составило около восьми суток. При этом практически постоянно моделировалось воздействие солнечного излучения.

Измеренный уровень облученности оптического блока инфракрасным потоком на первом этапе ТВИ представлен на рис. 3.3.13.

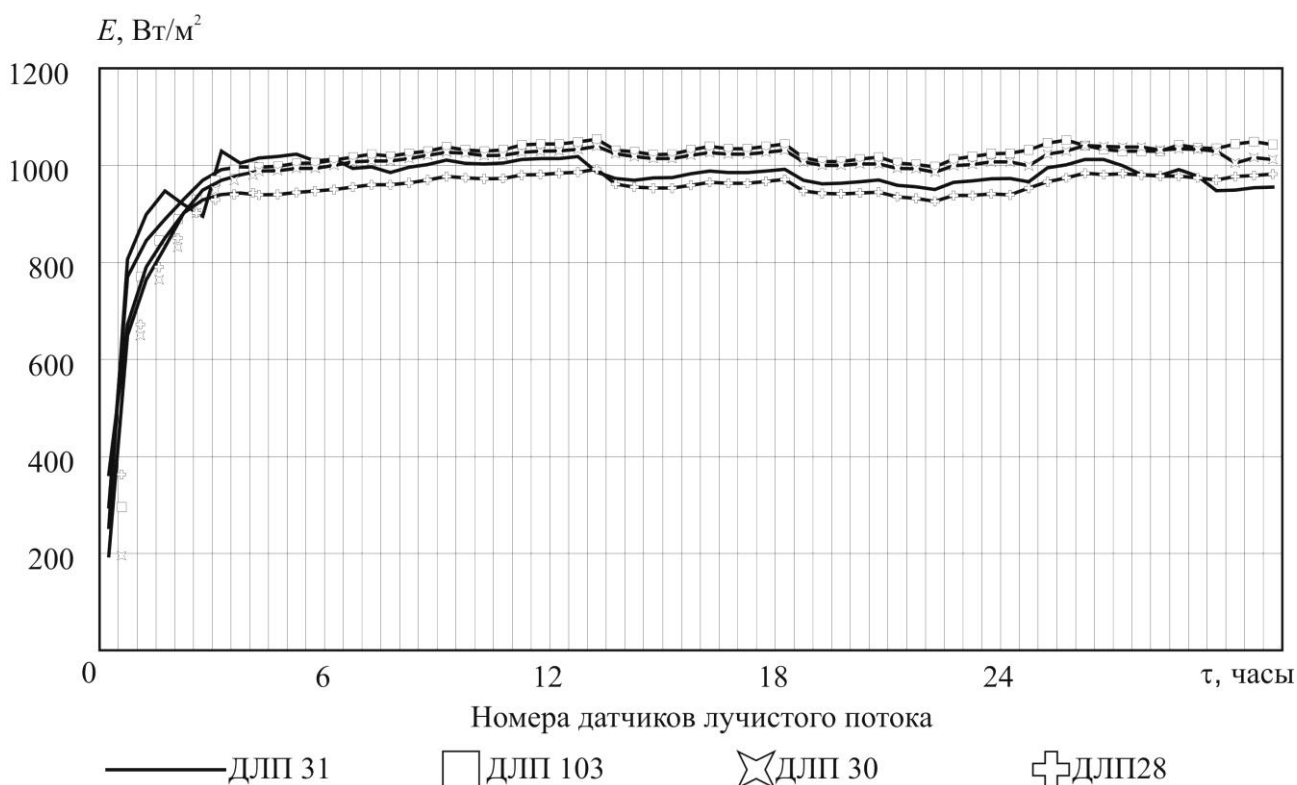


Рис. 3.3.13. Облученность поверхности ОБ на первом этапе ТВИ

Данные испытания подтвердили применимость предложенного метода для моделирования воздействия излучения Солнца на плоскую поверхность. Анализ параметров моделирования излучения Солнца в процессе испытаний показал, что ТВИ предложенной конструкции обеспечивает длительное моделирование солнечного излучения с уровнем эквивалентной солнечной облученности  $1400 \text{ Вт/м}^2$ , при неравномерности облученности по поверхности  $\pm 15 \%$  и стабильности работы по времени  $\pm 12 \%$ .

Моделирование солнечного излучения для телескопа «ЕУВИТА» являлось более сложной задачей по сравнению с испытаниями оптического блока. Это было обусловлено тем, что облучаемая поверхность имела цилиндрическую форму, поэтому на ней необходимо было воспроизводить не постоянный уровень облученности (как на плоской поверхности опти-

ческого блока), а заданное распределение лучистого потока (см. рис.3.3.14).



Рис. 3.3.14. Общий вид прибора «ЕУВИТА» с каркасом ИТП

Кроме того, было необходимо моделировать излучение на телескоп «ЕУВИТА» от основного телескопа «СОДАРТ» при его освещении Солнцем и при затенении.

Имитатор тепловых потоков имел трапециевидную пространственную форму (см. рис. 3.3.15) и состоял из одиннадцати нагревательных блоков: восьми, составляющих имитатор Солнца, двух – имитатор затененного телескопа «СОДАРТ» и одного – освещенного телескопа «СОДАРТ» (см. рис. 3.3.16).

Опыт испытаний оптического блока позволил упростить систему контроля параметров и исключить из нее сложную систему измерения лучистого потока, поскольку при испытаниях оптического блока было подтверждено строгое соответствие лучистого потока поверхностной температуре ЭВТИ. Поэтому контроль осуществлялся только по восьми температурным датчикам, размещенным на ЭВТИ.

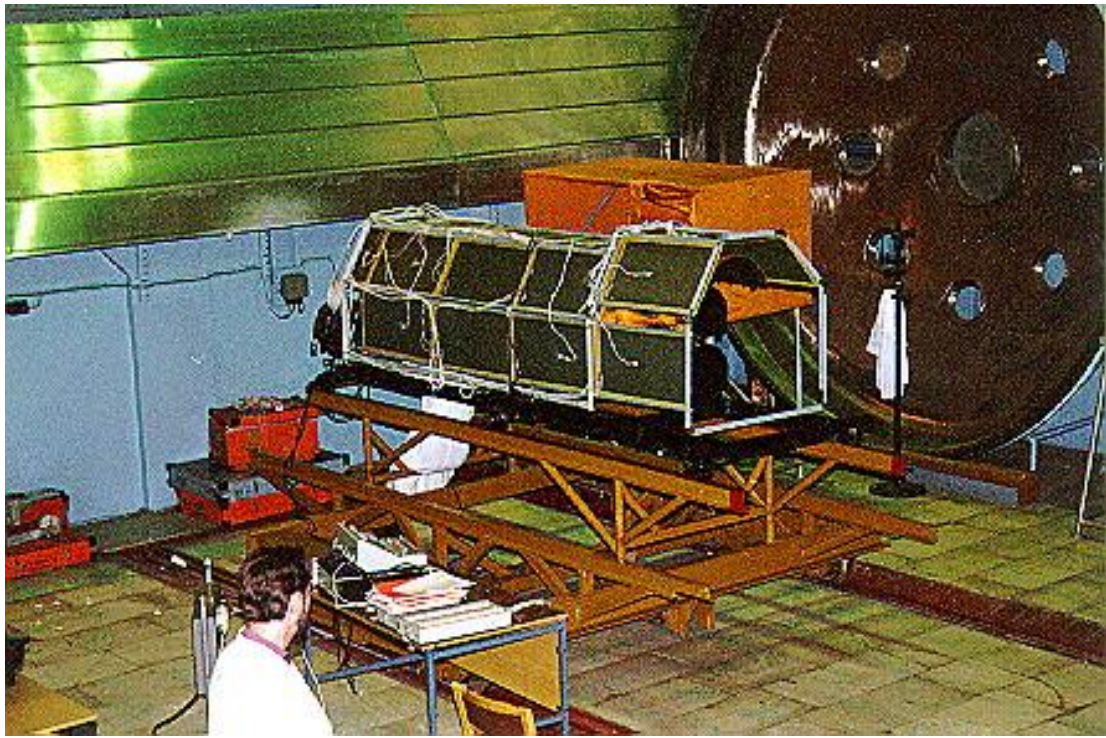


Рис. 3.3.15. Общий вид ИТП для телескопа «ЕУВИТА»

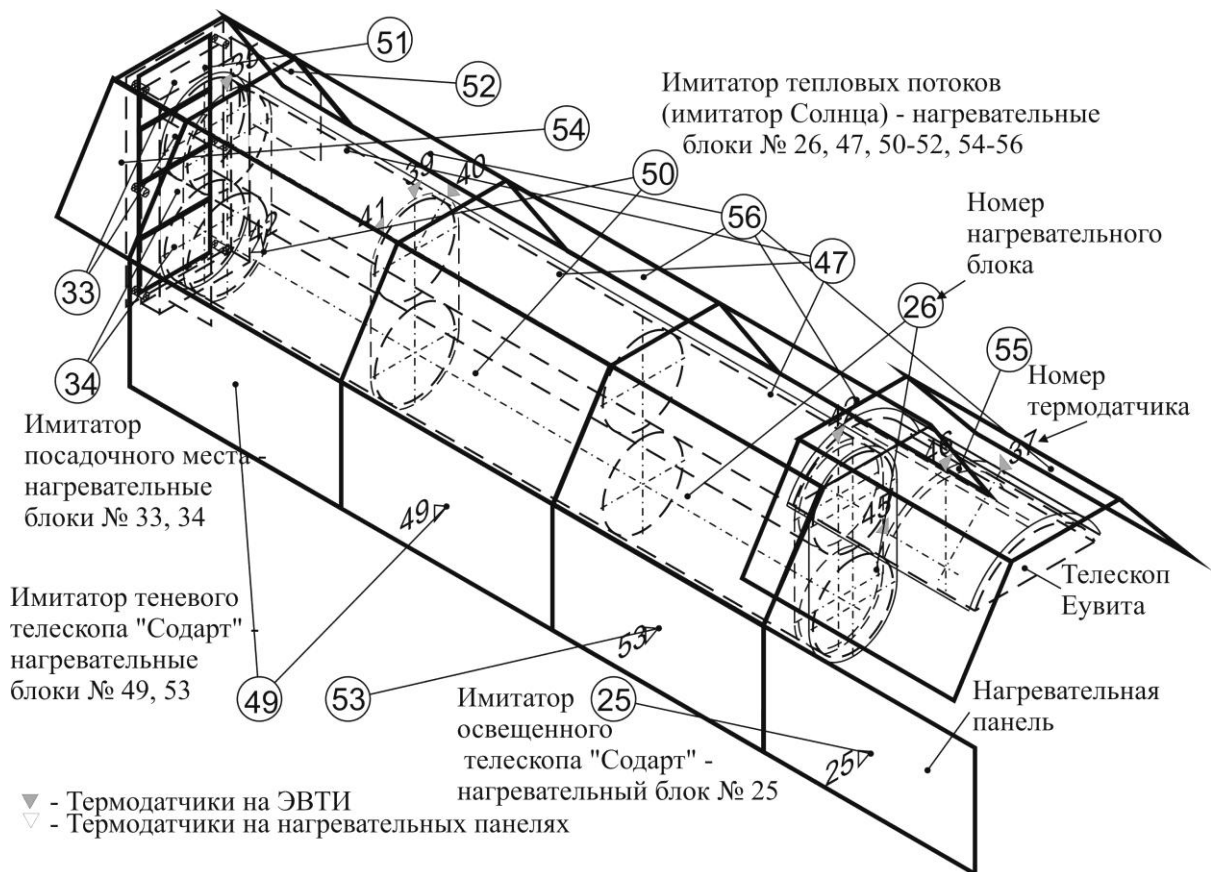


Рис. 3.3.16. Схема размещения нагревательных блоков ИТП и датчиков температуры (ТД) на ИТП и на поверхности ЭВТИ телескопа «ЕУВИТА»

Общее время эксплуатации ИТП при испытаниях телескопа «ЕУВИТА» составило около трех суток.

Различие испытаний оптического блока и телескопа «ЕУВИТА» состояло в том, что эксплуатация ИТП для телескопа «ЕУВИТА» подтвердила новое качество предложенного ИТП по созданию заданного распределения облученности на неплоских поверхностях. Анализ результатов испытаний показал, что распределение облученности по цилиндрической поверхности объекта испытания (см. рис.3.3.17) отличалось от натурального на 0,5...9,5 %. В остальном эксплуатация ИТП для телескопа «ЕУВИТА» подтвердила выводы, сделанные при испытаниях оптического блока.

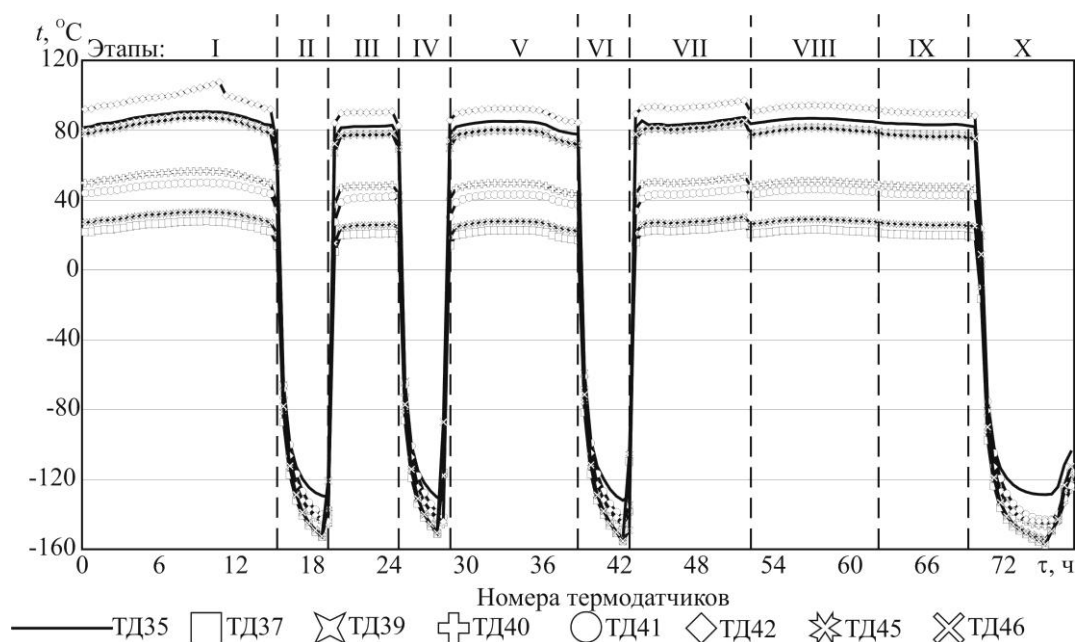


Рис. 3.3.17. Температура на облучаемой ИС поверхности ЭВТИ телескопа «ЕУВИТА»

Каретки телескопа «СОДАРТ» являлись наиболее проблемным объектом для моделирования внешних тепловых потоков, поскольку облучаемая Солнцем поверхность кареток имела пространственный ступенчатый профиль, со сложной картиной теплообмена.

Имитатор тепловых потоков для кареток имел многоступенчатую пространственную конфигурацию с различным наклоном панелей относительно направления солнечного излучения. Он состоял из пяти нагрева-

тельных блоков прямой засветки, двух нагревательных блоков нижней засветки и шести нагревательных панелей посадочных мест (см. рис.3.318).

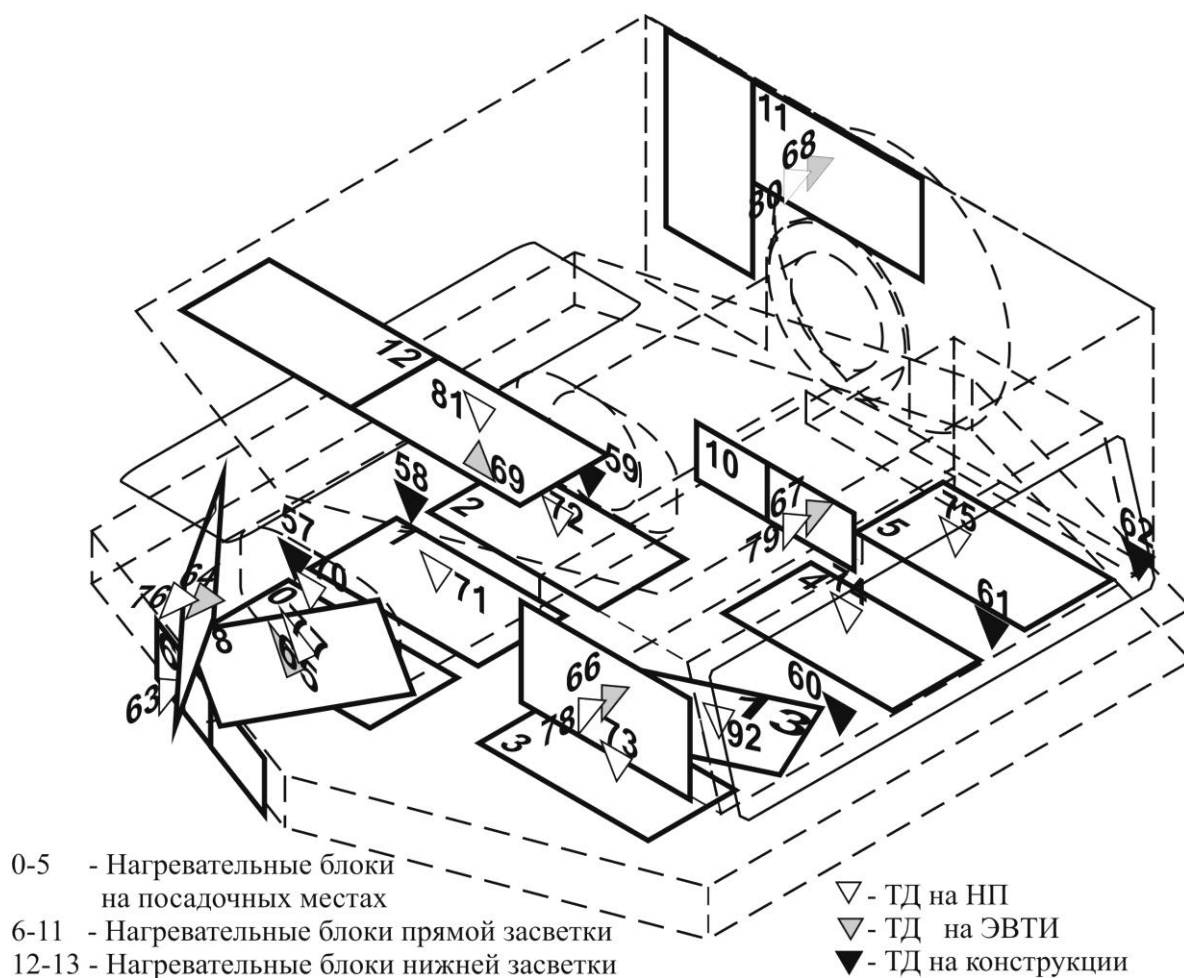


Рис. 3.3.18. Схема размещения нагревательных панелей и датчиков температуры при испытаниях кареток

Общее время работы ИТП составило около четырех суток. В целом опыт испытаний кареток подтвердил возможность использования предложенного метода для моделирования воздействия солнечного излучения для наиболее сложных – ступенчатых объектов, хотя при этом необходимо совершенствование алгоритма управления ИТП.

### 3.3.3 Тепловакуумная установка на базе теплообменных экранов

В предыдущем разделе приведены примеры имитаторов поглощенных лучистых потоков из теплообменных экранов, изготовленных как до-

полнительные устройства для криовакуумной камеры. Очевидно, что в этом случае взаимодействие теплообменных и криогенных экранов имеет некоторые отрицательные аспекты. К этим аспектам относятся дополнительный расход азота, необходимый для поглощения теплового потока с направленной на криопанели поверхности имитатора и экранирование криопанелей теплообменными экранами при имитации теневого участка орбиты.

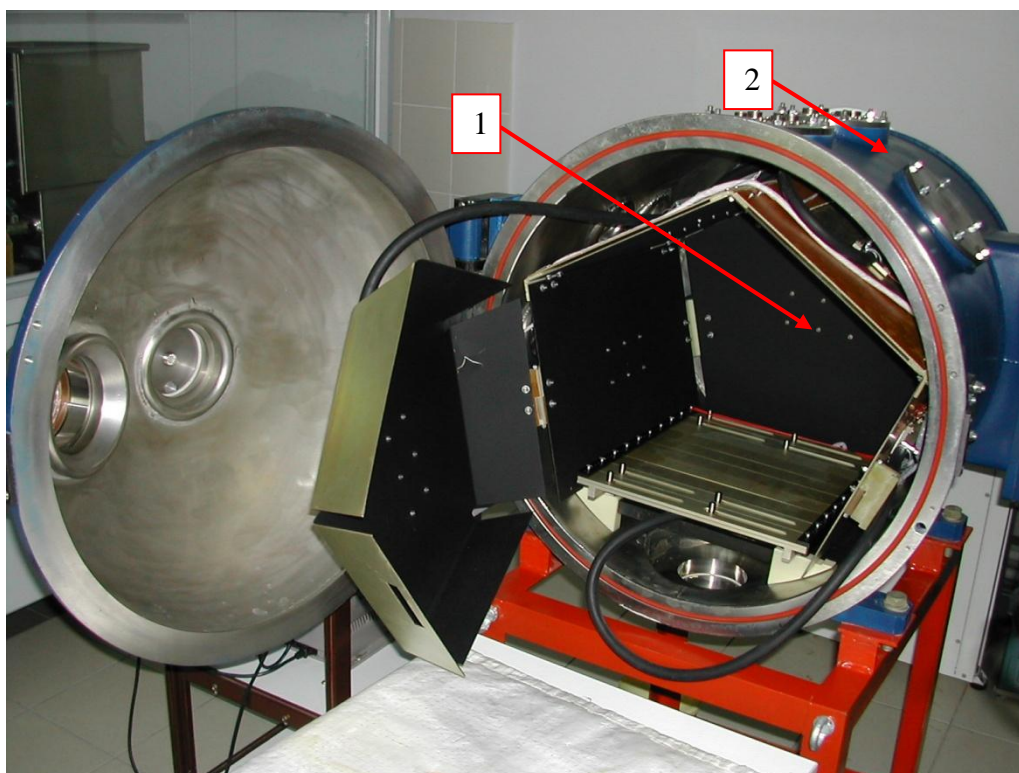
Поэтому дальнейшим развитием метода стало создание камеры, в которой окружающие объект экраны одновременно выполняли функцию и теплопоглощающих экранов и имитаторов поглощенных лучистых потоков, то есть были бы идеальными теплообменными экранами в широком диапазоне температур.

В настоящее время создана лабораторная установка, названная ТВУ-0,2, в которой реализована данная концепция [52]. Эта камера, в частности, была использована для создания тарированных тепловых потоков при опытной проверке экспериментально-аналитического метода (см. раздел 2.4).

Данная установка включает (см рис. 3.3.19):

- вакуумную камеру (1), объемом 200 л с системой вакуумирования, на базе безмяслянного спирального насоса;
- имитатора окружающей тепловой обстановки с обслуживающими системами.

Данная установка была создана в инициативном порядке как прототип для исследования свойств теплообменных экранов, а также проверки основных технических решений по управлению их температурой. В связи с этим, для уменьшения затрат на создание установки, уровень не относящихся к экранам характеристик был ниже общепринятого. В частности, система вакуумирования позволяла откачивать вакуумную камеру до уровня не ниже, чем единицы Па.



1 – имитатор окружающей тепловой обстановки; 2 – вакуумная камера

Рис. 3.3.19. Общий вид установки ТВУ-0,2

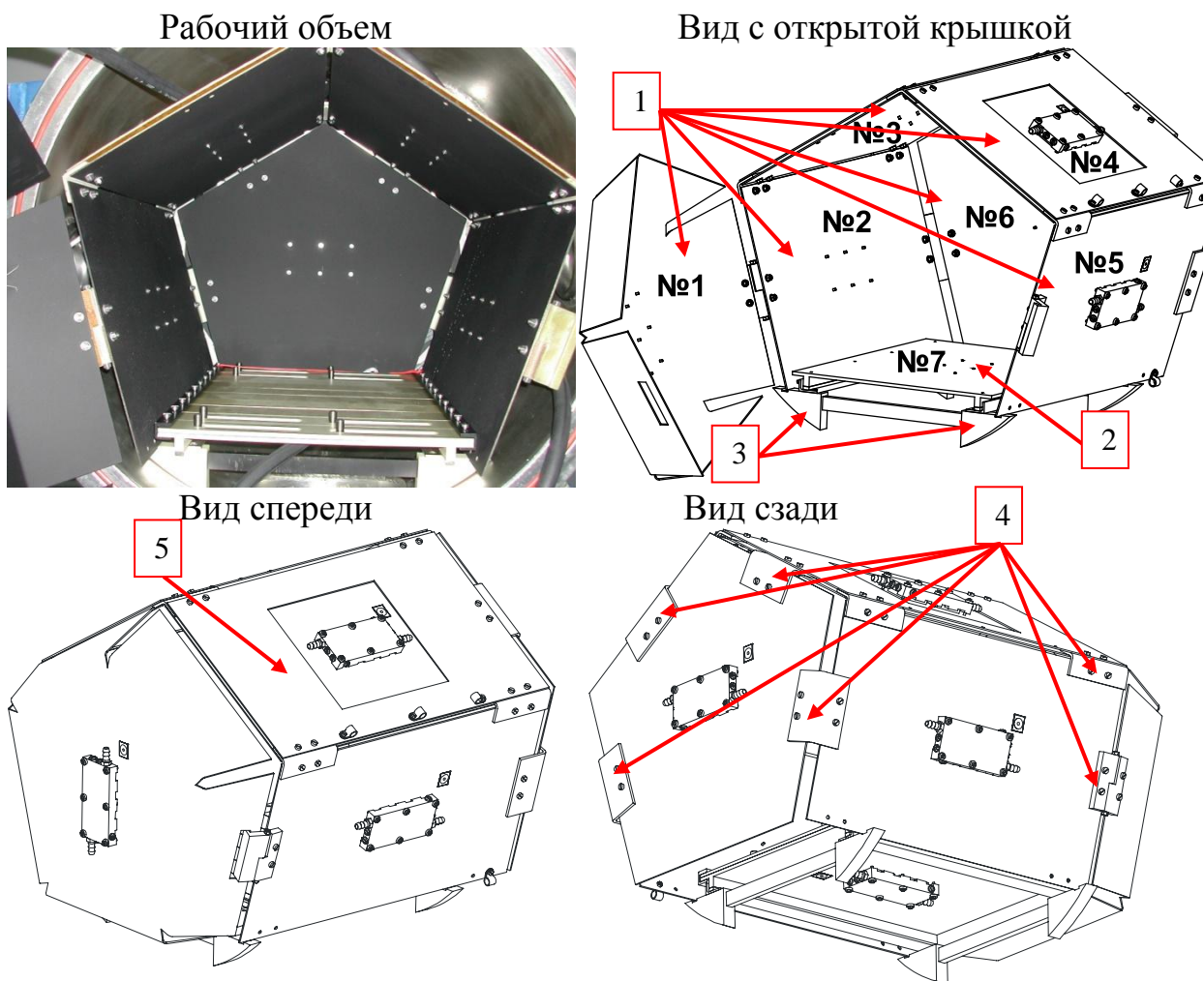
Несмотря на это, данная установка продемонстрировала свою эффективность как рабочий инструмент для модельных термобалансных испытаний тестового теплового макета при проверке экспериментально-аналитического метода и для квалификационных испытаний некоторых узлов летного образца телескопа ART-XC обсерватории «СПЕКТР-РГ».

Имитатор окружающей тепловой обстановки (см. рис. 3.3.20) состоит из:

- шести теплообменных панелей (передней торцевой сложной конфигурации (1), четырех боковых плоских прямоугольных (2-5) и задней плоской пятиугольной (6));

- нижней термостабилизируемой плиты (7), на которой устанавливается объект теплового эксперимента.



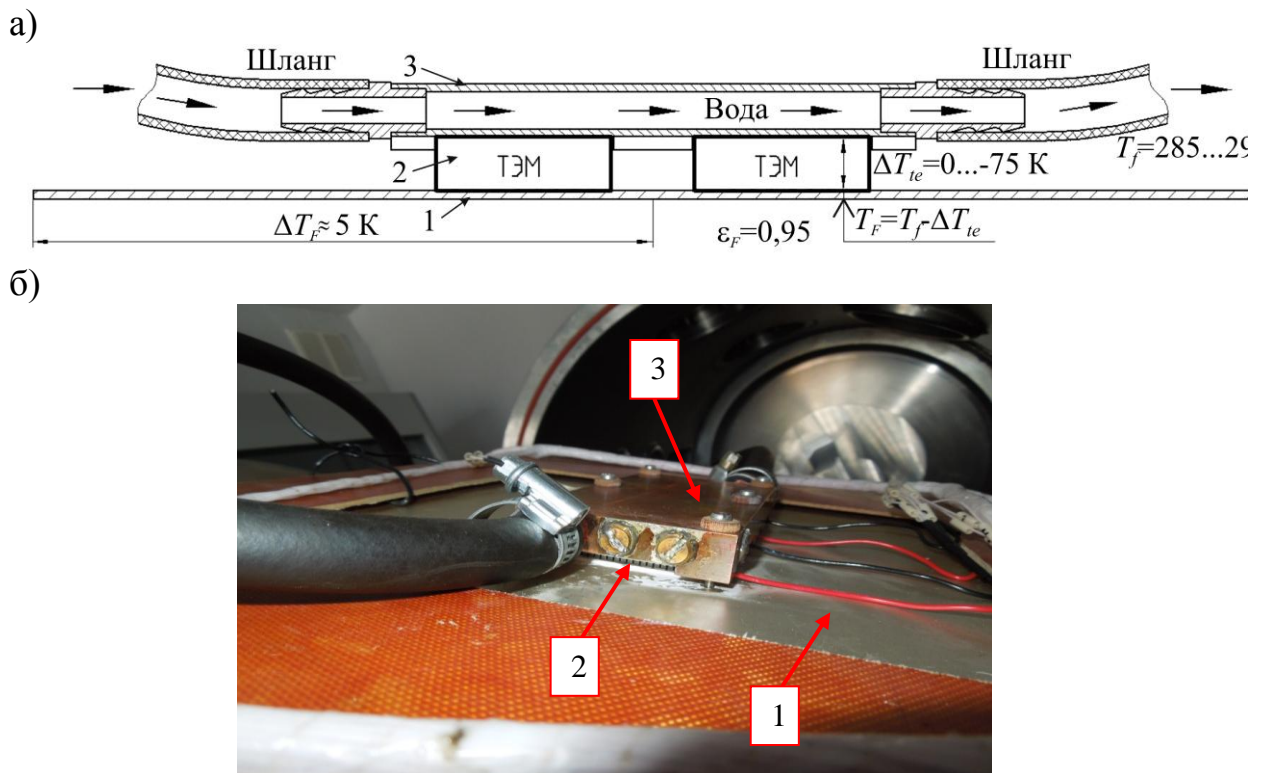


1 – теплообменные панели; 2 – термостабилизируемая плита; 3 – теплоизолирующие опоры; 4 – тепловые развязки; 5 – стеклотекстолитовый экран

Рис. 3.3.20. Конструкция установки ТВУ-0,2

Для обеспечения независимости температур теплообменных панелей они соединены между собой и с термостабилизируемой плитой через тепловые развязки с высоким тепловым сопротивлением. Для уменьшения влияния температуры стенок вакуумной камеры на температуры теплообменных панелей между стенками камеры и панелями установлены стеклотекстолитовые экраны, а вся конструкция имитатора также установлена на теплоизолирующих опорах.

Для охлаждения и нагрева панелей и термостабилизированной плиты на каждой из них установлен термоэлектрический узел, состоящий из пары двухкаскадных термоэлектрических модулей (ТЭМ) и теплоотводящего основания, охлаждаемого водой (см. рис. 3.3.21).



1 – теплообменная панель 2 – ТЭМ; 3 – кронштейн охлаждения

Рис. 3.3.21. Схема (а) и общий вид (б) теплообменной панели с узлом охлаждения

ТЭМ не является охладителем или нагревателем в прямом смысле. Он только способен создавать разность температур  $\Delta T_{te}$  между теплопоглощающей и тепловыделяющей поверхностями. При этом в зависимости от направления электрического тока теплопоглощающая и тепловыделяющие поверхности могут меняться местами, т.е. разность  $\Delta T_{te}$  может быть как положительной, так и отрицательной.

Таким образом, температура теплообменной панели  $T_F$  в месте установки ТЭИ будет определяться перепадом температуры по ТЭМ и температурой охлаждающей воды  $T_f$ :

$$T_F = T_f + \Delta T_{te}.$$

Создаваемый ТЭМ перепад температуры оценивается следующим образом [181]:

$$\Delta T_{te} = \frac{E_{te} \cdot I \cdot T_f - I^2 \cdot R_e / 2 - Q_p / 2}{E_{te} \cdot I + R_t^{-1}},$$

где  $E_{te}$  – коэффициент Зеебека ТЭМ;

$I$  – сила тока, проходящего через ТЭМ;

$R_e, R_t$  – электрическое и тепловое сопротивление ТЭМ;

$Q_p$  – суммарный теплоприток к теплообменной панели или к термостабилизированной плите.

На рисунке 3.3.22 представлена зависимость перепада температур  $\Delta T_{te}$  от теплопритока на теплопоглощающую поверхность одного ТЭМ (холодопроизводительности ТЭМ)  $Q_p/2$ .

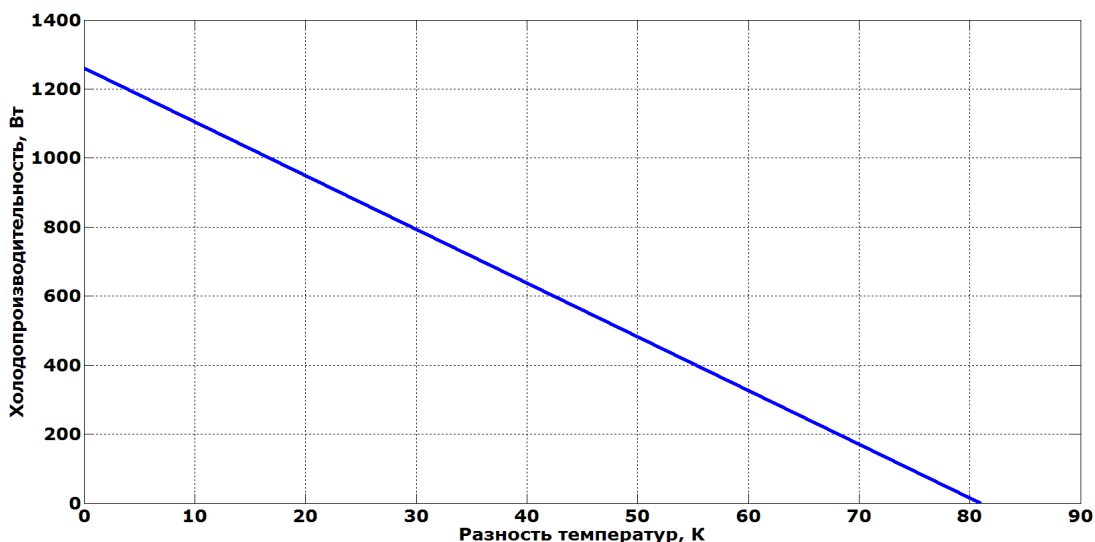


Рис. 3.3.22. Зависимость перепада температур  $\Delta T_{te}$  от теплопритока на теплопоглощающую поверхность одного ТЭМ, используемого в имитаторе окружающей тепловой обстановке

Приближенная оценка диапазона температуры теплообменных панелей и термостабилизированной плиты с учетом паразитных теплопритоков от корпуса вакуумной камеры при отсутствии тепловыделения объекта эксперимента показывает, что этот диапазон составляет от  $-60$  до  $+80$  °С. Однако все проведенные в установке ТВУ-0,2 эксперименты не требовали достижения предельных характеристик.

Установка оснащена следующими обслуживающими системами (см. рис. 3.3.30):

- системой электропитания панелей, включающей семь независимых, управляемых компьютером источников электропитания;
- системой измерения температур и управления электропитанием, содержащей установленные на панелях датчики температуры, компьютер, набор необходимых интерфейсных преобразователей и программное обеспечение;
- системой вакуумирования, состоящей из спирального вакуумного насоса, вакуумной арматуры и вакуумного измерителя;
- кабельной сетью для электрического соединения всех элементов установки;
- чиллером.

Модель теплового воздействия на объект, установленный внутри ТВУ-0,2 формируется с учетом следующих допущений:

- объект является выпуклым (отсутствует тепловая радиационная связь между фрагментами его внешней поверхности);
- все поверхность объекта может быть разбита на плоские разноориентированные фрагменты;
- имитатор окружающей радиационной установки имеет высокую степень поглощения излучаемого объектом теплового потока за счет высокой локальной степени черноты теплообменных панелей  $\varepsilon_F \approx 0,95$  и их конфигурации, обеспечивающей высокую вероятность многократного переотражения этого потока с высокой долей поглощения при каждом переотражении.



1 – чиллер; 2 – система электропитания узлов охлаждения теплообменных панелей; 3 – система измерения температуры панелей и управления электропитанием; 4 – система вакуумирования

Рис. 3.3.23. Обслуживающие системы установки ТВУ-0,2

В этом случае модель теплового воздействия можно представить как плотность теплового потока  $Ea_i$  поглощенного произвольным ( $i$ -тым) плоским фрагментом внешней поверхности объекта теплового эксперимента (см. рис. 3.3.24):

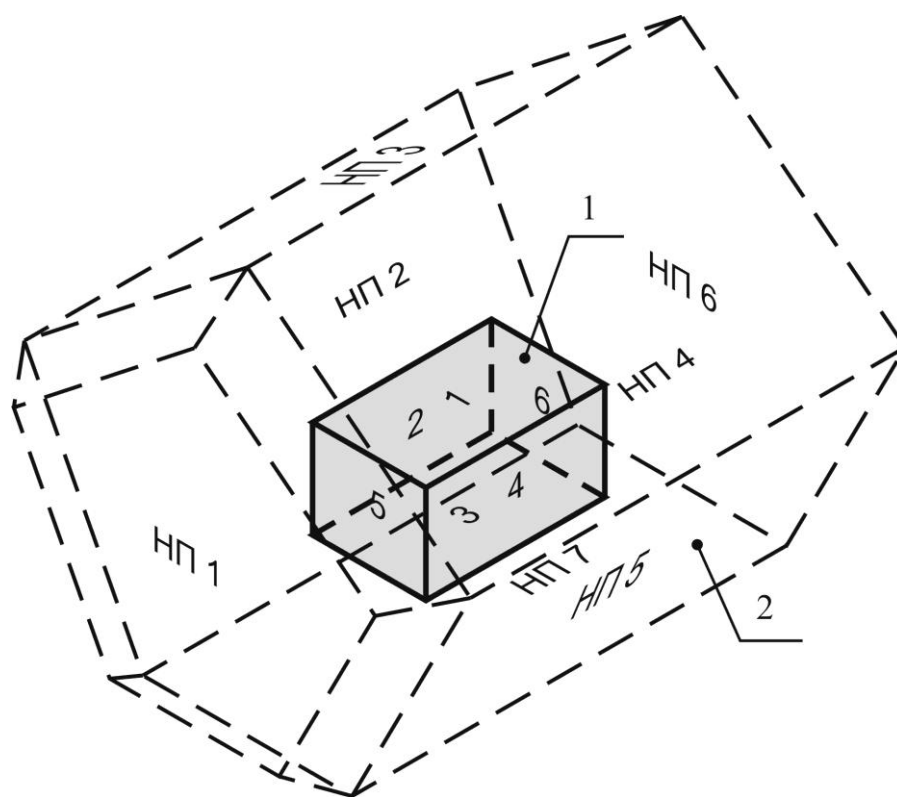
$$Ea_i = \varepsilon_i \cdot \sigma \cdot \varepsilon_F \cdot \sum_{j=1}^7 \varphi_{F_j - F_i} \cdot T_{F_j}^4,$$

где  $\varepsilon_i$  – степень черноты поверхности  $i$ -того плоского сегмента внешней поверхности объекта эксперимента;

$\varphi_{F_j - F_i}$  – угловой коэффициент поверхности  $j$ -той теплообменной панели по отношению к  $i$ -тому сегменту поверхности объекта;

$T_{F_j}$  – температура  $j$ -той теплообменной панели.

Данная модель может служить только для оценки плотности поглощенного потока, поскольку для точного расчета необходимо учитывать неравномерность температуры по поверхности теплообменных панелей.



1 – объект теплового эксперимента; 2 – теплообменные панели

Рис. 3.3.24. Геометрическая интерпретация модели теплового воздействия на объект, размещенный в установке ТВУ-0,2

Простая геометрия системы «теплообменный экран – объект эксперимента» позволяет определить поглощенные гранями объекта тепловые потоки отдельно от каждой теплообменной панели методом конечных элементов. На рисунке 3.3.25 показан пример результатов конечно-элементного моделирования теплового воздействия на объект размером 160x160x250 мм от теплообменных панелей, при их температуре в месте ТЭМ -25 °С.

На основании данных расчетов для этого случая были построены зависимости потоков на поверхность каждой грани объекта отдельно от каждой теплообменной панели. В соответствии с принципом аддитивности

ЭТИ зависимости позволяют подобрать сочетание температур теплообменных панелей, соответствующее заданному набору поглощенных гранями объекта тепловых потоков.

Имя модели: Стенд  
Имя исследования: Минус 25С  
Тип эпоры: Термическая Термический1  
Временной шаг: 1

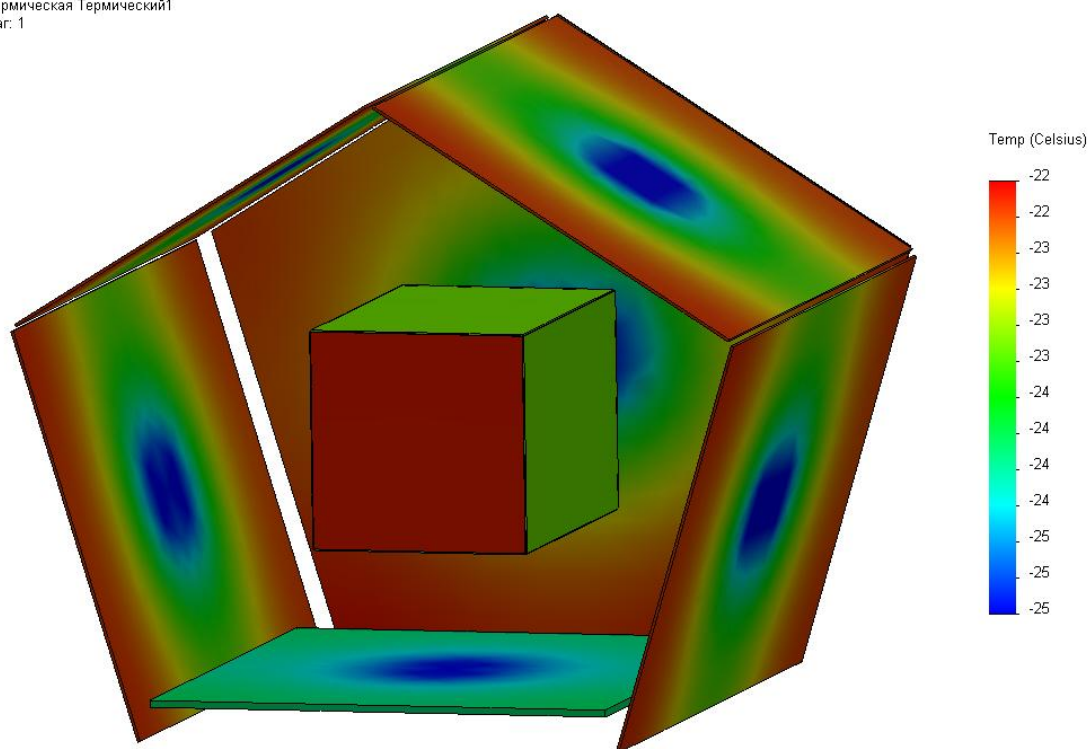


Рис. 3.3.25. Результаты конечно-элементного моделирования теплового воздействия на объект размером 160x160x250 мм от теплообменных панелей, при их температуре в месте ТЭМ -25 °С

ТВУ-0,2 имеет значительные отличия от других экспериментальных тепловакуумных установок, поэтому необходимо определить возможную область использования ТВУ-0,2.

Главным отличительным свойством установки является возможность воздействия тарированными тепловыми потоками на фрагменты внешней поверхность объекта эксперимента. Это, в свою очередь, позволяет организовать точный термобалансный эксперимент, результаты которого пригодны для использования в экспериментально-аналитическом ме-

тоде. Дополнительным преимуществом камеры является то, что активные тепловые элементы (ТЭМ) позволяют сократить до минимума время перехода от одного теплового состояния теплообменных панелей к другому, то есть смена тепловых режимов внутри камеры происходит чрезвычайно оперативно.

В этом качестве установка была использована как инструмент для экспериментальной составляющей экспериментально-аналитического метода при опытной проверке этого метода с помощью тестового теплового макета (см. раздел 2.4).

Однако калибровочный термобалансный эксперимент не является единственным вариантом использования установки. Также в ТВУ-0,2 можно проводить:

- квалификационные тепловакуумные испытания;
- термобалансные тепловакуумные испытания при окружении прибора конструкцией космического аппарата;
- испытания на воздействие, имитирующие тепловые условия на Марсе;
- оценочные тепловакуумные испытания на воздействия факторов космического пространства;
- тепловакуумные эксперименты в интересах масштабного теплового моделирования.

Далее, последовательно представлены примеры или предпосылки возможности проведения таких испытаний и экспериментов.

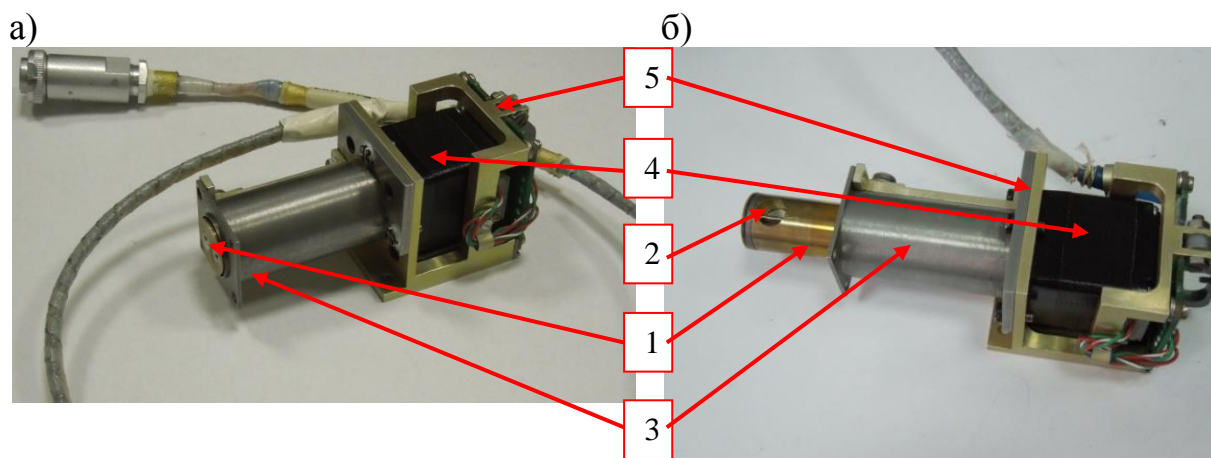
Квалификационные испытания объекта требуют достижения всеми его элементами квалификационной температуры и последующей проверки функционирования. ТВУ-0,2 является идеальным инструментом для подобных испытаний, поскольку может создавать для объекта стабильное тепловое окружение в диапазоне от -60 до +80 °С. Можно отметить, что использование криовакуумной камеры для подобных испытаний потребует



использования дополнительной оснастки для подогрева объекта до квалификационной температуры.

Данные свойства установки позволили провести в ней квалификационные испытания блоков калибровочных источников (БКИ) космического телескопа ART-XC. БКИ являются критически важными устройствами для работоспособности ART-XC. В течение 7,5 лет данные блоки 1 раз в сутки должны вводить в поле зрения рентгеновского детектора калибровочные источники. Ежесуточная калибровка даст возможность правильно интерпретировать информацию, получаемую с помощью детектора.

Островными элементами БКИ являются выдвигающийся стержень с установленным в нем рентгеновским калибровочным источником и шаговый линейный двигатель, осуществляющий это выдвижение (см. рис. 3.3.26).



1 – шток; 2 – место установки калибровочного источника; 3 – защитный бокс со свинцовыми стенками; 4 – линейный шаговый двигатель; 5 – основание

Рис. 3.3.26. Блок калибровочного источника с задвинутым (а) и выдвинутым (б) штоком

Квалификационные тепловые испытания БКИ в климатической камере при отрицательных температурах не будут репрезентативными, поскольку движущиеся части могут примерзнуть из-за остаточной влажности. Поэтому для этих испытаний была использована установка ТВУ-0,2, в

которой четыре БКИ в течение трех суток осуществили 2000 циклов выдвигания-задвигания при температуре  $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$  (см. рис. 3.3.27).

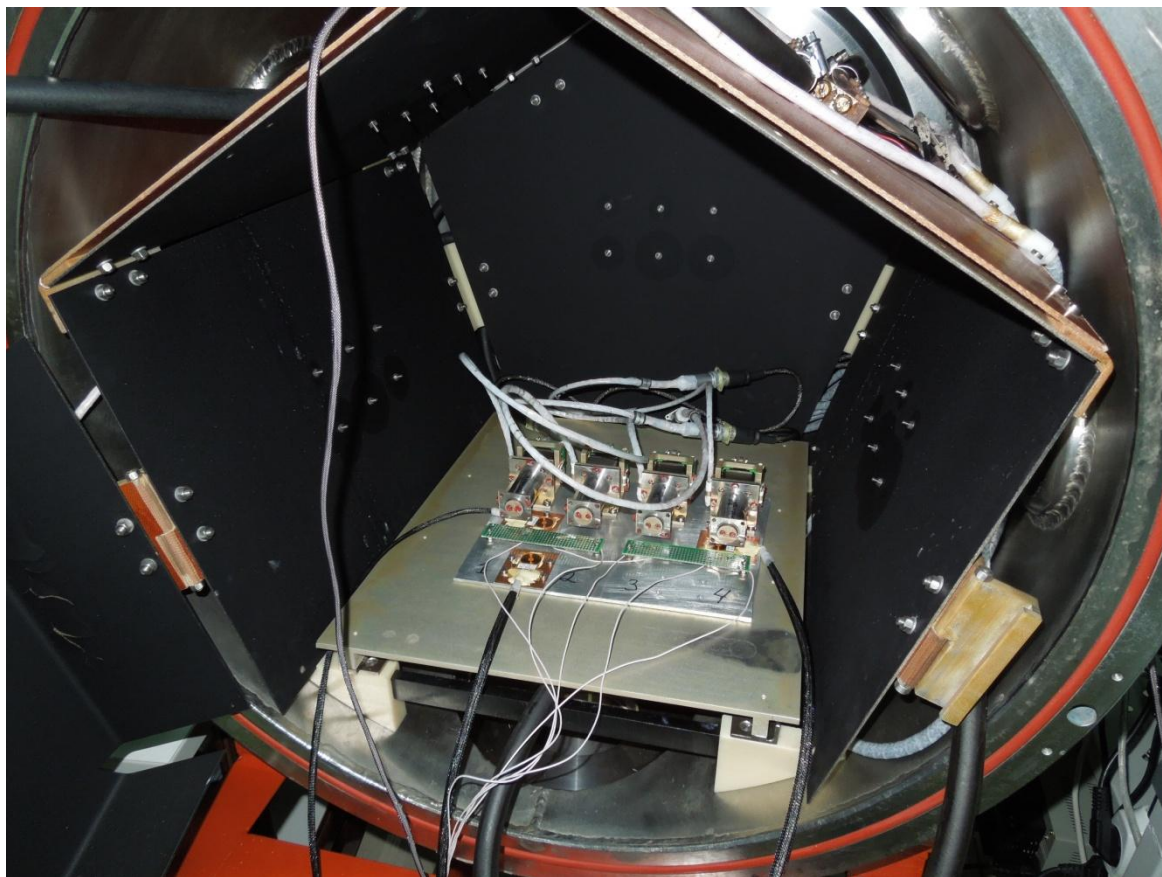


Рис. 3.3.27. Четыре БКИ внутри ТВУ-0,2

В процессе ТВИ БКИ были выявлены колебания температуры теплообменных панелей ТВУ-0,2, а значит и уровней поглощенных поверхностью объекта тепловых потоков, которые соответствовали колебаниям температуры охлаждающей ТЭМ водопроводной воды (см. рис.3.2.28).

Для данной установки были опробованы дополнительные возможности модернизации. Она была соединена с чиллером, снижающим температуру охлаждающей ТЭМ воды до  $5\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Также был создан и исследован один прототип управляющего канала ТЭМ с обратной связью, позволивший стабилизировать температуру теплопоглощающей поверхности ТЭМ в диапазоне  $\pm 0,1\text{ }^{\circ}\text{C}$ , что соответствует чрезвычайно высокой точности тарирования тепловых потоков.

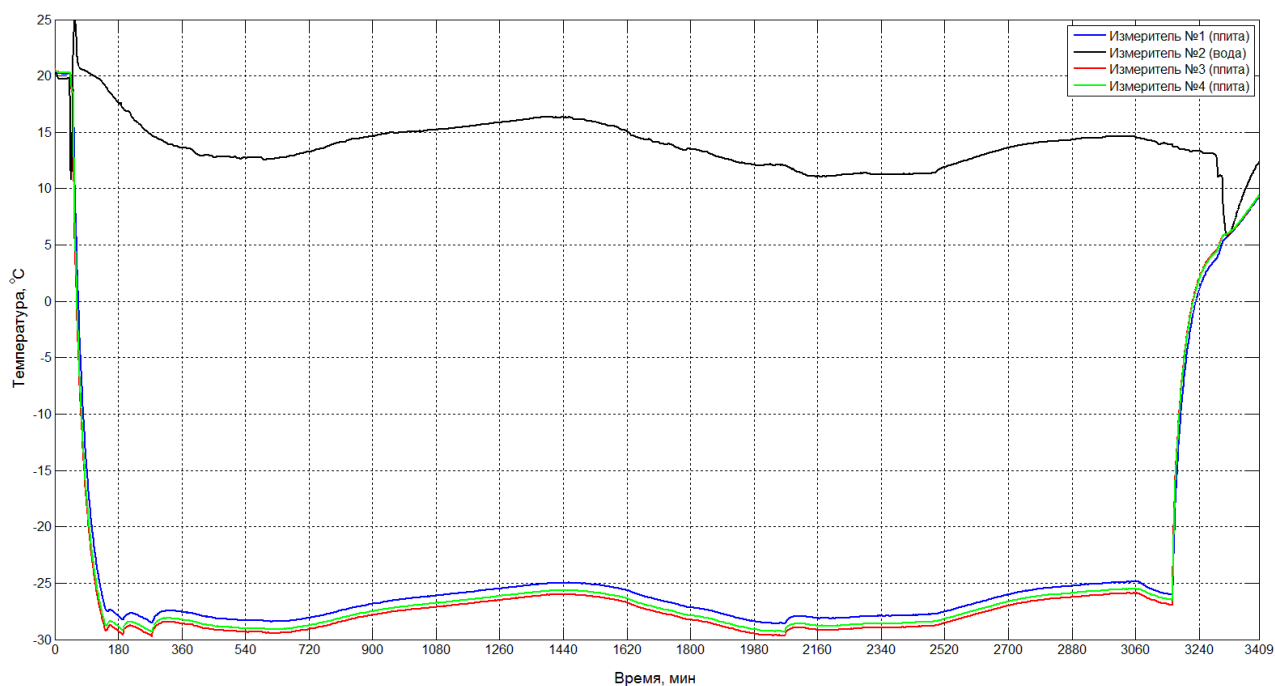


Рис. 3.3.28. Зависимости от времени температуры теплообменных панелей и охлаждающей ТЭМ воды в процессе ТВИ БКИ

Возможность создания тарированного теплового окружения с радиационной температурой от  $-60$  до  $+80$  °С позволяет использовать ТВУ-0,2 для решения тех задач, которые не могут быть решены с помощью вакуумной камеры, оснащенной криопанелями.

Для проведения автономных термобалансных тепловакуумных испытаний прибора окруженного элементами конструкции и другими приборами возможность охлаждения экранов до криогенных температур является избыточной. Установка ТВУ-0,2 позволяет создать требуемое тепловое окружение для таких приборов.

Еще одним преимуществом данной установки перед криовакуумными камерами является возможность работы теплообменных панелей в условиях разряженной газовой среды. Данное свойство в сочетании с возможностью создания тарированного радиационного теплового окружения позволяет имитировать внутри ТВУ-0,2 условия на поверхности Марса, создав внутри камеры соответствующее давление  $\text{CO}_2$ . Установка не обеспечивает весь диапазон тепловых условий на поверхности Марса. Однако

опыт работы над экспериментом EхоMars показал, что в ТВУ-0,2 могут быть решены отдельные задачи теплообмена на поверхности Марса, в частности, измерена теплопроницаемость изоляции, определен теплообмен между элементами прибора и т.д.

Установка ТВУ-0,2 не может конкурировать с криовакуумными камерами в достоверности имитации радиационного теплового окружения космоса. Однако, учитывая намного меньшую стоимость эксперимента в ТВУ-0,2 по сравнению с экспериментами в криовакуумных установках, ТВУ-0,2 может использоваться в качестве инструмента для оценочных тепловых экспериментов для объектов, характерный уровень температур которых 20 °С и выше.

На рисунке 3.3.29 представлена зависимость критерия достоверности моделирования в вакуумной камере радиационного теплообмена с космическим пространством  $K_{TS}$  (см. формулу (3.2.1)) от температуры окружающей объект панелей  $T_{se}$  со степенью черноты  $\varepsilon_{se}$  для объекта с характерной температурой  $T_i \approx 293$  К.

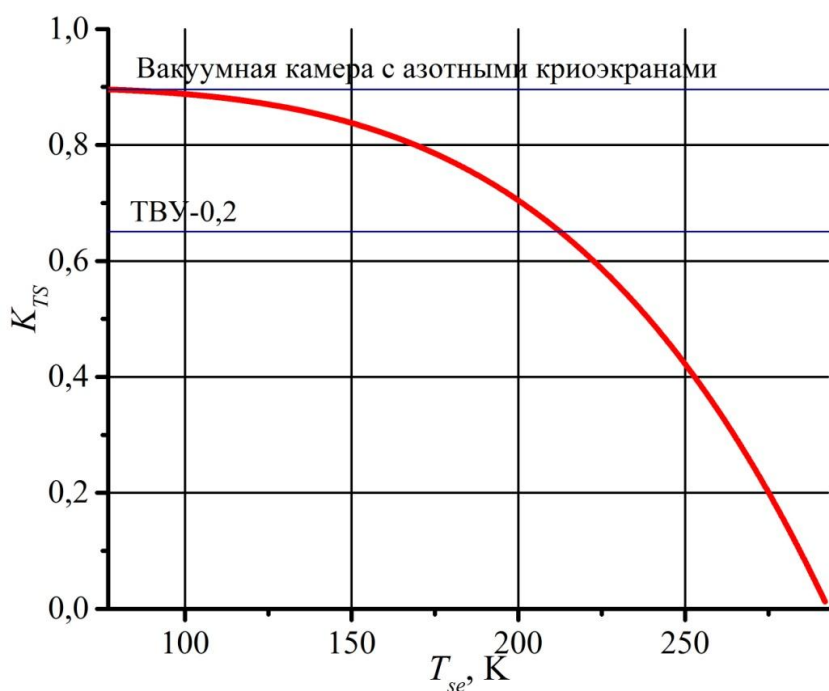


Рис. 3.3.29. Зависимость ошибки воспроизведения теплового фона космоса в зависимости от температуры криоэкранов в диапазоне от 77 до 293 К

Этот рисунок показывает, что если для криовакуумной камеры с панелями, охлаждаемыми жидким азотом, это критерий составляет около 0,9, то для ТВУ-0,2 он близок к 0,65, что конечно, недостаточно для полноценного эксперимента, но приемлемо для предварительной оценки теплового режима.

В рамках данной работы были сформулированы критерии масштабного теплового моделирования космических устройств. Подробно эти критерии описаны в следующем разделе. Для реализации масштабного теплового эксперимента необходима вакуумная установка, обеспечивающая тарированные тепловые потоки на поверхность внешнего теплообмена узлов масштабной модели. Поскольку ТВУ-0,2 обладает этим качеством, то данная установка может быть использована для подобного моделирования.

### 3.3.4 Ускорение термобалансных испытаний при использовании метода поглощенного теплового потока

Средства для реализации метода падающих потоков, как правило, создают строго тарированные воздействующие на объект тепловые потоки. Это препятствует возможности регулирования скорости переходных режимов тепловакуумных испытаний при применении этого метода. Напротив, метод поглощенного теплового потока позволяет регулировать воздействующие на объект тепловые потоки в широком диапазоне. В свою очередь, это создает возможность ускорять переходные режимы испытаний. Однако для реализации этой возможности необходимо методическое обеспечение.

За редким исключением целью термобалансных тепловакуумных испытаний является достижение стационарных тепловых режимов, при которых температуры всех элементов объекта испытания достигают стабильного уровня. Таких уровней при испытаниях бывает не меньше двух – максимально возможный и минимально возможный. Обычно их называют

максимальный и минимальный тепловые режимы. Все операции, совершаемые после достижения объектом стационарного теплового режима, ограничены единицами или десятками часов. Как правило, после достижения стационарного уровня проводится выдержка от 3 до 12 часов и проверка работоспособности, которая также занимает несколько часов.

Однако сами испытания продолжаются недели или даже месяцы. Например, испытания образца телескопа ART-XC для КДИ продолжалось 18 суток [66]. За это время были достигнуты два вышеописанных стационарных тепловых режима, продолжительность работы на каждом из которых составила одни сутки. То есть из восемнадцати суток тепловакуумных испытаний рабочие режимы составили одну девятую часть, а восемь девятых времени заняли переходные режимы.

Первое, что надо обеспечить для сокращения времени переходных тепловых режимов объекта, помещенного в тепловакуумную камеру, это организация переходных режимов таким образом, что бы на них происходил нагрев объекта. Это обусловлено тем, что метод поглощенного теплового потока предоставляет инструменты только для ускорения нагрева, но не охлаждения.

Для того, что бы на всех этапах ТВИ происходил нагрев последовательность испытаний необходимо выстроить следующим образом. Одновременно с технологическим охлаждением криоэкранов необходимо охлаждать объект до самого холодного из всех воспроизводимых тепловых режимов. Далее, этапы испытаний должны быть выстроены в последовательность, при которой каждый последующий тепловой режим теплее предыдущего.

Для реализации ускорения нагрева, очевидно, необходимо повышение уровня теплового потока от контактных или радиационных нагревателей. Однако при этом возникает существенное противоречие между целью ускоряемого этапа ТВИ и методом его поведения. Целью этапа является

достижение стационарного теплового режима при воздействии определенного сочетания уровней внешних тепловых факторов. Если уровни отдельных из этих тепловых факторов будут повышены, то будет изменен уровень стационарных температур элементов объекта. То есть цель этапа достигнута не будет.

Очевидно, что необходимо отключить форсированный нагрев объекта при приближении к стационарному уровню, соответствующему реальному уровню внешних тепловых факторов. Однако при переходном режиме данный уровень неизвестен, поскольку его достижение и является целью этапа испытаний.

Идея преодоления этого противоречия состоит в определении стационарного уровня температуры путем экстраполяции зависимости температуры от времени на начальной стадии реального нагрева (нагрева под действием реального (нефорсированного) поглощенного теплового потока).

Тогда сокращение переходного периода должно включать четыре процедуры (см. рис. 3.3.30):

- набор измерений температуры при нормальном нагреве на начальной стадии переходного периода (1);
- экстраполяция временного профиля температуры на основании набранных измерений и оценка стационарного уровня температуры  $T_{st}$  (2);
- перевод нормального нагрева на форсированный и нагрев в данном режиме до уровня температуры, ниже стационарного уровня  $T_{st}-\Delta T$  (3);
- перевод форсированного нагрева на нормальный и нагрев в данном режиме до уровня до стационарного уровня температуры  $T_{st}$  (4).

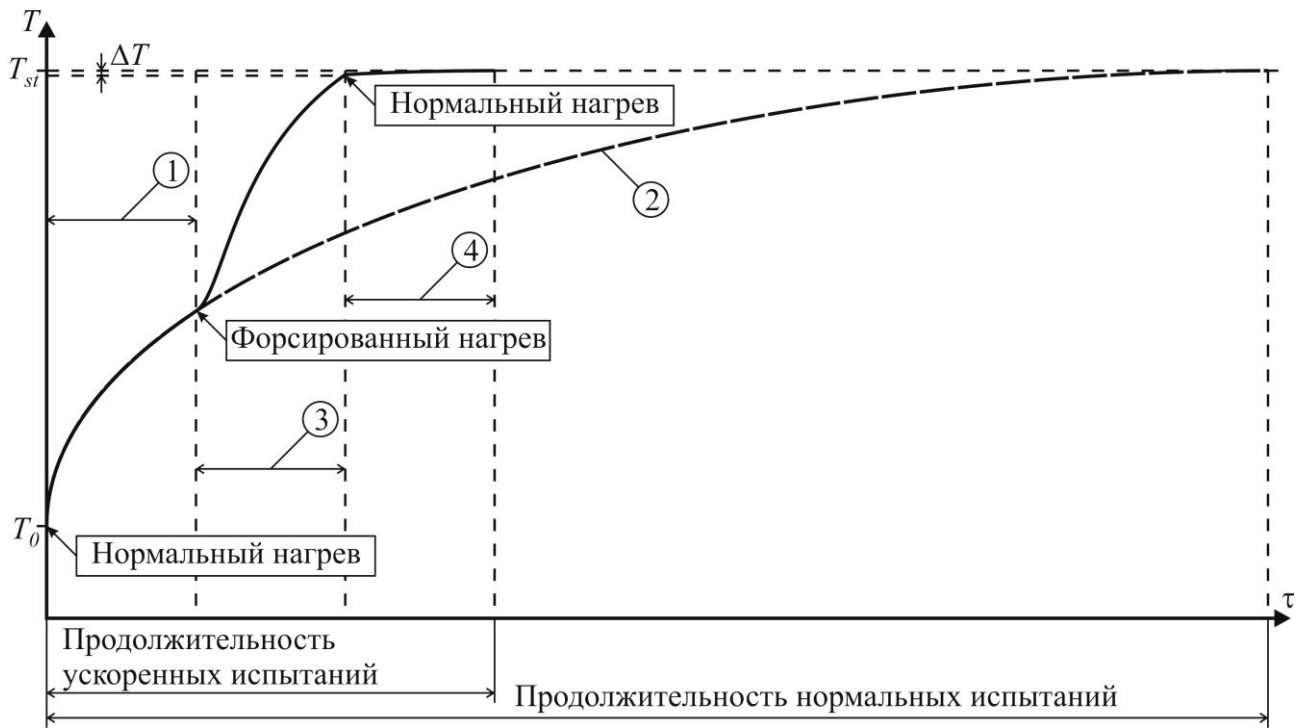


Рис. 3.3.30. Характерная зависимость температуры объекта испытаний от времени при ускорении переходного режима

Для реализации предложенного способа при тепловакуумных испытаниях реального объекта необходимо использовать измерения температуры в наиболее важных элементах объекта и в тех точках температура, которых демонстрирует наибольшую инерционность.

Экстраполяция кривых может быть выполнена двумя способами. Первый состоит в использовании аналитической модели объекта (2.2.1). Второй – в рассматривании температурных профилей в каждой выбранной точки в качестве независимых величин и экстраполяции их стандартными математическими методами. Поскольку аналитическая модель на этапе проведения термобалансных испытаний еще не является достоверной, то второй способ предпочтительнее.

Наиболее простая экстраполяционная функция, описывающая поведение температуры в процессе достижения стационарного теплового режима, имеет следующий вид:



$$T(\tau)_i = Tst_i - B_i \cdot (\tau - \tau_{0i})^{A_i}, \quad (3.3.2)$$

где  $i$  – номер точки, в которой измеряется температура ( $i=1 \dots n$ ,  $n$  – количество точек, которые выбраны для оценки теплового состояния объекта);

$T(\tau)_i$  – текущая температура в  $i$ -той точке;

$Tst_i$  – стационарный уровень к которому стремится температура  $i$ -той точки при имеющимся сочетании внешних и внутренних тепловых условий;

$B_i$ ,  $A_i$  ( $A_i < -1$ ) – параметры экстраполяционного параболического уравнения для зависимости температуры от времени в  $i$ -той точке;

$\tau_{0i}$  – смещение экстраполяционного уравнения по оси  $\tau$  для зависимости температуры от времени в  $i$ -той точке;

$\tau$  – текущее время.

Если для каждой выбранной точки ( $i$ ) накоплены  $k$  зарегистрированных показаний температуры ( $j=1 \dots k$ ), то для определения  $Tst_i$  может быть использован метод наименьших квадратов:

$$\sum_{j=1}^k ((Tst_i - B_i \cdot (\tau_j - \tau_{0i})^{A_i} - T_{ij})^2 \rightarrow \min,$$

где  $T_{ij}$  – температура  $i$ -той точки зарегистрированная в момент времени  $\tau_j$ .

Для оценки возможности применения этого способа для сложных объектов было проведено тестовое тепловакуумное испытание модельного модуля управления телескопа «СОДАРТ». Второй задачей этих испытаний было исследование способов теплоотвода от размещенных на электронных платах электронных компонентов с высоким внутренним тепловыделением в условиях вакуума.

Для корректного воспроизведения теплового режима бортовой печатной платы необходимо было выявить и воспроизвести основные внешние факторы, влияющие на температуру электронной платы, как со сторо-

ны конструкции электронного блока, так и со стороны окружающего пространства и конструкции, на которой установлен электронный блок. Сам блок состоит из 3 модулей.

Модельный модуль состоял из двух плат – «тестовой» платы, предназначенной для исследования предельных пропускных характеристик токопроводящих дорожек и платы КМР, наиболее теплонагруженной из всех управляющих плат. Платы были размещены в элементе корпуса. На элементе корпуса под платами была помещена межмодульная алюминиевая пластина.

Испытываемый модуль, в электронном блоке должен быть установлен между двумя другими модулями, каждый из которых имеет по две печатные платы с собственным тепловыделением. Поскольку в объекте испытания данные платы отсутствовали, они были заменены имитаторами отсутствующих плат.

Каждый имитатор отсутствующей платы представлял собой пластинчатый стеклотекстолитовый нагреватель, габаритные размеры которого соответствовали габаритам печатной платы, а тепловыделение могло регулироваться в диапазоне от 0 до 20 Вт. Закреплены в электронных модулях имитаторы отсутствующих плат были аналогично штатным печатным платам. За счет этого достигалось соответствие контактных сопротивлений и угловых коэффициентов переизлучения между элементами конструкции натурным значениям этих параметров. Близость степени черноты имитаторов плат и самих плат достигается за счет того, что они сделаны из аналогичного материала (стеклотекстолита). Кроме того, на верхнем модельном модуле была установлена штатная верхняя крышка.

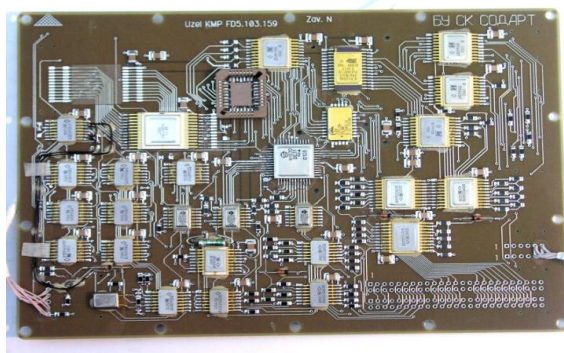
Регистрация температуры проводилась с помощью прецизионных термометров сопротивления ТДСМ с базовым сопротивлением 1000 Ом.

Температура посадочных мест была обеспечена за счет термостабилизированной алюминиевой плиты.

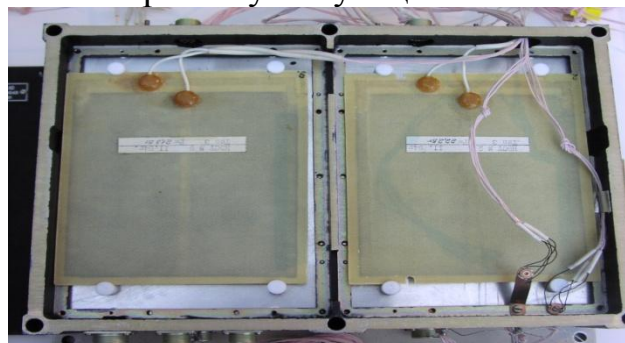
Для воспроизведения вакуума, «холода» и «черноты» космического пространства использовалась криовакуумная камера ТВУ-2,5. Имитация внешних тепловых потоков осуществлялась посредством контактных нагревателей.

Элементы объекта испытаний и его размещение в криовакуумной камере на термостабилизированной плите показаны на рисунке 3.3.31.

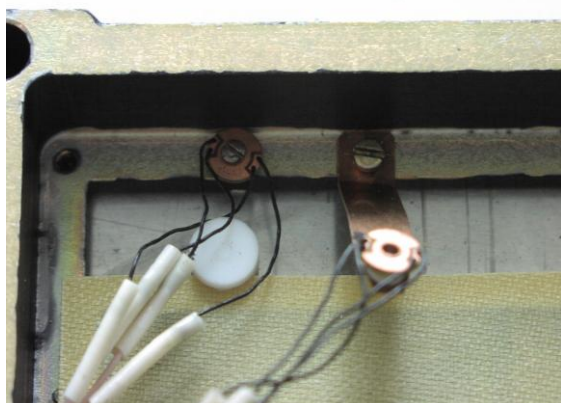
Плата КМПБУ телескопа «СОДАРТ»



Имитаторы отсутствующих плат



Термометр сопротивления ТДСМ



Модельный модуль в криовакуумной камере

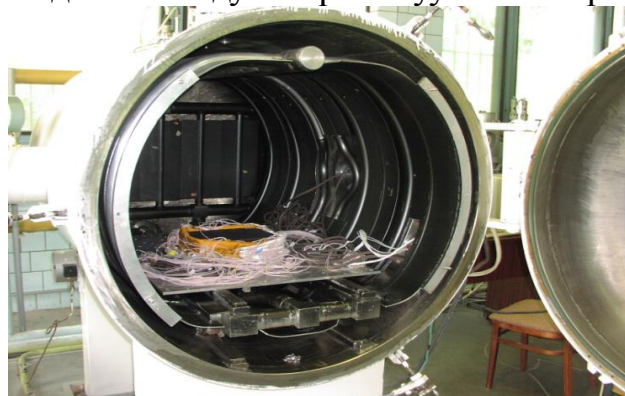


Рис. 3.3.31. Элементы объекта испытаний и его размещение в тепловакуумной установке

При эксперименте планировалось воспроизвести три стационарных тепловых режима: «холодный», «горячий» и «экстремальный».

Экстраполяция изменения температуры от «холодного» режима к «горячему» была проведена по результатам измерений, накопленных за 5 часов. Результат экстраполяции представлен на рисунке 3.3.32.

После этого был запущен ускоренный нагрев до стационарного состояния, продолжительность которого составила 2 часа. Переходный этап

от «холодного» к «горячему» режиму составил 7 часов, вместо прогнозируемых 20-ти. Таким образом, данный переходный этап был сокращен в три раза.

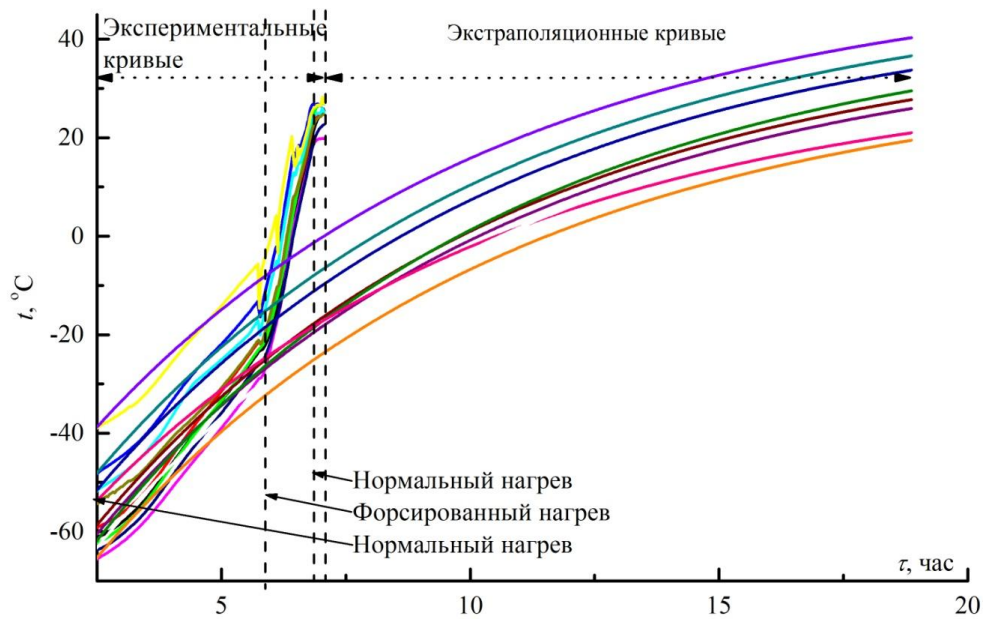


Рис. 3.3.32. Прогнозируемое (без ускоренного нагрева) и реальное (с ускоренным нагревом) изменение температур объекта эксперимента при переходном режиме от «холодного» к «горячему»

Этот метод был применен на двух переходных этапах. Общая циклограмма испытаний представлена на рисунке 3.3.33.

Данный эксперимент был осуществлен для оценки эффективности предложенного способа ускорения испытаний. В последующем этот способ был использован для ускорения отдельных этапов тепловакуумных испытаний следующих объектов:

- образца для КДИ телескопа ART-XC обсерватории «СПЕКТР-РГ» [66];
- приборного комплекса АЦС научной аппаратуры ExoMars [26, 27].

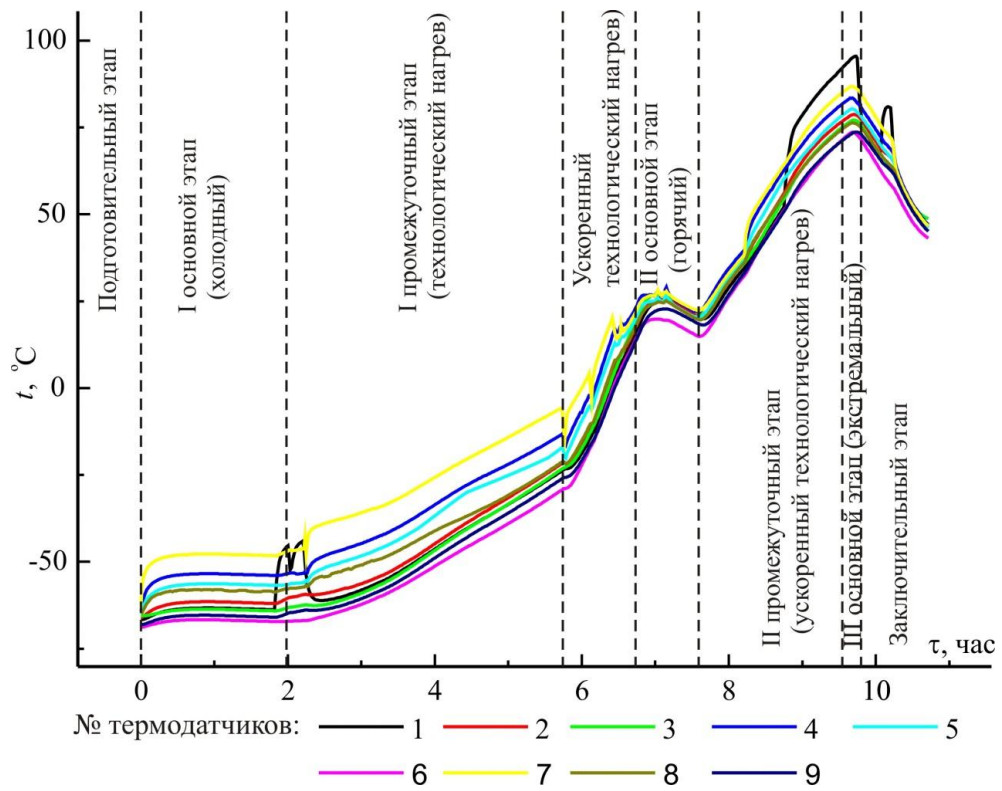


Рис. 3.3.33. Ускорение испытаний на всех воспроизводимых этапах

### **3.4 Использование масштабных моделей для экспериментального исследования тепловых режимов научных космических приборов**

#### 3.4.1 Область использования теплового масштабного моделирования

Использование масштабных тепловых моделей для тепловакуумных экспериментов является одной из самых существенных потенциальных возможностей повышения эффективности экспериментальной отработки за счет существенного уменьшения ее стоимости и расширения разнообразия воспроизводимых тепловых режимов. Возможный подход к методу такого эксперимента был описан еще в 1971 г. в известной монографии под редакцией Г.И. Петрова [1], которая до настоящего времени может считаться настольной книгой по моделированию тепловых режимов космических устройств. Однако до недавнего времени ни теоретического, ни практического развития эта идея не получила. Причина этого, скорее всего, состояла в отсутствии опыта теплового масштабного моделирования, который не позволял судить об эквивалентности реального объекта и масштабной модели. Это, в свою очередь, создавало парадоксальную ситуацию, в соответствии с которой корректность тепловой масштабной модели должна подтверждаться результатами эксперимента с полноразмерным объектом.

При работе над космическим рентгеновским телескопом ART-XC одновременно появились и причины и возможность возвращения к идее масштабного моделирования [56]. Причины состояли в следующем. Для работоспособности телескопа необходимо было обеспечить прецизионные тепловые режимы двух основных его элементов – зеркальных систем и детекторных блоков. Для удовлетворения высоких требований к тепловым режимам была создана сложная интеллектуальная система управления нагревателями, требующая для исследования ее характеристик и настройки

большого объема тепловых экспериментов в условиях, имитирующих условия космического пространства. Значительные затраты на проведение каждого испытания крупногабаритного телескопа не позволяли провести нужный объем тепловакуумных испытаний.

Дополнительным стимулом разработки принципов масштабного моделирования являлась неудача первого цикла тепловакуумных испытаний телескопа, которая выявила заметное несоответствие тепловых характеристики конечно-элементной модели и реальной конструкции телескопа [65].

Таким образом, наиболее востребованными масштабные тепловые модели будут для исследования, настройки и отработки сложных интеллектуальных систем управления нагревателями для обеспечения прецизионных тепловых режимов космических приборов.

Кроме того, имеются задачи, которые недостаточно значимы для инициирования создания масштабной модели, но при наличии такой модели, изготовленной для других целей, также могут эффективно использовать результаты экспериментов с масштабными моделями.

Первой такой задачей является экспериментальное воспроизведение тех тепловых режимов объекта, которые не воспроизводились при термобалансных тепловакуумных испытаниях полноразмерного объекта. Из-за ограниченности ресурсов при тепловакуумных испытаниях воспроизводятся только граничные тепловые режимы – минимальный и максимальный. Хотя все остальные тепловые режимы находятся в этом диапазоне, но для научных приборов важно знать температуры их элементов во всем многообразии тепловых режимов, поскольку характеристики приборов чрезвычайно чувствительны к температуре их элементов (см. раздел 1).

Второй возможной задачей является оценка ошибки воспроизведения теплового режима крупногабаритного объекта, возникающей из-за неточности внешних тепловых условий. Например, при тепловакуумных ис-

пытаний крупногабаритных объектов редко используется оптический имитатор солнечного излучения из-за чрезвычайно высокой стоимости эксплуатации камер большого объема, оснащенных имитатором солнца. Обычно солнечное излучение для крупногабаритных объектов имитируется методом поглощенного лучистого потока. И даже, в редких случаях проведения испытаний крупногабаритного объекта в камере с солнечным имитатором, невозможно имитировать все изменения ориентации такого объекта относительно Солнца.

Камер малого объема, оснащенных имитаторами падающих потоков – солнечным и планетным, существенно больше и их эксплуатация значительно дешевле по сравнению с крупногабаритными установками. Поэтому, при наличии масштабной модели, гарантировано соответствующей исходному полноразмерному объекту, тепловые режимы данной модели могут быть исследованы в одной из малогабаритных камер с высоким качеством имитации внешних тепловых условий. Сравнение результатов испытаний при грубом и точном моделировании внешних условий позволит оценить достоверность испытаний полноразмерного объекта при имеющемся качестве экспериментального моделирования.

Третьей задачей, для которой масштабная модель может быть полезна, является наземное сопровождение космического эксперимента после запуска. При наличии нештатных или неидентифицированных ситуаций выхода теплового режима элементов объекта за расчетные диапазоны, с помощью масштабной модели эти ситуации могут быть оперативно смоделированы в компактной тепловакуумной установке.



### 3.4.2 Критерии подобия масштабной тепловой модели, основанные на экспериментально-аналитическом методе

Кроме причин необходимы были и возможности для формирования концепции масштабного теплового моделирования. Такие возможности предоставил экспериментально-аналитический метод (см. раздел 2).

Очевидно, что главным условием использования масштабной модели для поставленных задач является полное соответствие ее температуры и температуры объекта при соответствии факторов, формирующих температурные режимы. Далее, для обозначения соблюдения этого условия, будем использовать термин «эквивалентность» объекта и масштабной тепловой модели.

Эквивалентность объекта и масштабной модели может быть обеспечена с помощью экспериментально-аналитического метода. Основой для формирования параметров масштабной модели могут служить следующие результаты выполнения процедур, предусмотренных экспериментально-аналитическим методом:

- исходный объект разбит на тепловые узлы;
- для него составлена аналитическая узловая модель (см. систему 2.2.1);
- по результатам эксперимента восстановлены недостоверные или все тепловые параметры этой модели (см. решение 2.2.4), после чего имеется узловая модель объекта (система 2.2.1) с экспериментально определенными параметрами. Далее, данная модель будет обозначаться как исходная математическая модель.

Масштабная тепловая модель объекта должна формироваться в обратном порядке:

- записывается общий вид математической узловой модели для масштабной модели (далее называемой масштабной математической моделью);

- разрабатываются критерии подобия для определения параметров масштабной математической модели, обеспечивающие соответствие масштабной модели полноразмерному объекту;

- на основании этих критериев рассчитываются тепловые характеристики масштабной математической модели;

- создаются элементы масштабной физической модели, тепловые характеристики которых соответствуют рассчитанным.

При формировании параметрического варианта системы уравнений (2.2.1) масштабной математической модели должно быть выполнено первое необходимое условие для обеспечения эквивалентности объекта и масштабной физической модели. Это условие состоит в равенстве количества узлов и идентичности структуры тепловых связей исходной и масштабной узловых математических моделей.

Данное условие предполагает идентичность вида систем уравнений, описывающих исходную (2.2.1) и масштабную математические модели. Однако при этом необходимо учитывать, что в отличие от исходного объекта, для масштабной модели изначально имеется возможность значительно упростить моделирование внешних лучистых потоков, используя для воспроизведения поглощенного лучистого потока установленные в тепловых узлах нагреватели. Тогда, в уравнениях масштабной математической модели поглощенный  $i$ -тым узлом лучистый поток  $(A_{s_i} \cdot (E_{s_i} + E_{sp_i}) + \varepsilon_i \cdot E_{p_i}) \cdot F_{mi}$  может быть заменен эквивалентным внутренним тепловыделением  $Q_{a_{mi}}$  (индекс « $m$ » означает, что соответствующая величина относится к масштабной модели). Кроме того, необходимо учитывать, что масштабная модель будет размещена в тепловакуумной камере, в которой радиационная температура  $T_{cm}$  и степень черноты

$\varepsilon_{cm}$ -окружающего модель пространства существенно отличаются от соответствующих параметров космоса. С учетом этих изменений и уточнений уравнение, описывающее мгновенный тепловой баланс  $i$ -того узла масштабной математической модели может быть представлено в следующем виде:

$$\begin{aligned} \frac{dT_i}{d\tau} \cdot m_{mi} \cdot c_{mi} = & Q_{mi} + Qa_{mi} + \frac{\varphi_{F_{mi-c}}}{\varepsilon_{mi}^{-1} + \varepsilon_{mc}^{-1} - 1} \cdot \sigma \cdot T_{mc}^4 \cdot F_{mi} + \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \frac{T_j - T_i}{R_{mi-mj}} + \\ & + \sigma \cdot \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \frac{(T_j^4 - T_i^4) \cdot \varphi_{F'_{mi-F'_{mj}}} \cdot F'_{mi}}{1 + \varphi_{F'_{mi-F'_{mj}}} \cdot (\varepsilon_{mi}'^{-1} - 1) + \varphi_{F'_{mj-F'_{mi}}} \cdot (\varepsilon_{mj}'^{-1} - 1)} - \sigma \cdot \frac{\varphi_{F_{mi-c}}}{\varepsilon_{mi}^{-1} + \varepsilon_{mc}^{-1} - 1} \cdot T_i^4 \cdot F_{mi}, \end{aligned} \quad (3.4.1)$$

где  $T_i$  и  $T_j$  – температуры  $i$ -того и  $j$ -того узлов масштабной модели, которые в соответствии с принципом эквивалентности должны быть равны температурам соответствующих узлов исходного объекта;

$n$  – количество тепловых узлов масштабной модели, которое быть равно количеству узлов в исходной модели.

К параметрам  $i$ -того узла масштабной математической модели, которые могут быть не равны параметрам соответствующего узла исходной модели относятся:

- $m_{mi}$  – масса;
- $c_{mi}$  – удельная теплоемкость;
- $Q_{mi}$  – тепловыделение в момент времени;
- $R_{mi-mj}$  – тепловое сопротивление между  $i$ -тым и  $j$ -тым узлами;
- $\varphi_{F'_{mi-F'_{mj}}}$  – угловой коэффициент поверхностей внутреннего теплообмена  $i$ -того узла относительно  $j$ -того;
- параметры поверхности внешнего теплообмена:  $F_{mi}$  – площадь,  $\varphi_{F_{mi-c}}$  – угловой коэффициент по отношению к космическому пространству,  $\varepsilon_{mi}$  – степень черноты;

- параметры поверхности внутреннего теплообмена:  $F'_{mi}$  – площадь,  $\varepsilon'_{mi}$  – степень черноты;

- параметры кондуктивных и радиационных тепловых связей с  $j$ -тым тепловым узлом:  $R_{mi-mj}$  – тепловое сопротивление,  $\varphi_{F'_{mi}-F'_{mj}}$  – угловой коэффициент поверхностей внутреннего теплообмена  $i$ -того узла относительно  $j$ -того.

Для выполнения принципа эквивалентности объекта и модели, означающего точное воспроизведение динамики изменения температуры всех узлов объекта в узлах модели, необходимо, чтобы уравнения мгновенного теплового баланса для произвольного узла объекта (2.2.1) и соответствующего ему узла масштабной модели (3.4.1) были полностью эквивалентны. Это означает, что уравнение (3.4.1) может быть представлено в следующем виде:

$$\begin{aligned}
 & K_m^{-1} \cdot \frac{dT(\tau)_i}{d\tau} \cdot m_i \cdot c_i = \\
 & = K_m^{-1} \cdot (Q(\tau)_i + (As_i \cdot (Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i) + \varepsilon_i \cdot Ep(\tau)_i) \cdot F_i) + \\
 & + K_m^{-1} \cdot \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \frac{T(\tau)_j - T(\tau)_i}{R_{i-j}} + \\
 & + K_m^{-1} \cdot \sigma \cdot \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \frac{(T(\tau)_j^4 - T(\tau)_i^4) \cdot \varphi_{F'_{i}-F'_{j}} \cdot F'_i}{1 + \varphi_{F'_{i}-F'_{j}} \cdot (\varepsilon_i'^{-1} - 1) + \varphi_{F'_{j}-F'_{i}} \cdot (\varepsilon_j'^{-1} - 1)} - \\
 & - K_m^{-1} \cdot \sigma \cdot (T(\tau)_i^4 - T_c^4) \cdot \varepsilon_i \cdot \varphi_{F_i-c} \cdot F_i,
 \end{aligned}$$

где  $K_m$  – масштабный фактор модели по отношению к исходному объекту. Это, в свою очередь, означает, что для равенства температур узлов исходного объекта и масштабной модели должны выполняться равенства:

$$\frac{Q_i}{Q_{mi}} = \frac{m_i \cdot c_i}{m_{mi} \cdot c_{mi}}; \quad (3.4.2)$$

$$\frac{(As_i \cdot (Es_i + Esp_i) + \varepsilon_i \cdot Ep_i - \varphi_{F_i-c} \cdot \varepsilon_i \cdot \sigma \cdot (T_{mc}^4 - T_c^4)) \cdot F_i}{Qa_{mi}} = \frac{m_i \cdot c_i}{m_{mi} \cdot c_{mi}}; \quad (3.4.3)$$

$$\frac{\varphi_{F_i-c} \cdot F_i}{\varphi_{F_{mi}-c} \cdot F_{mi}} \cdot \varepsilon_i \cdot (\varepsilon_{mi}^{-1} + \varepsilon_{mc}^{-1} - 1) = \frac{m_i \cdot c_i}{m_{mi} \cdot c_{mi}} \quad (3.4.4)$$

$$\frac{R_{mi-mj}}{R_{i-j}} = \frac{m_i \cdot c_{mi}}{m_{mi} \cdot c_{mi}}; \quad (3.4.5)$$

$$\frac{\varphi_{F_i-F_j} \cdot F'_i \cdot (1 + \varphi_{F'_{mi}-F'_{mj}} \cdot (\varepsilon'_{mi}{}^{-1} - 1) + \varphi_{F'_{mj}-F'_{mi}} \cdot (\varepsilon'_{mj}{}^{-1} - 1))}{\varphi_{F_{mi}-F_{mj}} \cdot F'_{mi} \cdot (1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon'_i{}^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon'_j{}^{-1} - 1))} = \frac{m_i \cdot c_i}{m_{mi} \cdot c_{mi}}. \quad (3.4.6)$$

Данные выражения могут быть использованы в качестве критериев подобия помещенной в вакуумную камеру масштабной тепловой модели полноразмерному объекту, находящемуся в реальных условиях космического пространства.

Масштабным фактором модели является кратность уменьшения теплоемкости ее тепловых узлов по отношению к соответствующим узлам

$$\text{объекта: } K_m = \frac{m_i \cdot c_i}{m_{mi} \cdot c_{mi}}.$$

В соответствии со своим содержанием выражения (3.4.2) – (3.4.6) являются критериями подобия следующих параметров: (3.4.2) – тепловыделений; (3.4.3) – поглощенных тепловых потоков; (3.4.4) – площадей внешнего теплообмена; (3.4.5) – кондуктивных тепловых связей; (3.4.6) – площадей внутреннего теплообмена. Выражения (3.4.2), (3.4.3) и (3.4.4) явля-

ются критериями подобия тепловых узлов модели и объекта, а (3.4.5) и (3.4.6) – тепловых связей между узлами.

### 3.4.3 Оптимизация параметров масштабной тепловой модели

Критерий (3.4.5) показывает, что масштабный фактор  $K_m$  должен быть постоянным для всех кондуктивных тепловых связей между узлами модели, в противном случае невозможно достичь соответствия отношений  $R_{mi-mj}/R_{i-j}$  при всех сочетаниях  $i$  и  $j$ . Это значит, что  $K_m$  должен быть одинаковым для всех узлов, то есть это единый параметр для масштабной модели.

Наиболее просто и однозначно на основании масштабного фактора  $K_m$  определяются тепловыделение тепловых узлов модели и параметры тепловых связей между ними. Так из критерия (3.4.2) следует, что тепловыделение тепловых узлов модели должно быть в  $K_m$  раз меньше по сравнению с тепловыделением соответствующих узлов объекта:  $Q_{mi}=Q_i/K_m$ , из критерия (3.4.5) – что кондуктивные тепловые сопротивления между узлами модели должны возрасти в  $K_m$  раз:  $R_{mi-mj} R_{i-j}=K_m$ , из критерия (3.4.6) – что площади поверхностей внутреннего теплообмена узлов модели должны быть в  $K_m$  раз меньше соответствующих площадей узлов объекта:  $F'_{mi}=F'_i/K_m$  при условии сохранения в модели взаимных угловых коэффициентов между тепловыми узлами:  $\varphi_{F'_{mi}-F'_{mj}} = \varphi_{F'_i-F'_j}$  и степени черноты поверхностей внутреннего теплообмена:  $\varepsilon'_{mi}=\varepsilon'_i$ .

Менее очевиден выбор площади внешнего теплообмена  $F_{mi}$  и уровня поглощенного теплового потока  $Q_{ami}$  для узла модели. Причиной этого является зависимость данных параметров от свободно изменяемых характеристик  $\varepsilon_{mi}$ ,  $\varepsilon_{ms}$  и  $T_{mS}$  и взаимосвязь их друг с другом.

Для наглядности дальнейших рассуждений можно принять, что угловые коэффициенты поверхностей внешнего теплообмена по отношению

к космическому пространству равны единице ( $\varphi_{F_{mi}-F_{mj}} = \varphi_{F_i-F_j} = 1$ ). В большинстве случаев это соответствует действительности, в остальных сделанные выводы будут относиться не к площади внешнего теплообмена ( $F_{mi}$ ,  $F_i$ ), а к произведению этой площади и углового коэффициента обзора внешнего пространства ( $F_{mi} \cdot \varphi_{F_{mi}-F_{mj}}$ ,  $F_i \cdot \varphi_{F_i-F_j}$ ).

Критерий (3.4.4) показывает, что соотношение площадей внешнего теплообмена модели и объекта определяет не только масштабный фактор  $K_m$ , но и коэффициент  $K_\varepsilon = \varepsilon_i \cdot (\varepsilon_{mi}^{-1} + \varepsilon_{mc}^{-1} - 1)$ , учитывающий несоответствие степени черноты окружающих модель охлаждаемых экранов и космического пространства ( $\varepsilon_{mc} \neq 1$ ), а также возможное несоответствие степени черноты поверхности внешнего теплообмена модели и объекта ( $\varepsilon_{mi} \neq \varepsilon_i$ ). Таким образом, выражение для определения площади внешнего теплообмена модели будет иметь вид:  $F_{mi} = \frac{K_\varepsilon}{K_m} \cdot F_i$ .

Представленная на рисунке 3.4.1 зависимость  $K_\varepsilon$  от  $\varepsilon_{mi}$  при различных значениях  $\varepsilon'_s$  и  $\varepsilon_{mc}$  показывает, что выбор  $\varepsilon_{mi}$  может использоваться как инструмент увеличения или уменьшения площади внешнего теплообмена узла модели.

Степень черноты  $\varepsilon_{mc}$  не может применяться в качестве такого инструмента по причине следующего наложенного на нее ограничения. Величина  $\varepsilon_{mc}$  должна быть максимально приближена к единице, поскольку в противном случае возникает погрешность моделирования из-за переотражения излучения от одних тепловых узлов на другие через окружающие модель экраны.

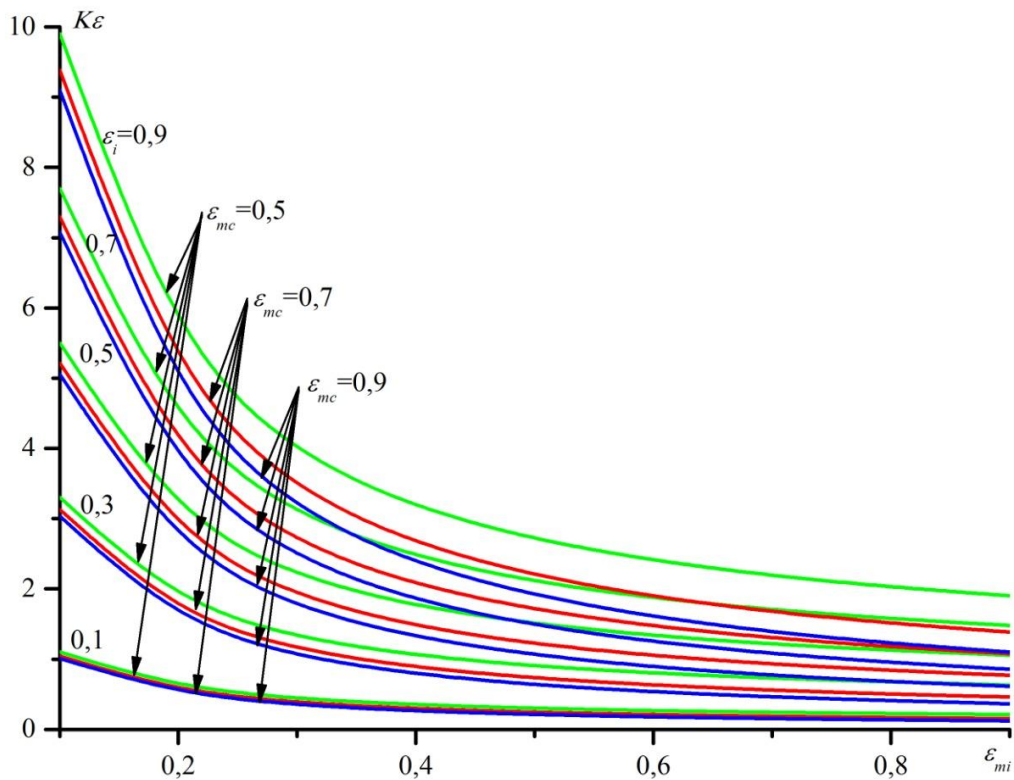


Рис. 3.4.1. Зависимость  $K_\varepsilon$  от  $\varepsilon_{mi}$  при изменении  $\varepsilon_i$  в диапазоне от 0,1 до 0,9 и  $\varepsilon_{mc}$  - от 0,5 до 0,9

Последним параметром узла модели, который необходимо воссоздать для воспроизведения температурного режима, является тепловыделение  $Qa_{mi}$ , имитирующее поглощенный узлом объекта тепловой поток:  $(As_i \cdot (Es_i + Esp_i) + \varepsilon_i \cdot Ep_i + \varepsilon_i \cdot \sigma \cdot T_c^4) \cdot F_i$ . Критерий (3.4.3) показывает, что на тепловыделение  $Qa_{mi}$  оказывает существенное влияние температура окружающей модель экранов  $T_{mc}$ . На рисунке 3.4.2 приведена зависимость плотности тепловыделения  $Qa_{mi}$  на единицу площади  $F_i$  от температуры  $T_{mc}$  при различных значениях степени черноты  $\varepsilon_i$  поверхности внешнего теплообмена объекта для двух уровней плотности поглощенного объектом лучистого потока 0 и 100 Вт/м<sup>2</sup>.



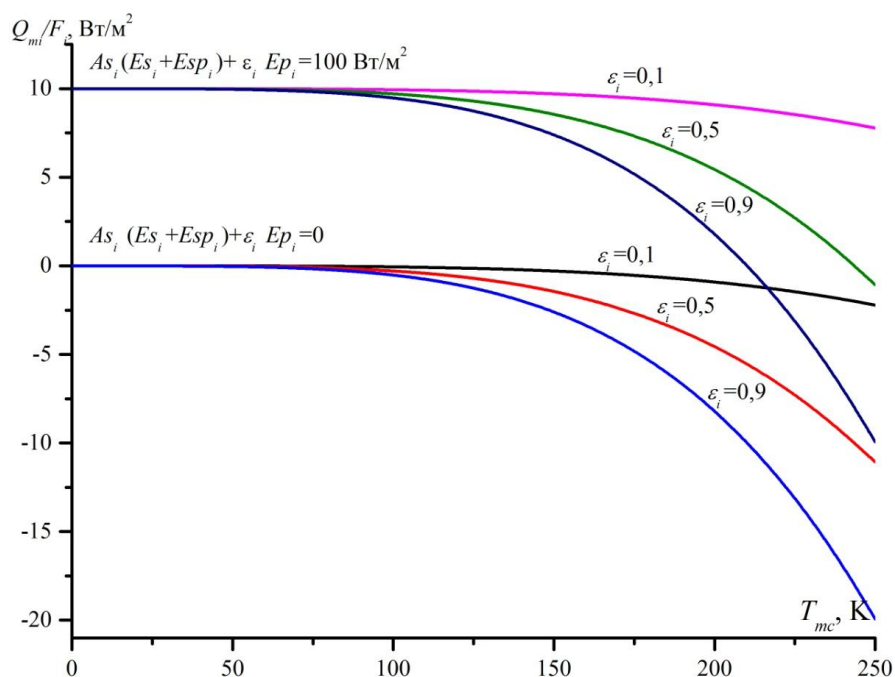


Рис. 3.4.2. Зависимость отношения  $Q_{mi}/F_i$  от  $T_{mc}$  при изменении  $\epsilon_i$  в диапазоне от 0,1 до 0,9 для двух уровней плотности поглощенного объектом лучистого потока 0 и  $100 W/m^2$

Данные зависимости имеют одинаковый вид для различных уровней поглощенного потока. Текущий уровень определяет смещение полученной зависимости по оси  $Q_{mi}/F_i$ . Анализ этих зависимостей показывает, что основной их особенностью является то, что при превышении температуры окружающих экранов ( $T_{mc}$ ) определенного уровня тепловыделение  $Q_{mc}$  становится отрицательным, то есть превращается в теплопоглощение.

### 3.4.4 Реализация параметров масштабной математической модели в элементах масштабной физической модели

Техническая реализация полученных критериев в реальной конструкции теплового узла может быть проиллюстрирована на примере параметров одного из узлов уменьшенной модели телескопа ART-XC.

На рисунке 3.4.3 показан тепловой узел – рентгеновская зеркальная система (РЗС) телескопа, разделённая в математической тепловой модели

на два тепловых узла, и соответствующий ей элемент масштабной модели, полученной при масштабном факторе  $K_m=100$ .

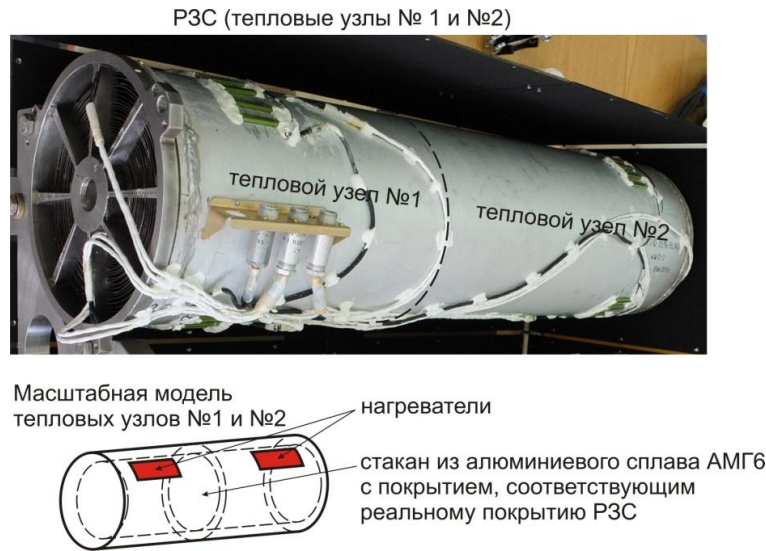


Рис. 3.4.3. Реальная рентгеновская оптическая система, состоящая из двух тепловых узлов и схема ее масштабной тепловой модели

На рисунке 3.4.4 представлена структура тепловых связей РЗС с другими тепловыми узлами модели телескопа ART-XC.

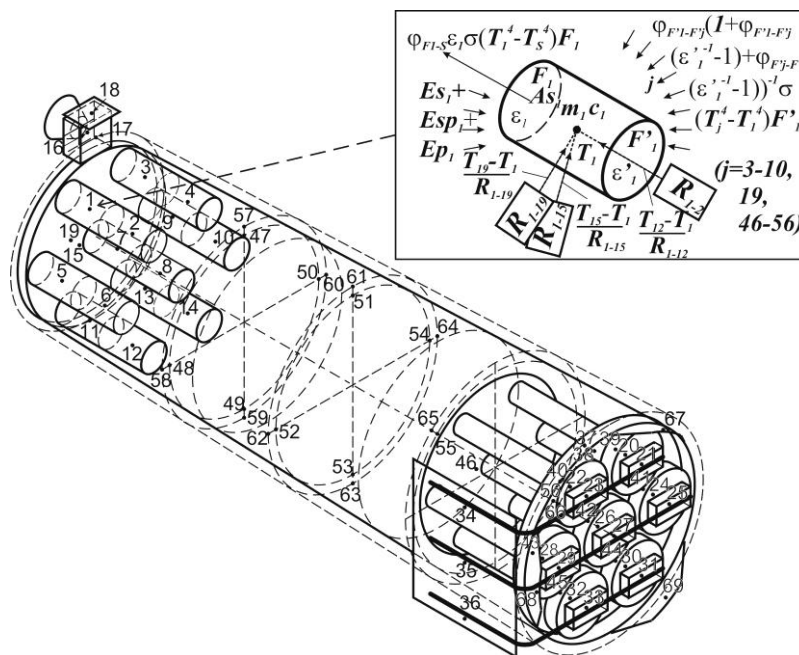


Рис. 3.4.4. Структура тепловых связей верхней части одной РЗС (узел №1) с другими тепловыми узлами модели телескопа ART-XC

В таблице 3.4.1 показаны параметры одного из этих узлов и описаны технические средства получения требуемых параметров узла модели.

Таблица 3.4.1. Параметры теплового узла № 1(верхняя часть РЗС), его масштабной тепловой модели и способы реализации критериев подобия

Параметр теплового узла	Значение параметра теплового узла		Использованный критерий подобия и технический способ его реализации
	в объекте	в модели	
Общая теплоемкость	$c_I \cdot m_I = 2904 \text{ Дж/к}$ ( $m_I = 6,6 \text{ кг}$ )	$c_{mI} \cdot m_{mI} = 29,04 \text{ Дж/к}$ ( $m_{mI} = 0,315 \text{ кг}$ )	Масштабный фактор $K_m = 100$ реализуется путем использования для изготовления узла модели того количества материала, которое имеет требуемую теплоемкость
Внутреннее тепловыделение	$Q_I = 10 \text{ Вт}$	$Q_{mI} = 0,1 \text{ Вт}$	Критерий подобия (3.4.2) реализуется путем подбора электрических параметров нагревателя, имитирующего тепловыделение в узле
Поглощенный внешний лучистый поток	$(A_{S_I} \cdot (E_{S_I} + E_{spI}) + \varepsilon_I \cdot E_{pI} - \varepsilon_I \cdot \varphi_{Fi-c} \cdot \sigma \cdot (T_I^4 - T_c^4)) \cdot F_I = 0$	$Q_{a_{mI}} \approx 0 \text{ Вт}$ (при охлаждении окружающих экранов жидким азотом ( $T'_c \sim 80 \text{ К}$ ))	Критерий подобия (3.4.3) реализуется путем подбора электрических параметров нагревателя, имитирующего поглощенный лучистый поток от внешних тепловых факторов
Площадь поверхности внешнего теплообмена	$F_I = 0,0219 \text{ м}^2$ (диск диаметром 167 мм)	$F_{mI} = 0,000219 \text{ м}^2$ (диск диаметром 16,7 мм)	Критерий подобия (3.4.4) реализуется за счет подбора размера, формы и оптических характеристик покрытия поверхности внешнего теплообмена узла модели
Тепловые сопротивления кондуктивных связей с другими тепловыми узлами	$R_{I-2} = 1,8 \text{ К/Вт}$ $R_{I-15} = 2,9 \text{ К/Вт}$ $R_{I-19} = 3,1 \text{ К/Вт}$	$R_{mI-m2} = 180 \text{ К/Вт}$ $R_{mI-m15} = 290 \text{ К/Вт}$ $R_{mI-m19} = 310 \text{ К/Вт}$	Критерий подобия (3.4.5) реализуется за счет теплопроводности $\lambda$ и геометрии (площади поперечного сечения $S$ и длины $l_{ij}$ ) конструкции, соединяющей тепловые узлы исходя из зависимости: $l_{ij} = R'_{ij} \cdot \lambda \cdot S$
Площадь поверхности внутреннего теплообмена	$F_I = 0,3121 \text{ м}^2$ (цилиндр диаметром 157 мм длиной 593,5 мм)	$F_{mI} = 0,003121 \text{ м}^2$ (цилиндр диаметром 15,7 мм длиной 59,35 мм)	Критерий подобия (3.4.6) реализуется за счет подбора размера, формы и оптических характеристик покрытия поверхности внутреннего теплообмена узла модели

Достоверность моделирования определяется тем, что способы реализации критериев подобия основаны либо на экспериментально определяемых характеристиках, либо на элементарных расчетах, не содержащих допущений, которые могли бы привести к ошибочным результатам.

Существуют некоторые приемы и ограничения, позволяющие оптимизировать параметры масштабной модели.

Если модель будет полностью подобна объекту по форме и взаимному размещению тепловых узлов, то автоматически будет соблюдена эквивалентность взаимных угловых коэффициентов узлов объекта и модели ( $\varphi_{Fi-Fj} = \varphi_{Fmi-Fmj}$ ), в противном случае потребуются пересчет угловых коэффициентов.

Особым случаем является отработка с помощью уменьшенной модели системы управления нагревателями, поддерживающими температурный режим объекта в космосе. В этом случае нагреватели в модели должны иметь уменьшенную в  $K$  раз мощность, а система управления должна воспринимать их как нагреватели номинальной мощности. Для одновременного удовлетворения обоих этих требований последовательно с нагревателями модели должны быть установлены балластные электрические сопротивления, уменьшающие мощность нагревателей в требуемое число раз при сохранении номинальных параметров электропитания.

Для воспроизведения в узле модели теплового потока  $Qa_i$  существуют два основных способа, равноценных с точки зрения соблюдения критерия подобия (3.4.3), но различных с точки зрения технической реализации. При температуре окружающих модель экранов ниже 50 К значение  $Qa_i$  является неотрицательным и может воспроизводиться с помощью нагревателей. При более высокой температуре экранов значение  $Qa_i$  становится меньше нуля и должно воспроизводиться с помощью охладителей Пельтье. В последнем случае сложность масштабной модели возрастает из-за необходимости наличия системы удаления тепла с тепловыделяющей поверх-

ности элемента Пельтье, что в модели небольшого размера затруднительно. Кроме того, значительно возрастает сложность системы управления, поскольку для создания тарированного уровня теплопоглощения в элементе Пельтье нужно учитывать значительно большее количество характеристик [181], чем при генерировании тарированного теплового потока с помощью нагревателя. Таким образом, при имитации внешних тепловых условий для масштабной модели существует выбор: использовать вакуумную камеру с криогенными низкотемпературными экранами и упрощенную масштабную модель, оснащенную только нагревателями, или применить более сложную модель с охладителями Пельтье в сочетании с вакуумной камерой без криогенного охлаждения экранов. В этом случае дополнительным ограничением является то, что элементы Пельтье пригодны только для объектов, рабочий диапазон которых не превышает температурный диапазон функционирования элементов Пельтье.

### 3.5 Заключение по главе 3

При реализации комплексного метода поиска оптимальных решений по обеспечению тепловых режимов научных космических приборов основные затраты приходится на его экспериментальную часть, а именно, на тепловакуумные термобалансные испытания этих приборов. Данные испытания требуют использования имитационных тепловакуумных установок, стоимость создания и эксплуатации которых чрезвычайно высока.

Хотя имитационные установки имеют установившийся облик, а при испытаниях применяются типовые методики, но возможности по снижению затрат на проведение тепловакуумных испытаний при сохранении корректности их результатов сохраняются. Эти возможности касаются оптимизации способов воспроизведения внешних тепловых потоков и использования для испытаний масштабных тепловых моделей.

В настоящее время имеются два основных метода имитации внешних тепловых потоков при тепловакуумных испытаниях – метод падающих лучистых потоков и метод поглощенного теплового потока. Из названия очевидно, что первый метод предполагает воспроизведение всех параметров потоков от Солнца и планеты, а при использовании второго метода воспроизводится результат воздействия этих излучений в виде поглощенного потока.

В случае необходимости воспроизведения спектра и направленности солнечного излучения применяют метод падающих лучистых потоков. Для реализации этого метода необходима криовакуумная камера, специально сконфигурированная для размещения имитатора солнца и оснащенная этим имитатором. При этом современный одномодульный имитатор солнца занимает до 80 % охлаждаемого и вакуумируемого объема камеры. Данный фактор в основном и определяет высокую стоимость применения этого метода. Основной причиной такого большого паразитного объема является значительное удлинение используемой в современных имитато-

рах параксиальной оптической системы, необходимое для обеспечения высокой равномерности облученности рабочей зоны.

Потенциал для оптимизации метода падающих потоков содержится в возможности сокращения удлинения имитатора при сохранении высокой равномерности облученности рабочей зоны. Для реализации этой возможности предлагается использовать короткофокусную внеосевую двухзеркальную оптическую систему с внеосевым коллимирующим параболическим зеркалом и внеосевым корректирующим эллипсоидным зеркалом, софокусным и несоосным с коллимирующим. Использование данной оптической системы позволяет уменьшить занимаемый имитатором солнца объем вакуумной камеры в 2...3 раза. Дополнительным преимуществом данной системы является возможность оптимизации конфигурации рабочей зоны, предоставляемая доступом к корректирующему зеркалу, расположенному снаружи вакуумной камеры.

По такой схеме был сделан имитатор солнца ИСИ-0,8 с диаметром рабочей зоны 800 мм, который показал, что использование такой оптической системы позволяет оснастить имитаторами солнца практически любые вакуумные камеры, в том числе для размещения солнечных имитаторов не предназначенные. В частности ИСИ-0,8 был изготовлен в виде вакуумной приставки, объемом около  $1 \text{ м}^3$  к стандартной криовакуумной камере ТВУ-2,5 объемом  $2,5 \text{ м}^3$ .

Значительно более дешевым и, соответственно, распространенным является метод поглощенного потока. Набор нагревателей, реализующий данный метод, может быть размещен в любой криовакуумной камере. Данный метод применяется для всех объектов, которые не требуют соответствия спектрального состава и геометрических характеристик падающих потоков реальным характеристикам лучистых потоков в космосе.

Метод поглощенного теплового потока, в отличие от метода падающих лучистых потоков, должен иметь в своем составе математическую

составляющую, которая позволяет связать распределение поглощенного поверхностью объекта лучистого потока с электрической мощностью или температурой нагревателей и с характеристиками поверхности объекта. Для облучаемых поверхностей сложной конфигурации эта задача становится чрезвычайно сложной, а иногда и невыполнимой, из-за переотражений и переизлучений между фрагментами этой поверхности.

Оптимизация метода поглощенного теплового потока является гораздо более популярной задачей из-за распространенности этого метода. Объектами данной оптимизации являются тип, конфигурация и распределение температуры нагревателей.

В данной работе рассмотрены область использования, достоинства и недостатки предельного варианта имитатора тепловых потоков, реализующего данный метод. Рассмотренный имитатор представляет собой плоские радиационные нагревательные панели, полностью закрывающие все внешнее пространство над облучаемой поверхностью объекта. 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 (до 100 °С) и, соответственно, наиболее простое техническое воплощение имитатора на их основе.

Реализация имитаторов поглощенных тепловых потоков на базе теплообменных экранов для трех крупногабаритных объектов – оптического блока и кареток телескопа «СОДАРТ», а также телескопа «ЕУВИТА» продемонстрировала простоту и оперативность оснащения теплообменными экранами криовакуумной камеры объемом 100 м<sup>3</sup> и возможность воспроизведения с помощью таких экранов поглощенного теплового потока поверхностью сложной конфигурации.



Теплообменные экраны продемонстрировали свой потенциал при проведении квалификационных и тарировочных тепловакуумных испытаний. На базе теплообменных экранов изготовлена тепловакуумная установка ТВУ-0,2, в которой были проведены квалификационные ресурсные испытания блоков калибровочных источников телескопа ART-XC, и воспроизводилось тарированное тепловое воздействие на тестовый тепловой макет при проверке применимости экспериментально-аналитического метода.

Возможность регулировки мощности нагрева в широком диапазоне при использовании метода поглощенного теплового потока позволяет ускорить переходные этапы термобалансных тепловакуумных испытаний от «холодного» к «горячему» режиму. Для реализации этой возможности используется форсированный режим нагрева, результаты которого контролируются по поведению температур в характерных точках объекта. Сам 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 испытании отдельных научных приборов.

Потенциально, одним из самых эффективных способов уменьшения стоимости тепловакуумных испытаний является использование масштабных тепловых моделей. В рамках данной работы предложены пять критериев масштабирования, разработанные на базе уравнений стандартной узловой тепловой модели объекта. Данные критерии не нуждаются в допол-

нительной интерпретации при формировании физической масштабной модели и применяются для непосредственного расчета параметров модели. Основной областью использования такой масштабной модели является отработка системы управления нагревателями сложного объекта, для которой необходимо воспроизведение большого числа разнообразных тепловых режимов.

## **4. ВСТРАИВАНИЕ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА НАУЧНЫХ ПРИБОРОВ В ОКРУЖАЮЩИЕ УСЛОВИЯ**

### **4.1 Использование анизотропии тепловых условий космического пространства для создания пассивных механизмов саморегулирования тепловых режимов приборов**

#### **4.1.1 Возможности и проблемы, создаваемые анизотропией тепловых условий космического пространства, для тепловых режимов научных приборов**

Если разместить в околоземной области космического пространства пластину, одна поверхность которой будет теплопоглощающей, а другая – абсолютно теплоизолированной (далее, такую пластину назовем теплообменной поверхностью), то ее температура будет зависеть от плотностей излучения от Солнца и планеты, определяемых ориентацией нормали к ее открытой поверхности относительно направления на Солнце и планету. В представленной работе это явление названо угловой анизотропией тепловых условий космического пространства.

В общем случае на теплообменную поверхность в Солнечной системе действуют четыре вида лучистых потока, определяющих текущий тепловой режим пластины:

- диффузный тепловой фон [182];
- прямое солнечное излучение [183];
- собственное излучение планеты [184];
- отраженное от планеты солнечное излучение [185].

Облученности (поверхностные плотности теплового потока) этими потоками соответственно обозначаются как  $E_b$ ,  $E_s$ ,  $E_p$  и  $E_{ps}$ .

Единственным из этих потоков, который можно считать постоянным является диффузный тепловой фон. Он соответствует падающему на поверхность со всей полусферы излучению абсолютно черного тела с температурой около 4 К. При попадании в поле зрения тепловоспринимающей поверхности ярких точечных источников, например Юпитера, эффективная радиационная температура фона может возрасти до 7 К, однако это практически не сказывается на тепловом режиме большинства космических приборов.

Облученности  $E_s$ ,  $E_p$  зависит от удаленности теплообменной поверхности от Солнца и планеты и ее ориентации относительно направления на эти источники. Облученность  $E_{ps}$  дополнительно зависит от взаимного расположения относительно теплообменной поверхности Солнца и планеты. Схема взаимного расположения источников внешнего теплового потока и ориентированной под произвольными углами  $\mu_F$  и  $\eta_F$  теплообменной поверхности в связанной с этой поверхностью декартовой системе координат  $(X_v, Y_v, Z_v)$  показана на рисунке 4.1.1.

В общем случае эти облученности определяются следующим образом:

$$\begin{aligned}
 E_s &= E_{s_0} \cdot (|\cos \delta_{F-S}| + \cos \delta_{F-S}) / 2 \\
 E_p &= \varphi_{F-p} \cdot \varepsilon_p \cdot T_p^4 \\
 E_{sp} &= \varphi_{F-sp} \cdot A_p \cdot E_{s_0},
 \end{aligned}
 \tag{4.1.1}$$

где  $E_{s_0} = B_S \cdot 4 \cdot \pi \cdot \cos^2 \sigma_S / 2$  [Вт/м<sup>2</sup>] (приблизительно  $E_{s_0} = 3,141 \cdot 10^7 / L^2$ ) – облученность Солнцем плоской поверхности, нормаль к которой направлена на Солнце ( $B_S \approx 2,02 \cdot 10^8$  [Вт/(м<sup>2</sup> Ср)]) – средняя энергетическая яркость солнечного диска;  $\sigma_S$  – угловой размер солнечного диска в зоне размещения теплообменной поверхности;  $L$  [млн. км] – расстояние до Солнца. Для около-

земной орбиты:  $\sigma_s \approx 32'$ ,  $E_{s_0} \approx 1400 \text{ Вт/м}^2$ . Для  $E_{s_0}$  принят термин «Солнечная постоянная»);

$\delta_{F-S}$  – угол между нормалью к теплообменной поверхности и направлением на Солнце;

$\varphi_{F-p}$  – угловой коэффициент планеты по отношению к теплообменной поверхности;

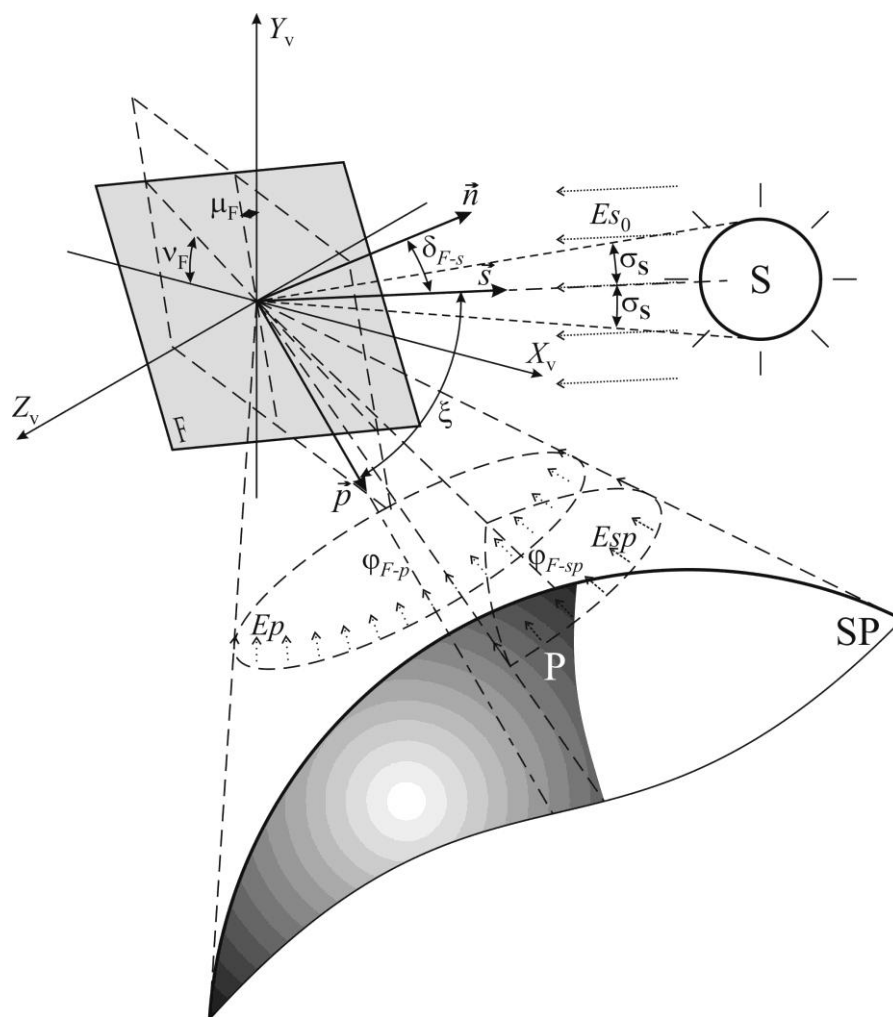
$\varepsilon_p$ ,  $T_p$  – эффективную степень черноты и эффективная радиационная температура планеты (для Земли:  $\varepsilon_p \approx 0,93$   $T_p \approx 254 \text{ К}$ );

$\varphi_{F-sp}$  – угловой коэффициент освещенной Солнцем планеты по отношению к теплообменной поверхности;

$A_p$  – среднее альbedo планеты (для Земли:  $A_p \approx 0,93$ ).

Такая структура потоков в космическом пространстве предоставляет возможность получения определенной температуры теплообменной поверхности при ее определенной ориентации относительно внешних источников тепла – Солнца и планеты. При этом дополнительными инструментами для терморегулирования, кроме ориентации, являются термооптические характеристики поверхности, которые для космических аппаратов обычно сводятся в две интегральные характеристики – коэффициент поглощения солнечного излучения  $A_s$  и излучательная способность в инфракрасной области (обычно соответствует степени черноты)  $\varepsilon$ .

На рисунке 4.1.2 представлена зависимость температуры теплообменной поверхности  $T_F$  от угла  $\delta$  при разном сочетании термооптических характеристик ( $A_s/\varepsilon = 0,3$  (краска ЭКОМ-1); 1( $Al$ ); 3( $Ti$ )) при воздействии  $E_b$  и  $E_s$  на удалении от Солнца, соответствующим одной а.е. ( $E_{s_0} \approx 1400 \text{ Вт/м}^2$ ).



F – теплообменная поверхность; S – Солнце; P – планета; SP – освещенная Солнцем часть планеты

Рис. 4.1.1. Схема для определения облученности теплообменной поверхности солнечным и планетным излучением

Как видно из данных зависимостей, изменение ориентации теплообменной поверхности относительно внешних источников теплового излучения в космосе позволяет получить определенную температуру теплообменной поверхности в очень широком диапазоне. Например, при удаленности от Солнца в 1 а.е. этот диапазон теоретически составляет от 4 К до  $\sim 20$  °С – для ЭКОМ-1; до  $\sim 120$  °С – для полированного Al; до  $\sim 250$  °С – для Ti.

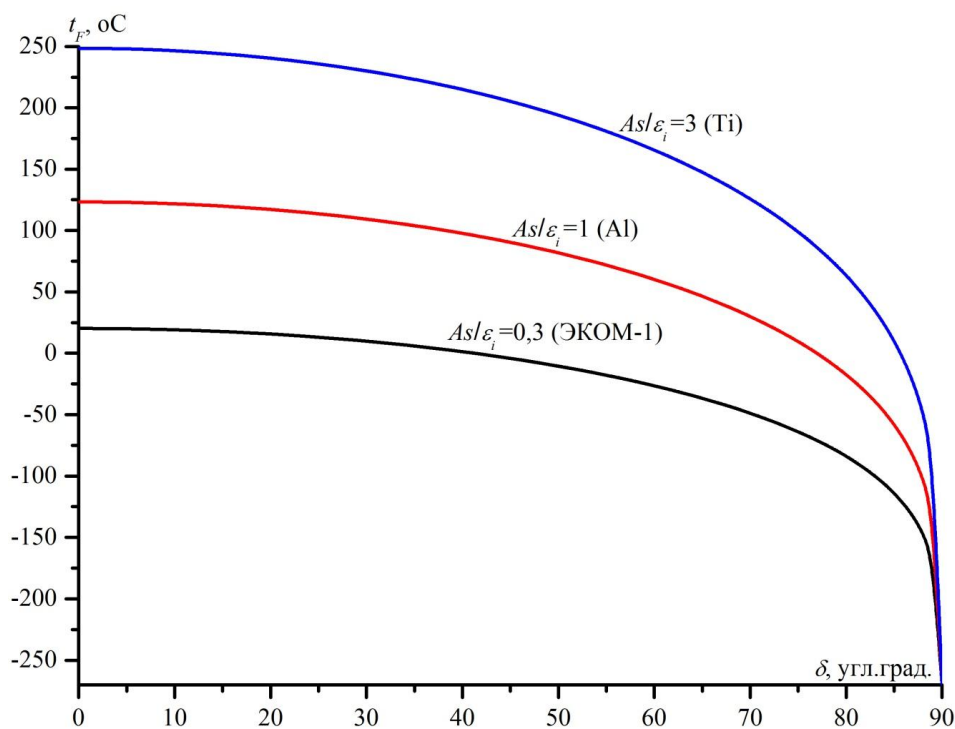


Рис. 4.1.2. Зависимость  $t_F(\delta)$  при воздействии  $Eb$  и  $Es$

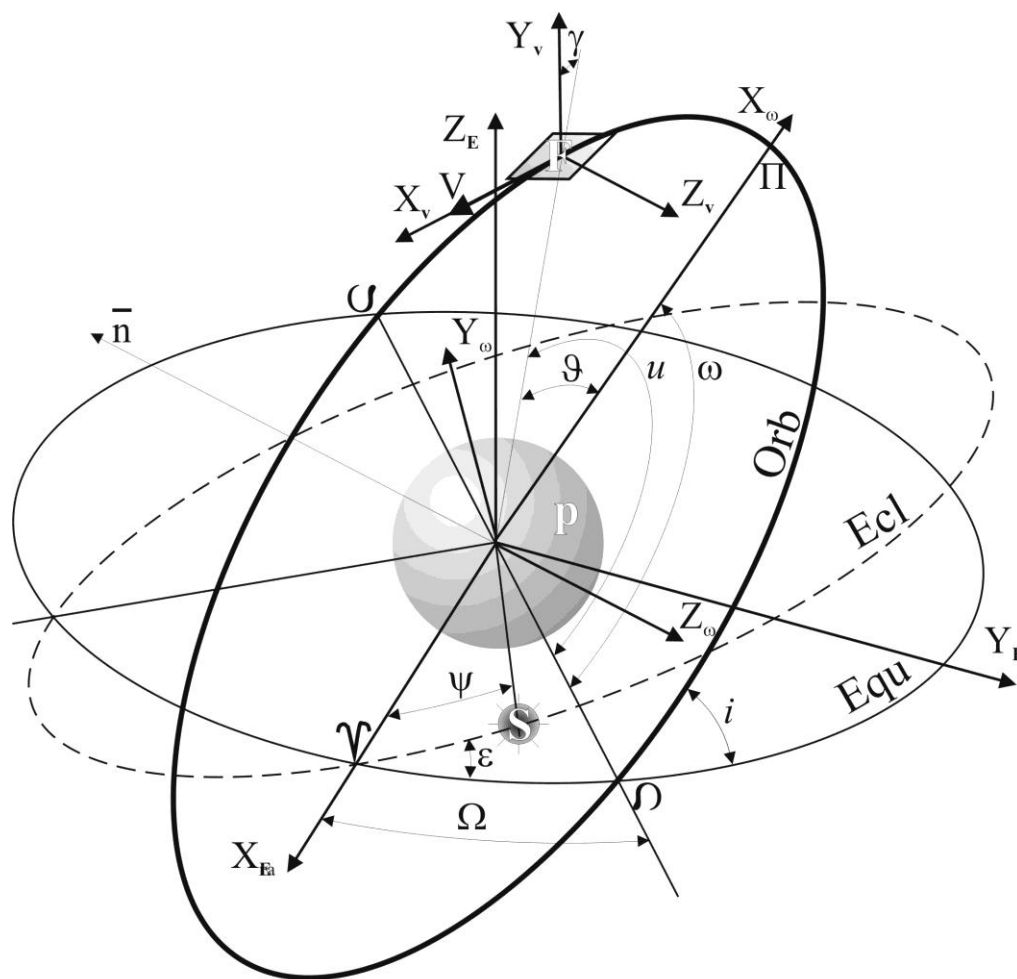
Таким образом, первой потенциальной возможностью использования анизотропии тепловых условий космоса в комплексе с применением поверхностей с различными термооптическими характеристиками является регулирование температуры приборов в широком диапазоне.

Второй потенциальной возможностью является использование информации, предоставляемой температурой теплообменной пластины, которая позволяет определить угол между нормалью к этой поверхности и направлением на источник излучения при известных термооптических характеристиках поверхности. Поскольку положения источников излучения (Солнца и близлежащей планеты) известно с высокой степенью точности из законов небесной механики, то на этом принципе может быть построена система определения ориентации космического аппарата.

Однако для реализации первой из этих возможностей имеется весьма существенное препятствие. Ориентация научных приборов осуществляется в интересах решения научных задач, что не позволяет ориентировать теплообменные поверхности (радиаторы) таким образом, что бы получить

их требуемые температуры. При произвольной ориентации на теплообменной поверхности возникает переменность тепловых потоков во времени, не позволяющая стабилизировать их температуру на нужном уровне.

В качестве примера такой переменности может быть рассмотрена наиболее распространенная для космических аппаратов земная орбита с ориентацией аппарата на Землю (см. рис. 4.1.3) [85, 186].



F – теплообменная поверхность; S – Солнце; p – Земля; Equ – экватор; Ecl – эклиптика; Orb – орбита; П – перигей;  $X_v, Y_v, Z_v$  – скоростная система координат;  $X_E, Y_E, Z_E$  – абсолютная геоцентрическая система координат  $X_\omega, Y_\omega, Z_\omega$  – промежуточная орбитальная геоцентрическая система координат  $\varepsilon = 23^\circ 26' 34''$  – угол между экваториальной плоскостью и плоскостью эклиптики;  $\checkmark$  – точка весеннего равноденствия;  $\psi$  – угол между направлениями на точку весеннего равноденствия (ось  $Ox_e$ ) и на Солнце;  $\mathcal{N}-\mathcal{U}$  – линия узлов ( $\mathcal{N}$  – восходящий узел;  $\mathcal{U}$  – нисходящий узел); элементы орбиты:  $\Omega$  – долгота восходящего узла,  $i$  – наклонение,  $\omega$  – аргумент перигея; позиционирование объекта на орбите:  $\vartheta$  – истинная аномалия КА

Рис. 4.1.3. Схема для определения облученности фрагмента поверхности объекта, движущегося по орбите вокруг Земли



Формулы небесной механики могут быть адаптированы для определения облученности произвольно ориентированной под углами  $\mu_F$  и  $\eta_F$  теплообменной поверхности [51].

Зависимость от времени  $\cos\delta(\tau)_{F-S}$  для расчета облученности  $E_S(\tau)$  такой поверхности определяется следующим образом:

$$\cos\delta(\tau)_{F-S} = x_{vn} \cdot x(\tau)_{vS} + y_{vn} \cdot y(\tau)_{vS} + z_{vn} \cdot z(\tau)_{vS},$$

где  $(x_{vn}, y_{vn}, z_{vn}), (x_{vS}, y_{vS}, z_{vS})$  – координаты концов двух единичных векторов в подвижной системе координат, первого – совпадающего по направлению с нормалью к теплообменной поверхности (единичная нормаль), второго – направленного на Солнце (солнечного вектора);

$\tau$  – время.

Координаты конца единичной нормали в скоростной системе координат:

$$x_{vn} = \sin \nu_F; y_{vn} = \cos \nu_F \cdot \cos \mu_F; z_{vn} = \cos \nu_F \cdot \sin \mu_F.$$

Координаты солнечного вектора в абсолютной геоцентрической системе координат:

$$x_{eS} = \cos \psi; y_{eS} = \sin \psi \cdot \cos \varepsilon; z_{eS} = \sin \psi \cdot \sin \varepsilon.$$

Таким образом, для расчета  $\cos\delta(\tau)$  необходимо выполнить преобразование координат  $(x_{eS}, y_{eS}, z_{eS}) \rightarrow (x_{vS}, y_{vS}, z_{vS})$ . Для такого преобразование может быть использована промежуточная орбитальная геоцентрическая система координат  $(X_\omega, Y_\omega, Z_\omega)$ .

Преобразование  $(x_{eS}, y_{eS}, z_{eS}) \rightarrow (x_{\omega S}, y_{\omega S}, z_{\omega S})$  осуществляется с помощью матрицы:

$$//A_{e\omega}// = \begin{vmatrix} \sin\Omega \cdot \cos i \cdot \cos \omega + & -\sin\Omega \cdot \cos i \cdot \sin \omega + & \sin\Omega \cdot \sin i \\ +\cos\Omega \cdot \sin \omega & +\cos\Omega \cdot \cos \omega & \\ \cos\Omega \cdot \cos i \cdot \cos \omega - & -\cos\Omega \cdot \cos i \cdot \sin \omega + & \cos\Omega \cdot \sin i \\ -\sin\Omega \cdot \sin(\omega) & +\sin\Omega \cdot \cos \omega & \\ \sin i \cdot \cos \omega & -\sin i \cdot \cos \omega & -\cos i \end{vmatrix}$$

Для преобразования  $(x_{\omega S}, y_{\omega S}, z_{\omega S}) \rightarrow (x_{eS}, y_{eS}, z_{eS})$  используются следующие зависимости:

$$x_v = x_{\omega} \cdot \cos(\vartheta + \gamma) - y_{\omega} \cdot \sin(\vartheta + \gamma); y_v = x_{\omega} \cdot \sin(\vartheta + \gamma) + y_{\omega} \cdot \cos(\vartheta + \gamma); z_v = z_{\omega},$$

в которых позиция объекта на орбите рассчитывается с помощью формул Эйлера:

$$\sin \vartheta = \sin E \sqrt{1 - e_{or}^2} / (1 - e_{or} \cdot \cos E);$$

$$\cos \vartheta = (\cos E - e_{or}) / (1 - e_{or} \cdot \cos E);$$

$$E - e_{or} \cdot \sin E = M = \sqrt{\mu_E / a_{or}^2} \cdot (\tau - \tau_P),$$

где  $E, M$  – эксцентрисическая и средняя аномалии;

$\mu_E = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$  – гравитационный параметр Земли;

$\tau, \tau_P$  – текущее время и момент прохождения тела через перигеум;

$e_{or}, a_{or}$  – эксцентриситет и большая полуось орбиты;

$\gamma$  – угол между отрицательным направлением оси  $OY_v$  и направлением в центр Земли (для круговой орбиты  $\gamma=0$ ).

Периодичность изменения  $E_s(\tau)$  определяется наложением трех циклических процессов: орбитального периода, прецессии орбиты и годового оборота Земли вокруг Солнца.

Орбитальный период имеет самый короткий цикл, продолжительность которого составляет:

$$\tau_{or} = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\mu / a_{or}^3}.$$

Прецессия орбиты  $\Delta\Omega$  определяет среднепериодическое изменение долготы восходящего узла  $\Omega(\tau) = \Omega_0 + \Delta\Omega \cdot \tau$ , где  $\Omega_0$  – начальная долгота восходящего узла, определяемая временем старта. Прецессия орбиты составляет:

$$\Delta\Omega = 1.15393519 \cdot 10^{-4} \left(\frac{R_p}{a_{or}}\right)^{3.5} \cdot \frac{\cos i}{(1 - e_{or}^2)^2} \text{ [угл. град/с]},$$

где  $R_E \approx 6371$  км – экваториальный радиус Земли.

Самый продолжительный период, длительностью один год, имеет изменение положения Солнца в абсолютных геоцентрических координатах. Оно определяется изменением угла  $\psi$ :

$$\psi(\tau) \approx 1,99238499 \cdot \tau_{21} 10^{-9}, \text{ рад},$$

где  $\tau_{21}$  – время в секундах прошедшее после полудня 21 марта.

При расчете облученности пластины также необходимо учитывать теневой участок орбиты. Доля времени, в течение которой объект при орбитальном движении находится в тени, составляет:

$$\tau_{Es=0} / \tau_{or} = (\pi/2 + \arcsin(\sin\zeta / \sin\eta)) / \pi,$$

где  $\tau_{Es=0}$  – время нахождения объекта в тени Земли;

$\zeta$  – угол тени;

$\eta$  – угол между нормалью к плоскости орбиты и линией Земля-Солнце.

Данные углы определяются следующим образом:

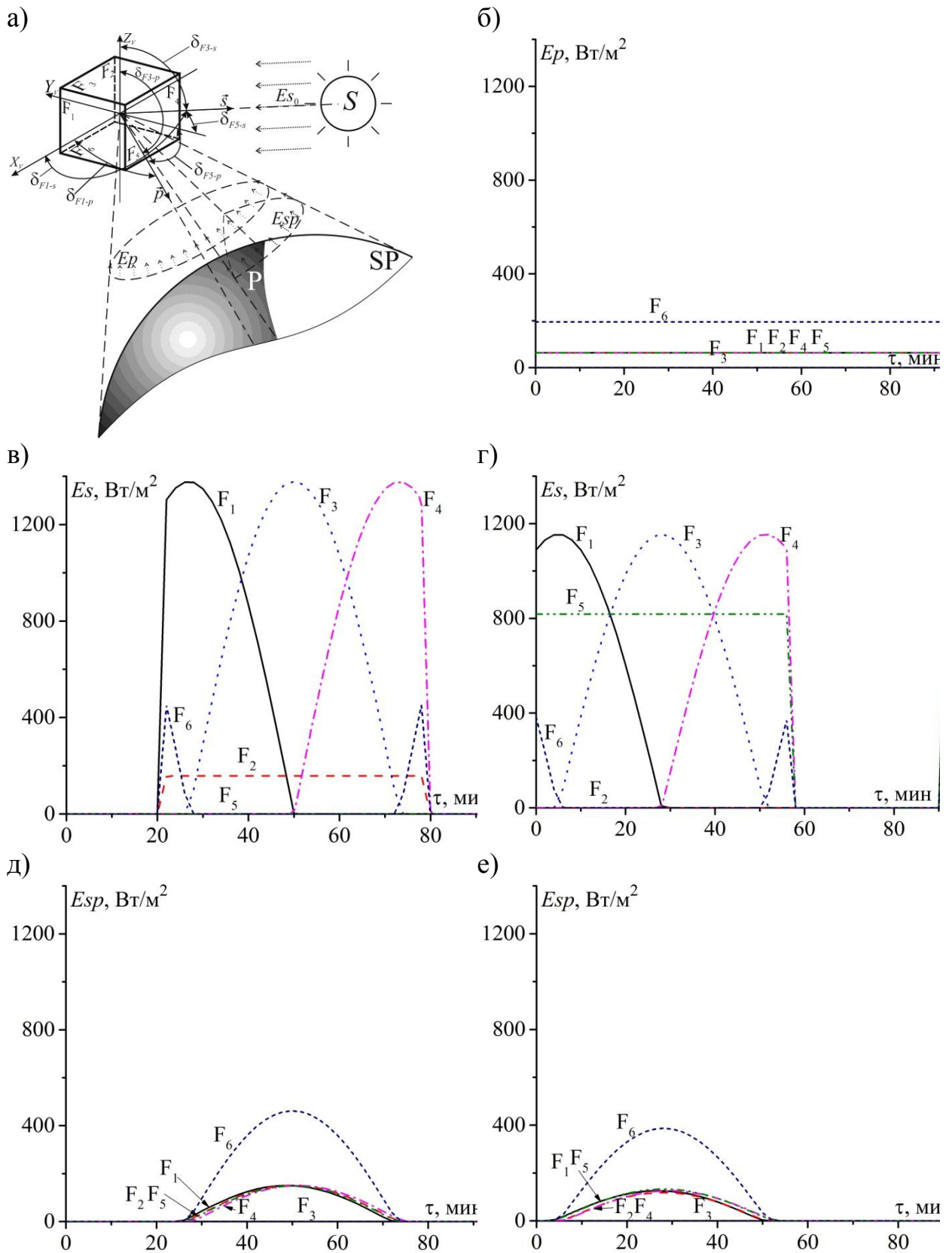
$$\sin \xi = \sqrt{\frac{2 \cdot R_p \cdot h_{or} + h_{or}^2}{R_p + h_{or}}},$$

$$\cos \eta = \cos i \cdot \sin \varepsilon \cdot \sin \psi - \sin i \cdot \sin \varepsilon \cdot \cos \Omega \cdot \sin \psi + \sin i \cdot \sin \Omega \cdot \cos \psi,$$

где  $h_{or}$  – высота орбиты.

На рисунках 4.1.4 представлены временные профили облученности шести ортогональных поверхностей куба при его нахождении на орбите, близкой к орбите Международной космической станции ( $i=51,64$  угл. град.,  $h_{or}=450$  км) для двух характерных вариантов ориентации орбиты.

Данные профили количественно описывают наиболее общий и типичный случай временной и пространственной анизотропии внешних тепловых условий, воздействующих на объект, находящейся в космическом пространстве. Общим этот случай можно назвать, поскольку он включает все воздействующие на объект природные тепловые потоки – прямое и отраженное от планеты солнечное излучение, а также собственное излучение планеты. Кроме того, наибольшее количество КА предназначено для околоземных орбит, то рассмотренный случай является наиболее распространенным.

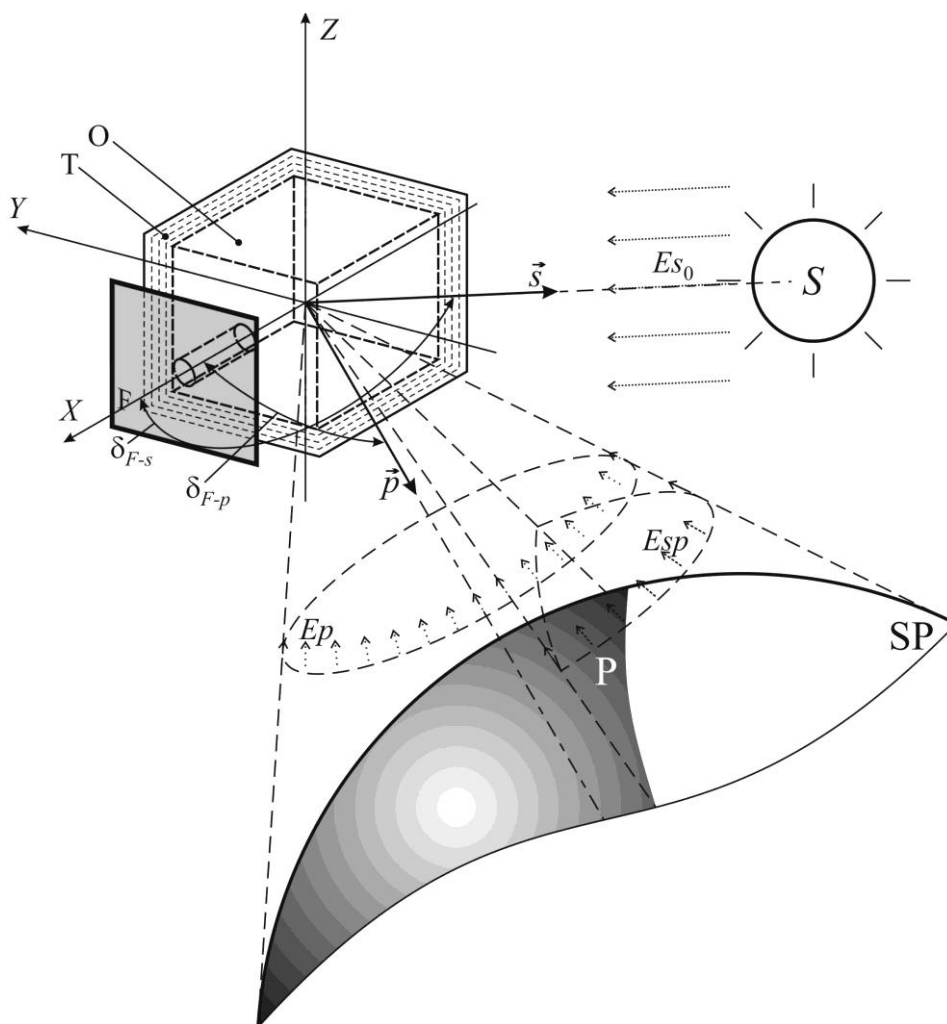


а) – ориентация граней куба; б) –  $E_p(\tau)$ ; в, г) –  $E_s(\tau)$ , д, е) –  $E_{sp}(\tau)$  – при минимальном и максимальном угле между плоскостью орбиты и направлением на Солнце

Рис. 4.1.4. Зависимость от времени облученностей  $E_s$ ,  $E_p$ ,  $E_{sp}$  граней куба ( $F_1$ - $F_6$ ), находящегося на орбите МКС за один орбитальный период

#### 4.1.2 Пассивные механизмы саморегулирования систем обеспечения теплового режима научных приборов, компенсирующие переменность во времени анизотропии тепловых условий космического пространства

Элементарная система обеспечения теплового режима объекта, имеющего внутреннее тепловыделение и помещенного в космическое пространство, состоит из теплоизоляции этого объекта от окружающих тепловых условий и соединенного с объектом радиатора, излучающего генерируемое в объекте тепло в окружающее пространство (см. рис. 4.1.5).



O – объект терморегулирования; F – радиатор; T- теплоизоляция; S – Солнце; P – планета; SP – освещенная Солнцем часть планеты

Рис. 4.1.5. Схема традиционной системы терморегулирования устройств космического применения

Одной из основных причин нестабильности температуры объекта терморегулирования в такой системе является переменные тепловые потоки, воздействующие на радиатор. Очевидным способом компенсации этой переменности является постоянная переориентация радиатора в сторону отсутствия или постоянного уровня этих потоков. Однако очень редко ориентация объекта в космическом пространстве осуществляется только в интересах терморегулирования. Поэтому применяется компромиссный вариант, основанный на принципе «ограниченного использования факторов космического пространства». Выделяется направление, запрещенное для ориентации в сторону Солнца. В это направление ориентируется радиатор. Для стабилизации температуры элементов, требующих точную термостабилизацию, используется электрический нагреватель, термоэлектрический преобразователь или машинный охладитель.

Такая схема используется без существенных изменений практически с момента появления негерметичных космических аппаратов.

Выявление недостатков такой системы может быть осуществлено на основании анализа ее упрощенной узловой математической модели, состоящей из двух узлов – объекта терморегулирования (О) и радиатора-излучателя (F). Данная модель описывается следующей системой из двух уравнений:

$$C_o \cdot \frac{dT_o}{d\tau} = (Q(\tau)_o + Q(\tau)_a + Q(\tau)_h) - \frac{(T_o - T)}{R_{o-F}}$$

$$C \cdot \frac{dT}{d\tau} = (\varepsilon \cdot E_p(\tau) + A_s \cdot (E_s(\tau) + E_{sp}(\tau))) \cdot F - \frac{(T - T_o)}{R_{F-o}} - \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot F,$$

где  $C_o, C, T_d, T$  – теплоемкости и температуры объекта терморегулирования и радиатора;

$\tau$  – время;

$Q_o, Q_a, Q_h$  – тепловыделение аппаратуры, паразитные теплопритоки к аппаратуре, мощность нагревателя;

$F, \varepsilon, A_s$  – площадь, степень черноты и коэффициент поглощения солнечного излучения внешней поверхности радиатора-излучателя;

$E_s, E_{sp}, E_p$  – облученность внешней поверхности радиатора прямым и отраженным солнечным потоком, а также инфракрасным излучением;

$R_{o-F}, R_{F-o}$  – тепловое сопротивление теплопроводящего тракта от аппаратуры к радиатору и от радиатора к аппаратуре;

$\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана.

Очевидно, что для термостабилизации аппаратуры необходимо, чтобы выполнялось условие:

$$Q(\tau)_o + Q(\tau)_a + Q(\tau)_h + (\varepsilon \cdot E_p(\tau) + A_s \cdot (E_s(\tau) + E_{sp}(\tau))) \cdot F = Const .$$

Таким образом, единственный управляемый параметр (мощность нагревателя) должен дополнять все остальные теплопритоки до постоянного уровня.

Анализ представленной тепловой модели показывает недостатки подобной системы обеспечения теплового режима.

Основным ограничением этой системы является минимально достижимая стабилизированная температура аппаратуры, определяемая из условия:

$$C_o \cdot \frac{dT_d}{d\tau} = (Q(\tau)_o + Q(\tau)_a)_{\max} - \frac{(T_o - T)}{R_{o-F}}$$

$$C_F \cdot \frac{dT}{d\tau} = (\varepsilon \cdot E_p(\tau) + A_s \cdot (E_s(\tau) + E_{sp}(\tau)))_{\max} \cdot F - \frac{(T - T_o)}{R_{F-o}} - \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot F,$$

которое означает, что минимально достижимая стабилизированная температура аппаратуры соответствует сочетанию максимальных уровней



внешних и внутренних тепловых потоков в системе при нулевом тепловыделении нагревателя. Стабилизация температуры научных приборов таким способом является наиболее трудновыполнимой из-за повышенной чувствительности к внешним тепловым потокам, обусловленной низким температурным уровнем приемников излучения научных инструментов.

Модель также показывает, что пиковая мощность нагревателя должна соответствовать амплитуде колебания суммы внутренних и внешних тепловых потоков:

$$Q(\tau)_{h \max} = (Q(\tau)_o + Q(\tau)_a + (\varepsilon \cdot Ep(\tau) + As \cdot (Es(\tau) + Esp(\tau))) \cdot F)_{\max} - (Q(\tau)_o + Q(\tau)_a + (\varepsilon \cdot Ep(\tau) + As \cdot (Es(\tau) + Esp(\tau))) \cdot F)_{\min}.$$

Значительные колебания внутреннего тепловыделения приводят к необходимости использования нагревателя высокой мощности и к увеличению площади излучающего радиатора.

Важным фактором является инерционность системы, определяющая скорость достижения заданной температуры и чувствительность к изменению тепловых условий. Для обеспечения приемлемого времени достижения стационарного температурного режима объекта необходимо обеспечить значительную разность между излучаемым и поглощаемым тепловыми потоками, определяемую следующим условием:

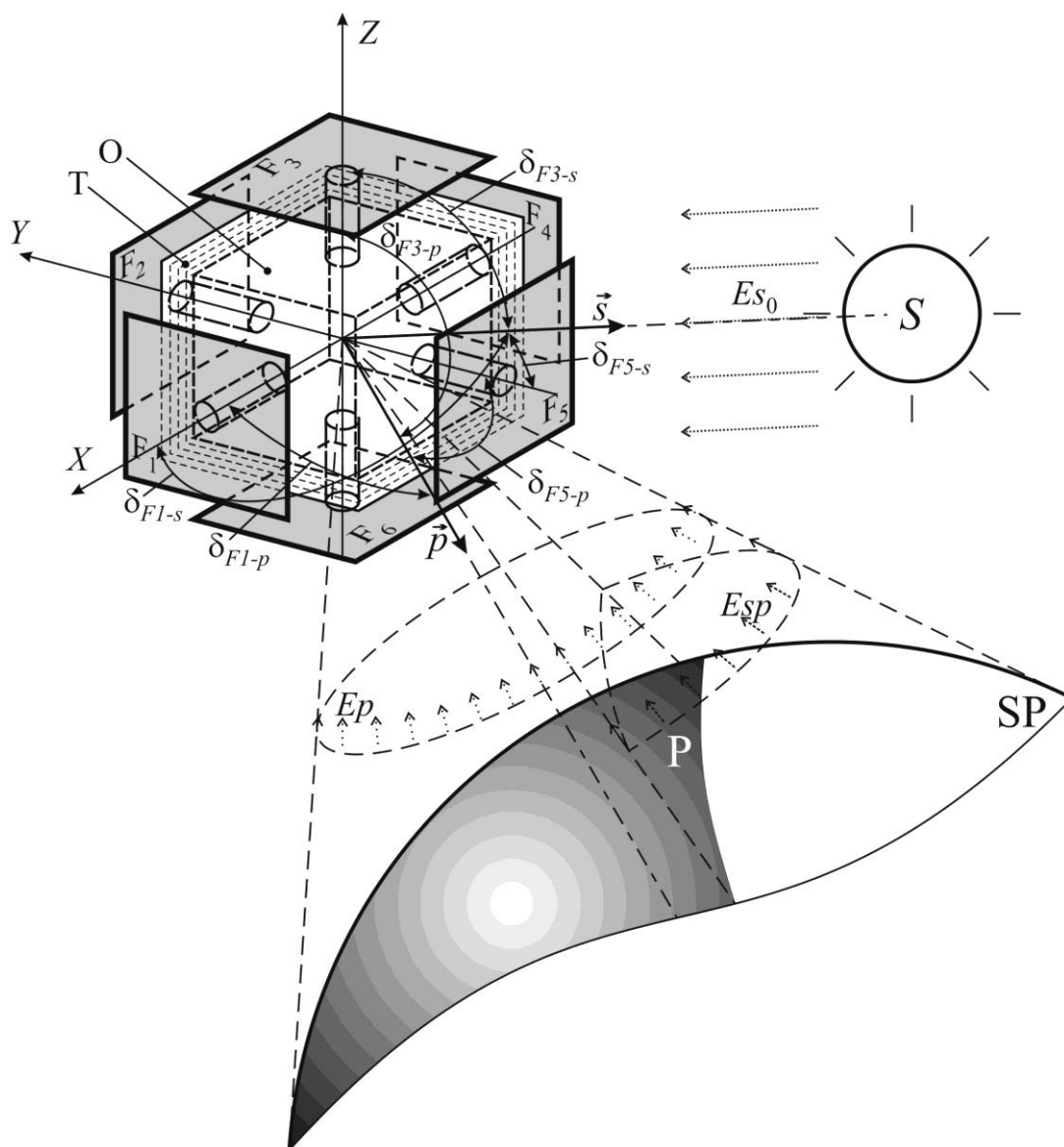
$$\varepsilon \cdot Ep(\tau) + As \cdot (Es(\tau) + Esp(\tau)) \ll \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4.$$

Необходимый для эффективной работы системы низкий уровень внешних тепловых потоков, в свою очередь, приводит к двум отрицательным последствиям. Во-первых, возникают дополнительные риски охлаждения аппаратуры ниже критического уровня при аварийном отключении электропитания. Во-вторых, система становится чрезвычайно чувствительной к колебанию внутреннего тепловыделения и к паразитным теплопритокам от окружающей конструкции.

Несколько исправляет ситуацию использование термоэлектрического преобразователя вместо нагревателя. Это повышает температуру радиатора и, как следствие, снижает его чувствительность к уровню внешних тепловых потоков и снижает время переходных тепловых режимов. Однако при этом резко возрастает энергопотребление системы и возникает отрицательная обратная связь, сложность и комплексное влияние которой на систему потребовало выделение этого вопроса в отдельный раздел (см. раздел 4.2) [63].

Однако структура анизотропии тепловых условий космоса позволяет создать механизм саморегулирования пассивной системы обеспечения теплового режима, снижающий зависимость температуры термостабилизируемой аппаратуры от переменностей внешнего теплового потока и внутреннего тепловыделения при отсутствии активных элементов. На первый взгляд это взаимоисключающие условия. Однако если рассматривать космический аппарат как элемент, включенный в общий тепловой баланс солнечной системы, то можно заключить, что наличие стабильного источника нагрева – Солнца и стабильного источника охлаждения – открытого космического пространства позволяют решить данную задачу.

Упрощенно такой механизм может быть проиллюстрирован на примере идеальной системы – тепловыделяющий объект с радиатором – Солнце. Если разделить радиатор на шесть частей, ориентированных друг относительно друга под прямым углом (см. рис.4.1.6) [58, 59], температура объекта будет определяться проекцией освещенной Солнцем площади радиаторов.



О – объект терморегулирования; F<sub>1</sub>-F<sub>6</sub> – радиаторы; Т- теплоизоляция; S – Солнце; P – планета; SP – освещенная Солнцем часть планеты

Рис. 4.1.6. Шестирадиаторная система обеспечения теплового режима

На рисунке 4.1.7 показана зависимость от времени суммарной поверхностной плотности поглощаемого однорадиаторной и шестирадиаторной системами теплового потока ( $Ea$ ). Расчет проведен при покрытии радиаторов стандартным термооптическим покрытием ЭКОМ-1, для двух характерных ориентаций орбиты МКС (см. рис. 4.1.4), при ориентации радиаторов, соответствующей приведенной на рисунке 4.1.4 а.

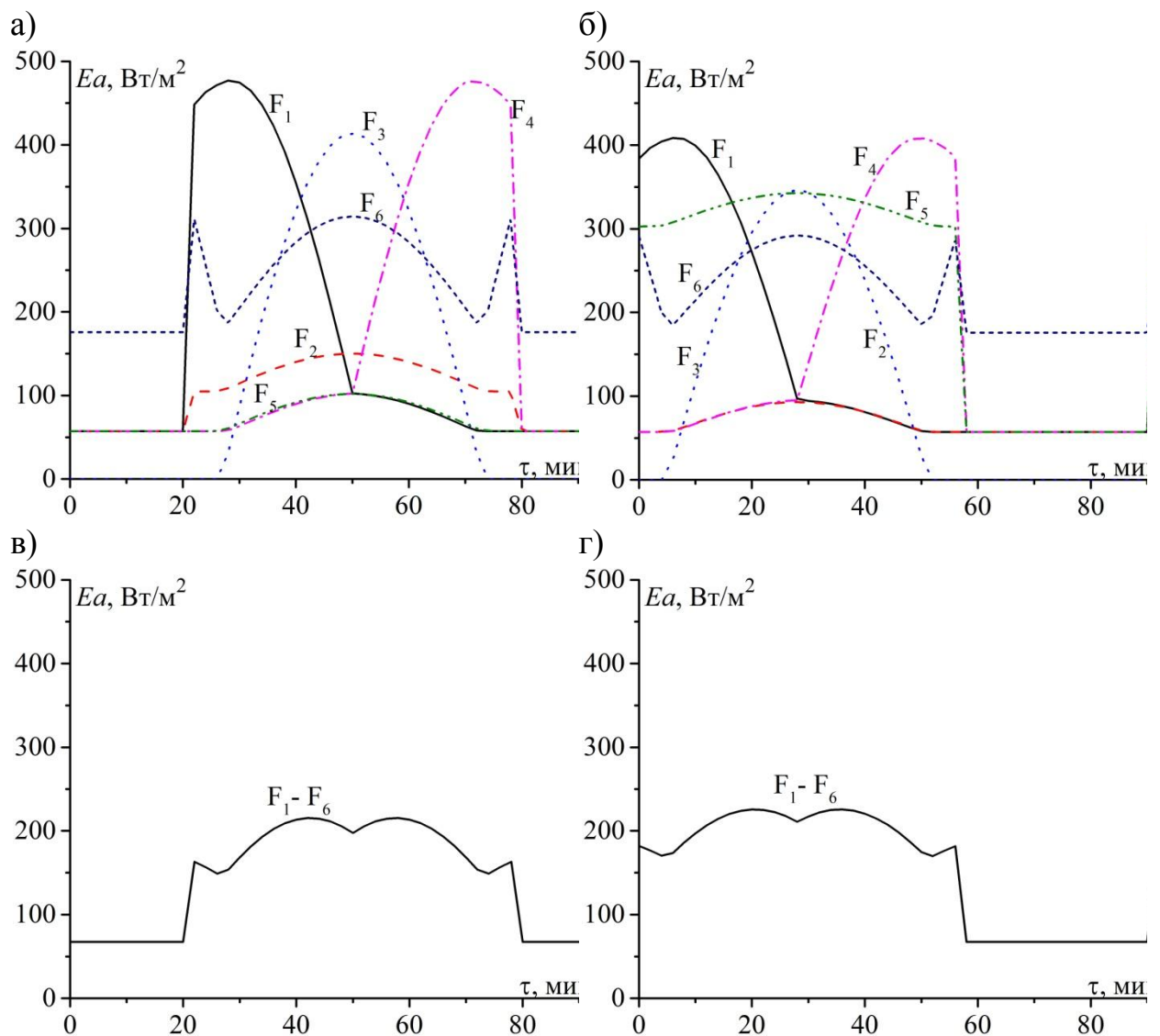


Рис. 4.1.7. Зависимость  $Ea(\tau)$  для однорадиаторной системы при разной ориентации радиаторов (а, б) и для шестирадиаторной системы (в, г) за один орбитальный период при двух характерных ориентациях орбиты МКС

Данная зависимость показывает, что использование шестирадиаторной системы позволяет сократить диапазон колебания плотности поглощенного радиаторами потока с  $\sim 0 \dots 500$  до  $\sim 70 \dots 200 \text{ Вт/м}^2$ .

Этот метод также позволяет частично компенсировать переменность внутреннего тепловыделения, поскольку в шестирадиаторной системе внутреннее тепловыделение составляет меньшую долю по отношению к внешнему теплопритоку по сравнению с однорадиаторной системой.

Постоянный внешний теплоприток в систему позволит поддерживать температуру аппаратуры на минимально допустимом уровне даже при ее отключении и при неработающем нагревателе. Необходимый тепловой баланс может быть обеспечен за счет подбора оптических характеристик ( $As_{ri}$ ,  $\varepsilon_{ri}$ ) внешней поверхности радиаторов-излучателей. При этом в некоторых случаях использование многорадиаторной системы позволяет полностью отказаться от использования нагревателя.

Очевидно, что дальнейшим развитием механизмов теплового саморегулирования систем обеспечения прецизионного теплового режима должно стать более широкое использование пассивной специальной тепловой арматуры, включающей термодиоды, и радиаторы с переменной площадью на базе газорегулируемых тепловых труб.

Потенциально эти элементы позволяют создать систему обеспечения теплового режима, полностью стабилизирующую температуру объекта терморегулирования при значительной переменности, как внешних тепловых условий, так и внутреннего тепловыделения объекта.

#### 4.1.3 Практическая реализация и экспериментальное подтверждение пассивных механизмов саморегулирования системы обеспечения теплового режима рентгеновского монитора

Существуют космические платформы, на внешней поверхности которых внешние тепловые условия чрезвычайно переменны. Это сильно затрудняет размещение астрофизических приборов, требующих низкотемпературную термостабилизацию приемников излучения.

В частности данная проблема возникла при создании системы обеспечения теплового режима рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН – основного инструмента для проведения астрофизического эксперимента «Монитор всего неба» по высокоточному измерению поверхностной яркости космического рентгеновского фона [24]. СПИН-Х1-МВН должен быть

установлен с зенитной ориентацией на универсальном рабочем месте (УРМ), размещенном на внешней поверхности Российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) (см. рис. 1.1.4) [23].

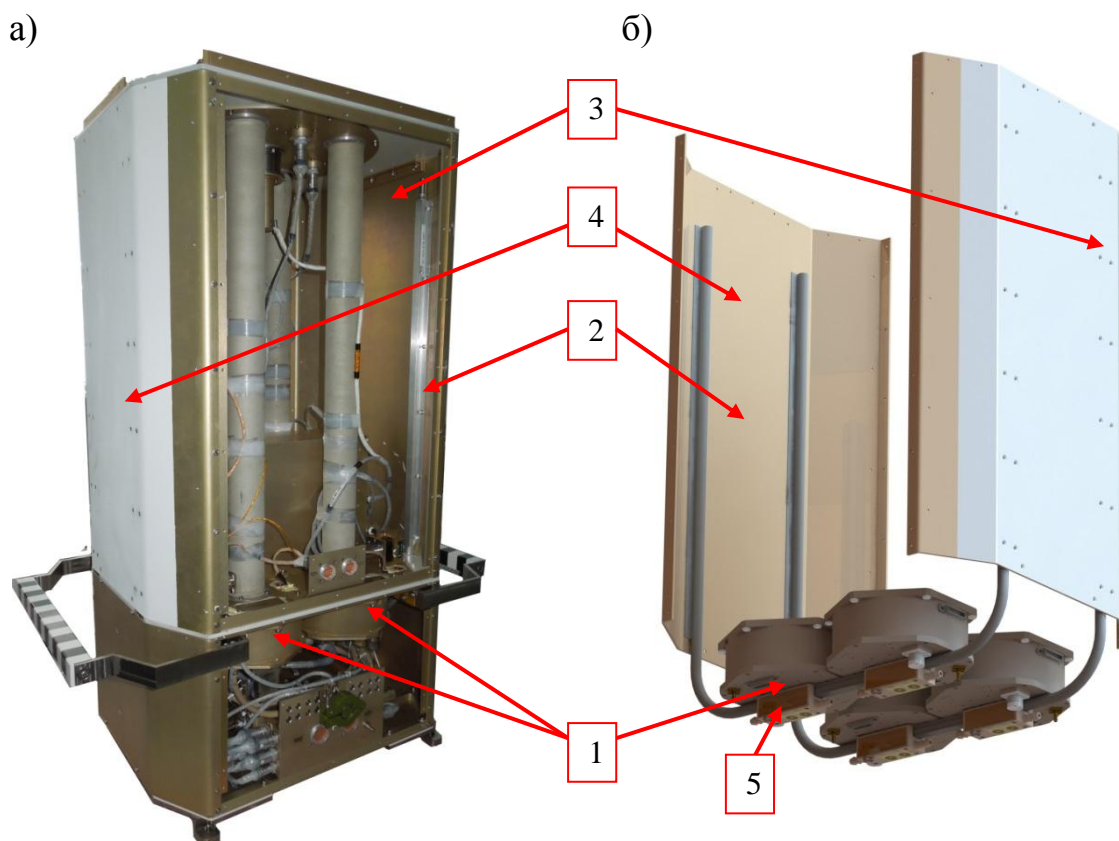
Переменность тепловых потоков, воздействующих на внешнюю поверхность СПИН-Х1-МВН, определяется не только потоками от Солнца и планеты (см. рис. 4.1.4), но переотраженными и переизлученными потоками от поверхности МКС. Этот фактор усиливает переменность поглощаемого потока.

Сильное противоречие между необходимостью точной термостабилизации детекторов в диапазоне температуры  $-30,0 \pm 2,5$  °С и значительной переменностью тепловых потоков, воздействующих на внешнюю поверхность, проявилось при разработке СОТР детекторов рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН.

Это являлось основанием использования механизм саморегулирования в данной СОТР на предварительном (грубом) уровне термостабилизации детекторов.

У монитора имеется четыре незранированные от внешнего пространства ортогональных поверхности, которые потенциально могут быть использованы в качестве радиаторов. Однако анализ ограничений компоновки прибора показал, что радиаторы могут быть размещены только на двух боковых поверхностях. Этот вариант соответствует проточной СОТР [187], которая не является оптимальной для условий МКС. Поэтому был реализован компромиссный вариант, двух оппозитных радиаторов, но не с плоской, а трапецеидальной поверхностью (см. рис. 4.1.8 – 3, 4) [57].

Данные радиаторы соединены двумя U-образными тепловыми трубами, сконфигурированными в параллельных плоскостях. На каждой из этих труб закреплены через теплопроводы по два объекта терморегулирования – блоки рентгеновских детекторов.



Элементы СОТР детекторов СПИН-Х1-МВН: 1 – объект терморегулирования (БРД); 2 – U-образная тепловая труба; 3 – радиатор № 1; 4 – радиатор № 2; 5 – теплопровод

Рис. 4.1.8. Основные элементы СОТР рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН интегрированные в прибор (а) и показанные отдельно (б)

Такая ориентация и конфигурация радиаторов позволила сократить период переменности поглощенного двумя радиаторами теплового потока по сравнению с тепловым потоком поглощенным одним радиатором при использовании стандартной однорадиаторной схемы (см. рис. 4.1.9).

Сокращение периода переменности повысило эффективность сглаживания температуры за счет теплоемкости. В свою очередь, это позволило сократить колебания температуры основания блока детектора при отсутствии активного терморегулирования с  $\pm 13,5$  до  $\pm 6,5^{\circ}\text{C}$  при самых неблагоприятных внешних условиях (см. рис. 4.1.10).

Хотя, механизм саморегулирования позволяет существенно уменьшить переменность внешних тепловых условий за орбитальный период, но не дает возможность компенсировать годовое периодическое изменение этой переменности. Данное изменение температуры было скомпенсиро-

но за счет введения точного активного уровня термостабилизации, который будет описан в разделе 4.3.3.

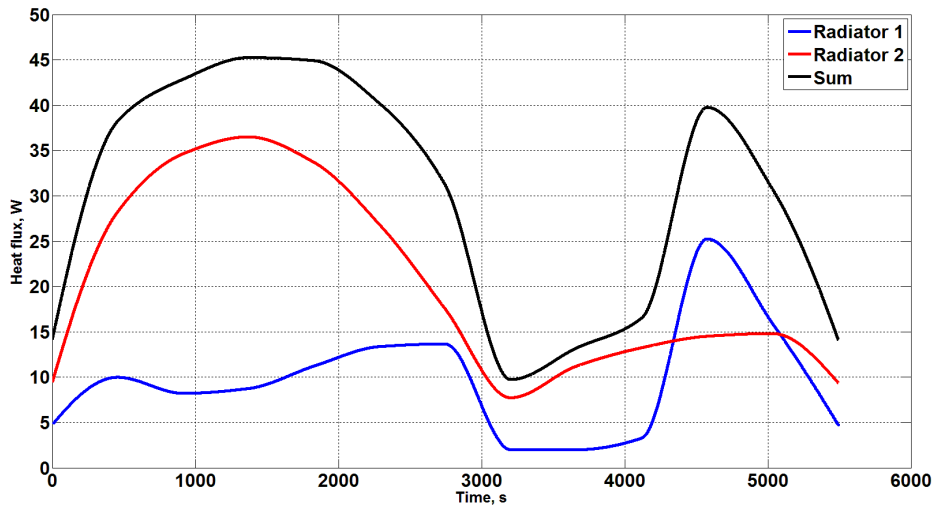


Рис. 4.1.9. Типовой профиль поглощенного лучистого потока (Вт) за один орбитальный период отдельно каждым радиатором (Radiator 1, Radiator 2) и суммарно двумя радиаторами (Sum) СОТР детекторов рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН

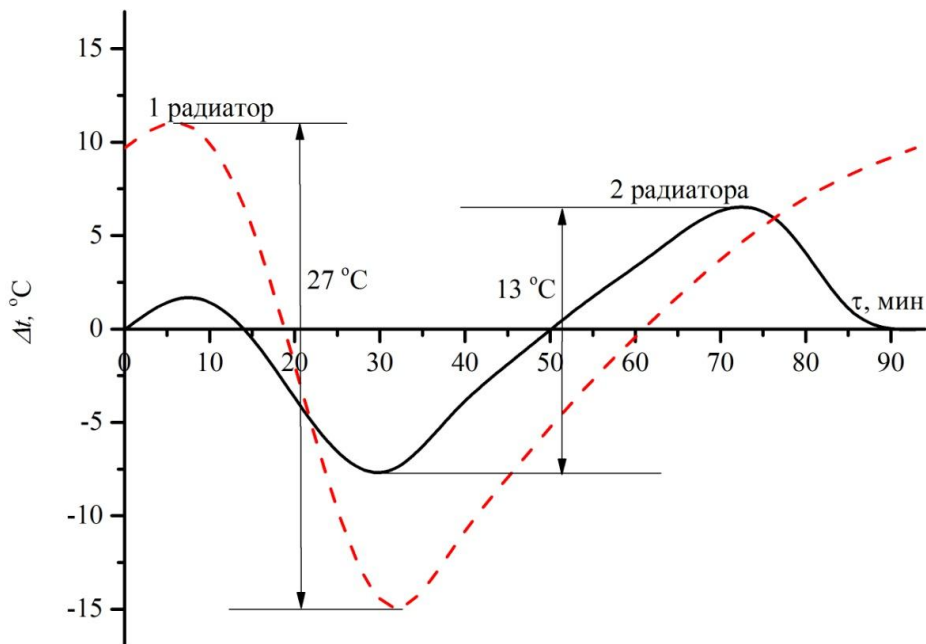


Рис. 4.1.10. Профили температуры на основаниях БРД при использовании только пассивных средств терморегулирования (одного или двух радиаторов) за один орбитальный период при наиболее переменных внешних тепловых условиях



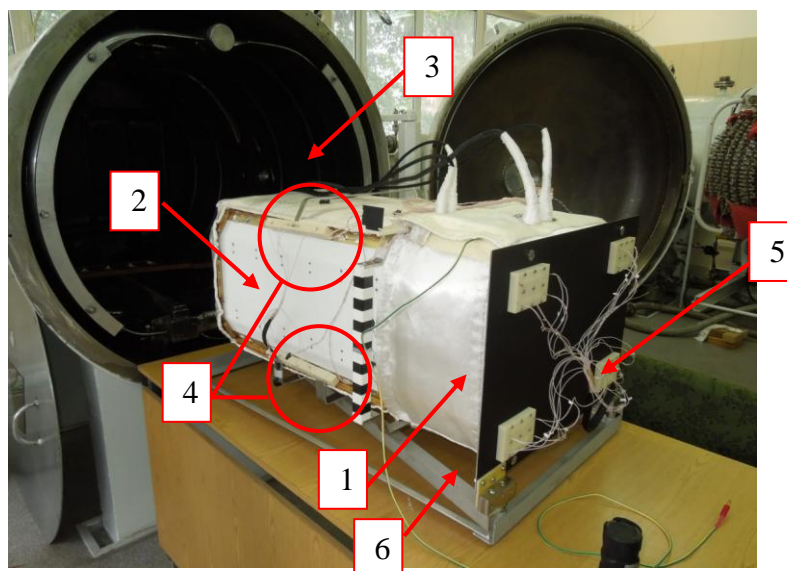
Для экспериментального исследования работы такой комплексной СОТР, в том числе и для изучения свойств пассивного механизма саморегулирования, были проведены тепловакуумные испытания образца СПИН-Х1-МВН для конструкторско-доводочных испытаний (КДИ).

Для испытаний использовалась тепловакуумная камера ТВУ-2,5 объемом 2,5 м<sup>3</sup> с экранами, охлаждаемыми жидким азотом (3 – см. рис. 4.1.11).

Имитация внешних тепловых потоков, воздействующих на оппозитные радиаторы (см. рис. 4.1.10), осуществлялась методом поглощенных тепловых потоков (см. раздел. 3.3.1) с помощью контактных нагревателей (4). Для имитации теплового интерфейса СПИН-Х1-МВН с посадочными местами на МКС использовался имитатор посадочных мест (5). Поскольку в объекте испытания имелись тепловые трубы, то для него была изготовлена система горизонтирования (6), обеспечивающая возможность функционирования тепловых труб при воздействии силы тяжести.

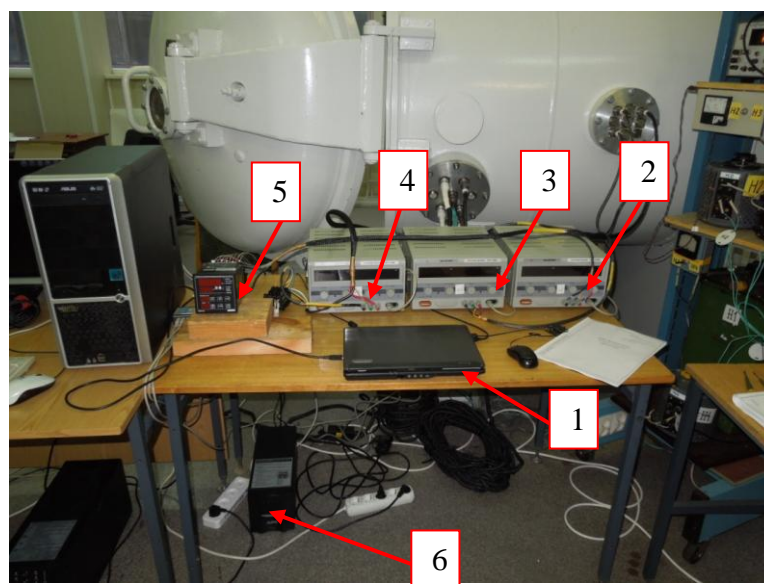
Общая продолжительность ТВИ составила 10,5 суток. Испытания включали «холодный» и «теплый» режимы. «Холодный» имитировал функционирование монитора на орбите, плоскость которой перпендикулярна плоскости, в которой лежит направление на Солнце, при минимальной температуре посадочных мест монитора. В процессе «теплого» режима воспроизводились внешние тепловые условия, соответствующие ориентации орбиты, при которой направление на Солнце лежит в этой плоскости, а посадочные места прибора имеют максимально допустимую температуру.

На рисунке 4.1.12 представлена система управления имитаторами внешних тепловых условий.



1 – рентгеновский монитор СПИН-Х1-МВН; 2 – один из двух оппозитных радиаторов СОТР детекторов; 3 – вакуумная камера ТВУ-2,5; 4 – нагреватели имитатора внешних тепловых потоков, воздействующих на радиаторы; 5 – имитатор посадочных мест СПИН-Х1-МВН на МКС; 6 – система горизонтирования объекта испытания

Рис. 4.1.11. СПИН-Х1-МВН с имитаторами внешних тепловых условий и тепловакуумная камера ТВУ-2,5



1 - управляющий компьютер; управляемые источники питания: 2, 3 - для имитаторов поглощенного теплового потока, 4 - для имитатора посадочных; 5 - система автоматического поддержания температуры посадочных мест, содержащая измеритель-регулятор микропроцессорный TPM148T и твердотельное реле CRYDOM DRA4-CMX100D10 6 – источник бесперебойного питания

Рис. 4.1.12. Система управления имитаторами внешних тепловых условий

В процессе ТВИ СПИН-Х1-МВН постоянно функционировал в режиме наблюдений, кроме двух периодов по 4 часа, в течение которых проверялась работоспособность прибора.

Размещение датчиков температуры в объекте испытаний позволяло ответить на все основные вопросы по функционированию СОТР детекторов. Датчики, которые использовались для анализа работы пассивного механизма саморегулирования, представлены на рис. 4.1.13.

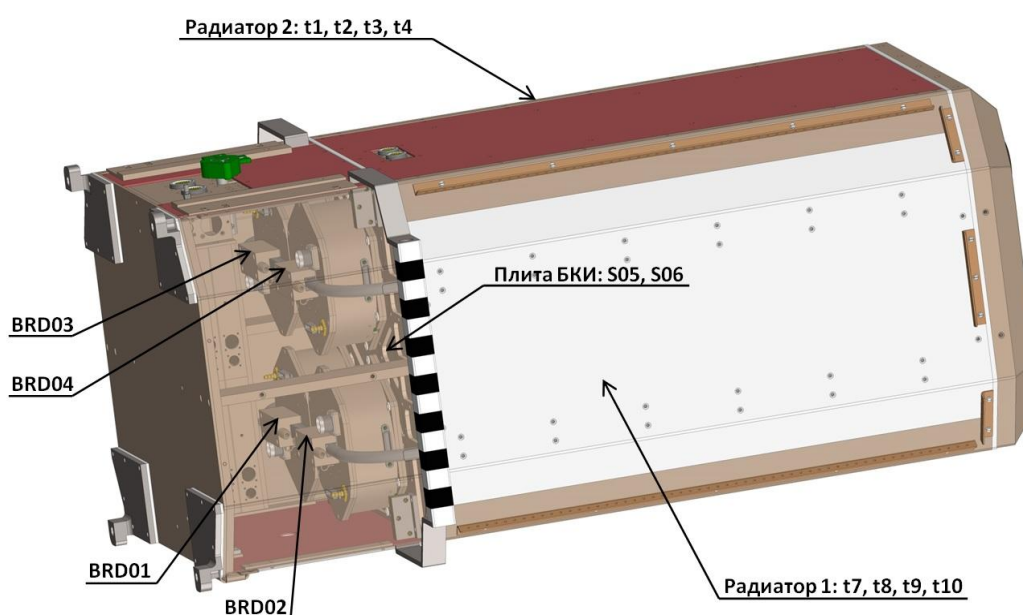


Рис. 4.1.13. Места установки датчиков температуры в СПИН-Х1-МВН, по которым анализировалась работа пассивного уровня СОТР

На рисунке 4.1.14 представлены результаты измерения температуры этими датчиками при воспроизведении «холодного» и «теплого» режима. Анализ этих результатов показывает, что механизм саморегулирования обеспечивает ограничение колебания температуры  $\Delta t_{BRDO}$  основания БРД на уровне 1...2 °С за один орбитальный период. Половина годового изменения данной температуры  $\Delta t_{BRDy}/2$  составила около 10 °С.

Удалось создать достаточно эффективные тепловые барьеры между разнотемпературными зонами прибора. Так, разница температуры между основаниями БРД и примыкающей к ним плите БКИ (блоков калибровоч-

ных источников) составила  $\Delta t_{BRD-BKI} \approx 17,5 \text{ }^\circ\text{C}$ , а между основаниями БРД и посадочными местами телескопа ( $\Delta t_{BRD-MP}$ ) до  $70 \text{ }^\circ\text{C}$ .

В целом, данный эксперимент подтвердил прогнозируемые свойства механизма саморегулирования, реализованного в виде двухрадиаторной СОТР детекторов рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН.

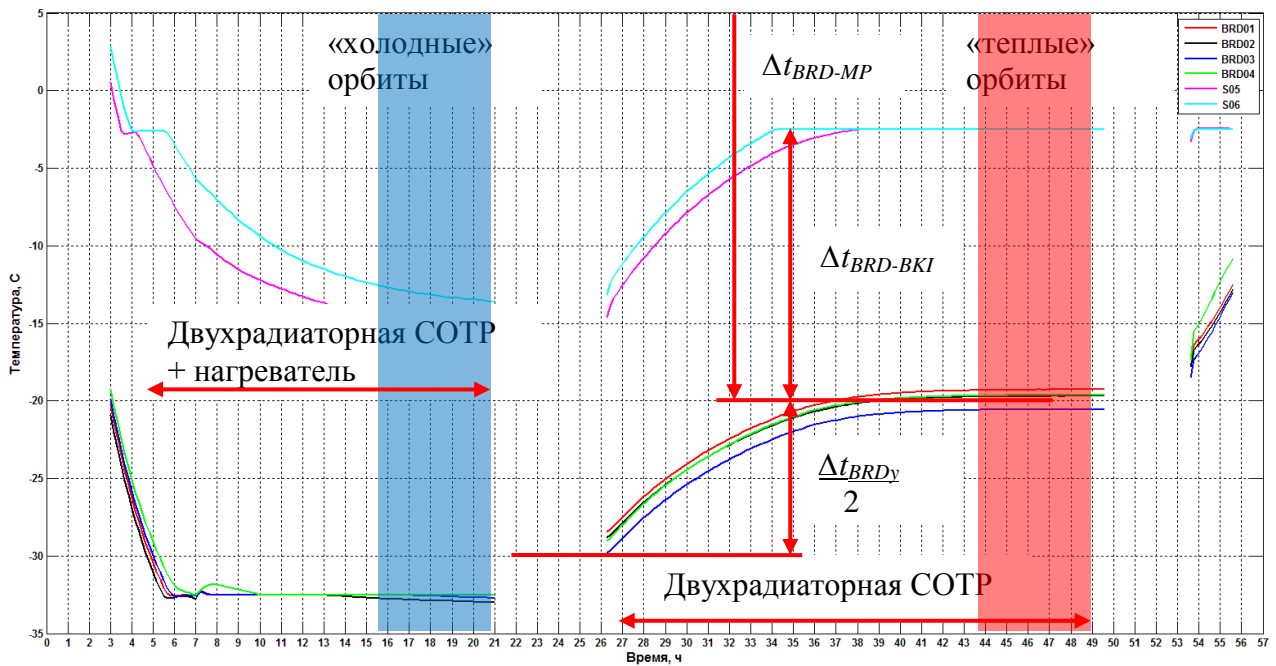


Рис. 4.1.14. Показания датчиков температуры в СПИН-Х1-МВН на «холодном» и «теплом» режимах, по которым анализировалась работа пассивного уровня СОТР

## **4.2 Использование анизотропии тепловых условий космического пространства для определения ориентации космических приборов**

### 4.2.1 Связь между температурой внешней поверхности объекта и его ориентацией в космическом пространстве

Как было показано в предыдущем разделе, определенная направленность (угловая анизотропия) тепловых потоков в космосе позволяет стабилизировать температуру объекта, помещенного в космическое пространство, на определенном уровне. Однако может быть решена и обратная задача – восстановление направления на источники тепловых потоков по полю температур на поверхности объекта, созданному этими источниками. Поскольку такими источниками в космосе является Солнце и близлежащая к объекту планета, то определение направления на эти источники означает определение ориентации объекта в астрономических координатах. Таким образом, элементы системы обеспечения теплового режима могут быть использованы для несвойственной им, но чрезвычайно важной функции определения ориентации космического аппарата.

При выполнении практически любой космической миссии важнейшее значение имеет знание ориентации космического аппарата (КА) относительно космических объектов (Солнца, планет, или звездного неба). Потеря информации об ориентации в большинстве случаев равносильна провалу миссии, даже при сохранении работоспособности всех остальных систем космического аппарата. Примером неудачи проекта из-за невозможности определения текущей ориентации космического аппарата могут служить марсианские миссии 1988-89 гг. «Фобос-1» и «Фобос-2».

Для определения ориентации КА служат специальные устройства – звездные и солнечные датчики, инфракрасная вертикаль. Это достаточно

сложные и дорогие элементы, надежность которых должна быть чрезвычайно высокой.

Однако на борту КА имеются данные, анализ которых позволяет получить информацию о текущей ориентации КА без использования штатной системы ориентации. Это данные о температуре поверхности КА. На основании обработки информации о поле температур внешней поверхности КА, могут быть определены направления на основные источники тепла в Солнечной системе – Солнце и близлежащую планету, что является эквивалентом информации об ориентации КА.

Существенная инерционность тепловых процессов накладывает на возможность использования этого метода некоторые ограничения. Однако использование данного метода в качестве аварийного метода при выходе из строя основной системы определения ориентации, или при необходимости идентификации участка звездного неба, находящегося в поле зрения звездного или солнечного датчика, а также в качестве основного метода при пониженных требованиях к точности определения ориентации КА вполне оправдано.

В общем случае воздействующие на поверхность КА тепловые потоки: прямое солнечное излучение ( $E_s$ ), собственное излучение планеты ( $E_p$ ), отраженное от планеты солнечное излучение ( $E_{sp}$ ) имеют особенности, которые необходимо учитывать для определения взаимосвязи ориентации КА и распределения температур по его поверхности.

В качестве примера могут быть рассмотрены параметры лучистых потоков в околоземном пространстве [59, 62].

Особенности прямого солнечного излучения обусловлены значительной удаленностью Солнца от КА. Для практических тепловых расчетов Солнце может рассматриваться как бесконечно удаленный источник излучения. Поэтому лучистый поток от него на всем протяжении околоземной орбиты имеет характеристики, не зависящие от параметров орби-

ты: квазипараллельность (угловой размер солнечного диска составляет  $32'$ ); одинаковое направление в конкретный момент времени (направление на Солнце не меняется на масштабе, соизмеримом с габаритами КА); близкую к постоянной облученность  $E_{s_0} \approx 1400 \text{ Вт/м}^2$ , имеющую слабые сезонные колебания или нулевую интенсивность при заходе КА в тень Земли.

Собственное излучение Земли, напротив, из-за ее близости к КА имеет характеристики, зависящие от текущей высоты нахождения КА над Землей: расходимости излучения (до  $150$  угл. град.); облученность до  $230 \text{ Вт/м}^2$ .

Характеристики воздействующего на КА отраженного от Земли излучения Солнца также зависят от высоты орбиты КА и, кроме того, от времени, так как интенсивность этого излучения определяется переменным по времени взаимным расположением Солнца, Земли и КА.

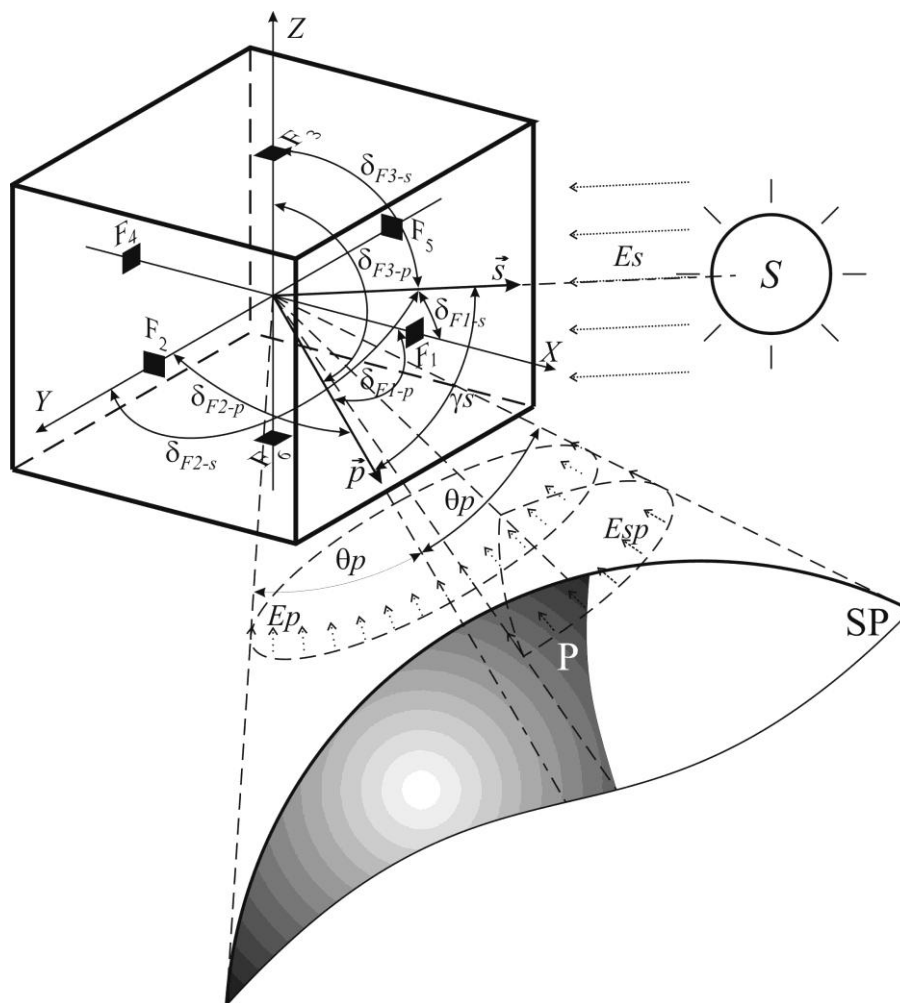
Облученность элементов корпуса КА прямым солнечным излучением может быть переменна по времени при ориентации КА на Землю или постоянна при ориентации КА на Солнце. Облученность различных элементов корпуса КА отраженным от Земли излучением Солнца всегда переменна по времени. Облученность элементов корпуса излучением Земли, напротив, постоянна по времени при ориентации КА на Землю и переменна при ориентации на Солнце.

Спектральное распределение прямого и отраженного от Земли солнечного излучения лежит в основном в видимой области. Собственное излучение Земли является инфракрасным.

Необходимо отметить следующее. Если в наземных условиях температура внешней поверхности любого тела определяется большим количеством случайных факторов (скоростью ветра, влажностью воздуха, наличием близлежащих объектов, температурой почвы и т.д.), то при размещении объекта в космическом пространстве ориентация относительно

Солнца и планеты является основным внешним фактором, формирующим поле температуры поверхности КА.

Для определения взаимосвязи ориентации и теплового режима поверхности КА может быть использована его тепловая математическая модель. Это может быть продемонстрировано на примере простейшего КА, представляющего собой куб с известными кондуктивными связями между гранями, находящийся на орбите Земли (см. рис.4.2.1).



$F_1-F_6$  – теплоприемные поверхности на гранях куба; S – Солнце; P – планета; SP – освещенная Солнцем часть планеты

Рис. 4.2.1. Схема воздействия на околоземный кубический КА внешних лучистых потоков

Если в качестве тепловых узлов КА рассматривать грани куба и предположить, что в КА отсутствует внутреннее тепловыделение, а также



отсутствует переизлучение между гранями (более сложная конфигурация и структура КА усложнит модель, но не изменит общих результатов анализа), то тепловая модель КА будет описываться следующими шестью уравнениями:

$$C_i \cdot \frac{dT_i}{d\tau} = (\varepsilon_i \cdot Ep_i + As_i \cdot (Es_i + Esp_i)) \cdot F_i + \sum_{j=1(i \neq j)}^6 \frac{T_i - T_j}{R_{i-j}} - \varepsilon_i \cdot \sigma \cdot T_i^4 \cdot F_i,$$

$$i = 1 \dots 6,$$

где  $C_i, T_i$  – значения теплоемкости и температуры шести тепловых узлов (телоприемные поверхности на гранях куба);

$R_{i-j}$  – тепловое сопротивление между  $i$ -тым и  $j$ -тым тепловыми узлами;

$As_i, \varepsilon_i, F_i$  – значения коэффициентов поглощения солнечного излучения, степени черноты и площади поверхности шести теплоприемных поверхностей;

$Es_i, Esp_i, Ep_i$  – мгновенные значения облученности прямым солнечным излучением, отраженным от Земли солнечным излучением и собственным излучением Земли шести теплоприемных поверхностей;

$\tau$  – время;

$\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана.

Направления на основные источники тепла – Солнце и Землю могут быть определены на основании восемнадцати значений плотности внешних лучистых потоков ( $Es_i, Esp_i, Ep_i, i=1 \dots 6$ ). Однако шести уравнений тепловой модели для их определения недостаточно. Поэтому тепловую модель необходимо дополнить не менее чем двенадцатью уравнениями. Данные уравнения могут быть получены из условия облучения всех граней куба двумя источниками (Солнцем и Землей) и неизменности взаимной ориентации граней друг относительно друга.

В силу особенностей прямого солнечного излучения, для описания величин  $Es_i$  может быть применена простейшая математическая модель. Если в качестве осей X, Y, Z, связанной с КА системы координат выбрать направления, совпадающие с нормальными к первой, второй и третьей граням куба (см. рис. 4.1.11), то могут быть составлены следующие уравнения:

$$Es_i = Es_0 \cdot \cos \delta_{Fi-S},$$

$$i = 1 \dots 6,$$

где  $Es_0$  – нормальная облученность солнечным излучением на орбите Земли (солнечная постоянная);

$\delta_{F1-S}, \delta_{F2-S}, \delta_{F3-S}$  – углы между положительными направлениями осей X, Y, Z связанной с КА системы координат и направлением на Солнце;

$\delta_{F4-S}, \delta_{F5-S}, \delta_{F6-S}$  – углы между отрицательными направлениями осей X, Y, Z связанной с КА системы координат и направлением на Солнце.

Величина  $Es$  имеет сезонные колебания от 1396 до 1444 Вт/м<sup>2</sup>, но при этом известна с высокой степенью достоверности для любого дня в течение года.

Облученности граней куба собственным излучением Земли ( $Ep_1, \dots, Ep_6$ ) описываются несколько сложнее [1]:

$$Ep_i = \frac{1 - Ap}{4} \cdot Es_0 \cdot \varphi_{Fi-p};$$

$$\varphi_{Fi-p} = \cos \delta_{Fi-p} \cdot \sin^2 \theta_p \quad \text{при } 0 \leq \delta_{Fi-p} < \frac{\pi}{2} - \theta_p;$$

$$\varphi_{Fi-p} = \frac{1}{\pi} \cdot (\cos \delta_{Fi-p} \cdot \sin^2 \theta_p \cdot (\frac{\pi}{2} - \arcsin(\operatorname{ctg} \theta_p \cdot \operatorname{ctg} \delta_{Fi-p}))) +$$

$$+ \arcsin \frac{\sqrt{\sin^2 \theta_p - \cos^2 \delta_{Fi-p}}}{\sin \delta_{Fi-p}} - \cos \theta_p \cdot \sqrt{\sin^2 \theta_p - \cos^2 \delta_{Fi-p}}$$

$$\text{при } \frac{\pi}{2} - \theta_p \leq \delta_{Fi-p} < \frac{\pi}{2} + \theta_p;$$

$$\varphi_{Fi-p} = 0 \quad \text{при } \frac{\pi}{2} + \theta_p \leq \delta_{Fi-p} \leq \pi;$$

$$i = 1 \dots 6,$$

где  $A_p$  – среднее альbedo Земли;

$\varphi_{Fi-p}$  – угловой коэффициент облучения планетой  $i$ -той грани космического аппарата;

$\delta_{F1-p}, \delta_{F2-p}, \delta_{F3-p}$  – углы между положительными направлениями осей X, Y, Z связанной с КА системы координат и направлением на центр Земли;

$\delta_{F4-p}, \delta_{F5-p}, \delta_{F6-p}$  – углы между отрицательными направлениями осей X, Y, Z связанной с КА системы координат и направлением на центр Земли;

$\theta_p$  – угол обзора планеты из точки размещения космического аппарата.

Наиболее сложная модель служит для описания облученности граней куба отраженным от Земли солнечным излучением:

$$Esp_i = A_p \cdot Es_0 \cdot \varphi_{Fi-sp};$$

$$\varphi_{Fi-sp} = f_2 \cdot \cos \delta_{Fi-p} \cdot \cos \gamma_s + f_3 \cdot \sin \delta_{Fi-p} \cdot \sin \gamma_s \cdot \cos \beta_{s_i};$$

$$i = 1 \dots 6,$$

где  $\varphi_{Fi-sp}$  – угловой коэффициент облучения освещенной Солнцем частью планеты  $i$ -той грани космического аппарата;

$f_2, f_3$  – вспомогательные функции;

$\gamma_s$  – угол между направлениями на Солнце и на КА из центра планеты;

$\beta_{s_i}$  – двугранный угол с вершиной, совпадающей с прямой, проходящей через центр планеты и КА, в одной плоскости которого лежит нормаль к  $i$ -той грани КА, а в другой направление на Солнце.

Функции  $f_2, f_3$  определяются следующим образом:

- если плоскость  $i$ -той грани КА не пересекает планету:

$$f_2(\theta p) = \frac{1}{4} \cdot (1 + \sin^2 \theta p + 2 \cdot \sin^3 \theta p + \frac{\cos^4 \theta p}{2 \cdot \sin \theta p} \cdot \ln \frac{1 - \sin \theta p}{1 + \sin \theta p});$$

$$f_3(\theta p) = \frac{\cos^2 \theta p \cdot (3 + \sin^2 \theta p)}{16 \cdot \sin \theta p} \cdot \ln \frac{1 + \sin \theta p}{1 - \sin \theta p} - \frac{(1 - \sin \theta p) \cdot (3 + 3 \sin \theta p + 2 \cdot \sin^2 \theta p)}{8};$$

- если плоскость  $i$ -той грани КА пересекает планету:

$$f_2(\theta p, \delta_{Fi-p}) = \frac{f_2(\theta p)}{\sin^2 \theta p} \cdot \varphi_{Fi-p};$$

$$f_3(\theta p, \delta_{Fi-p}) = f_3(\theta p) \text{ при } 0 \leq \delta_{Fi-p} \leq \frac{\pi}{2} - \theta p;$$

$$f_3(\theta p, \delta_{Fi-p}) = f_3(\theta p) \cdot \frac{\theta p + \frac{\pi}{2} - \delta_{Fi-p}}{2 \cdot \theta p} \text{ при } \frac{\pi}{2} - \theta p \leq \delta_{Fi-p} \leq \frac{\pi}{2} + \theta p.$$

Недостающие уравнения могут быть получены из произведений единичных векторов:

- направленного на Солнце –  $\vec{S}(\cos \delta_{F1-S}, \cos \delta_{F2-S}, \cos \delta_{F3-S})$ ;

- направленного на Землю –  $\vec{p}(\cos \delta_{F1-p}, \cos \delta_{F2-p}, \cos \delta_{F3-p})$ ;

- орт:  $\vec{e}_x(1,0,0)$ ,  $\vec{e}_y(0,1,0)$ ,  $\vec{e}_z(0,0,1)$ .

Эти произведения имеют следующий вид:

$$\begin{cases} \vec{S} \cdot \begin{bmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \end{bmatrix} = \vec{S} \cdot \begin{pmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \end{pmatrix} - \vec{e}_x \cdot \begin{pmatrix} \vec{S} \\ \vec{e}_y \end{pmatrix} \\ \vec{p} \cdot \begin{bmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \end{bmatrix} = \vec{p} \cdot \begin{pmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \end{pmatrix} - \vec{e}_x \cdot \begin{pmatrix} \vec{p} \\ \vec{e}_y \end{pmatrix} \\ \begin{bmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \end{bmatrix} = \vec{e}_z \end{cases}$$

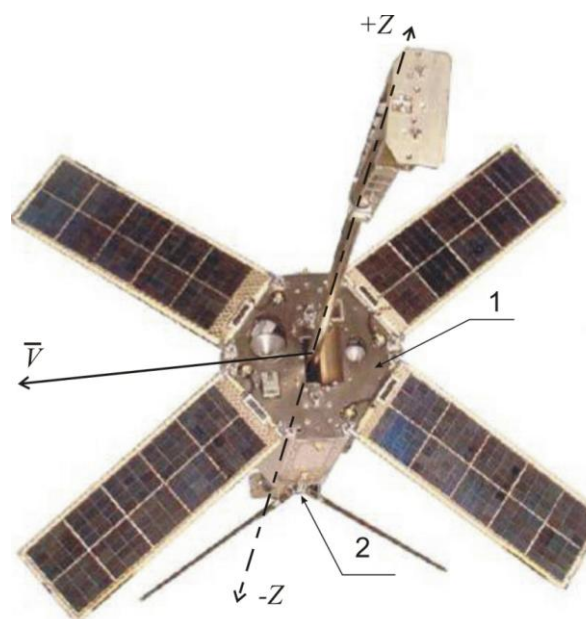
Таким образом, на базе тепловой математической модели была построена модель, позволяющая аналитически вычислить углы между осями связанной с КА системы координат и направлениями на Солнце –  $\delta_{ni-S}$ , и на планету –  $\delta_{ni-p}$ , то есть определить ориентацию КА.

Для расчета этих углов использован гипотетический объект, имеющий простейшую конфигурацию и тарированные тепловые связи между тепловыми узлами. Поэтому для такого объекта удалось аналитически связать углы ориентации с температурой поверхности. Современные КА имеют достаточно сложную конфигурацию и описываются чрезвычайно сложной математической тепловой моделью. И даже такая модель, как правило, не полностью описывает реальный процесс теплообмена и изменения значений температуры тепловых узлов КА. Причиной этого являются трудно учитываемые факторы, такие как нестабильность значений контактных тепловых сопротивлений в конструкции КА, сложная картина переотражения и переизлучения тепловых и световых потоков между тепловыми узлами, изменение оптических характеристик внешней поверхности за счет деградации и загрязнения и т.д.

Поэтому использование полноразмерной тепловой модели для определения ориентации с достаточной точностью представляется затруднительным. Такая тепловая модель может использоваться для получения качественной картины ориентации КА.

#### 4.2.2 Экспериментальное исследование способа определения ориентации космического объекта по данным температуры его поверхности

Подобным образом тепловая модель была использована при определении ориентации российско-австралийского микроспутника «Колибри» в 2002 году [188]. В данном КА применялась гравитационная система ориентации. Принцип ее работы состоял в превращении микроспутника в систему из двух связанных и разнесенных масс, и последующем ориентировании этой системы в поле силы тяжести Земли. Для процесса разделения масс микроспутника использовался специальный механизм с пластинчатой разворачиваемой штангой типа рулетки (см. рис. 4.2.2).



+Z – направление в зенит; -Z – направление на Землю;  $\vec{V}$  – направление скорости; 1 – торцевая панель, освещаемая солнцем; 2 – торцевая панель, облучаемая Землей

Рис. 4.2.2. Микроспутник «Колибри»

В гравитационном поле подобная система может занимать два устойчивых положения – выдвигающимся грузом вверх (штатное положение) либо вниз (перевернутое положение). При этом из-за дефицита места в качестве системы определения ориентации КА использовался один из штатных научных приборов, регистрирующий параметры магнитного поля Земли. Определение ориентации с помощью этого прибора было достаточно продолжительным процессом. После выдвижения штанги и стабилизации микроспутника в определенном положении телеметрическая информация показала, что температура торцевой панели, которая должна быть направлена к Земле, соответствует случаю освещения этой панели Солнцем (см. рис. 4.2.3). Признаками этого являлось периодичность изменения температуры, соответствующая периодичности вращения аппарата относительно Солнца и температура, соответствующая уровню облученности панели Солнцем.

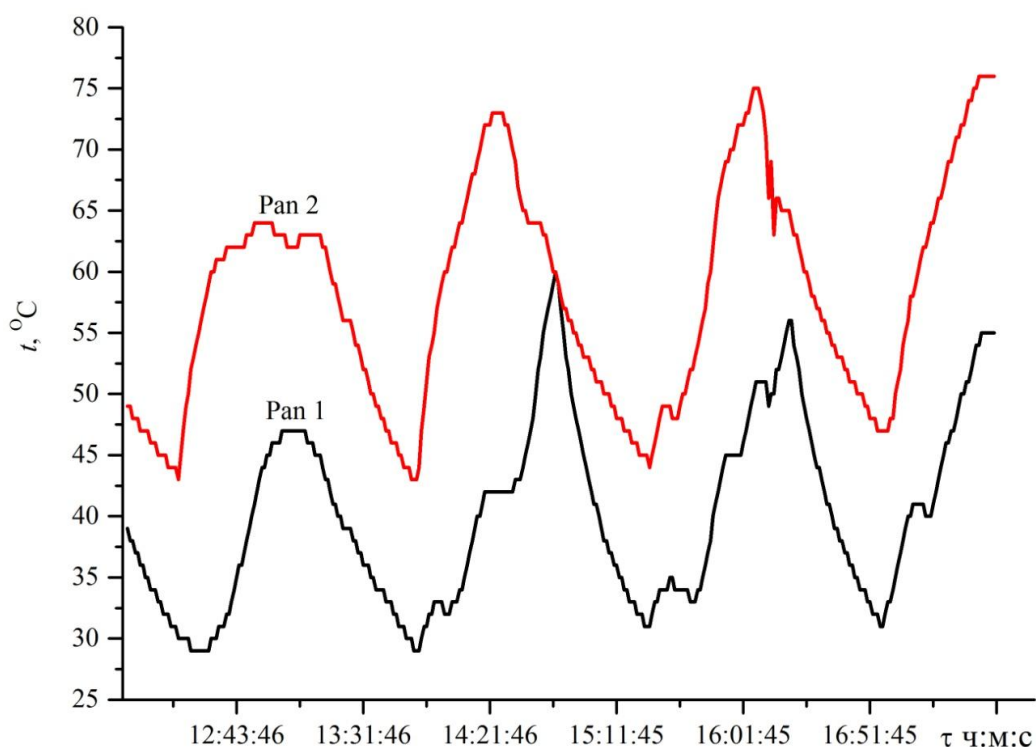


Рис. 4.2.3. Изменение по времени температуры панели №1 (Pan1) и панели №2 (Pan2) микроспутника «Колибри» после начала функционирования в космическом пространстве

Из анализа температур внешней поверхности был сделан вывод о том, что микроспутник был стабилизирован в перевернутом положении [32]. Спустя сутки данный вывод был подтвержден анализом показаний штатной системы определения ориентации, после чего была проведена процедура переворачивания микроспутника.

Данный случай являлся первым реальным использованием системы измерения температур для определения ориентации КА.

Этот случай помог сформулировать основные принципы, позволяющие применять систему измерения температур для определения ориентации КА. Данная система может использоваться в качестве системы определения ориентации, если на поверхности КА имеются плоские разнонаправленные зоны, обладающие следующими свойствами:

- данные зоны должны иметь постоянную ориентацию относительно связанной с КА системой координат;

- оптические характеристики данных зон должны быть известны;
- должно отсутствовать экранирование этих зон от космического пространства другими элементами конструкции;
- таких зон должно быть не менее шести, ориентированных таким образом, что бы каждая ось связанной с КА системы координат составляла с нормалью хотя бы к одной зоне угол менее 30 (теоретически менее 90) градусов в положительном и отрицательном направлениях;
- желательно чтобы тепловая восприимчивость этих зон к внешним факторам космического пространства была бы значительно выше, чем к внутренним тепловым факторам КА;
- теплоемкость данных зон должна быть минимальной.

В некоторых КА (например, в микроспутнике «Колибри») такие зоны существуют. В тех аппаратах, в которых подобные зоны выделить сложно, они могут быть созданы искусственно, в виде отдельных внешних элементов, устанавливаемых на поверхности КА [62].

Для исследования такой возможности был создан макет подобного устройства, названный термочувствительным элементом (ТЧЭ). Система определения ориентации на базе термочувствительных элементов названа термодинамической системой определения ориентации (ТДСОО).

Макет ТЧЭ имеет чрезвычайно надежную простую и дешевую конструкцию. В состав ТЧЭ входят (см. рис.4.2.4):

- теплоприемная пластина (1) из высокотеплопроводного металла со специальным покрытием, имеющим тарированные оптические характеристики;
- термометр сопротивления (2), установленный в центре пластины (1) таким образом, чтобы тепловое сопротивление между ними было минимальным;



- четырехлучевая опора (3), выполненная из тонкостенной малотеплопроводной пластины (материал – нержавеющая сталь или титан), одновременно являющаяся тепловой развязкой между термочувствительной пластиной и корпусом КА;
- стеклотекстолитовое основание (4) с электрическими выводами, соединенными с термометром сопротивления;
- теплоизоляционный экран (5), уменьшающий радиационный поток к теплоприемной пластине от элементов конструкции.



Рис. 4.2.4. Элементы ТЧЭ

Было сделано два типа ТЧЭ: «солнечный» и «земной» (см. рис.4.2.5). Данные типы различались оптическими характеристиками покрытия теплоприемной пластины. «Солнечный» ТЧЭ был особенно чувствителен к видимому солнечному излучению за счет покрытия типа «черный никель», имеющего  $A_s=0,9$  и  $\varepsilon=0,3$ . «Планетный» ТЧЭ обладал повышенной чувствительностью к инфракрасному излучению Земли за счет покрытия типа АК-573, имеющего термооптические характеристики:  $A_s=0,2$  и  $\varepsilon=0,8$ .

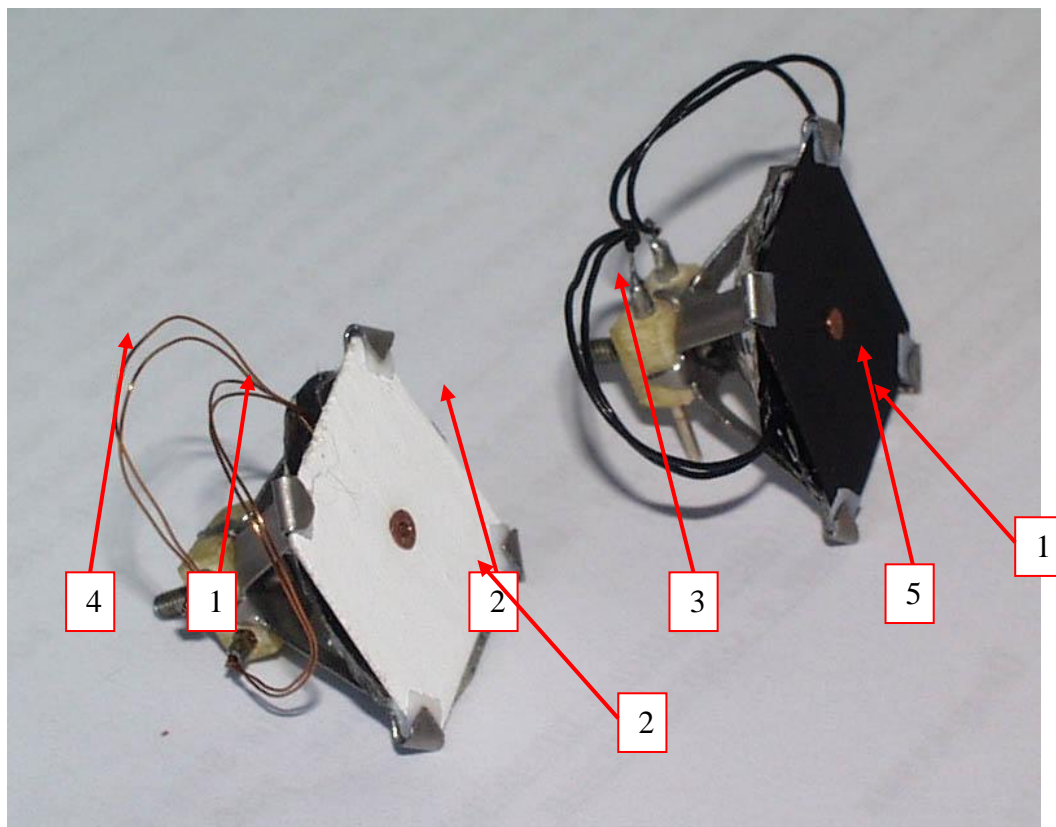


Рис. 4.2.5. Общий вид «солнечного» (1) и «планетного» (2) ТЧЭ

ТСОО должна включать не менее 12 таких элементов по одному «земному» и одному «солнечному» перпендикулярно каждой оси связанной с КА системой координат в положительном и отрицательном направлении.

Для определения возможности использования ТЧЭ в качестве элемента, чувствительного к изменению направления на Солнце, было проведено экспериментальное исследование восьми макетов ТЧЭ, отличающихся параметрами термочувствительных пластин, характеристики которых представлены в таблице 4.1.1.

Данные макеты ТЧЭ были помещены в вакуумную камеру ТВУ-2,5 с имитатором солнца ИСИ-0,8 [53], в которой имитировались основные тепловые факторы космического пространства: «холод», «чернота», солнечное и планетное излучение (см. рис.4.2.6). Макеты были размещены на

опорно-поворотном устройстве (ОПУ), позволяющем поворачивать ТЧЭ таким образом, чтобы угол между нормалью к теплоприемной пластине и направлением на Солнце изменялся в диапазоне от -90 до +90 угл. град. Данное ОПУ одновременно являлось имитатором покрытого экрано-вакуумной теплоизоляции корпуса КА.

Таблица 4.1.1. Характеристики теплоприемных пластин исследуемых ТЧЭ

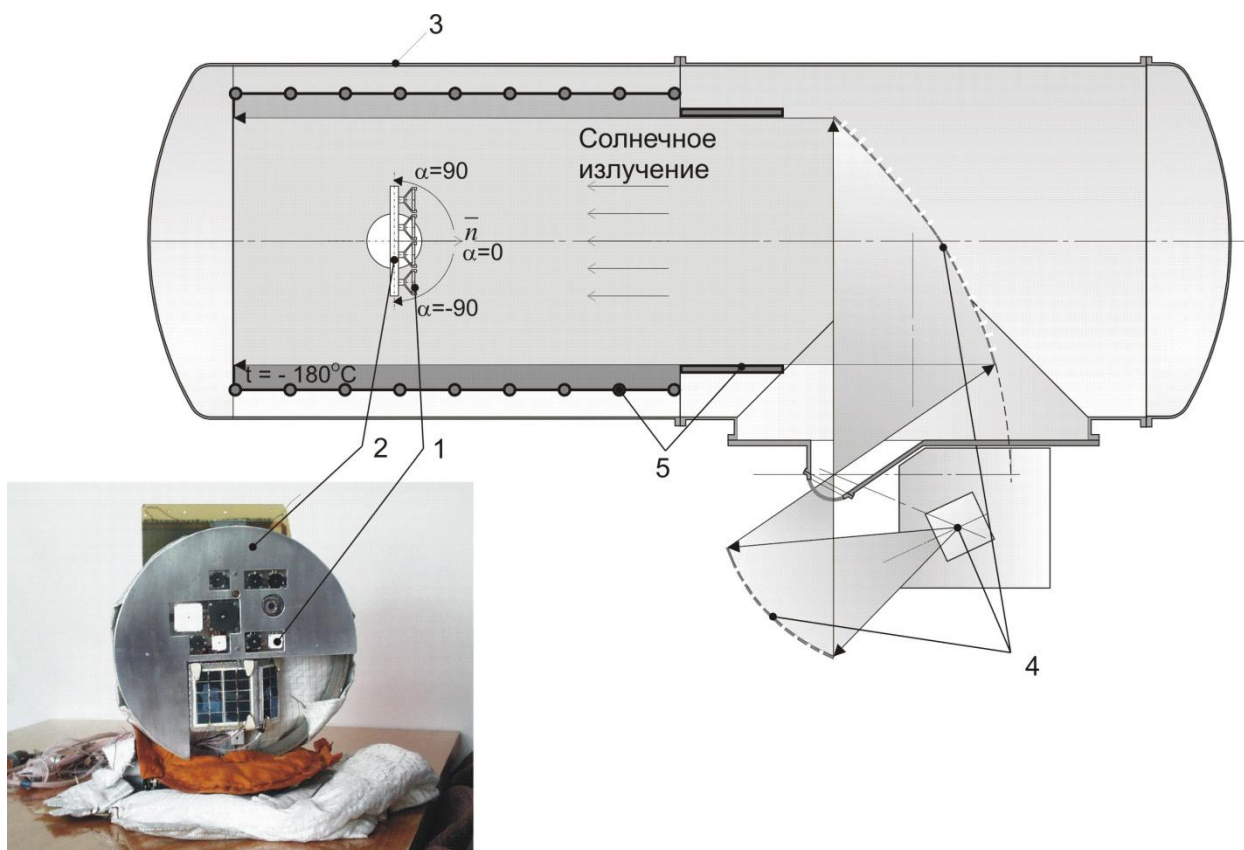
№ ТЧЭ	Характеристики теплоприемной пластины					Тип ТЧЭ
	Размер, мм	Толщина, мм	Материал	Оптические характеристики покрытия		
				As	$\epsilon$	
1	20x20	0,3	сплав Д16	0,9	0,3	«солнечный»
2	20x20	0,3	сплав Д16	0,2	0,8	«планетный»
3	20x20	0,5	сплав Д16	0,9	0,3	«солнечный»
4	20x20	0,5	сплав Д16	0,2	0,8	«планетный»
5	20x20	0,25	медь	0,9	0,3	«солнечный»
6	20x20	0,25	медь	0,9	0,3	«планетный»
7	40x40	0,3	сплав Д16	0,9	0,3	«солнечный»
8	40x40	0,3	сплав Д16	0,2	0,8	«планетный»

Первоначальный угол между нормалью к теплоприемным пластинам и направлением на Солнце составлял -90 угл. град. Поворот ТЧЭ от -90 до +90 угл. град. осуществлялся с различными угловыми скоростями, имитирующими возможное вращение КА.

Зависимость температуры теплоприемных пластин (для базовых ТЧЭ №1 и №2) от угла между нормалью к ним и направлением на Солнце представлена на рис. 4.1.19: а) – для скорости вращения 1,5 угл. град./мин; б) – 4 угл. град./мин; в) – 10 угл. град./мин; г) – 20 угл. град./мин; д) – 30 угл. град./мин.

Анализ представленных экспериментальных данных показывает, что, во-первых, предложенная конструкция ТЧЭ является достаточно чувствительной для определения ориентации относительно Солнца. Во-вторых, чувствительность данного метода определения ориентации снижа-

ется при увеличении скорости вращения КА относительно Солнца из-за повышения роли тепловой инерции теплоприемной пластины.



1 – ТЧЭ; 2 – ОПУ; 3 – вакуумная камера; 4 – имитатор солнца; 5 – криогенные экраны

Рис. 4.2.6. Схема экспериментальной установки для исследования характеристик ТЧЭ

Для оценки возможности определения ориентации относительно Солнца с помощью ТЧЭ целесообразно ввести параметр, связывающий дифференциальные температурные и угловые характеристики ТЧЭ. Таким параметром может служить чувствительность  $K$ , показывающая изменение температуры теплоприемной пластины ТЧЭ при повороте ТЧЭ относительно Солнца на один угловой градус.

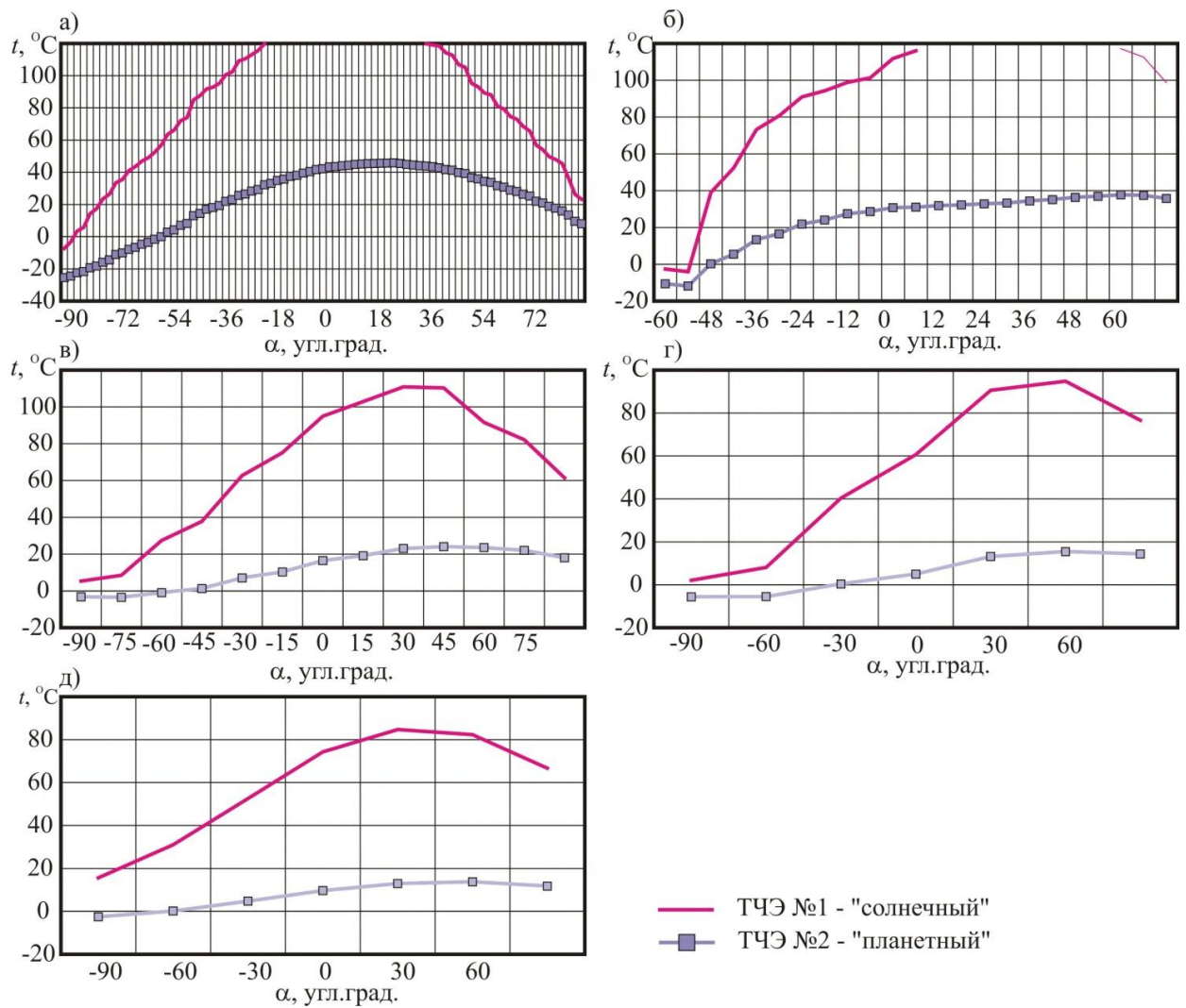


Рис. 4.2.7. Зависимость температуры теплоприемных пластин ТЧЭ №1 и №2 от угла между нормалью к ним и направлением на Солнце

Зависимость чувствительности  $K$  ТЧЭ от угла  $\alpha$  между нормалью к теплоприемной пластине и направлением на Солнце, полученная на основании экспериментальных данных, представлена на рис. 4.2.8.

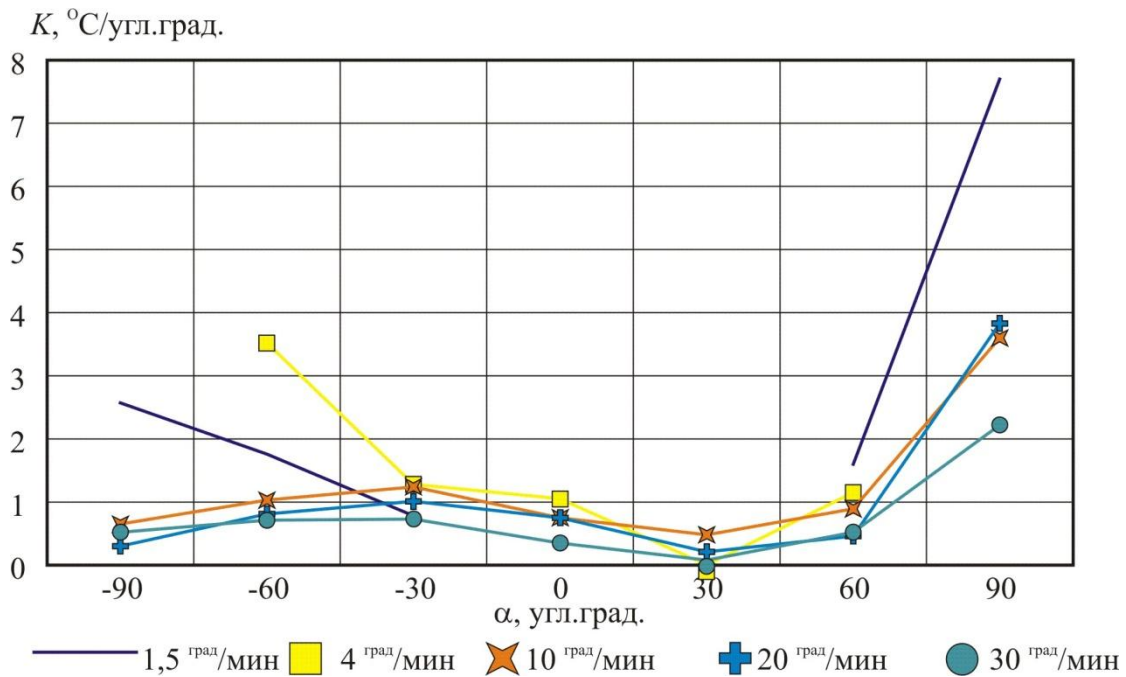


Рис. 4.2.8. Зависимость чувствительности ТЧЭ от угла между нормалью к теплоприемной пластине и направлением на Солнце

Таким образом, при средней чувствительности ТЧЭ  $1,2 \text{ }^\circ\text{C}/\text{угл. град.}$  точность определения направления на Солнце может составить  $5^\circ\text{угл. мин.}$  при точности измерения температуры  $0,1 \text{ }^\circ\text{C}$ , что может быть достигнуто при использовании стандартных термометров сопротивления и индивидуальной калибровке каждого ТЧЭ.

В процессе проведения эксперимента было также исследовано влияние материала, толщины и площади теплопроводной пластины на ее чувствительность.

Установлено, что замена алюминиевого сплава на медь при изготовлении теплоприемной пластины практически не влияет на чувствительность ТЧЭ (см. рис.4.2.9).

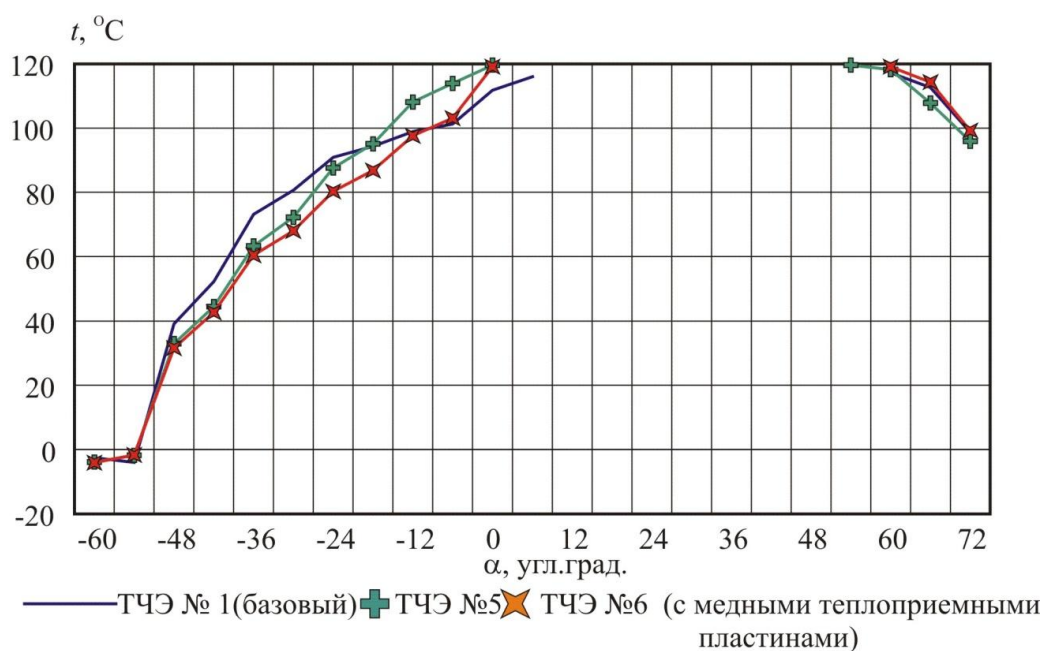


Рис. 4.2.9. Зависимость температуры алюминиевой и медных теплоприемных пластин от угла между нормалью к ним и направлением на Солнце

Увеличение площади теплоприемной пластины повышает чувствительность ТЧЭ при угле между нормалью к пластине и направлением на Солнце менее 45 угл. град. (см. рис.4.2.10).

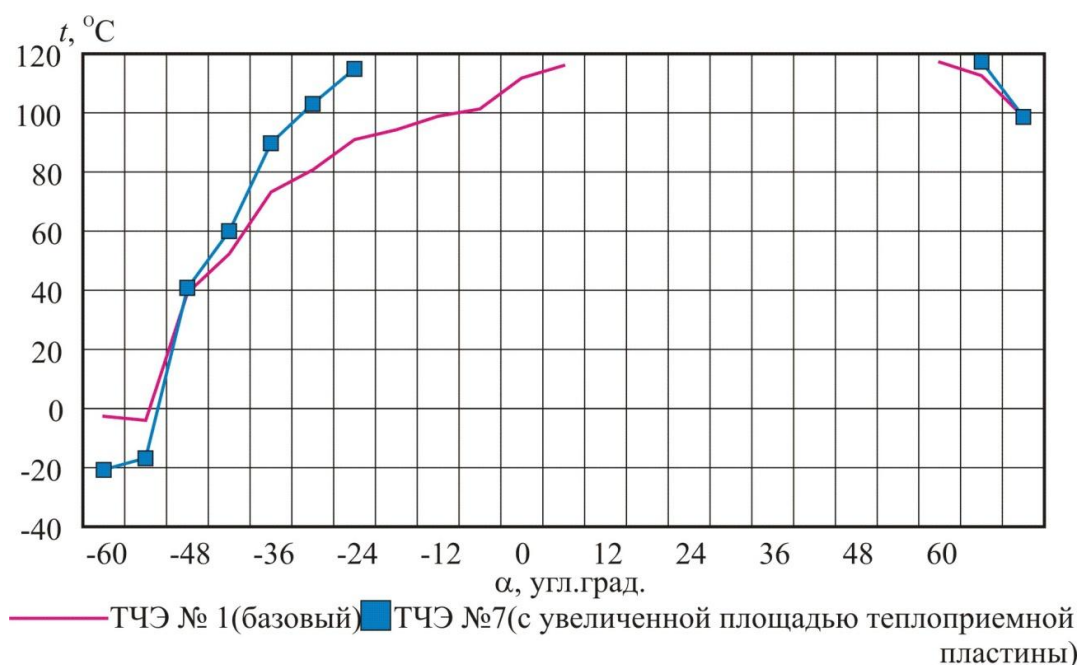


Рис. 4.2.10. Зависимость температуры теплоприемных пластин размерами 20x20 и 40x40 мм от угла между нормалью к ним и направлением на Солнце

Повышение толщины теплоприемной пластины существенно снижает ее реакцию на изменения направления солнечного излучения (см. рис.4.2.11).

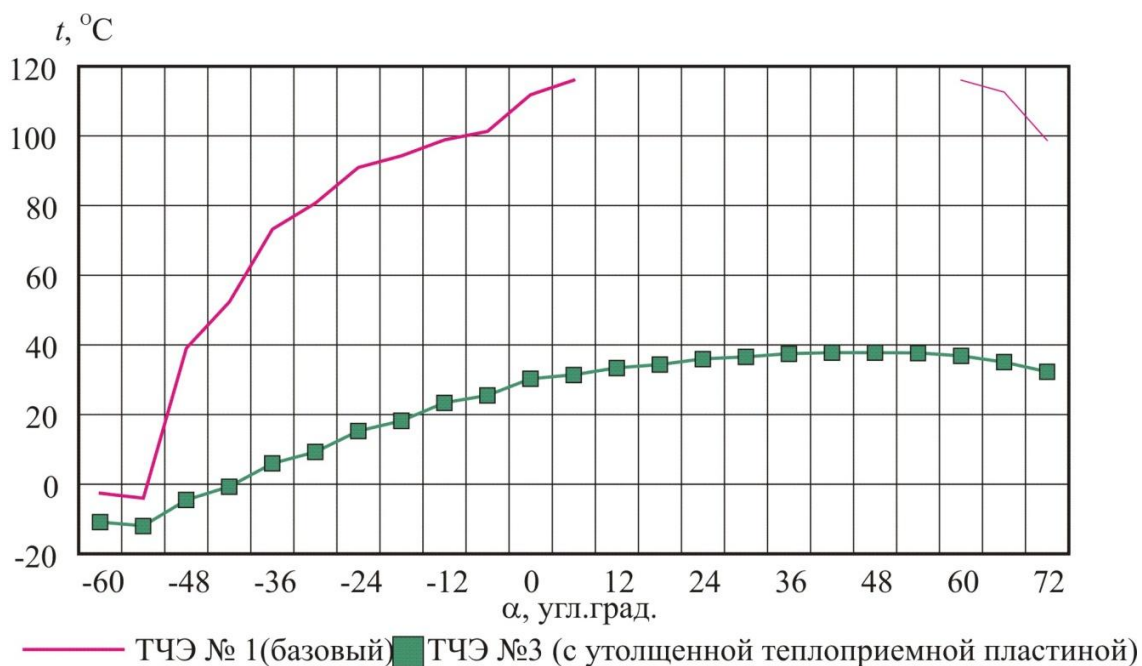


Рис. 4.2.11. Зависимость температуры теплоприемных пластин толщиной 0,3 и 0,5 мм от угла между нормалью к ним и направлением на Солнце



### **4.3 Особенности встраивания немашинных активных элементов в систему обеспечения теплового режима детекторов космического прибора**

#### 4.3.1 Тепловое взаимодействие термоэлектрического преобразователя и радиатора-излучателя

Как было показано в разделе 4.1.3, пассивные механизмы саморегулирования могут справиться с короткопериодическими (орбитальными) изменениями внешних тепловых условий, но не справляются с долгопериодическими (годовыми) их изменениями. Долговременная переменность характерна для большинства орбитальных космических аппаратов. Поэтому в астрофизических приборах, в которых имеются приемники излучения, охлаждаемые до температуры от  $-30$  до  $-120$  °С, и требующих стабилизации температуры на этом уровне в течении всего космического эксперимента, наряду с пассивными методами, описанными в разделе 4.1.1 необходимо использовать активные методы стабилизации температуры.

Одним из самых приемлемых способов охлаждения детекторов с температурой выше  $-100$  °С является сочетание радиатора-излучателя и термоэлектрического преобразователя (ТЭП). В определенных температурных диапазонах данное сочетание конкурирует с системой из радиатора и нагревателя и с радиатором без активных элементов.

Для выявления преимуществ и недостатков системы «ТЭП-радиатор» необходимо изучить ее тепловые свойства. Трудность моделирования тепловых характеристик системы ТЭП-радиатор обусловлена возникновением в ней нелинейной обратной связи между тепловыделением объекта терморегулирования (холодопроизводительностью ТЭП) и температурой вторичной системы удаления тепла.

Параметром, формирующим данную обратную связь, является температура тепловыделяющей поверхности ТЭП. Эта температура взаимосвя-

висима и от холодопроизводительности ТЭП, при поддержании на постоянном уровне температуры его теплопоглощающей поверхности, и от температуры (излучаемого теплового потока) радиатора-излучателя. Таким образом, любое тепловое возмущение и со стороны ТЭП и со стороны радиатора-излучателя приводит к изменению этой температуры, а значит и текущего состояния ТЭП. При необходимости стабилизации температуры объекта терморегулирования это изменение должно быть скомпенсировано соответствующим регулированием тока через ТЭП.

Все это говорит о необходимости расчета допустимого диапазона изменения тепловыделения объекта терморегулирования и предельного уровня падающих на радиатор тепловых потоков, при котором охладитель на базе ТЭП способен поддерживать температуру данного объекта постоянной.

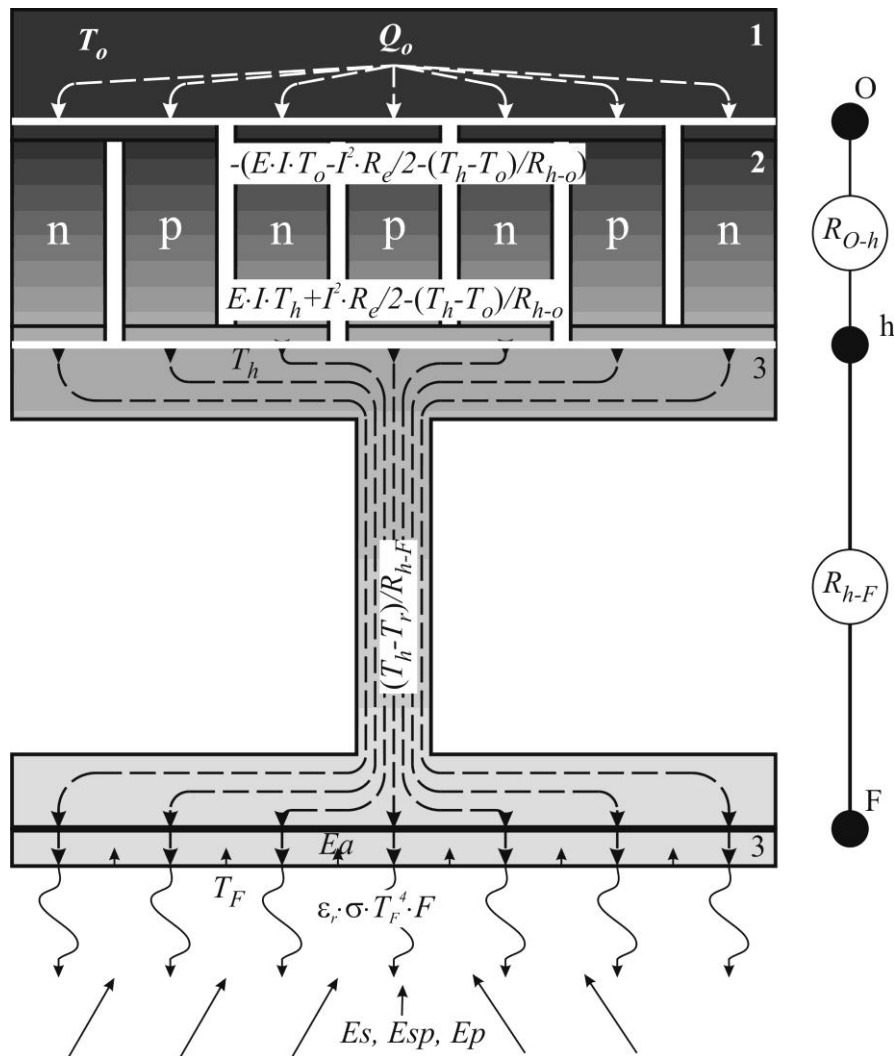
Необходимо отметить, что положительная обратная связь характерна и для наземных охладителей, в которых ТЭП функционирует совместно с конвекционным или жидкостным теплообменником. Однако опыт использования таких охладителей не применим для космического охладителя с радиатором-излучателем из-за различия в функциях передачи теплового потока окружающей среде [158].

Так, в системе с конвекционным или жидкостным удалением тепла, эта функция равна:  $\alpha \cdot (T_F - T_c)$ , где  $\alpha$  – коэффициент теплоотдачи,  $T_F$ ,  $T_c$  – температура теплообменника и температура окружающей среды. Стабильность параметров такой системы обеспечивает высокий уровень коэффициента теплоотдачи ( $\alpha \approx 8 \dots 15$  – при свободной конвекции), позволяющий стабилизировать систему при близких значениях  $T_F$  и  $T_c$ . Это делает данную систему слабо чувствительной к изменению температуры теплообменника  $T_F$ .

В системе с излучением тепла передаточная функция равна  $\varepsilon \cdot \sigma \cdot (T_F^4 - T_c^4)$ . Стабилизация в этом случае осуществляется за счет большой

разницы четвертых степеней температур радиатора и окружающей среды при очень низком уровне коэффициента передачи:  $\varepsilon \cdot \sigma \approx 0,9 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8}$ . В такой системе влияние температуры радиатора на температуру тепловыделяющей поверхности ТЭП должно быть существенно.

Для определения предельных уровней внутренних и внешних тепловых возмущений, при которых охладитель на базе ТЭП и радиатора-излучателя обеспечивает стабильную температуру объекта терморегулирования, была использована простейшая узловая модель такого охладителя (см. рис.4.3.1), включающая тепловыделяющий объект терморегулирования (1), ТЭП (2), теплопровод (3) и радиатор-излучатель (4).



1 – объект терморегулирования; 2 – термоэлектрический преобразователь; 3 – теплопровод; 4 – радиатор

Рис. 4.3.1. Охладитель на базе ТЭП и радиатора-излучателя

Для исследования свойств подобной системы можно использовать оценочную математическую модель, включающую три изотермических тепловых узла:  $O$  – объект терморегулирования и теплопоглощающая часть ТЭП,  $h$  – тепловыделяющая часть ТЭП,  $F$  – радиатор-излучатель. Тепловой связью между узлами  $O$  и  $h$  является ТЭП, между  $h$  и  $F$  – теплопровод. Для учета в модели теплоемкости теплопровода, она распределена между соединяемыми тепловыми узлами.

С целью упрощения тепловой модели сделано допущение, что температура окружающего пространства ( $\sim 4$  К) пренебрежимо мала по сравнению с температурой радиатора-излучателя.

Необходимо отметить, что все предложенные упрощения не искажают характера взаимосвязей между параметрами системы.

С учетом сделанных допущений, а также основных уравнений для формирования тепловой модели космического объекта [58] и расчета ТЭП [182], математическая модель рассматриваемой системы включает три уравнения:

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

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

$$C_F \cdot \frac{dT_F}{d\tau} = \frac{T_h - T_F}{R_{h-F}} + ((A_s \cdot (E_s + E_{sp}) + \varepsilon \cdot E_p) - \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_F^4) \cdot F,$$

где  $C_o, T_o, C_h, T_h, C_F, T_F$  – теплоемкость и температура первого, второго и третьего теплового узла;

$Q_o \pm \Delta Q$  – тепловыделение объекта терморегулирования с учетом возможного колебания  $\Delta Q$ ;

$E$  – коэффициент Зебека ТЭП;

$I$  – сила тока, проходящего через ТЭП;

$R_e, R_{h-o}$  – электрическое и тепловое сопротивление ТЭП;

$R_{h-F}$  – тепловое сопротивление теплопровода;

$F, \varepsilon$  – площадь и степень черноты поверхности радиатора-излучателя;

$\tau$  – время;

$E_s, E_{sp}, E_{sp}$  – значения облученности поверхности радиатора-излучателя внешними лучистыми потоками (прямым солнечным излучением, отраженным от планеты солнечным излучением и собственным излучением планеты);

$\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана.

В реальном ТЭП существуют следующие ограничения электрических и тепловых параметров:  $I \leq I_{max}; T_h - T_o \leq \Delta T_{max}$ .

Для исследования характеристик охладителя на базе ТЭП и радиатора-излучателя был выбран термоэлектрический модуль, используемый в мониторе СПИН-Х1-МВН. Данный ТЭП имеет 82 ветви с геометрическим фактором  $\gamma=1735$ . Предельная холодопроизводительность такого ТЭП составляет 16,5 Вт, максимальная разница температур между горячей и холодной поверхностью – 72 К, предельная сила тока – 2,9 А. Это типовые для современных ТЭП характеристики, поэтому характер зависимостей, полученных для данного ТЭП, может быть распространен на все подобные устройства.

Граничными характеристиками охладителя на базе ТЭП и радиатора-излучателя являются:

- со стороны объекта терморегулирования – тепловыделение и температура объекта;

- со стороны радиатора-излучателя – площадь и температура радиатора.

На рисунке 4.3.2 показан результат моделирования зависимости стационарной температуры объекта терморегулирования от площади радиатора-излучателя при различных значениях тока через ТЭП и при тепловыделении объекта терморегулирования, равном 1 Вт.

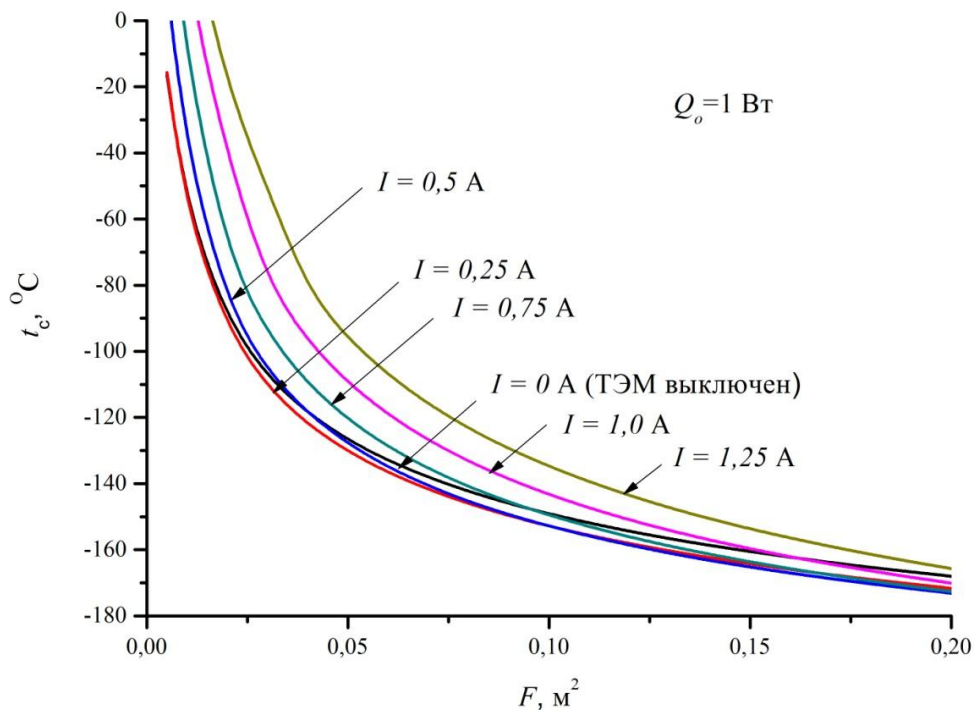


Рис. 4.3.2. Зависимость стационарной температуры объекта терморегулирования от площади радиатора-излучателя при различных значениях тока, проходящего через ТЭП

Пересечение кривой, соответствующей выключенному ТЭП ( $I=0$  А), с кривыми, описывающими активное состояние ТЭП ( $I=0,25; 0,5; 0,75; 1,0; 1,25$  А), показывает, что при фиксированном уровне тока питания ТЭП существует температура, выше которой выгоднее, с точки зрения минимизации площади радиатора-излучателя, использовать ТЭП в пассивном режиме, то есть в качестве теплопровода, а ниже – в активном, то есть в качестве охладителя. Так, например, в рассматриваемой системе для тока питания ТЭП равном 0,5 А, эта температура составляет  $-120$  °С.

Исследование характеристик данного охладителя выявило достаточно необычное его свойство. Для стабилизации температуры объекта терморегулирования на определенном уровне (при моделировании задава-

лось  $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$  – оптимальная температура детекторов монитора СПИН-Х1-МВН) существует определенное значение тока через ТЭП, при котором требуемая площадь радиатора-излучателя минимальна (см. рис. 4.3.3). При снижении тепловыделения объекта терморегулирования  $Q_o$  это значение тока уменьшается.

Еще более парадоксальным является то, что температура радиатора-излучателя (см. рис. 4.3.4) и электрическая мощность ТЭП (см. рис. 4.3.5) при данных условиях тем выше, чем ниже тепловыделение объекта терморегулирования.

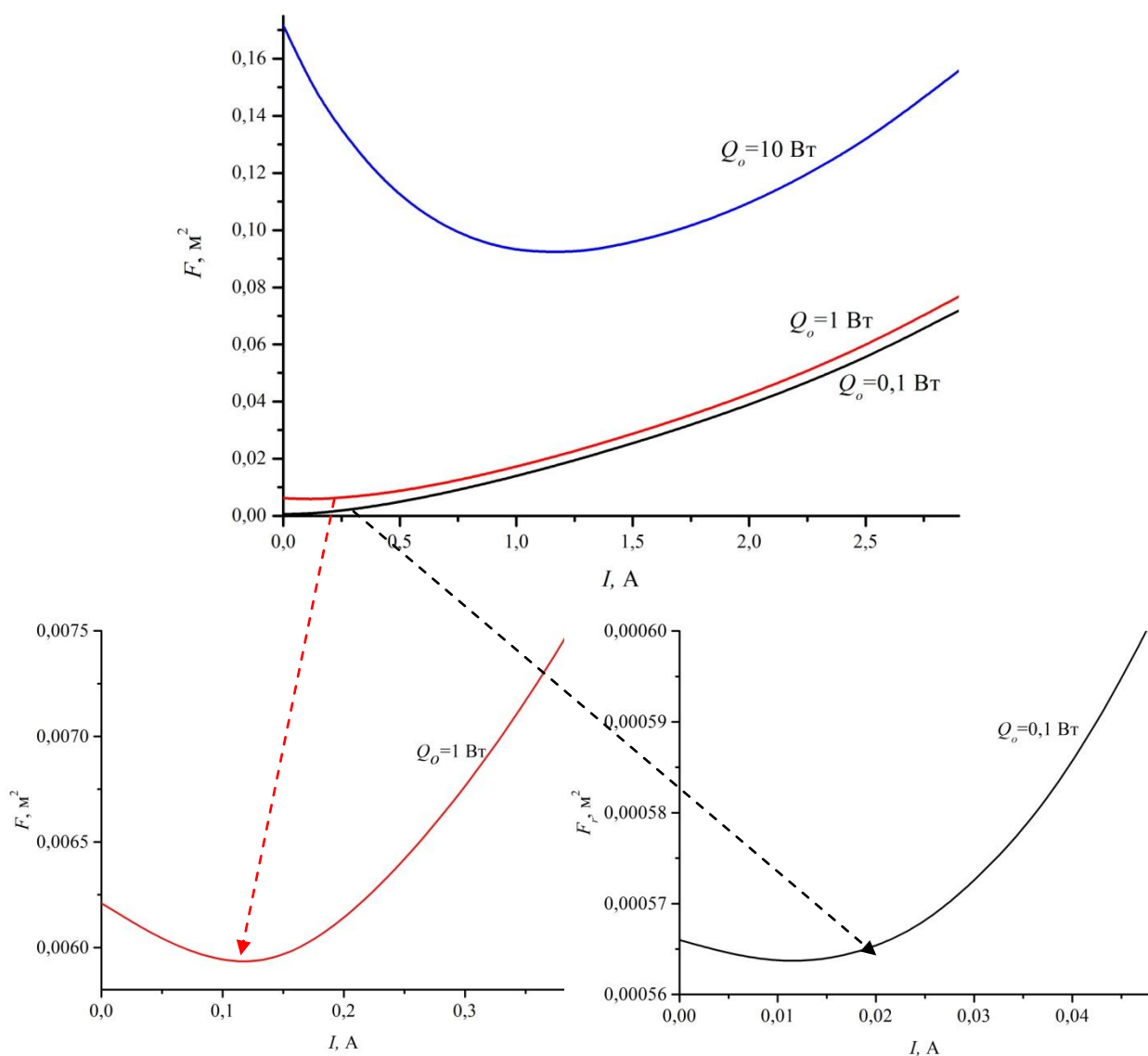


Рис. 4.3.3. Зависимость требуемой площади радиатора-излучателя от тока через ТЭП в охладителе, термостабилизирующем объект терморегулирования на постоянном уровне ( $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ )

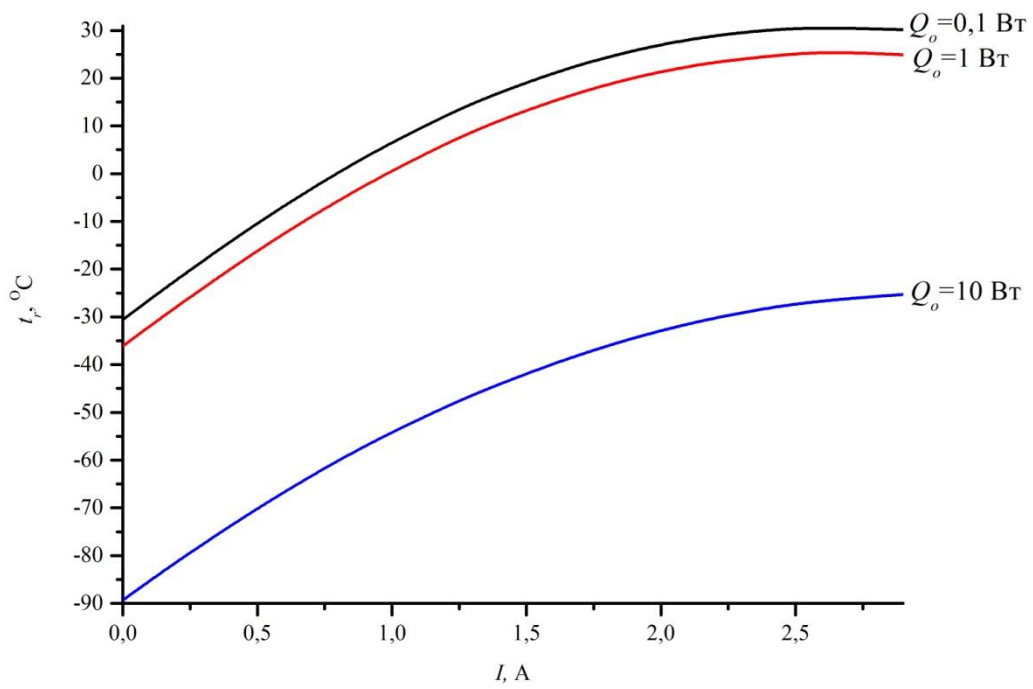


Рис. 4.3.4. Зависимость температуры радиатора-излучателя от тока через ТЭП в охладителе, термостабилизирующем объект терморегулирования на постоянном уровне (-30 °С)

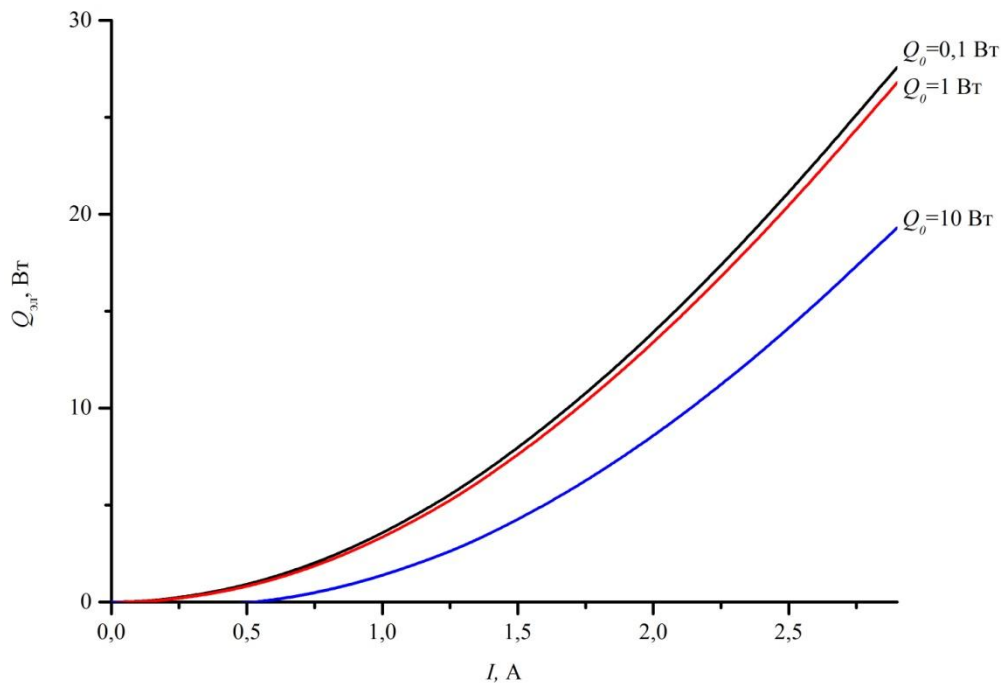


Рис. 4.3.5. Зависимость мощности электропитания ТЭП от тока через него в охладителе, термостабилизирующем объект терморегулирования на постоянном уровне (-30 °С)



#### 4.3.2 Сравнение тепловых свойств тандемов радиатора с термоэлектрическим преобразователем и радиатора с нагревателем

В космическом пространстве охладитель на базе радиатора-излучателя и ТЭП не является единственно возможным решением для охлаждения и стабилизации температуры детектора. Существует более простая система, выполняющая те же самые функции. В ней вместо ТЭП с «теплым» радиатором используется нагреватель с «холодным» радиатором. Если нагреватель установлен между объектом терморегулирования и радиатором, то тепловая модель данной системы может быть описана следующим набором уравнений:

$$C_o \cdot \frac{dT_o}{d\tau} = Q_o \pm \Delta Q - \frac{T_o - T_h}{R_{o-h}};$$

$$C_h \cdot \frac{dT_h}{d\tau} = Q_h + \frac{T_o - T_h}{R_{o-h}} - \frac{T_h - T_F}{R_{h-F}};$$

$$C_F \cdot \frac{dT_F}{d\tau} = \frac{T_h - T_F}{R_{h-F}} + ((A_s \cdot (E_s + E_{sp}) + \varepsilon \cdot E_p) - \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_F^4) \cdot F.$$

В данных уравнениях индекс «h» относится к нагревателю. Таким образом, все компоненты уравнений в этой системе аналогичны соответствующим компонентам в модели охладителя с ТЭП, кроме следующих величин:

$R_{h-o}$  – тепловое сопротивление соединения объект-нагреватель;

$Q_h$  – тепловыделение нагревателя.

Целесообразно сравнить два охладителя с радиатором-излучателем, в одном из которых в качестве активного элемента используется ТЭП, а в другом нагреватель. Критерием сравнения будет способность охладителя стабилизировать температуру на требуемом уровне при изменении внешних тепловых потоков и внутреннего тепловыделения объекта терморегулирования. Предельные значения этих характеристик для наиболее небла-

гоприятного стационарного температурного режима могут быть найдены из моделей охладителей при условии  $C_i \cdot \frac{dT_i}{d\tau} = 0$ .

Внешними возмущениями в математических моделях являются зависящие от времени величины  $\Delta Q$ ,  $E_s$ ,  $E_{sp}$  и  $E_p$ . Для наглядной демонстрации возможностей охладителей целесообразно исследовать их устойчивость к изменению тепловыделения объекта терморегулирования и к изменению уровня внешних лучистых потоков, падающих на радиатор-излучатель, отдельно.

На рисунке 4.3.6 представлены результаты моделирования зависимости диапазона допустимого изменения тепловыделения  $Q_o \pm \Delta Q$  объекта терморегулирования при постоянной температуре  $-30^\circ\text{C}$  от площади радиатора-излучателя, изменяющейся в диапазоне от 0 до  $0,17\text{ м}^2$ .

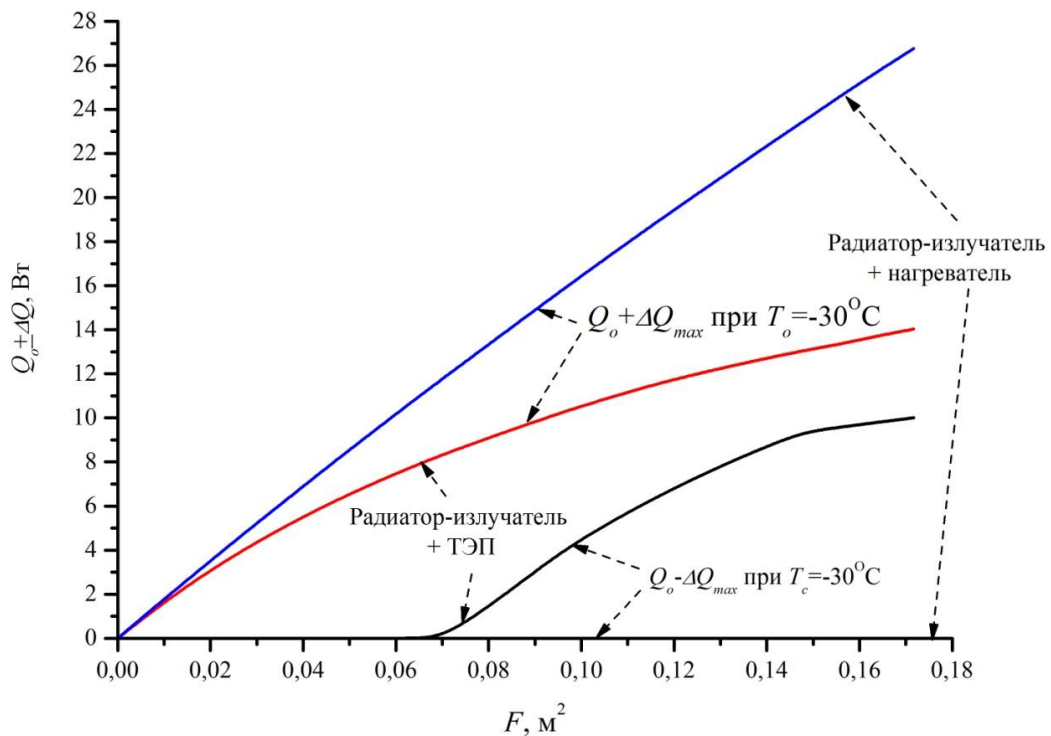


Рис. 4.3.6. Зависимость допустимого тепловыделения термостабилизированного при температуре  $-30^\circ\text{C}$  объекта терморегулирования от площади радиатора-излучателя при использовании ТЭП или нагревателя

Анализ результатов показывает, что диапазон допустимого колебания тепловыделения у системы с ТЭП ниже по сравнению с системой с нагревателем. Характер изменения этого параметра различен для охладителей с ТЭП и с нагревателем. С увеличением площади радиатора-излучателя этот диапазон расширяется у системы с нагревателем и сужается у системы с ТЭП. В результате если при малых значениях площади радиатора данные охладители мало отличаются по данному параметру, то при увеличении площади разница между охладителями становится значительной.

Данные результаты объясняются следующим образом. Система с нагревателем имеет предельно возможные характеристики, определяемые теплоизлучающей способностью радиатора-излучателя. Нагреватель в данной системе выполняет функцию дополнения переменного тепловыделения объекта регулирования до постоянного уровня.

Основным фактором, определяющим характер изменения тепловых характеристик радиационного охладителя с ТЭП, является сложная положительная обратная связь между тепловыделением объекта терморегулирования и температурой радиатора-излучателя.

Аналогичный характер имеет зависимость максимально допустимого уровня облученности внешними лучистыми потоками радиатора-излучателя от его площади для двух типов охладителей (см. рис.4.3.7).

В итоге из данных зависимостей следует, что использование для космических приборов радиационного охладителя с нагревателем является более выгодным по сравнению с использованием охладителя с ТЭП с точки зрения минимизации площади радиатора и мощности электроснабжения активного элемента охладителя. При этом возникает вопрос – а стоит ли вообще использовать ТЭП в сочетании с радиатором-излучателем в космосе?

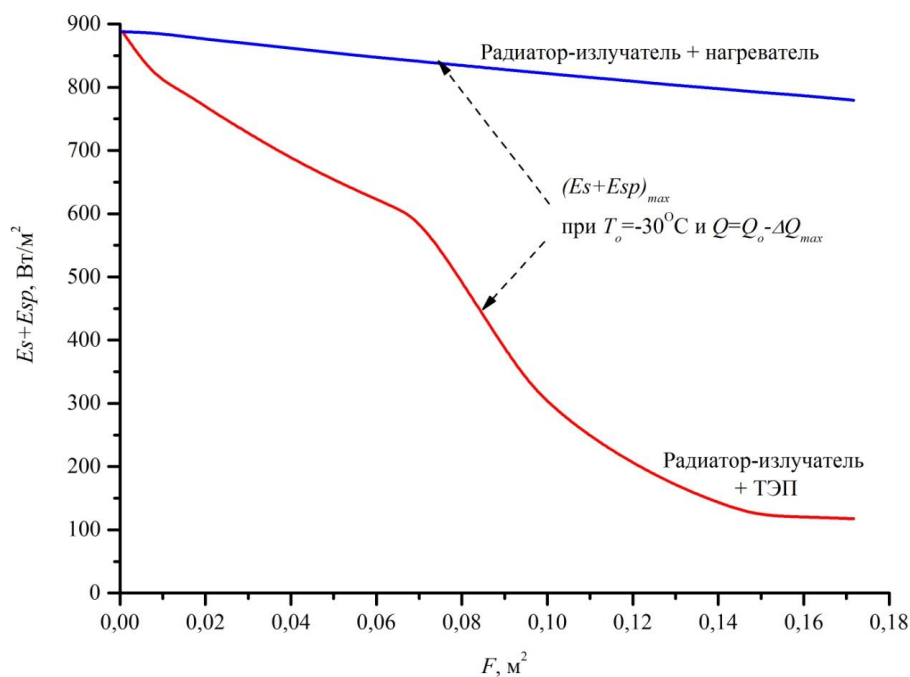


Рис. 4.3.7. Зависимость максимально допустимой облученности солнечным излучением поверхности радиатора-излучателя от его площади в радиационных охладителях с ТЭП и с нагревателем, обеспечивающими термостабилизацию объекта на уровне  $-30^\circ\text{C}$  при его минимальном допустимом тепловыделении

Однако существуют два фактора, которые в некоторых случаях делают использование ТЭП в космической технике не только целесообразным, но и единственно возможным. Этими факторами является возможность быстрого охлаждения объекта терморегулирования (см. рис.4.3.8) и более высокая температура радиатора в охладителе с ТЭП по сравнению с охладителем с нагревателем (см. рис.4.3.9).

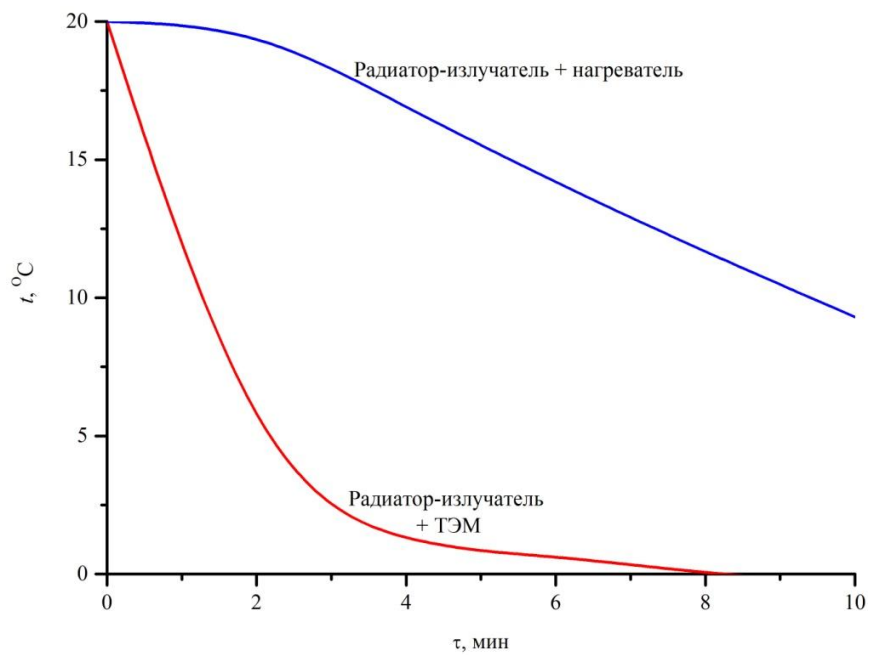


Рис. 4.3.8. Зависимость температуры объекта массой 10 г и тепловыделением 10 Вт от времени при его охлаждении от уровня  $20\text{ }^\circ\text{C}$  с максимально возможной скоростью при использовании охладителей с ТЭП и с нагревателем в течении 10 мин

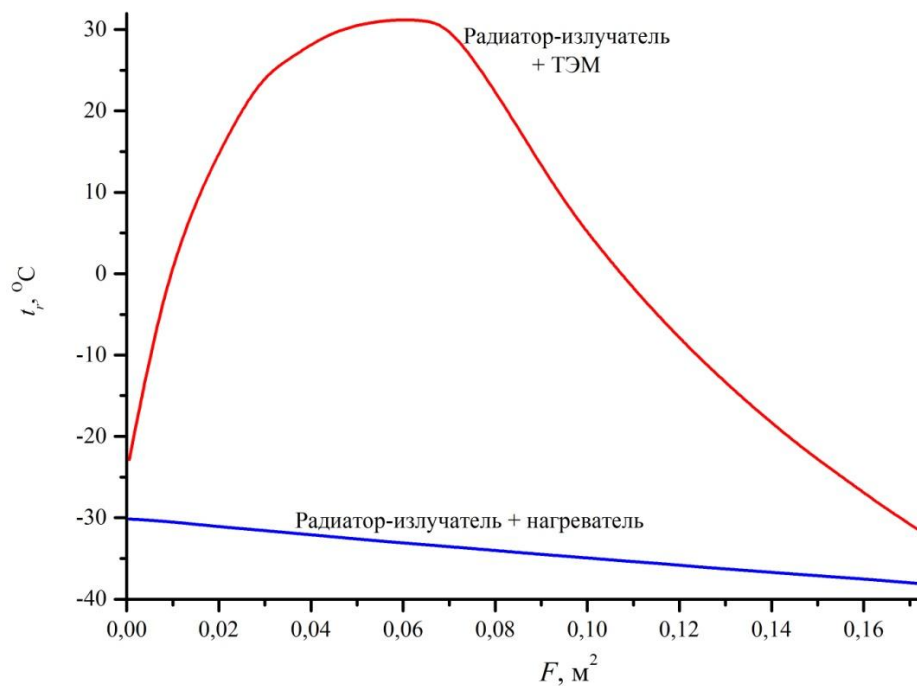


Рис. 4.3.9. Зависимость температуры радиатора охладителей с ТЭП и с нагревателем от его площади при температуре объекта теростабилизации  $-30\text{ }^\circ\text{C}$

Более быстрое охлаждение обусловлено тем, что ТЭП сам является активным элементом, понижающим температуру только объекта терморегулирования, то есть части системы, имеющей ограниченную тепловую инерционность. А в охладителе с нагревателем единственным охлаждающим элементом является радиатор-излучатель, который должен снижать температуру всех элементов охладителя, составляющих ее полную теплоемкость. При этом эффект Пельтье обладает гораздо более высокой потенциальной скоростью охлаждения по сравнению со снижением температуры радиатора за счет пассивного излучения теплового потока в космическое пространство.

Более высокая скорость охлаждения позволяет охладителю с ТЭП более оперативно реагировать на изменение внутренних тепловых условий, а более высокая температура радиатора делает его менее восприимчивым к изменению внешних тепловых условий.

#### 4.3.3 Реализация и экспериментальное исследование тепловых систем с взаимодействием термоэлектрического преобразователя и радиатора в условиях космического пространства

Одновременно вышеописанные сочетания тепловых элементов – «ТЭП-радиатор» и «нагреватель-радиатор» были реализованы в качестве точного уровня термостабилизации СОТР детекторов СПИН-Х1-МВН, описанной в разделе 4.1.3. Данные комбинации выполняют функции выравнивания остаточного колебания температуры детекторов за орбитальный период и нейтрализации годового колебания температуры (рис. 4.1.12).

Два активных механизма термостабилизации функционируют на разных орбитах. Сочетание «ТЭП-радиатор» используется на «теплых» орбитах, «нагреватель-радиатор» – на «холодных». Поочередное использование ТЭП и нагревателя за годовой цикл работы прибора позволило умень-

шить до минимума разницу между опорной температурой, создаваемой пассивной двухрадиаторной частью СОТР и температурой, которую должна обеспечивать активная часть СОТР. В свою очередь, это дало возможность минимизировать площадь радиаторов и энергопотребление активных элементов СОТР СПИН-Х1-МВН.

Аппаратная реализация точного уровня термостабилизации СОТР детекторов СПИН-Х1-МВН представлена на рис. 4.3.10.

Вторым прибором, в котором были реализованы сочетание «ТЭП - радиатор» и «нагреватель-радиатор» был телескоп ART-ХС, описанный в разделах 1.1.2 и 5. Приемниками излучения данного телескопа являлись семь полупроводниковых *CdTe* детекторов, каждый из которых установлен в отдельном моноблоке, называемом узлом рентгеновского детектора (УРД). Данные УРД объединены в единый комплекс рентгеновских детекторов (КРД), в состав которого входит СОТР детекторов (см. рис. 4.3.11).

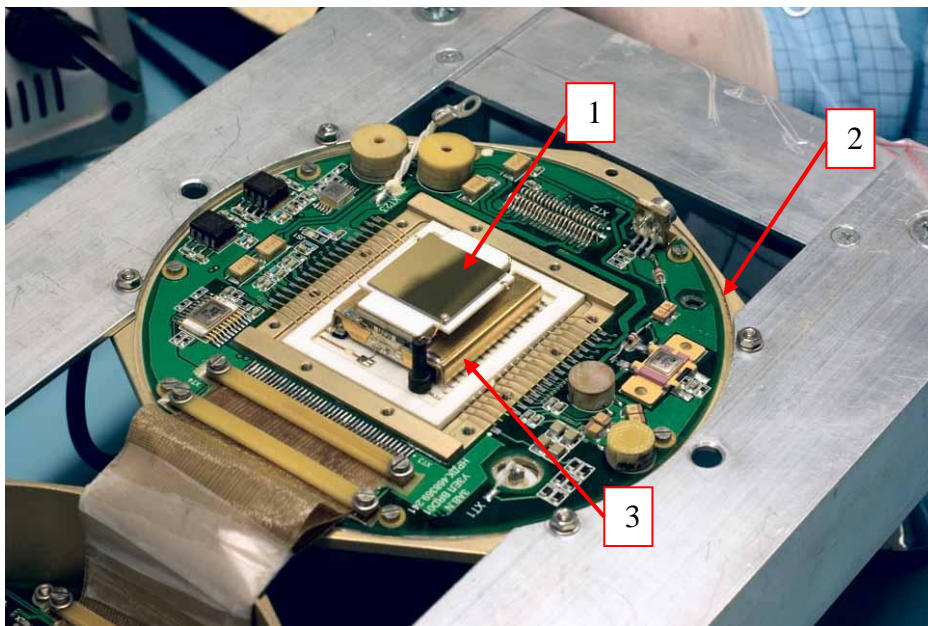
Поскольку этот телескоп будет находиться в чрезвычайно стабильных тепловых условиях точки либрации L2, то в нем не требовалось применение многорадиаторной системы для предварительной грубой стабилизации температуры оснований детекторных узлов. Пассивная часть СОТР КРД использовала один радиатор (4 – см. рис. 4.11) постоянно ориентированный в антисолнечном направлении. Радиатор с основаниями УРД связывали три тепловые трубы (3а – 3в), на двух крайних из которых установлены по два УРД, на средней – три. Между тепловыми трубами и основаниями УРД установлены теплопроводы (2) с нагревателями.

Активная часть СОТР КРД включает вышеупомянутые нагреватели и ТЭП между детектором и основанием каждого УРД (см. рис.4.3.12).

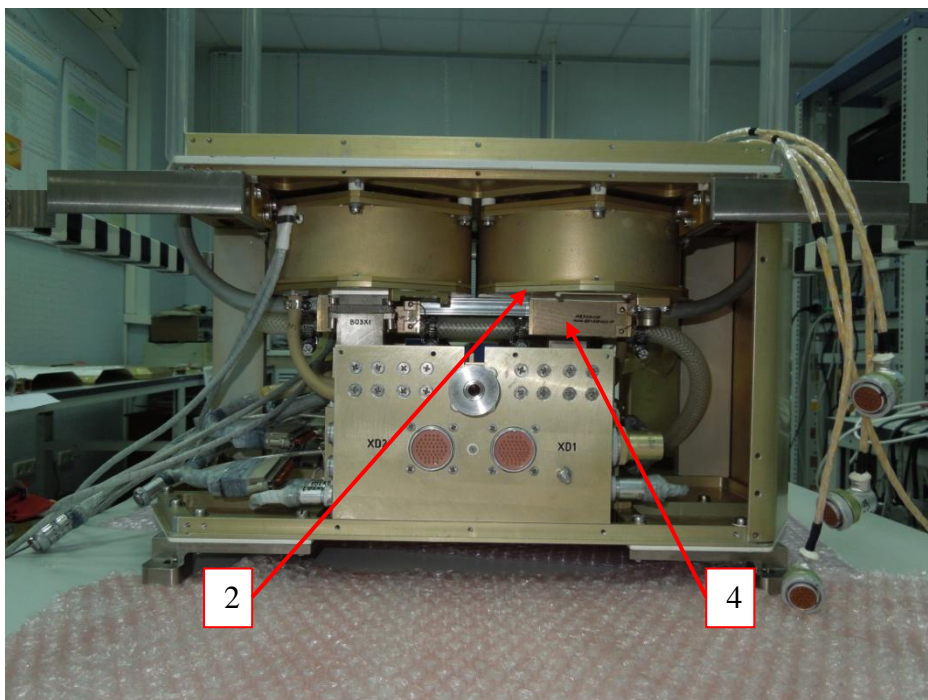
То, что в точке либрации при солнечной ориентации обсерватории «СПЕКТР-РГ» для радиатора КРД отсутствует периодические колебания тепловых условий, позволило отказаться от активного режима ТЭП. В по-

лете ТЭП будет выполнять функцию теплопровода между термостабилизированным основанием УРД и детектором.

а)



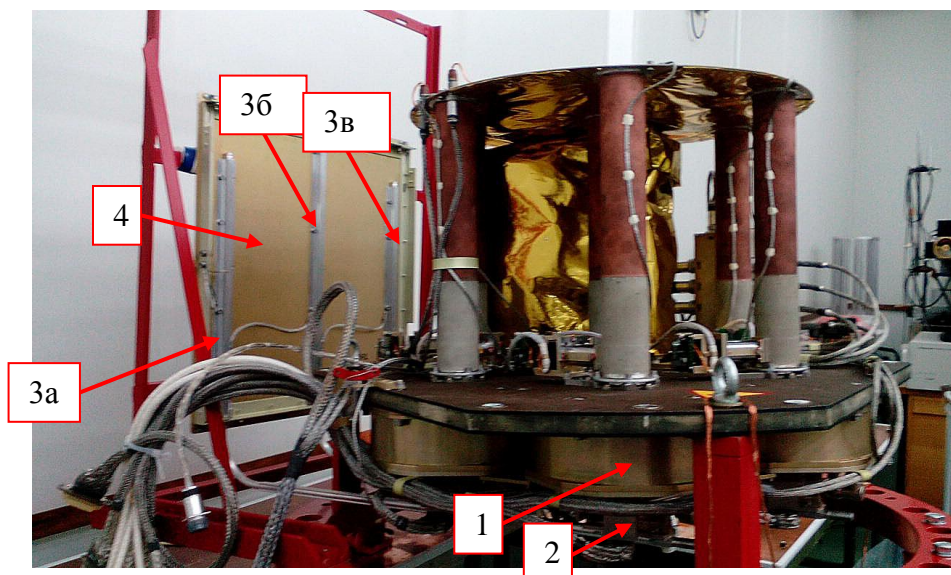
б)



а) часть СОТР на базе ТЭП; б) часть СОТР на базе нагревателя; 1 – объект терморегулирования –  $CdTe$  детектор; 2 – основание БРД; 3 – ТЭП; 4 – нагреватель на теплопроводе между основанием БРД и тепловой трубой

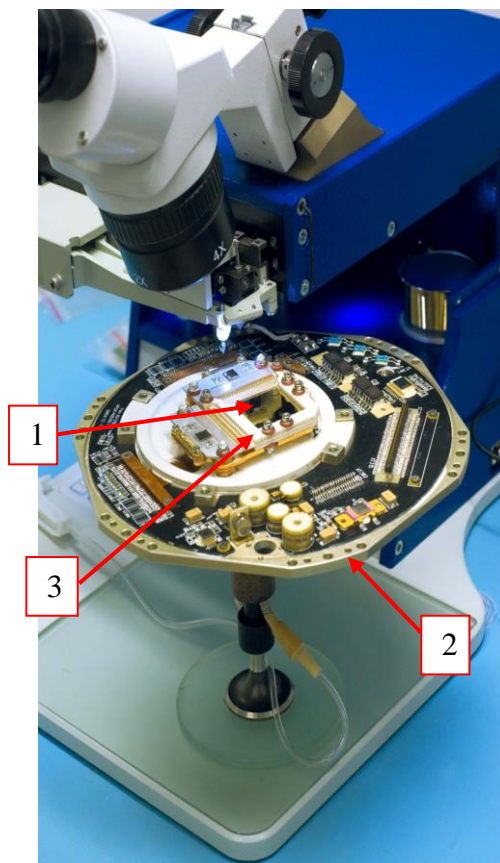
Рис. 4.3.10. Аппаратная реализация активного уровня СОТР детекторов СПИН-Х1-МВН





1 – объект терморегулирования – основание УРД; 2 – теплопровод с нагревателем между основанием УРД и теплой трубой; 3а-3в – тепловые трубы; 4 – радиатор

Рис. 4.3.11. Комплекс рентгеновских детекторов телескопа ART-XC, включая СОТР КРД



1 – объект терморегулирования – детектор; 2 – ТЭП; 3 – термостабилизируемое основание УРД

Рис. 4.3.12. Внутреннее устройство УРД, включая ТЭП под детектором

Однако при наземных тепловакуумных испытаниях режим активной работы ТЭП был воспроизведен. На рисунке 4.3.14 представлены экспериментальные результаты, полученные при воспроизведении этого режима [66].

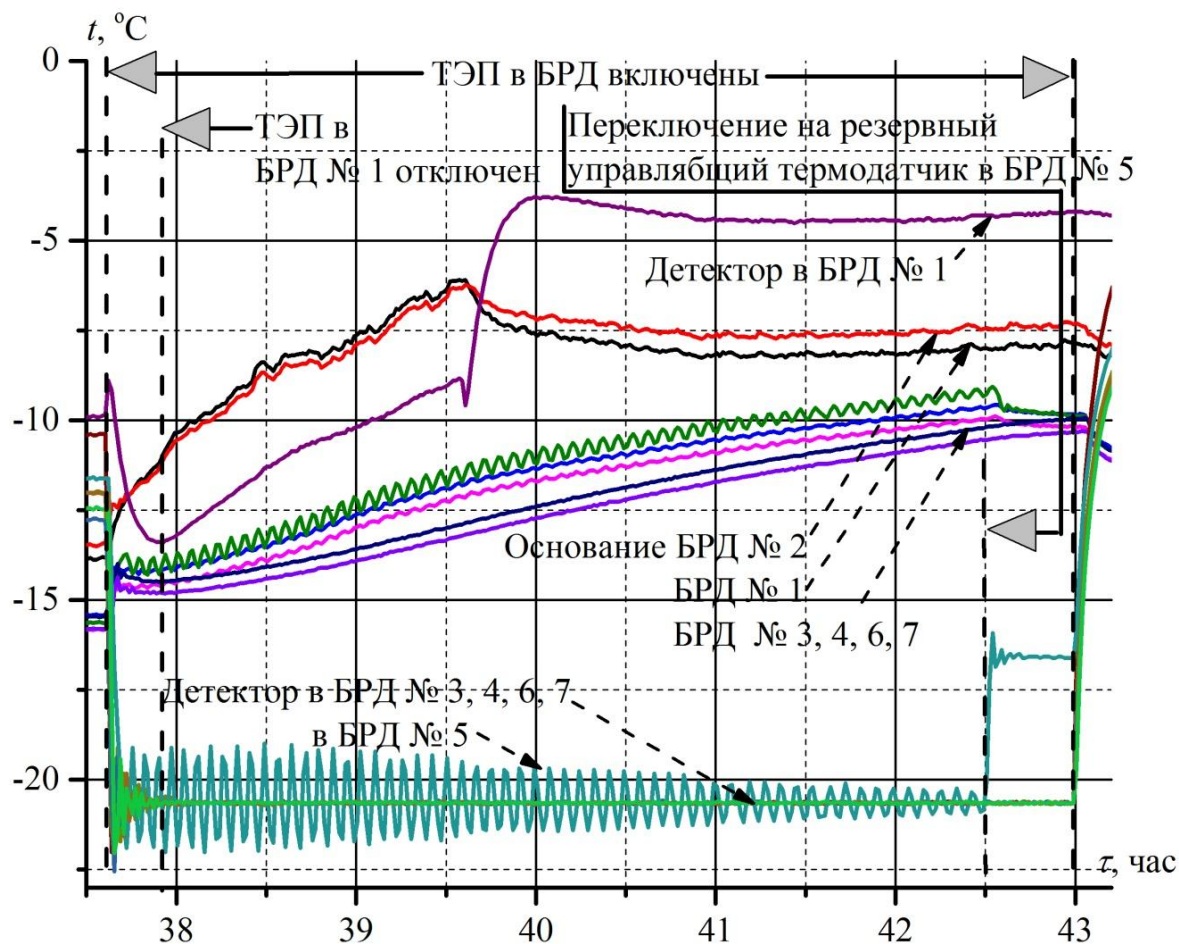


Рис. 4.3.13. Температура элементов системы «ТЭП-радиатор», измеренная при функционировании ТЭП в процессе ТВИ образца телескопа ART-XC для КДИ

При ТВИ были воспроизведены некоторые эффекты, возникающие из-за сложной обратной связи, описанной в предыдущем разделе. В частности система была введена в автоколебания из-за повышенного теплового сопротивления между основным управляющим термодатчиком и объектом терморегулирования. Данная разбалансировка исчезла после переключения управления на резервный датчик.

В целом экспериментальные данные подтвердили корректность модели, представленной в разделе 4.3.1. Кроме этого была выявлена чрезвычайная чувствительность системы «ТЭП-радиатор» даже к незначительному отклонению параметров тепловой схемы от требуемых.

## **4.4 Использование трансформирующихся конструкций для встраивания научных приборов экстремальные тепловые условия на поверхности Луны**

### **4.4.1 Выявление типичных проблем обеспечения температурного режима научных приборов на поверхности Луны на примере лунного манипуляторного комплекса**

В качестве примера научного прибора, при создании которого проявились все основные проблемы обеспечения температурного режима на поверхности Луны, может быть рассмотрен лунный манипуляторный комплекс (ЛМК), входящий в состав лунного посадочного модуля, который должен совершить посадку на поверхность Луны на широте  $75^\circ$  в 2019 году в рамках проекта «Луна-Глоб» (Луна-25).

ЛМК предназначен для забора и помещения в анализирующее устройство лунного грунта и для ориентирования заданным образом прибора ЛИС-ТВ-РПМ относительно лунной поверхности.

Данный приборный комплекс включает три основные части: трансформируемую конструкцию с грунтозаборным устройством (ГЗУ), блок электроники (БЭ) и прибор ЛИС-ТВ-РПМ (см. рис. 4.4.1).

Трансформируемая конструкция состоит из двух подвижных штанг, соединяющихся между собой, с ГЗУ и с посадочным местом на БЭ посредством шарниров. Каждый шарнир совмещен с редуктором и двигателем.

Для теплоизоляции БЭ и прибора ЛИС используется экрано-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ). На трансформируемой конструкции эта изоляция отсутствует из-за риска заклинивания шарниров вследствие попадания в них фрагментов ЭВТИ.

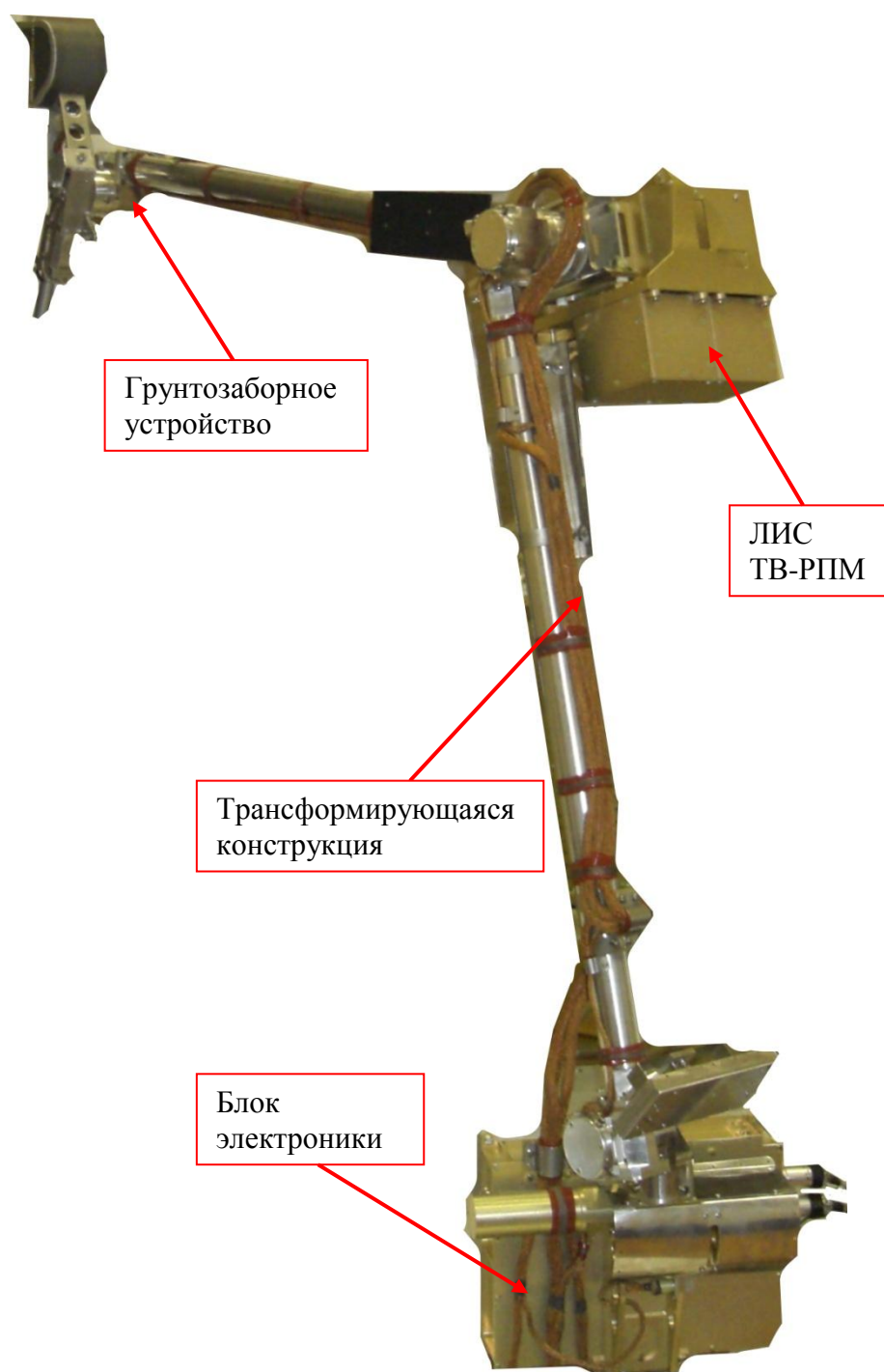


Рис. 4.4.1. Лунный манипуляторный комплекс

ЛМК будет установлен на освещенной стороне посадочного модуля, перед покрытой ЭВТИ поверхностью. При этом на его элементы будут действовать следующие лучистые потоки: прямое и отраженное от лунной поверхности солнечное излучение –  $E_s$  и  $E_{sp}$ , собственное излучение лунной поверхности –  $E_p$ , а также отраженное ( $E_{s_{MLI}}$ ) и переизлученное ( $E_{MLI}$ ) от ЭВТИ посадочного модуля солнечное излучение (см. рис. 4.4.2).

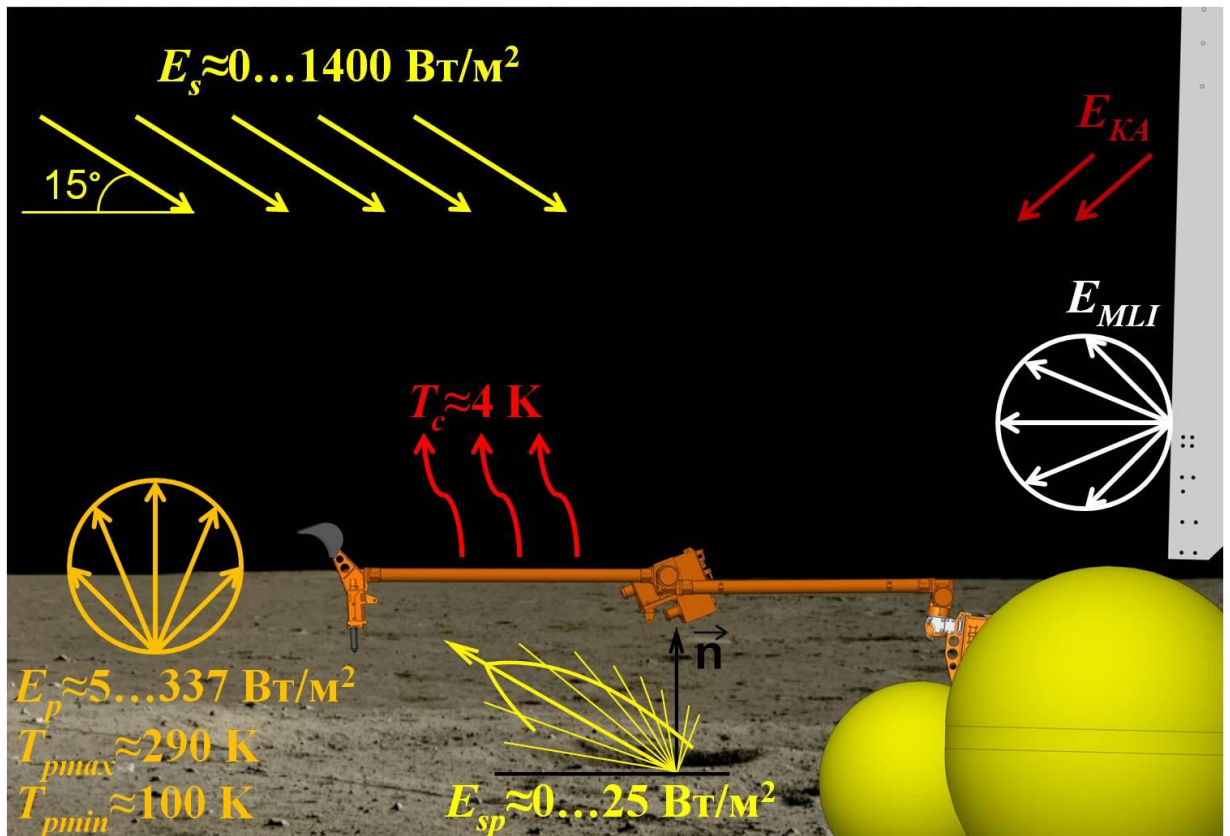


Рис. 4.4.2. Внешние тепловые потоки, воздействующие на ЛМК

Для оценки облученностей вышеперечисленными внешними тепловыми потоками  $i$ -того теплового узла модели ЛМК могут быть использованы следующие модели.

Облученность прямым солнечным излучением плоского (квазиплоского) фрагмента поверхности определяется следующим образом:

$$Es_i(\tau) = Es_0 \cdot \cos \delta_{Fi-S}(\tau), \quad (4.4.1)$$

где  $\tau$  – время;

$\delta_{Fi-S}$  – угол между направлением на Солнце и нормалью к поверхности объекта в данной точке.

Отраженное солнечное излучение можно рассматривать как диффузное излучение, воздействующие на объект с нижней полусферы (со стороны отражающей лунной поверхности). Облученность отраженным солнеч-

ным излучением произвольного фрагмента поверхности объекта приближенно может быть описана следующей модельной зависимостью:

$$Esp_i(\tau) = Es_0 \cdot \cos\beta \cdot \cos\gamma_S(\tau) \cdot A_p \cdot \varphi_{Fi-p}, \quad (4.4.2)$$

где  $\beta$  – широта области на лунной поверхности, в которой определяется температура;

$\gamma_S$  – зенитное расстояние Солнца над горизонтом;

$A_p \approx 0,073$  – среднее альbedo Луны (коэффициент диффузного отражения лунной поверхности);

$\varphi_{Fi-p}$  – угловой коэффициент облучаемого фрагмента поверхности объекта по отношению к лунной поверхности.

Тепловое излучение поверхности Луны также является диффузным потоком с нижней полусферы. Его источником служит поглощенное лунной поверхностью излучение Солнца, переработанное в инфракрасный лучистый поток за счет нагрева лунной поверхности.

Модель облученности тепловым излучением от нагретой поверхности Луны имеет вид:

$$Esp_i(\tau) = Es_0 \cdot \cos\beta \cdot \cos\gamma_S(\tau) \cdot (1 - A_p) \cdot \varphi_{Fi-p}. \quad (4.4.3)$$

Тепловыделение ЛМК определяется циклограммой функционирования его составных частей. Предполагается, что перемещение трансформируемой конструкции и функционирование БЭ будет осуществляться в течение 10 мин каждые 5 часов, при этом тепловыделение каждого двигателя составляет 8 Вт, а БЭ – 10 Вт. ЛИС включается с периодичностью 2,6 часа на 50 минут. Его тепловыделение составляет 11 Вт.

Для подогрева ЛМК лунной ночью в приборе ЛИС будет установлен маломощный нагреватель 1,5 Вт, а у основания ЛМК будет размещена

специальная проставка с постоянным радиоизотопным источником тепла (РИТ) мощностью 8 Вт.

Таким образом, наибольшие температурные проблемы для ЛМК ожидаются из-за перегрева днем по причине интенсивного нагрева Солнцем с трех сторон и неотключаемого внутреннего тепловыделения РИТ 8 Вт.

Для оценки температурного режима ЛМК была разработана оригинальная комбинированная математическая модель, являющаяся сочетанием узловой и конечно-элементных моделей (КЭМ) [41]. При этом узловая модель описывает объект моделирования в общем, а набор КЭМ отдельных фрагментов объекта позволяет оценить параметры тепловых связей между элементами узловой тепловой модели.

Узловая модель (2.2.1), адаптированная для условий нахождения объекта моделирования на лунной поверхности, имеют вид:

$$\begin{aligned}
 c_i \cdot m_i \cdot \frac{dT_i}{d\tau} = & Q_i - \varphi_{Fi-c} \cdot \varepsilon_i \cdot \sigma \cdot T_i^4 \cdot F_i - \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \frac{(T_i - T_j)}{R_{i-j}} - \\
 & - \sigma \cdot \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \frac{(T_i^4 - T_j^4) \cdot \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot F'_i}{1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot (\varepsilon_i'^{-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot (\varepsilon_j'^{-1} - 1)} + \\
 & + Es_0 \cdot \left( \int_{F_i} \delta_{dF-S} \cdot dF + (\cos \beta \cdot \cos \gamma_S \cdot \varphi_{Fi-p} \cdot (A_p \cdot As_i + (1 - A_p) \cdot \varepsilon_i) + \right. \\
 & \left. + \cos \delta_{MLI-S} \cdot \varphi_{Fi-MLI} \cdot (As_{MLI} \cdot As_i + (1 - As_{MLI}) \cdot \varepsilon_i) \right) \cdot F_i,
 \end{aligned} \tag{4.4.5}$$

где к характеристикам  $i$ -того теплового узла относятся:  $c_i$  – удельная теплоемкость;  $m_i$  – масса;  $T_i$  – температура;  $Q_i$  – внутреннее тепловыделение;  $F_i$ ,  $As_i$ ,  $\varepsilon_i$  – площадь, коэффициент поглощения солнечного излучения и степень черноты поверхности внешнего теплообмена;  $F'_i$ ,  $\varepsilon'_i$  – площадь и степень черноты поверхности внутреннего теплообмена.

Теплообмен  $i$ -того теплового узла с  $j$ -тым определяется:  $T_j$ ,  $\varepsilon'_j$  – температурой и степенью черноты  $j$ -того теплового узла;  $R_{i,j}$  – тепловым со-



противлением между узлами и  $\varphi_{F_i-F_j}$  – угловым коэффициентом  $i$ -того теплового узла по отношению к  $j$ -тому.

Теплообмен  $i$ -того теплового узла с внешней средой характеризуются следующими параметрами:  $E_{S_0}$  – солнечной постоянной;  $\int_{F_i} \delta_{dF-S} \cdot dF$  – усредненным по поверхности узла углом между нормалью к поверхности и направлением на Солнце;  $\varphi_{F_i-c}$ ,  $\varphi_{F_i-p}$ ,  $\varphi_{F_i-MLI}$  – угловыми коэффициентами  $i$ -того теплового узла по отношению к космическому пространству, к поверхности Луны и к ЭВТИ на посадочном модуле;  $A_p$  – альбедо Луны;  $A_{S_{MLI}}$  – коэффициентом отражения солнечного излучения ЭВТИ;  $\beta$ ,  $\gamma_S$  – углами, определяющими текущее угловое положение Солнца на небе;  $\delta_{MLI-S}$  – углом между нормалью к ЭВТИ посадочного модуля и направлением на Солнце.

При формировании узловой модели в ЛМК выделено 77 тепловых узлов, последний из них характеризует температуру места крепления ЛМК на посадочном модуле. Расположение тепловых узлов и параметры некоторых из них представлены на рисунке 4.4.3.

Наиболее трудоемкой задачей при формировании узловой модели сложной конструкции является определение характеристик кондуктивных тепловых связей и взаимных угловых коэффициентов узлов. Для упрощения решения данной задачи был использован метод эквивалентной температуры (см. раздел 2.2.2.2).

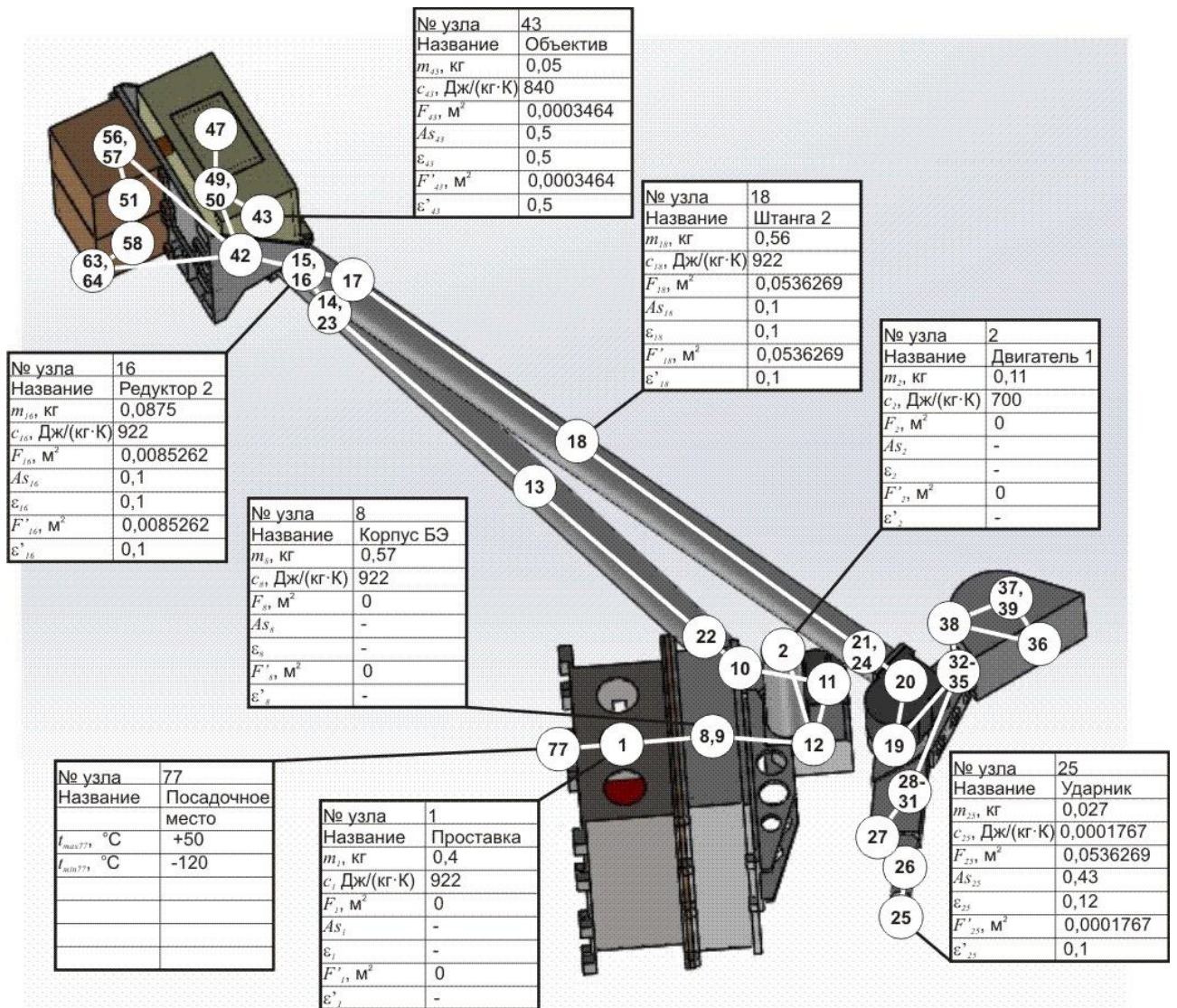


Рис. 4.4.3. Узловая тепловая модель ЛМК, на которой показаны характеристики некоторых узлов (узлы, соответствующие фрагментам ЭВТИ не показаны)

С помощью разработанных моделей были рассчитаны суточные профили температур тепловых узлов ЛМК. Данные профили для наиболее чувствительных к температурным режимам узлов (двигателей и блоков, содержащих электронные компоненты) показаны на рисунке 4.4.4.

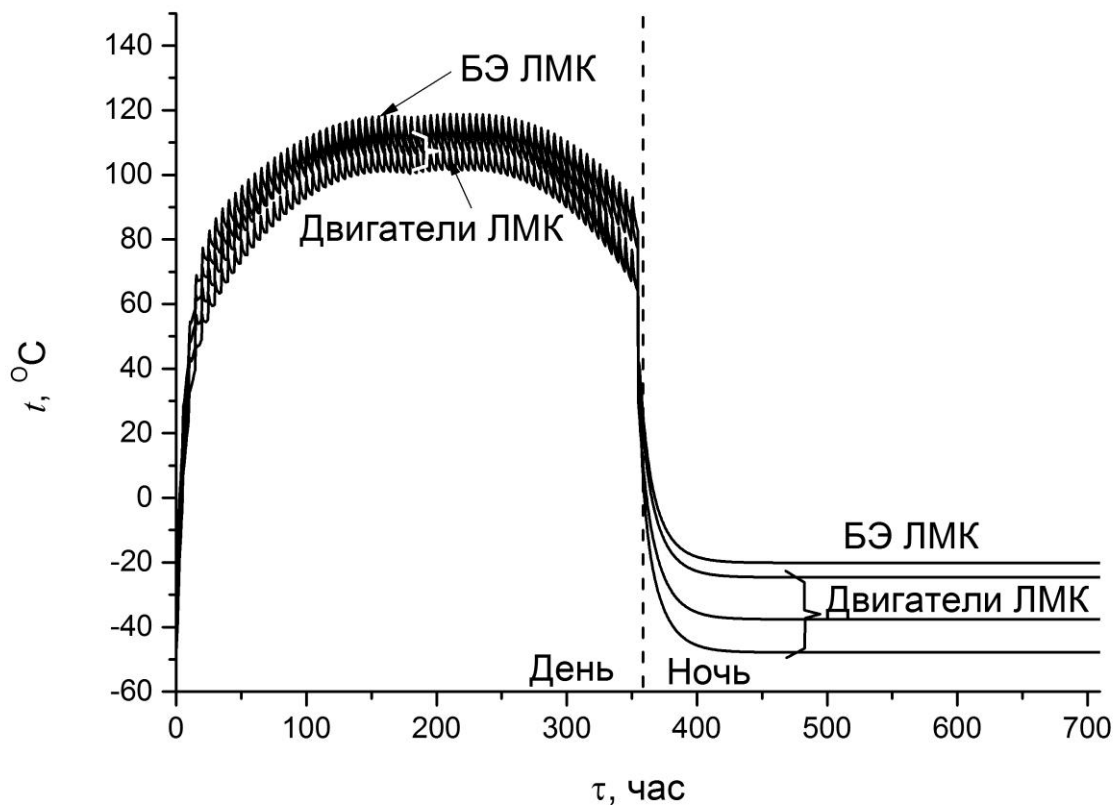


Рис. 4.4.4. Суточные температуры элементов ЛМК

Сделанная оценка показала, постоянный радиоизотопный источник тепла мощностью 8 Вт и дополнительный электрический нагреватель мощностью 1,5 Вт не позволят температуре элементов ЛМК упасть ниже того уровня (-50...-60 °С), при котором можно ожидать выхода их из строя. Однако, как и было предсказано, неотключаемый источник тепла и нахождение ЛМК перед освещаемой Солнцем ЭВТИ усугубляют проблему дневного перегрева его элементов, температура которых днем может достигать 110...120 °С, что резко повышает вероятность выхода из строя электронных компонентов и двигателей.

#### 4.4.2 Использование трансформации лунного манипуляторного комплекса для сужения его температурного режима до допустимого диапазона

Выявленную проблему перегрева лунного приборного комплекса невозможно решить с помощью добавления постоянно открытой излучающей площади, поскольку это приведет к переохлаждению приборов лунной ночью.

Однако можно воспользоваться свойствами трансформируемой конструкции ЛМК к изменению конфигурации. Это позволяет создать систему перекрываемых ночью теплоизлучающих поверхностей (см. рис. 4.4.5).

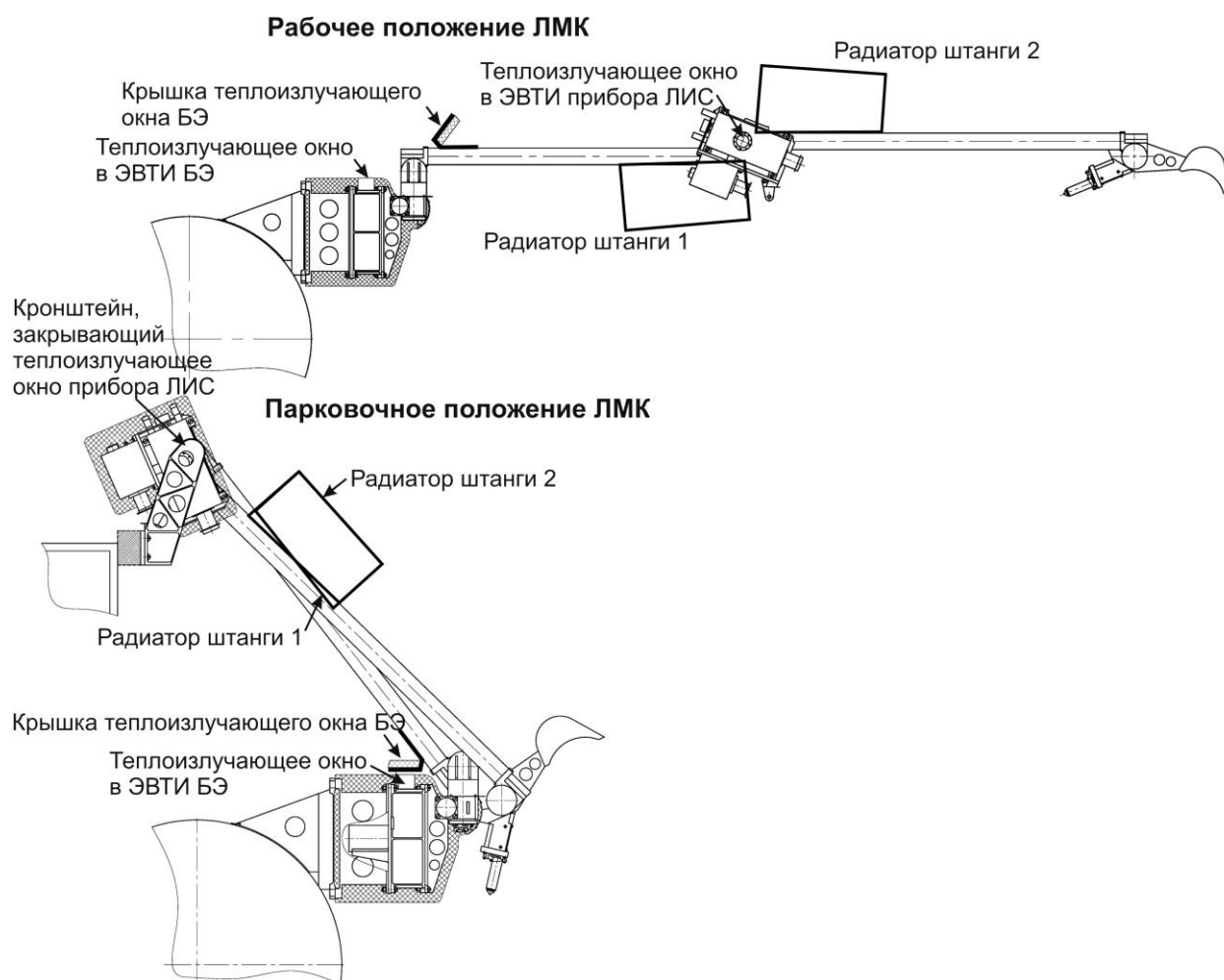


Рис. 4.4.5. Система перекрываемых теплоизлучающих поверхностей ЛМК

Основным компонентом этой системы являются два радиатора, устанавливаемые на штангах трансформируемой конструкции. Каждый радиа-

тор открыт с одной стороны и теплоизолирован ЭВТИ с другой. Штанги обеспечивают тепловую связь данных радиаторов со всеми элементами ЛМК.

Днем, в рабочем положении открытые поверхности радиаторов направлены в окружающее пространство, в которое свободно излучают генерируемый в ЛМК тепловой поток. При этом открытые поверхности радиаторов ориентированы оппозитно друг другу, поэтому хотя бы одна из них не будет освещаться Солнцем, сглаживает колебания температуры из-за изменения направления солнечного излучения [41].

Ночью, в парковочном положении открытые поверхности радиаторов устанавливаются друг напротив друга с минимальным зазором, что практически полностью прекращает излучение с их поверхности во внешнее пространство.

В систему перекрываемых теплоизлучающих поверхностей также введены теплоизлучающие окна на БЭ и на приборе ЛИС. Данные окна открыты в рабочем положении ЛМК и закрываются при переводе ЛМК в парковочное положение установленной на штанге крышкой и размещенном на лунном модуле кронштейном.

Для оценки температурного режима модернизированной конструкции ЛМК в узловую модель были добавлены два узла соответствующие радиаторам на штангах, а также были изменены свойства узлов, соответствующим корпусам БЭ и ЛИС для учета наличия теплоизлучающих окон. Результаты моделирования показали, что введение системы перекрываемых теплоизлучающих поверхностей в конструкцию ЛМК позволит понизить максимальную дневную температуру элементов ЛМК с 115...120 до 75...80 °С.

На рисунке 4.4.6 для сравнения показаны дневные профили температур БЭ и двигателей ЛМК без предлагаемых радиационно-излучающих поверхностей и с ними.

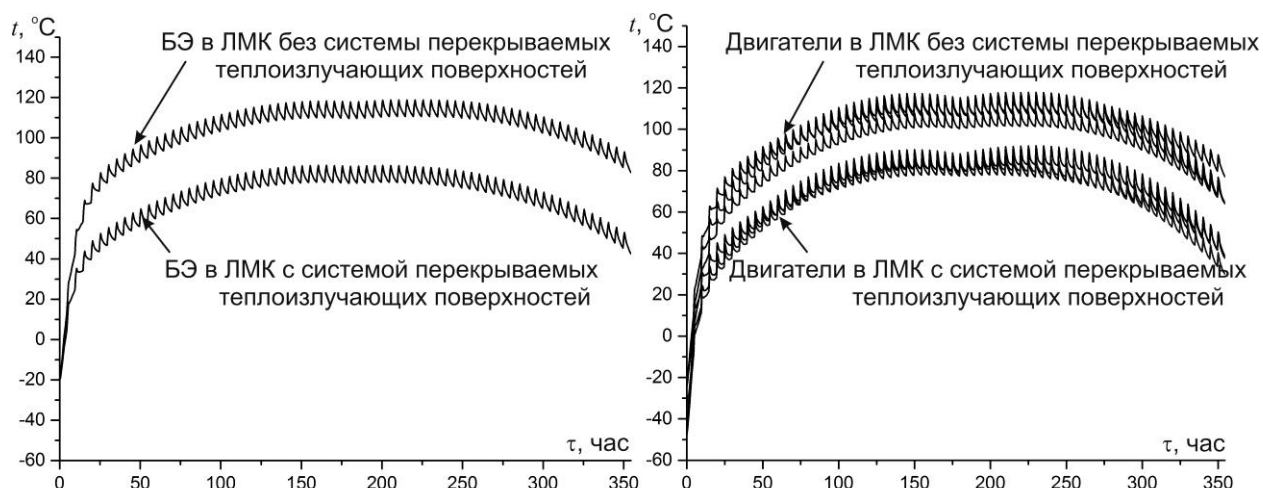


Рис. 4.4.6. Дневная температура БЭ и двигателей ЛМК без системы перекрываемых радиационно-излучающих поверхностей и с данной системой

Таким образом, наличие в составе лунных приборных комплексов трансформируемых конструкций позволяет решить две, на первый взгляд взаимоисключающих проблемы по снижению температуры приборов днем и сохранению на допустимом уровне их температуры ночью. Для этого на перемещаемых элементах таких конструкций необходимо поместить радиационно-излучающие поверхности, устанавливаемые таким образом, чтобы они были закрыты элементами конструкции ночью и открыты по отношению к окружающему пространству днем. При необходимости данные поверхности днем могут отворачиваться от Солнца с помощью перемещаемых элементов трансформируемой конструкции. В некоторых случаях данный способ является единственной возможностью сокращения суточного колебания температуры прибора до допустимого диапазона.

## **4.5 Встраивание систем обеспечения научных приборов в системы более высокого уровня**

### 4.5.1 Тепловое встраивание российских приборов в европейский приборный комплекс ExoMars

При использовании российских приборов в зарубежных космических экспериментах возникают проблемы интегрирования российской аппаратуры в иностранный космический аппарат. Одной из таких проблем является сложность встраивания тепловых моделей отечественных приборов в общую модель аппарата из-за различных подходов к тепловому моделированию и различных используемых программных продуктов.

Подобную проблему пришлось решать после включения в состав аппаратуры европейской миссии ExoMars двух российских научных блоков – приборного комплекса ACS [28, 29] и прибора FRENД [189]. Задача осложнялась отсутствием времени на унификацию программных продуктов для теплового моделирования. Данная проблема была решена с помощью подходов, используемых в представленном в разделе 2 комплексном методе поиска оптимальных решений. В связи с развитием международного сотрудничества в области научных космических экспериментов этот опыт может оказаться полезным для будущих международных миссий.

ACS (Atmospheric Chemistry Suite) представляет собой набор из трех инфракрасных спектрометров (MIR, NIR, TIRVIM) и обслуживающего их блока электроники (БЭ) [29]. Комплекс предназначен для изучения химического состава и структуры атмосферы Марса. Размер ACS составляет 470x517x557 мм, вес 30 кг.

Данный комплекс размещается на европейском орбитальном модуле TGO.

На рисунке 4.5.1 показаны комплекс ACS и орбитальный модуль TGO с установленным ACS, резко выделяющимся на общем фоне модуля

из-за различия цвета отечественной и европейской экрано-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ).

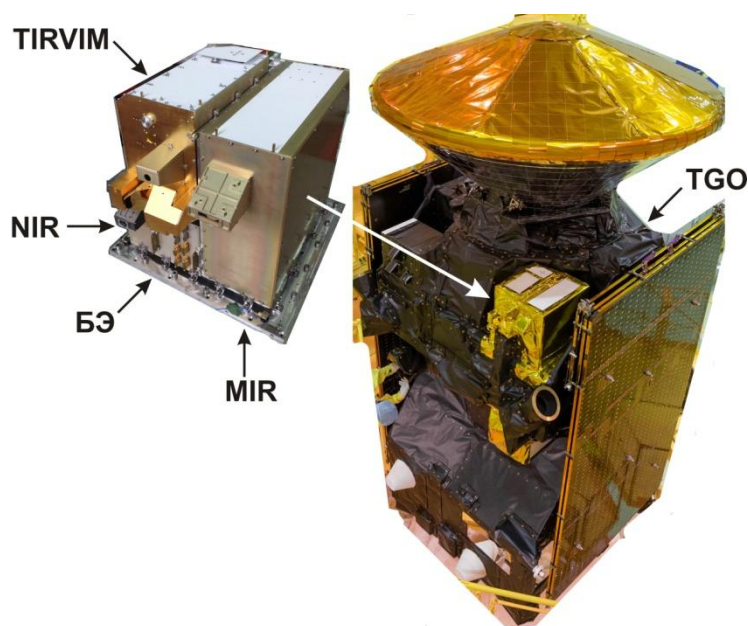


Рис. 4.5.1. Приборный комплекс ACS отдельно и в составе орбитального модуля TGO

Неприменимость математической тепловой модели ACS, сформированной с помощью имеющихся в распоряжении разработчиков прибора стандартных компьютерных приложений для использования в сводной тепловой модели космического аппарата стала очевидной на стадии предъявления требований ESA к российским приборам. В соответствии с этими требованиями тепловые модели приборов должны быть представлены в формате компьютерного комплекса ESATAN [156], практически неиспользуемого в России. При этом тепловая модель ACS начального уровня должна была быть предоставлена практически сразу после принятия решения о включении российских приборов в состав научной аппаратуры ExoMars, что не давало времени на приобретение и освоение пакета ESATAN. Это было одним из существенных условий включения российской аппаратуры в состав аппарата ExoMars, притом, что при наличии достаточно проработанной в Европе конструкции аппарата, отечественная часть аппаратуры находилась в начальной стадии разработки.



Совместить отечественный подход к моделированию тепловых режимов с европейским программным продуктом ESATAN позволил одинаковый узловой расчетный метод, используемый и в методе поиска оптимальных решений, реализованный в виде программы ThermNS, и в приложении ESATAN. В соответствии с данным методом (см. раздел 2.1) до разработки конструкции приборного комплекса ACS может быть сформирована его концептуальная тепловая модель.

Одинаковый расчетный метод, используемый для моделирования тепловых режимов TGO и ACS, являлся необходимым, но не достаточным условием для встраивания тепловой модели ACS в TGO. Дополнительно необходимо было сопрячь форматы всех тепловых параметров.

Концептуальная тепловая модель использует параметры, входящие в систему уравнений (2.2.1).

Составная часть расчетного комплекса ESATAN - программа Thermal Excel, которая выполняла функцию сопряжения моделей, использует подобные уравнения, но с параметрами другого вида. Вместо теплового сопротивления используется тепловая проводимость  $s_{i-j}=1/R_{i-j}$ . Радиационная тепловая связь между узлами описывается эффективным комплексным параметром:

$$Ie_{i-j} = \frac{\sigma \cdot \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot F'_i}{1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \cdot \left(\frac{1}{\varepsilon'_i} - 1\right) + \varphi_{F'_j-F'_i} \cdot \left(\frac{1}{\varepsilon'_j} - 1\right)}.$$

Кроме того, в этой программе поверхность каждого узла аппроксимируется набором плоских четырехугольных фрагментов и описывается координатами их вершин:  $((x_1, y_1, z_1, x_2, y_2, z_2, x_3, y_3, z_3, x_4, y_4, z_4)_1, \dots)_i$ , которые являются основой для вычисления площадей  $F_i, F'_i$  и взаимных угловых коэффициентов поверхностей узлов  $\varphi_{F'_j-F'_i}$ .

Таким образом, взаимодействие между программами ThermNS и Thermal Excel и, соответственно, между группами теплового моделирова-

ния в России и Европе удалось организовать путем прямого и обратного переформатирования параметров, используемых в концептуальной узловой модели ACS и в программе Thermal Excel.

Это позволило интегрировать тепловую узловую модель ACS в общую модель космического аппарата. На рисунке 4.5.2 показан геометрический уровень данной интеграции.

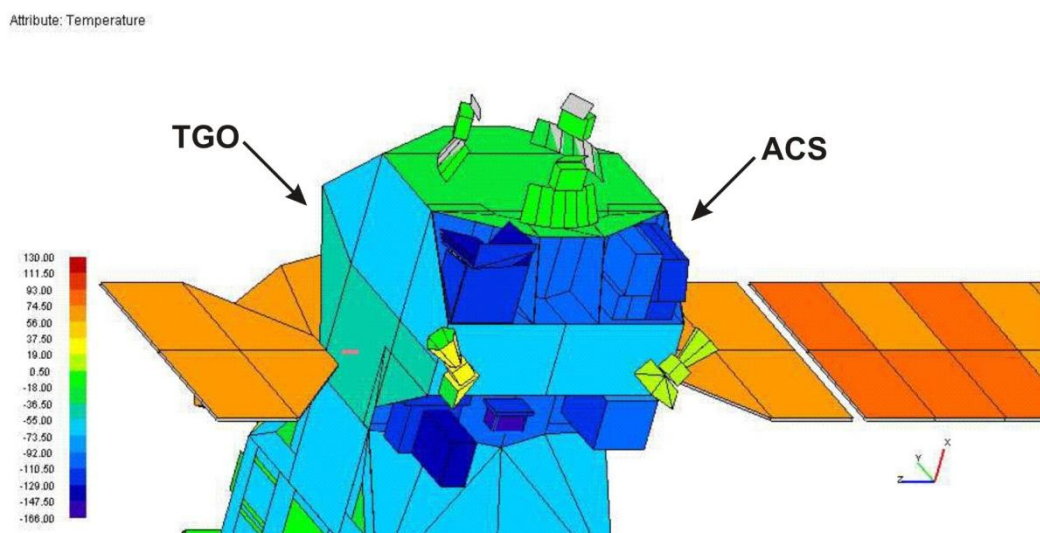


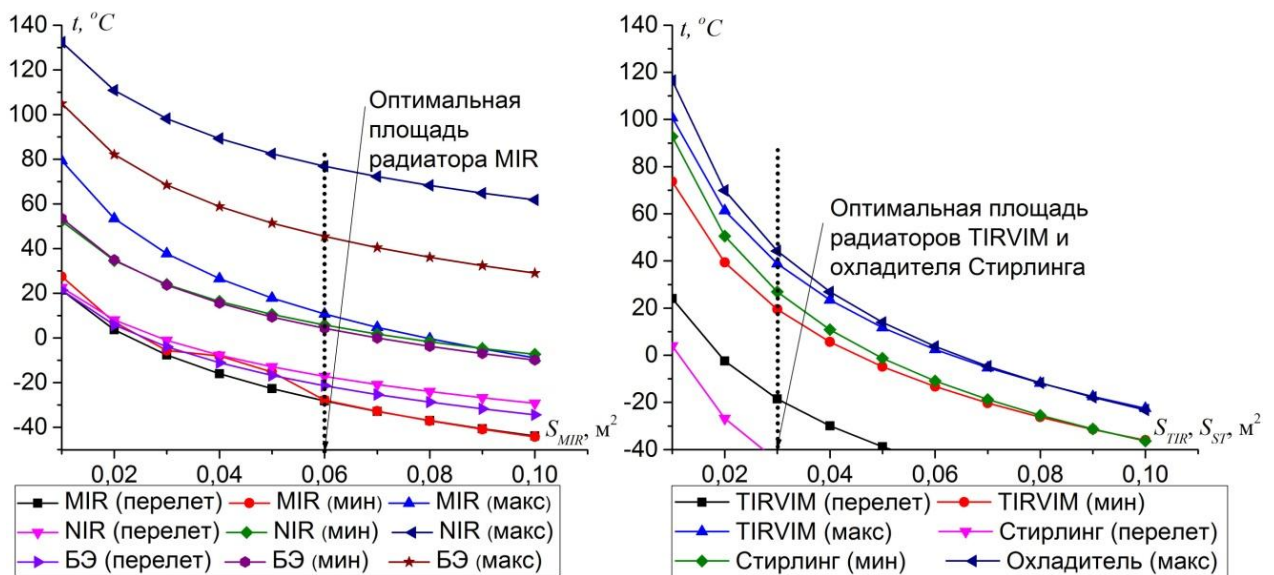
Рис. 4.5.2. Геометрическая составляющая узловой тепловой модели TGO с интегрированной моделью ACS

Возможность адаптации узловой модели к любой степени детализации конструкции прибора позволила использовать ее для решения различных задач в течение всего цикла создания ACS от формирования облика прибора до корректировки модели по результатам тепловакуумных испытаний.

Концептуальная узловая модель ACS была разработана до формирования окончательного облика прибора и служила не только для оперативного теплового сопряжения моделей, но и для оптимизации ориентации и площадей радиаторов. Данная модель начального уровня базировалась на предварительной конструктивной схеме и циклограмме включения приборного комплекса, а также на информации о месте его установки на TGO и разрешенных зонах размещения радиаторов. Модель содержала 17 теп-

ловых узлов, включая три радиатора, являющихся объектами оптимизации. Оптимизация проводилась для трех тепловых режимов ACS: режима перелета (выживания) и режимов функционирования на двухчасовой марсианской орбите при минимальной ( $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) и максимальной ( $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) температуре посадочных мест ACS, далее называемых «минимальным» и «максимальным» режимами.

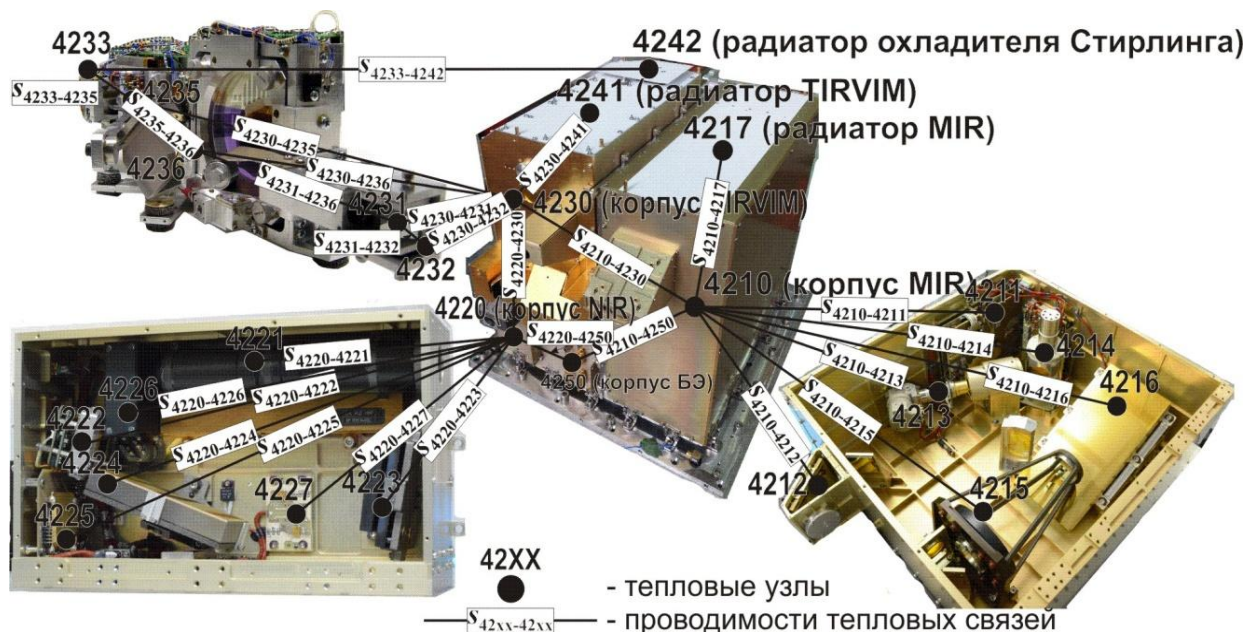
Несмотря на свою простоту и, во многом условность, концептуальная модель позволила определить и сразу заложить в проектируемую конструкцию оптимальные площади и ориентацию радиаторов. Для этого была рассчитана зависимость стационарной температуры узлов тепловой модели ACS от площадей радиаторов входящих в него приборов (см. рис. 4.5.3) при различных тепловых режимах. Из этой зависимости были выбраны площади, обеспечивающие допустимый тепловой режим для всех приборов на всех этапах эксплуатации.



«мин» – орбитальный полет, температура посадочных мест минус  $30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ; «макс» – орбитальный полет, температура посадочных мест плюс  $50\text{ }^{\circ}\text{C}$

Рис. 4.5.3. Расчетная зависимость температуры узлов оценочной модели ACS, от площадей радиаторов MIR ( $S_{MIR}$ ), TIRVIM ( $S_{TIR}$ ) и охладителя Стирлинга ( $S_{ST}$ ) при различных тепловых режимах

Далее, узловая модель ACS прошла восемь этапов уточнения, в процессе которых данная модель была преобразована в аналитическую. При этом количество ее узлов возросло с 17 до 39. Последняя версия модели представлена на рисунке 4.5.4. Использование для нумерации тепловых узлов ACS формата 42XX, связано с тем, что данный диапазон номеров был зарезервирован для ACS в общей тепловой модели орбитального модуля.



Соответствие узлов тепловой модели составным частям ACS: 4210-4217 – MIR; 4220-4227 – NIR; 4230-4236, 4241, 4242 – TIRVIM; 4250, 4251 (не показан) – БЭ; 4261-4267 (не показаны) – узлы, соответствующие фрагментам ЭВТИ

Рис. 4.5.4. Узловая тепловая модель ACS без ЭВТИ

На каждом этапе проводилось именно развитие модели путем добавления узлов и изменения некоторых их параметров, а не полная замена предшествующей модели на новую.

Налаженное взаимодействие между программами ThermNS и Thermal Excel позволило не только передавать европейским партнерам обновленные варианты модели, но и использовать их результаты моделирования температуры окружающей приборный комплекс ACS конструкции аппарата. Для этого в состав сформированной в ThermNS модели были введены

узлы, соответствующие элементам конструкции аппарата, находящимся в зоне видимости со стороны поверхности ACS и в тепловом контакте с его посадочными местами. Температуры этих узлов назначались на основании результатов теплового моделирования TGO в целом.

Итоговые результаты теплового моделирования режима перелета и двух граничных тепловых режимов при орбитальном полете вокруг Марса представлены на рисунке 4.5.5.

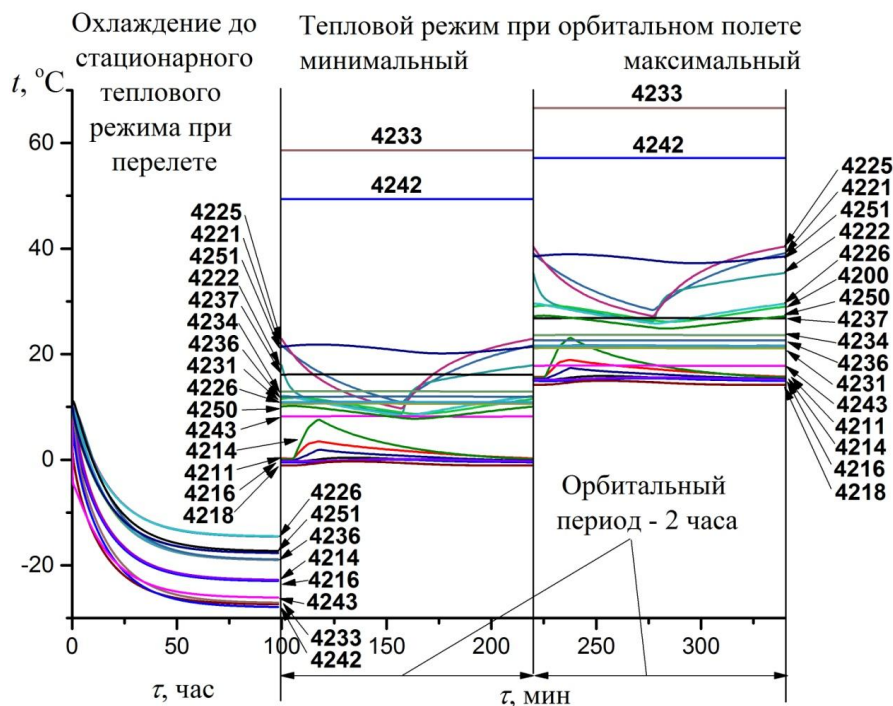


Рис. 4.5.5. Результаты расчета температуры тепловых узлов модели ACS при различных тепловых режимах

В процессе моделирования узловая модель продемонстрировала еще одно полезное свойство, заключающееся в возможности ее адаптации к специальным задачам. Такой задачей в процессе теплового моделирования являлась оценка аэродинамического нагрева ЭВТИ прибора при прохождении аппаратом верхних слоев атмосферы Марса и одновременном облучении прямым солнечным излучением. Для решения этой задачи в состав модели были введены узлы, описывающие фрагменты ЭВТИ, перпендикулярные набегающему газовому потоку. Полученные при этом оценки температуры ЭВТИ (см. рис. 4.5.6) показали, что для теплоизоляции необхо-

димо использовать более термостойкие материалы по сравнению с выбранными первоначально.

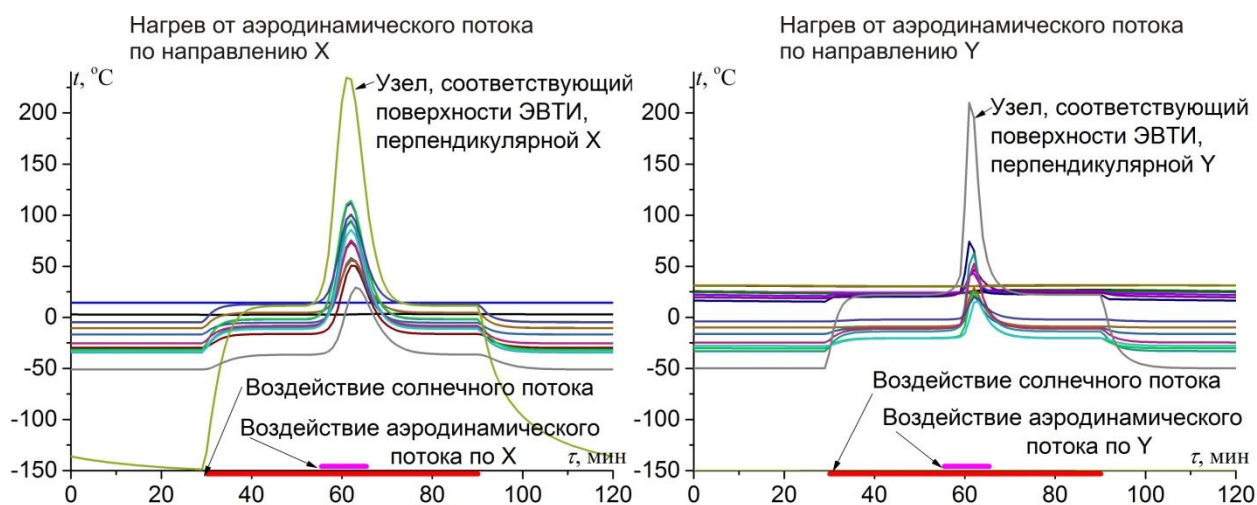


Рис. 4.5.6. Математическое моделирование нагрева тепловых узлов модели ACS при прохождении верхних слоев атмосферы Марса при направлении скорости набегающего потока по -X и -Y

Одним из самых полезных возможностей метода поиска оптимальных решений является возможность корректировки аналитической модели по данным эксперимента с помощью экспериментально-аналитического метода.

По результатам эксперимента корректировались те характеристики узловой модели ACS, которые практически невозможно было рассчитать аналитическим методом: тепловые проводимости между составляющими приборный комплекс приборами: MIR и TIRVIM –  $s_{4210-4230}$ ; MIR и БЭ –  $s_{4210-4250}$ ; NIR и TIRVIM –  $s_{4220-4230}$ ; NIR и БЭ –  $s_{4220-4250}$ ; TIRVIM и БЭ –  $s_{4230-4250}$ , а также эффективную удельную теплопроницаемость ЭВТИ  $r_{MLI}$  [К·м<sup>2</sup>/Вт], определяющую эффективные теплопроницаемости ЭВТИ приборов MIR –  $s_{4210-4261}$ ,  $s_{4210-4262}$ ; NIR –  $s_{4220-4263}$ ,  $s_{4220-4264}$ ; TIRVIM –  $s_{4230-4265}$ ,  $s_{4230-4266}$ ; БЭ –  $s_{4250-4267}$ .

Подробно данный алгоритм описан в разделе 2.2.4. Адаптированный для ACS набор матриц ( $A$ ,  $x$ ,  $b$ ) имеет вид:

$$x = \begin{pmatrix} s_{4210-4230} \\ \dots \\ s_{4250-4267} \end{pmatrix}; \quad A = \begin{pmatrix} T_{4210}(\tau_1) - T_{4230}(\tau_1) & \dots & 0 \\ & \dots & \\ 0 & \dots & T_{4267}(\tau_6) - T_{4250}(\tau_6) \end{pmatrix};$$

$$b = \begin{pmatrix} Q_{4210}(\tau_1) - \frac{dT_{4210}(\tau_1)}{d\tau} \cdot C_{4210} - F_{4210} \cdot \varepsilon_{4210} \cdot (E p_{4210}(\tau_1) - \varphi_{F_{4210-S}} \cdot \sigma \cdot T_{4210}^4(\tau_1)) - \sum_{j=4211}^{4267} I e_{4210-j} \\ \dots \\ Q_{4267}(\tau_6) - \frac{dT_{4267}(\tau_6)}{d\tau} \cdot C_{4267} - F_{4267} \cdot \varepsilon_{4267} \cdot (E p_{4267}(\tau_6) - \varphi_{F_{4267-S}} \cdot \sigma \cdot T_{4267}^4(\tau_6)) - \sum_{j=4210}^{4266} I e_{4267-j} \end{pmatrix}.$$

Для формирования матрицы  $A$  и столбца  $b$  были использованы результаты тепловвакуумных испытаний теплового эквивалента ACS (см. рис. 4.5.7).

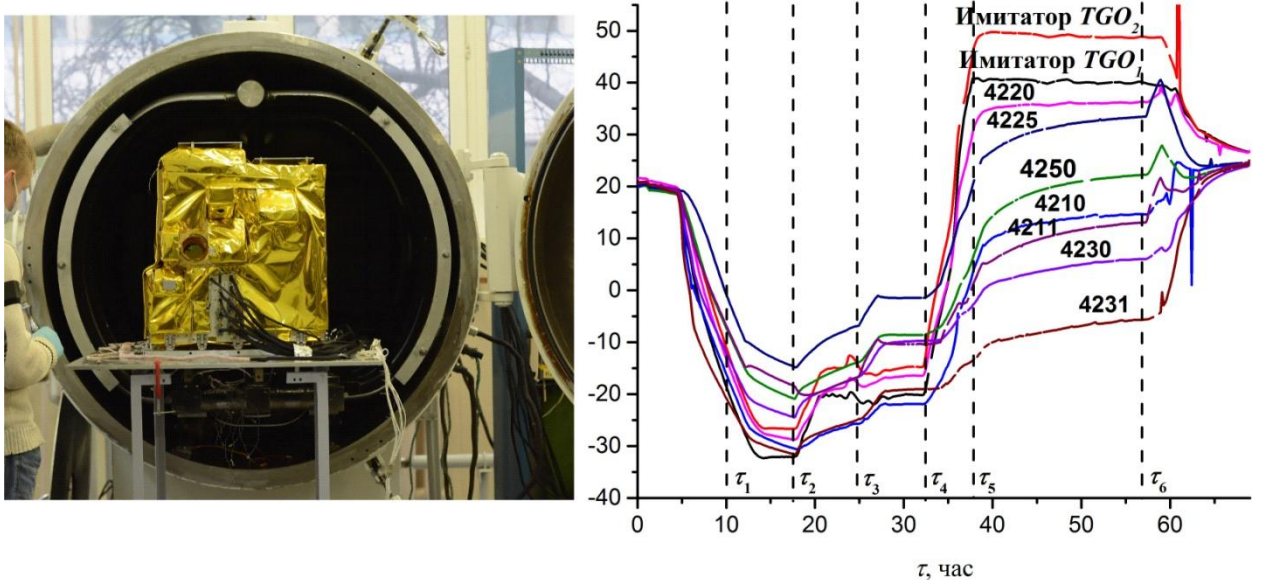


Рис. 4.5.7. Тепловой эквивалент ACS перед установкой в вакуумную камеру и зависимости температур узлов тепловой модели от времени, измеренные в процессе испытаний

Исходя из количества уточняемых тепловых характеристик узловой модели ( $s_{4210-4230}$ ;  $s_{4210-4250}$ ;  $s_{4220-4230}$ ;  $s_{4220-4250}$ ;  $s_{4230-4250}$ ,  $r_{MLI}$ ) были использованы шесть моментов времени ( $\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_k, \dots, \tau_6$ ) для формирования матриц ( $A$  и  $b$ ), в которых для каждого узла ( $i$ ) модели фиксировались значения температур ( $T_i(\tau_k) = t_i(\tau_k) + 273,15$ ) и тепловых потоков ( $Q_i(\tau_k), E p_i(\tau_k)$ ). При этом два набора измеренных параметров (в  $\tau_2$  и  $\tau_4$ ) соответствовали условно стационарным тепловым режимам ( $dT_i(\tau_k)/d\tau \approx 0$ ). В остальных случаях

необходимо было оценить производные температур  $(dT_i(\tau_k)/d\tau \approx (T_i(\tau_k + \Delta\tau) - T_i(\tau_k))/\Delta\tau)$ .

С помощью сформированных матриц были вычислены компоненты вектора уточняемых параметров. Результаты вычисления показали, что все эти параметры нуждались в существенной корректировке. Так, в частности, была скорректирована эффективная теплопроницаемость ЭВТИ с  $35 \text{ К}\cdot\text{м}^2/\text{Вт}$  до  $29 \text{ К}\cdot\text{м}^2/\text{Вт}$ , которая всегда имеет значительный разброс из-за существенного влияния геометрии поверхности изоляции. Проведенная корректировка позволила существенно повысить достоверность модели. Отличие расчетных и экспериментальных значений температур, которое в некоторых узлах модели до корректировки достигало  $10 \text{ }^\circ\text{C}$  после нее было снижено до  $2 \text{ }^\circ\text{C}$ .

Космический аппарат EхoMars был запущен 14 марта 2016 г. Через несколько суток гарантировано был достигнут стационарный тепловой режим, что дает возможность провести прямое сравнение результатов математического моделирования с реальными телеметрическими данными. Поступает информация с четырех температурных датчиков. На рисунке 4.5.8 показан соответствующий стационарному тепловому режиму фрагмент телеметрической информации о температурах ACS в период с 30.03.2016 по 01.04.2016 и результаты математического моделирования температур ACS в точках установки температурных датчиков на этапе перелета.

Отличие расчетных от реальных значений температур в измеряемых точках составляет от минус  $1,8$  до плюс  $2,9 \text{ }^\circ\text{C}$ . Это показывает, что экспериментально-аналитический метод позволяет скорректировать ошибки узловой модели, возникающие из-за допущения изотермичности значительных фрагментов конструкции. Это, в свою очередь, подтверждает возможность использования узловой модели не только в качестве оценочной, но и как основного инструмента для расчета тепловых режимов космических устройств.



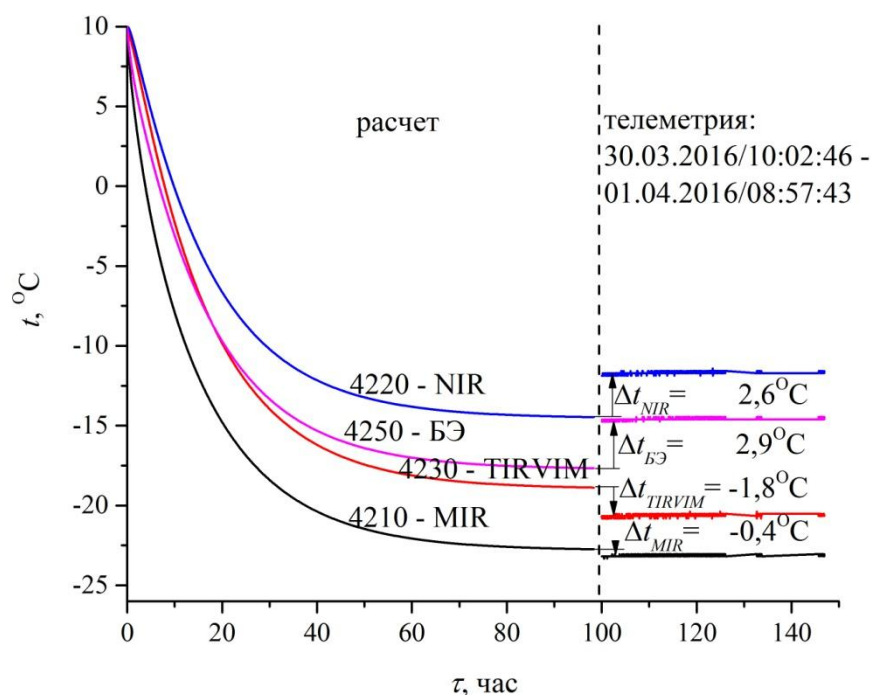


Рис. 4.5.8. Результаты математического моделирования температур в четырех точках ACS на этапе перелета и реальная телеметрическая информация об этих температурах

#### 4.5.2 Встраивание быстрого монитора солнечного ветра в различные варианты внешних тепловых условий

Бортовой монитор солнечного ветра (БМСВ) относится к приборам для исследования характеристик космической плазмы. Исследуемая такими приборами область охватывает практически всю Солнечную систему. Это приводит к тому, что часто плазменные приборы устанавливаются в качестве дополнительной аппаратуры на космических миссиях, имеющих другую целевую задачу. При этом нередко для плазменных приборов выделяется на космическом аппарате оставшееся свободное место, тепловые условия в котором не всегда благоприятны для прибора.

В частности, несмотря на отсутствие жестких требований к тепловому режиму элементов БМСВ, данный прибор должен был быть адаптирован к весьма разнообразным вариантам внешних тепловых условий разнотипных космических аппаратов. Этот прибор был установлен на косми-

ческой радиообсерватории «СПЕКТР-Р», функционирующей на высокоэллиптической орбите. В данном эксперименте проявлялось значительное тепловое влияние самого космического аппарата на прибор. Был разработан проект БМСВ для размещения на околосолнечном аппарате «Интергелеозонд», в котором на поверхность прибора воздействуют экстремальные тепловые потоки. Предложены варианты БМСВ для лунного орбитального модуля в рамках проекта «Луна-Ресурс» и для европейского космического приборного комплекса TORH.

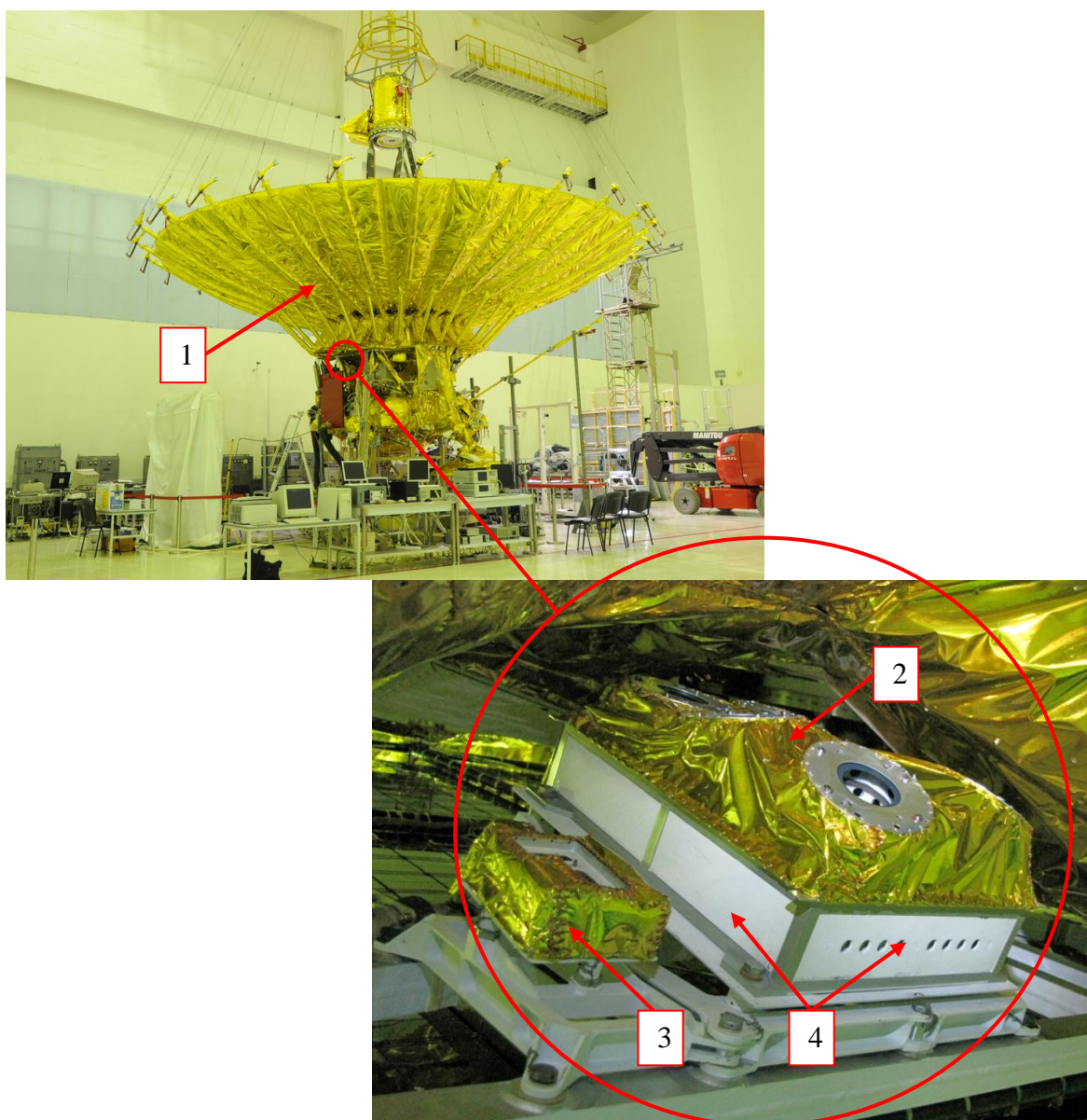
Работа над обеспечением тепловых режимов БМСВ имела большое значение для апробации предложенных методов и подходов. Во-первых, доведение одного из вариантов прибора до стадии летного эксперимента позволило проверить и оценить все этапы метода поиска оптимальных решений по обеспечению его тепловых режимов и подтвердить найденные решения результатами летного эксперимента. Во-вторых, большое многообразие тепловых условий, для работы в которых необходимо было адаптировать БМСВ, позволило оценить гибкость предложенных подходов по встраиванию прибора в разнообразные окружающие тепловые условия.

Доведенным до летного эксперимента вариантом БМСВ являлся прибор, входящий наряду с солнечным датчиком (ДС) в плазменный комплекс [30, 31], установленный на обсерватории «СПЕКТР-Р» (см. рис. 4.5.9).

Данный аппарат работает с 18 июля 2011 года на высокоэллиптической орбите с апогеем 330000 км, перигеем 600 км и наклоном 51,3 угл. град.

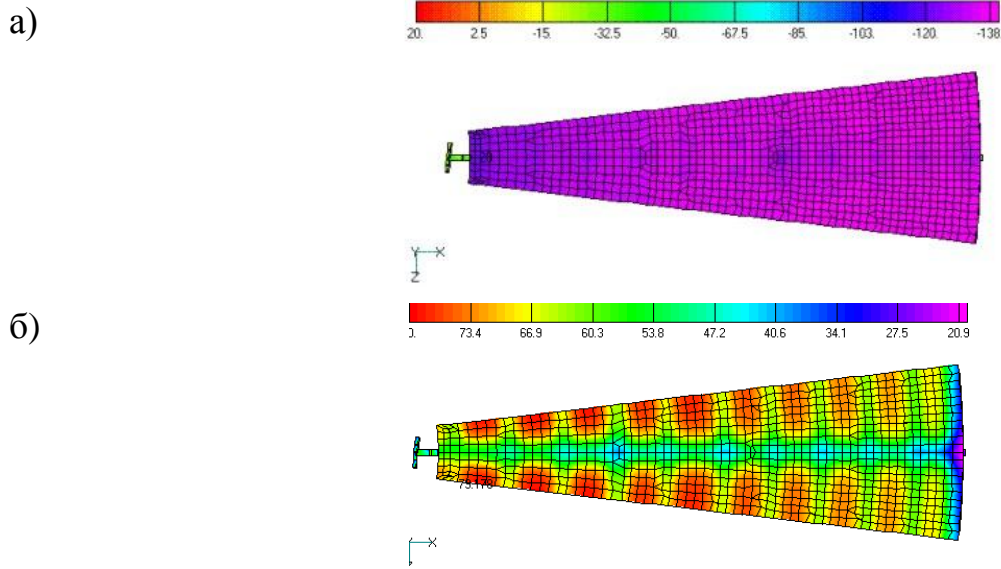
Основной проблемой обеспечения теплового режима установленного на обсерватории плазменного комплекса являлось сильное влияние на него раскладной радиоантенны диаметром 10 м, которая занимала значительную часть окружающего прибор пространства и при этом имела чрез-

вычайно переменную температуру, зависящую от ее ориентации относительно Солнца (см. рис.4.5.10) [190].



1 – обсерватория «СПЕКТР-Р»; плазменный комплекс: 2 – БМСВ; 3 – ДС; 4 – теплообменные поверхности БМСВ

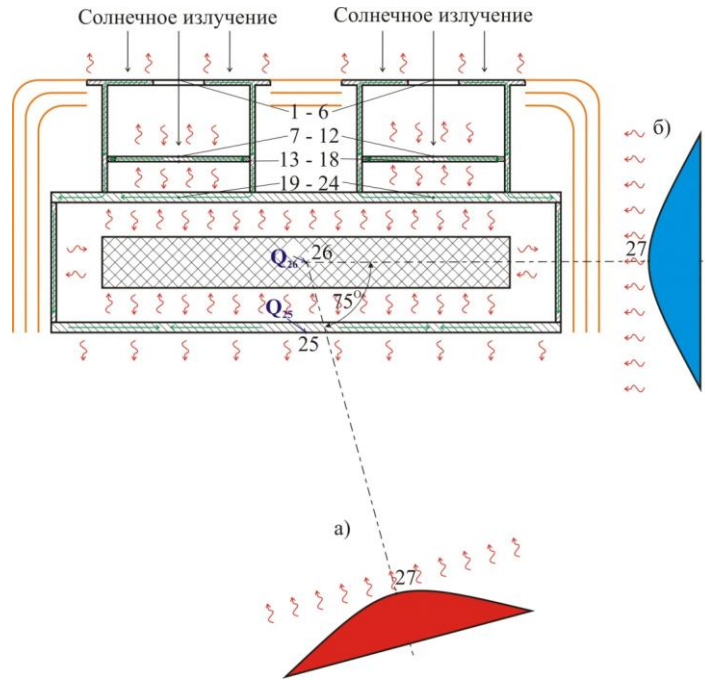
Рис. 4.5.9. Плазменный комплекс, установленный на обсерватории «СПЕКТР-Р»



а) неосвещенный Солнцем сектор; б) освещенный Солнцем сектор

Рис. 4.5.10. Поле температуры по поверхности сектора антенны обсерватории «СПЕКТР-Р»

Это потребовало включение антенны в аналитическую тепловую модель БМСВ в качестве отдельного элемента (см. рис. 4.5.11).

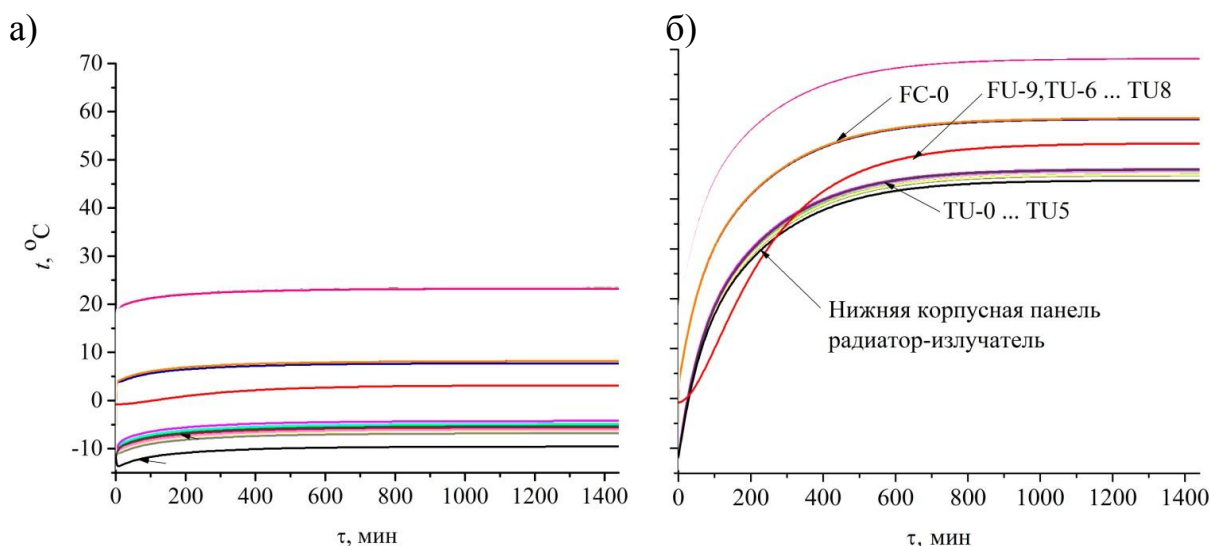


Узлы аналитической модели БМСВ: 1-18 – элементы датчиков Фарадея; 19-24 – корпусные элементы; 25 – теплообменные поверхности; 26 – внутренние тепловыделяющие элементы

Рис. 4.5.11. Аналитическая узловая модель БМСВ, включая узел (27) соответствующий антенне «СПЕКТР-Р», освещенной (а) и неосвещенной (б) Солнцем

Метод поиска оптимальных решений к БМСВ был применен в несколько урезанном виде. К моменту начала моделирования тепловых режимов конструкция прибора была практически готова. Поэтому этап концептуального теплового моделирования был пропущен и все возможные решения по встраиванию прибора в окружающие тепловые условия обрабатывались на аналитической тепловой модели. Главным инструментом такого встраивания являлось открытие определенных площадей на разноориентированных гранях прибора для организации тарированного радиационного теплообмена с окружающими конструктивными элементами и космическим пространством. На рисунке 4.5.9 эти теплообменные поверхности показаны.

Все остальные этапы метода поиска оптимальных решений, включая восстановление параметров тепловой аналитической модели из результатов эксперимента, были осуществлены. Результаты математического и экспериментального моделирования тепловых режимов БМСВ, а также результаты телеметрических измерений температуры БМСВ в полете представлены соответственно на рисунках 4.5.12, 4.5.13 и 4.5.14.



FC, FU, TU – узлы тепловой модели, соответствующие телеметрическим датчикам температуры, установленным в приборе

Рис. 4.5.12. Результаты математического моделирования минимального (а) и максимального (б) теплового режима БМСВ, полученные с помощью аналитической модели

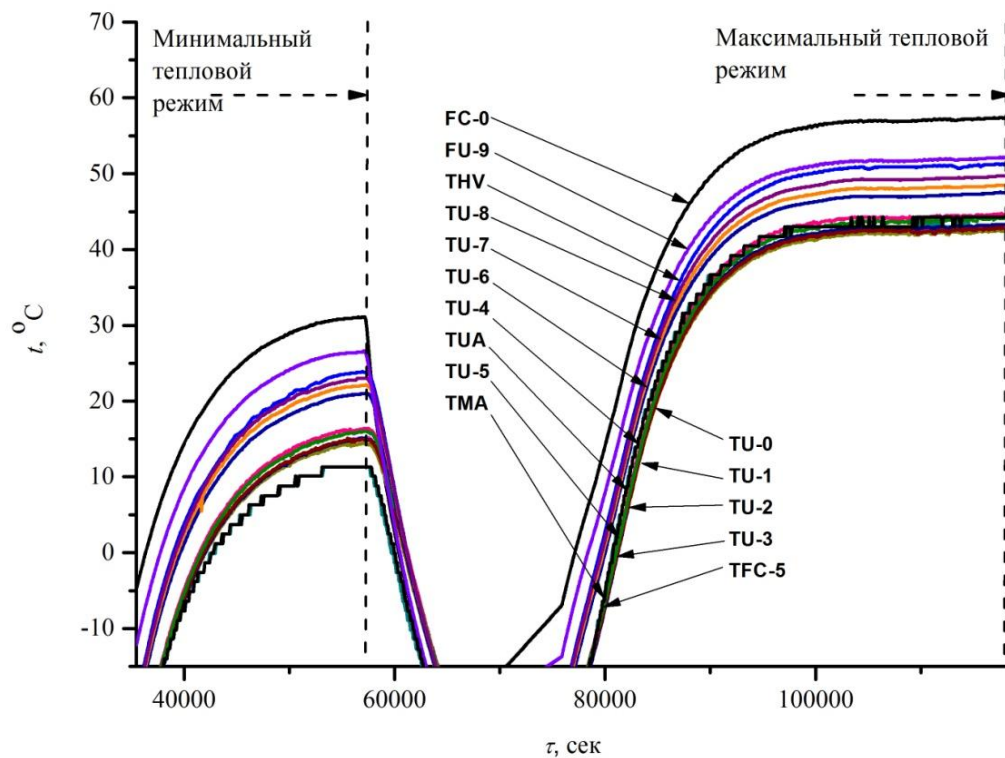


Рис. 4.5.13. Результаты экспериментального моделирования теплового режима БМСВ в тепловакуумной установке

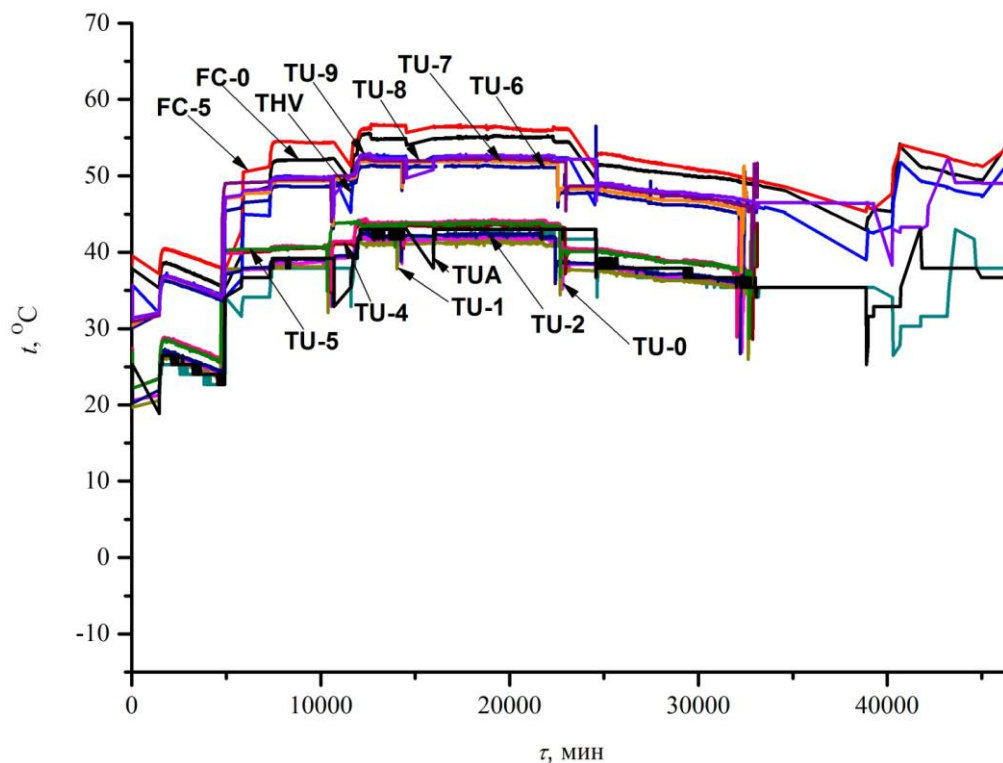


Рис. 4.5.14. Фрагмент информации с телеметрических датчиков температуры, установленных на БМСВ в процессе проведения космического эксперимента

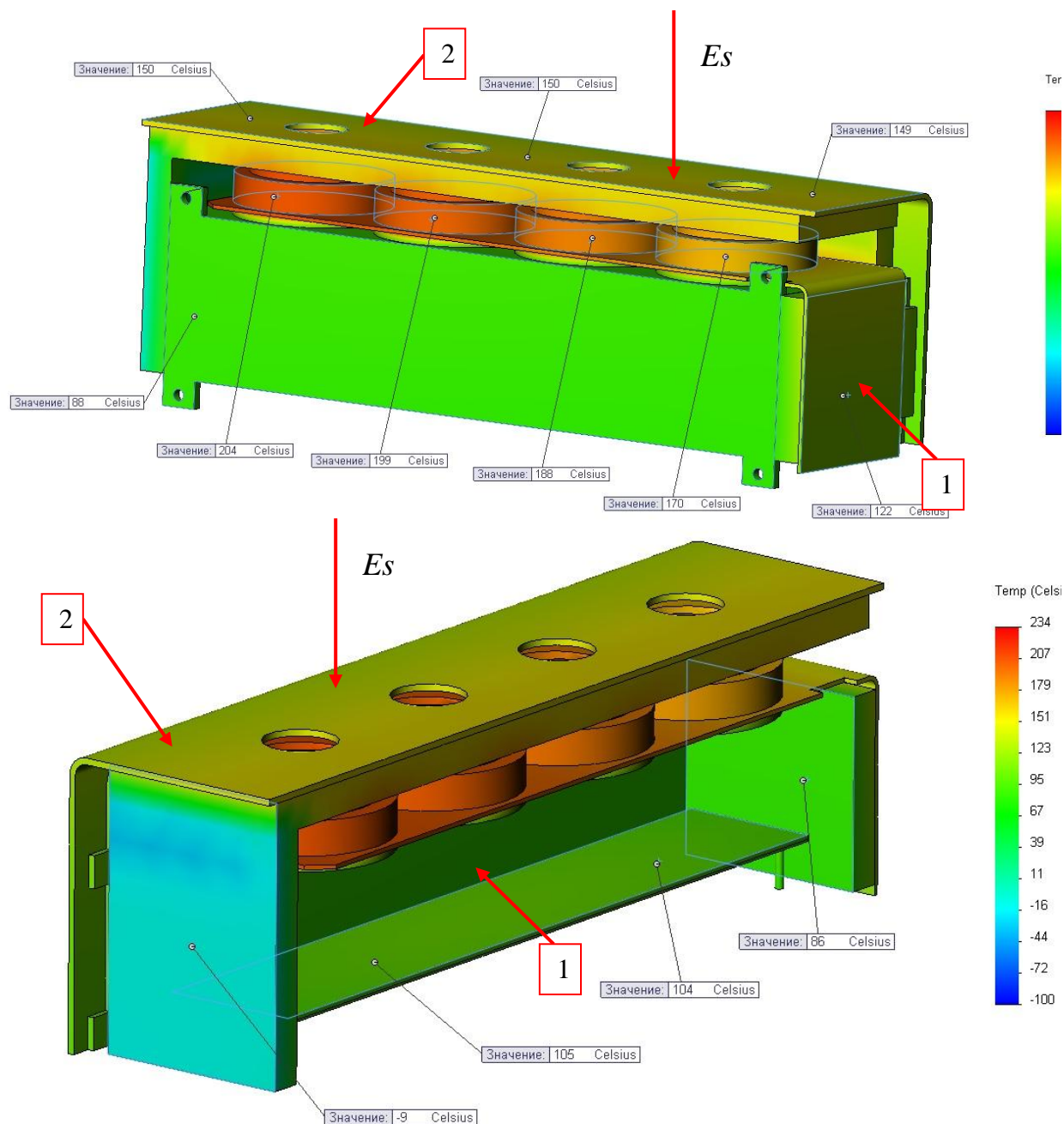
Полученная с помощью метода поиска оптимальных решений тепловая модель описывала телеметрические данные с высокой точностью. Отклонение расчетных данных от измерений в полете составило от 1 до 4 °С.

Одним из проектов использования БМСВ являлось его размещение на аппарате Интергелеозонд [150], который должен приблизиться к Солнцу на расстояние 0,28 а.е. Местом размещения БМСВ являлась освещенная Солнцем поверхность аппарата. При этом расчетная плотность падающего на фронтальную поверхность БМСВ солнечного излучения составляла от 950 до 17500 Вт/м<sup>2</sup>. Данные тепловые условия являлись одними из самых экстремальных, в которые необходимо было встроить научный прибор.

Задача была решена с помощью Г-образного экрана-радиатора. Обращенная к Солнцу поверхность этого радиатора поглощала солнечное излучение и передавала его на поверхность, излучающую тепловой поток в теневую область пространства. Между экраном радиатором и прибором были установлены тепловые развязки.

Распределение температуры по прибору при использовании такого защитного механизма показано на рисунке 4.5.15.

Проекты использования БМСВ дали возможность отработать методику встраивания в окружающие тепловые условия тех научных приборов, которые в качестве дополнительного оборудования устанавливаются на разных космических аппаратах, функционирующих в разных тепловых условиях. Данная методика позволяет осуществлять подобное встраивание без изменения конструкции прибора, только за счет различного сочетания открытых теплообменных поверхностей или, в исключительных случаях, за счет навесных пассивных тепловых элементов. Необходимо отметить, что подобный способ отработан для приборов, не предполагающих строгую термостабилизацию.



1 – прибор; 2 – экран-радиатор

Рис. 4.5.15. Поле температуры по прибору БМСВ и экрану-радиатору при размещении прибора на КА Интергелеозонд

#### 4.5.3 Особенности тепловой сборки космического прибора

Одним из результатов развитой международной научной кооперации является то, что не только приборные комплексы типа EхoMars, но и отдельные приборы могут составляться из частей, создаваемых в разных странах различными научными группами.

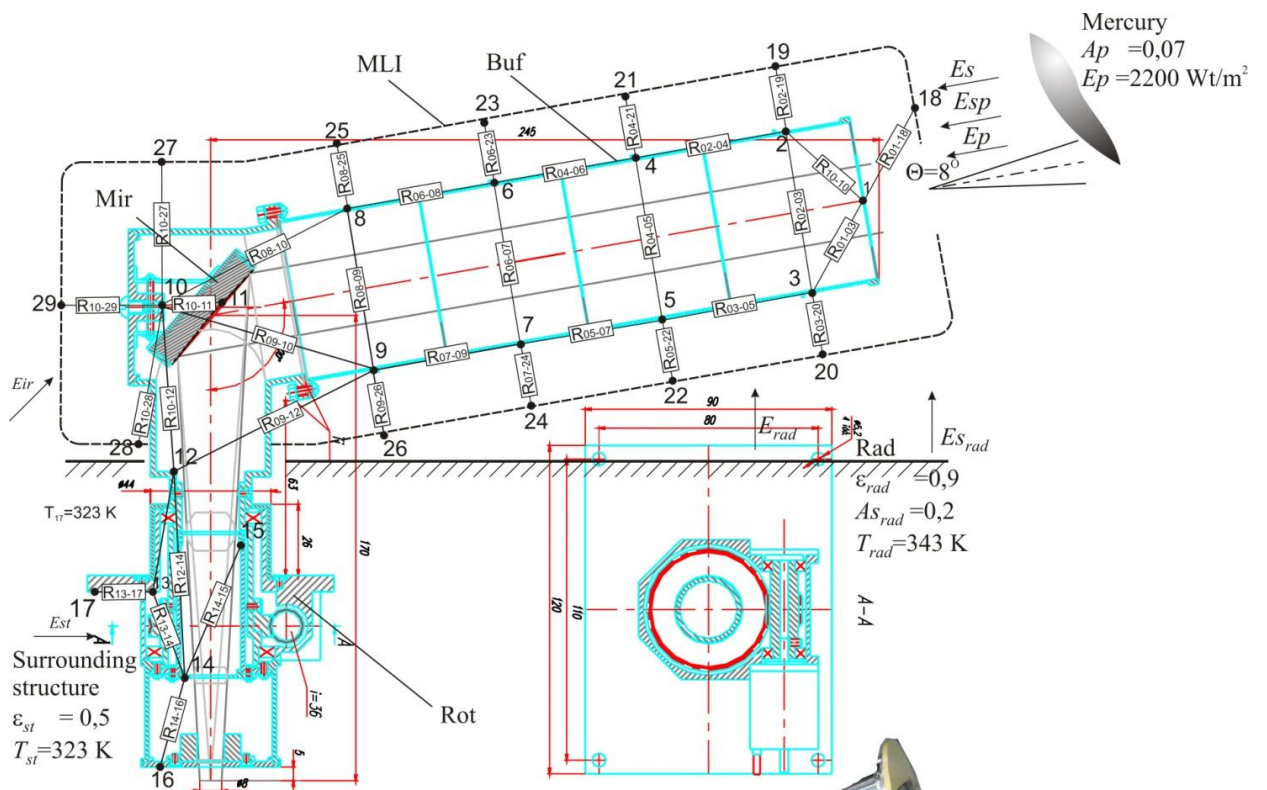


Особенностью теплового встраивания отдельной части прибора в его общую конструкцию является большое число тепловых связей с другими элементами прибора, что не позволяет применить подход, практикуемый при формировании приборного комплекса из отдельных приборов и предполагающий максимально возможное ограничение числа тепловых интерфейсов между приборами.

Одним из проектов, в которых российский сканер должен работать в составе спектрометра FEBUS [42], разрабатываемого во Франции с участием Японии и России, входящего в состав комплекса научной аппаратуры меркурианской орбитальной миссии «VeriColombo» [191].

Моделирование теплового режима данного сканера показало, что комплексный метод поиска оптимальных решений пригоден не только для целого прибора, но и для его отдельной части, входящей в состав готового прибора. На рисунке 4.5.16 показана аналитическая тепловая модель, которая являлась основным инструментом для моделирования теплового режима сканера FEBUS.

При этом внутри сканера, находилось зеркало, температура которого должна была поддерживаться в узком диапазоне. Дополнительная сложность теплового моделирования сканера состояла в том, что термостабилизируемое зеркало являлось элементом французской части прибора, что требовало формализации всех требований к тепловой обстановке внутри сканера.



MLI – высокотемпературная экрано-вакуумная теплоизоляция; Buf – бленда; Rot – узел вращения сканера; Mir – зеркало; Rad – радиатор комплекса научной аппаратуры

Рис. 4.5.16. Аналитическая тепловая модель и общий вид сканера FEBUS

Сканер прошел тепловакуумные испытания в составе космического аппарата в европейском испытательном центре (ESTEC) в Нордвике с положительным результатом. В настоящее время сканер установлен на летном образце космического аппарата VeriColombo, который должен достичь Меркурия в 2025 году. В рамках проекта Луна-Ресурс рассматривается возможность установки подобного сканера, переименованного в LEVUS на лунном модуле.

Моделирование теплового режима сканера позволило опробовать метод поиска оптимальных решений для меркурианских тепловых условий и для случая тепловой сборки прибора из узлов, создаваемых независимыми научными группами.

При углублении детализации прибора до степени, учитывающей отдельный электронный компонент, проявляется еще одна проблема теплового встраивания, характерная именно для научных космических приборов. Данная проблема связана с тем, что в научных приборах требуются ресурсы наиболее новых электронных компонентов, как правило, еще не прошедших стадию адаптации для использования в космической аппаратуре. Очевидно, что схема теплоотвода от этих компонентов рассчитана на использование в условиях конвекции. Так, в современной космической научной аппаратуре имеются микросхемы с тепловыделением  $\sim 2$  Вт при площади поверхности  $1 \text{ см}^2$ . В отличие от подобных по тепловыделению транзисторов и других элементов, эти микросхемы не имеют встроенного радиатора, конструктивно вынесенного далеко от контактов, с возможностью его крепления к теплопроводу или корпусу прибора. Исходя из ограничений по габаритам и весу, чрезвычайно трудно внедрить в современный электронный блок с высокой плотностью монтажа специальные теплопроводы для отдельных тепловыделяющих элементов.

В рамках данной работы был опробован подход использования самой электронной платы, в качестве теплопровода, обеспечивающего теп-

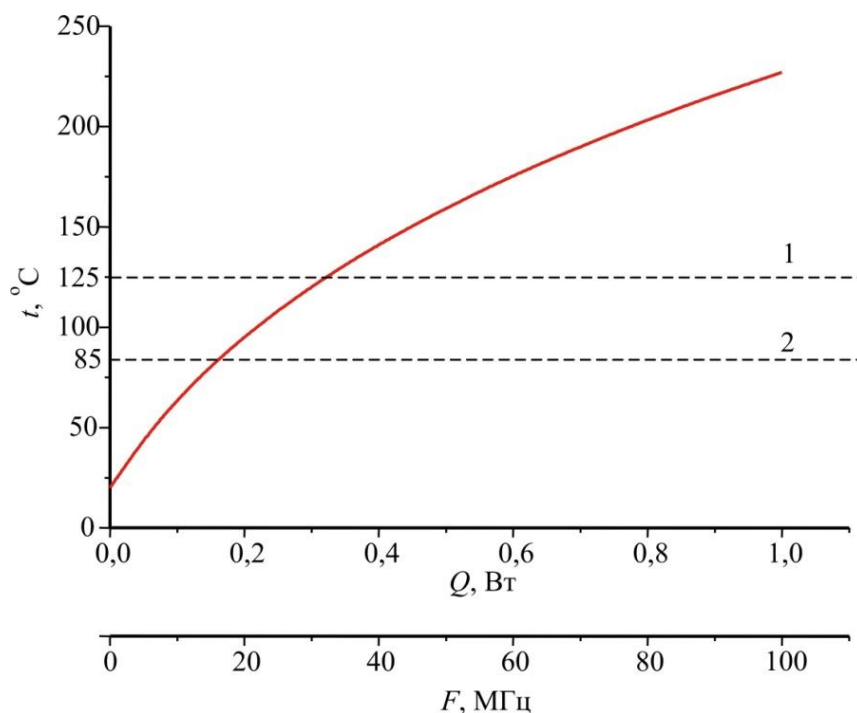
ловое соединение тепловыделяющего электронного компонента и корпуса прибора [192].

В качестве объекта, на котором отрабатывался данный подход, использовалась электронная плата бортовой информационно-управляющей системы (БИУС) комплекса научной аппаратуры «СПЕКТР-РГ», в которой применяются интегральные схемы с высоким удельным тепловыделением. БИУС представляет собой электронный блок, обеспечивающий сбор и хранение информации от нескольких научных приборов, а также подготавливающий данные для пересылки на Землю.

Центральным модулем блока является процессорная плата с установленным на ней микропроцессором и программируемой логической интегральной схемой (ПЛИС). Каждая из этих больших интегральных схем при средней загруженности при частоте задающего генератора десятки МГц излучает в окружающее пространство 1...2 Вт тепловой энергии на площади всего около одного квадратного сантиметра. При создании системы теплового регулирования необходимо обеспечить этим элементам комфортный тепловой режим (0...+40 °С), который гарантирует заданный уровень надежности устройства (в том числе всех элементов, входящих в состав блока в штатном режиме работы). Блок должен функционировать в условиях космического вакуума. Ограничением в данном случае является отсутствие любого вида конвекции и теплопроводности через газовую среду, и, соответственно, в системе теплового регулирования может использоваться лучистый или кондуктивный теплообмен.

Моделирование всех вариантов теплового режима электронных компонентов осуществлялось с помощью аналитических узловых моделей фрагментов электронного блока.

На рисунке 4.5.17 представлена оценка температуры интегральной схемы площадью 1 см<sup>2</sup>, установленной на стеклотекстолитовой плате в условиях негерметичного отсека космического аппарата.



Максимальные допустимые температуры: 1 – для военных элементов; 2 – для промышленных элементов

Рис. 4.5.17. Зависимость температуры электронного компонента от его тепловыделения

На рисунке представлена оценка стационарной температуры электронного компонента, размещенного в центре платы БИУС, функционирующем в рабочем режиме (с тепловыделением в блоке 14 Вт и при температуре посадочных мест плюс 50 °С).

Как видно из графика, температура сверхбольших интегральных схем (СБИС) при максимальном тепловыделении может достигнуть 220 °С, если электронную плату установить в негерметичный отсек КА без каких-либо средств охлаждения. Такую температуру не выдерживает не только промышленная элементная база (2) но и электронные элементы военного применения (1). Поэтому при эксплуатации такой платы в условиях негерметичного отсека космического аппарата допустимый уровень производительности коммерческих СБИС должен быть ограничен 18-тью %, а военных 33-мя % от максимального уровня.

Для организации теплового тракта между тепловыделяющим компонентом и корпусом прибора необходимо организовать поперечную и продольную повышенную теплопроводность стеклотекстолитовой платы.

Повышение продольной теплопроводности может быть организовано двумя способами. Первый состоит во введении под плату теплопроводящей подложки (см. рис. 4.3.18).

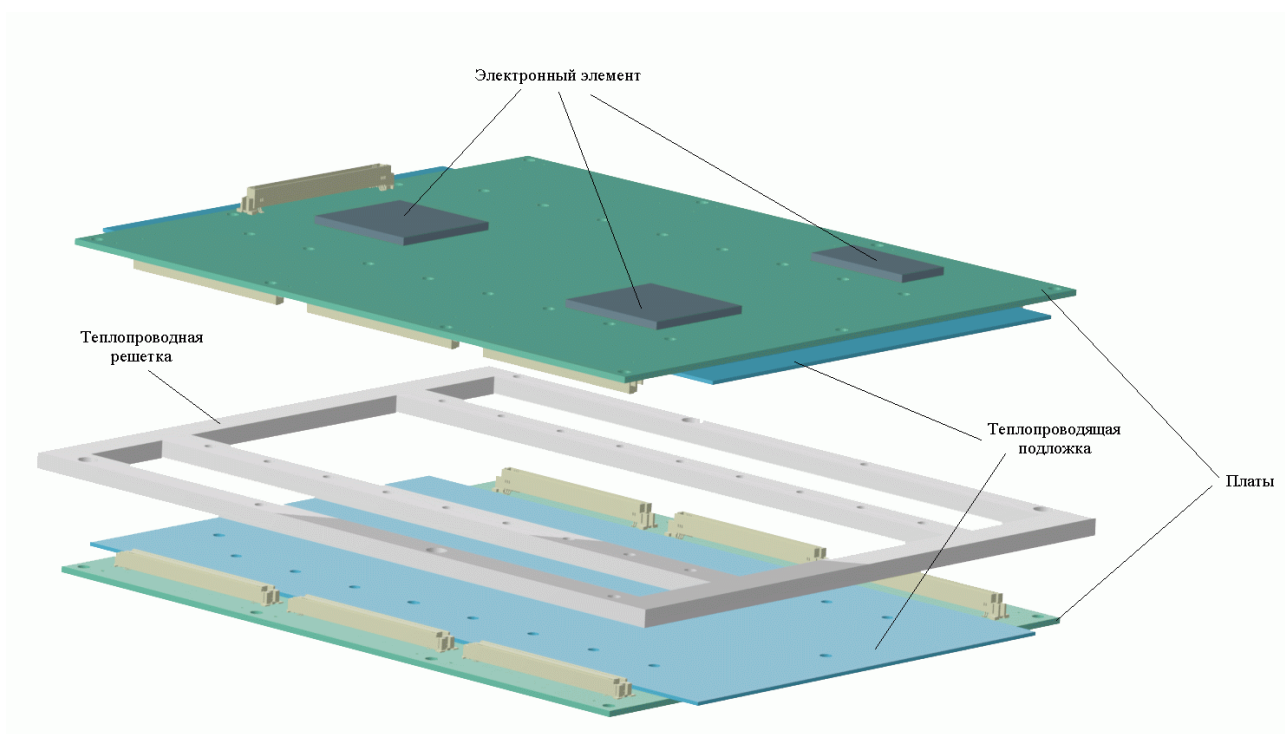


Рис. 4.5.18. Электронная плата с теплопроводящей подложкой

Более простым способом является сохранение без травления одного или двух медных слоев многослойной платы. Исходя из того, что в настоящее время для электронных плат используются многослойный материал с количеством медных слоев до тридцати, данный вариант легко реализуем.

На рисунке 4.5.19 представлены эффективная теплопроводность платы толщиной 1,5 мм с количеством сплошных (непротравленных) медных слоев стандартной толщиной 18 мкм каждый от нуля до пяти.

Задачу повышения поперечной теплопроводности печатной платы, возможно, решить только на этапе разработки ее топологии, путем введе-

ния специальных элементов, внедренных в стеклотекстолитовую основу платы.

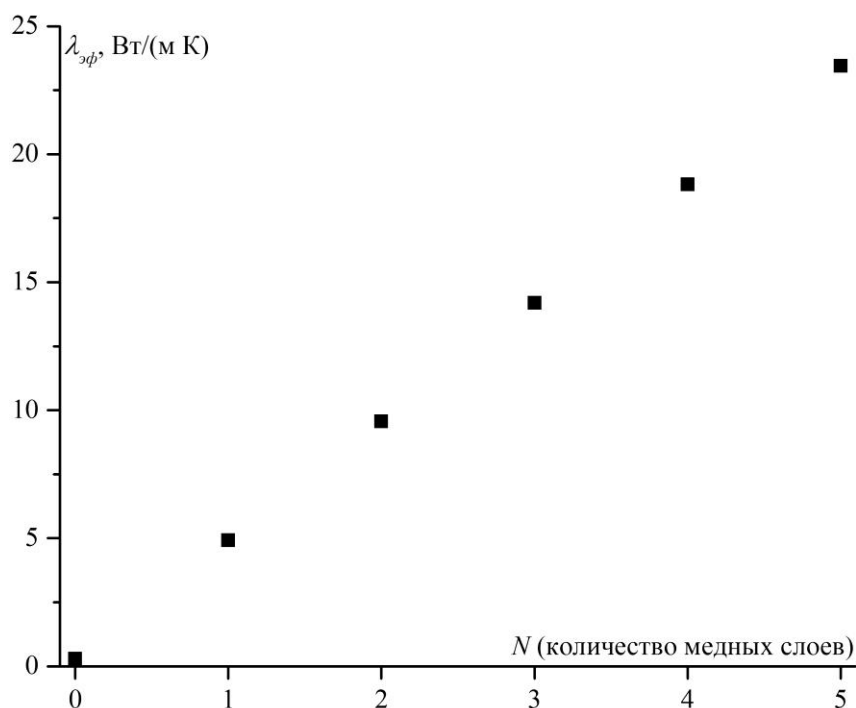


Рис. 4.5.19. Зависимость удельной теплопроводности материала электронной платы от количества сплошных медных слоев

Один из вариантов реализации такого подхода состоит в том, что при создании топологии платы область непосредственно под тепловыделяющими компонентами сохраняется свободной от электрических соединений. На освободившемся месте размещается матрица сквозных отверстий небольшого диаметра, заполненных оловом. С обеих сторон на ее поверхности в этом месте расположены прямоугольные контактные площадки, покрытые оловом. По всей площади они соприкасаются с одной стороны с теплоотводящей нижней поверхностью микросхемы, а с другой – с элементом конструкции (рис. 4.5.20).

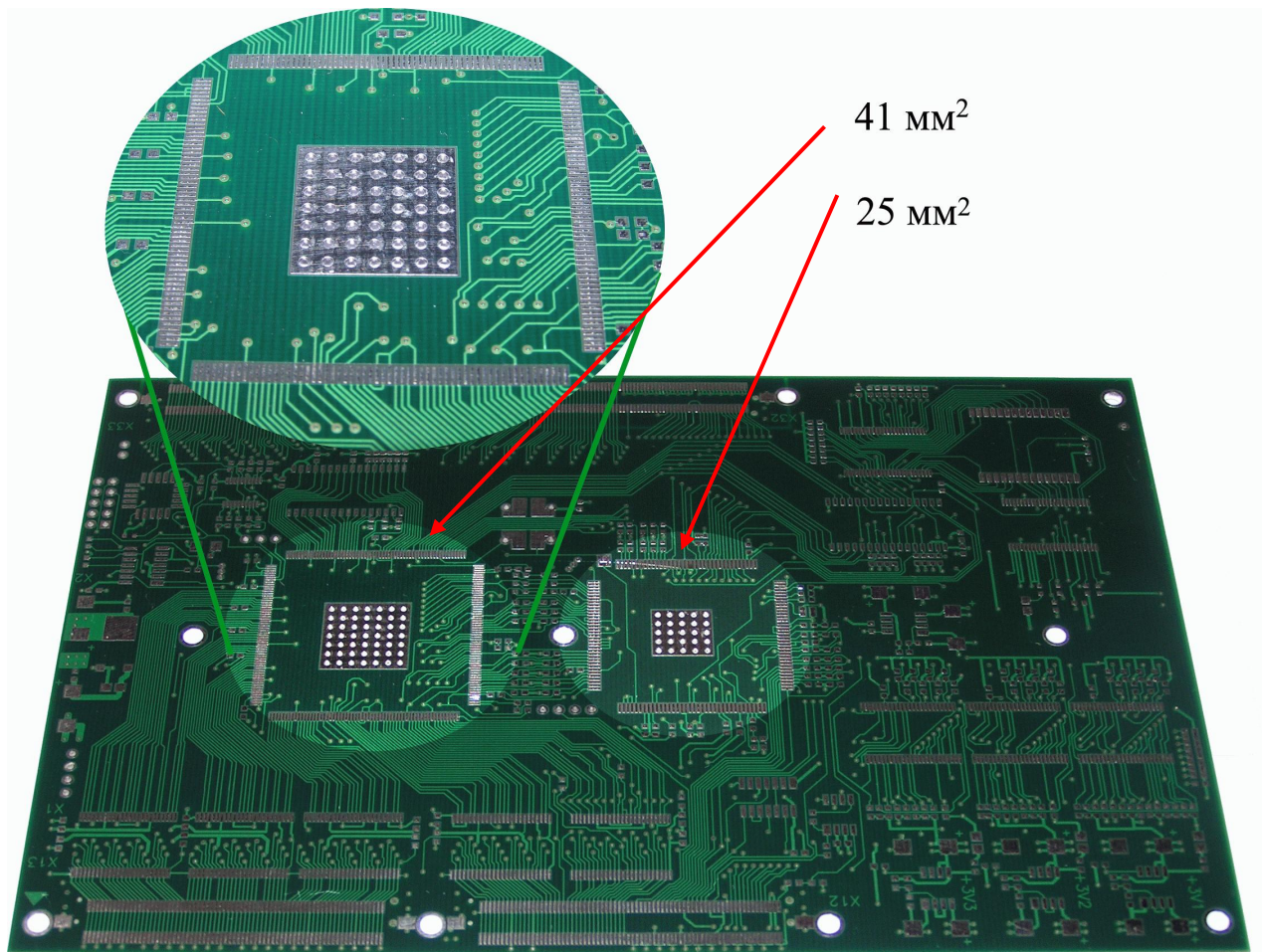


Рис. 4.5.20. Матрицы теплопроводов, интегрированных в электронную плату под тепловыделяющими элементами

После изготовления платы перед пайкой данные отверстия заливались оловом. Затем, вся площадь соприкосновения нижней поверхности микросхемы с печатной платой покрывалась тонким слоем теплопроводной пасты для уменьшения воздушных зазоров в местах неровностей поверхностей. После этого был осуществлен монтаж электронного компонента. Таким образом, интегрирование теплопроводов в плату не потребовало введения дополнительных технологических операций. Теплопроводы создавались в рамках стандартного технологического процесса изготовления электронных плат.

На рисунке 4.5.21 представлена оценка перепада температуры  $\Delta t_{ch-Cu}$  между тепловыделяющим элементом и теплопроводным слоем платы в зависимости от соотношения площадей заполненных оловом теплопрово-



дов под электронным элементом  $F_{Sn}$  и основанием элемента  $F_{ch}$  при удельном по отношению к площади основания тепловыделении элемента  $q_{ch}=1 \text{ Вт/см}^2$ .

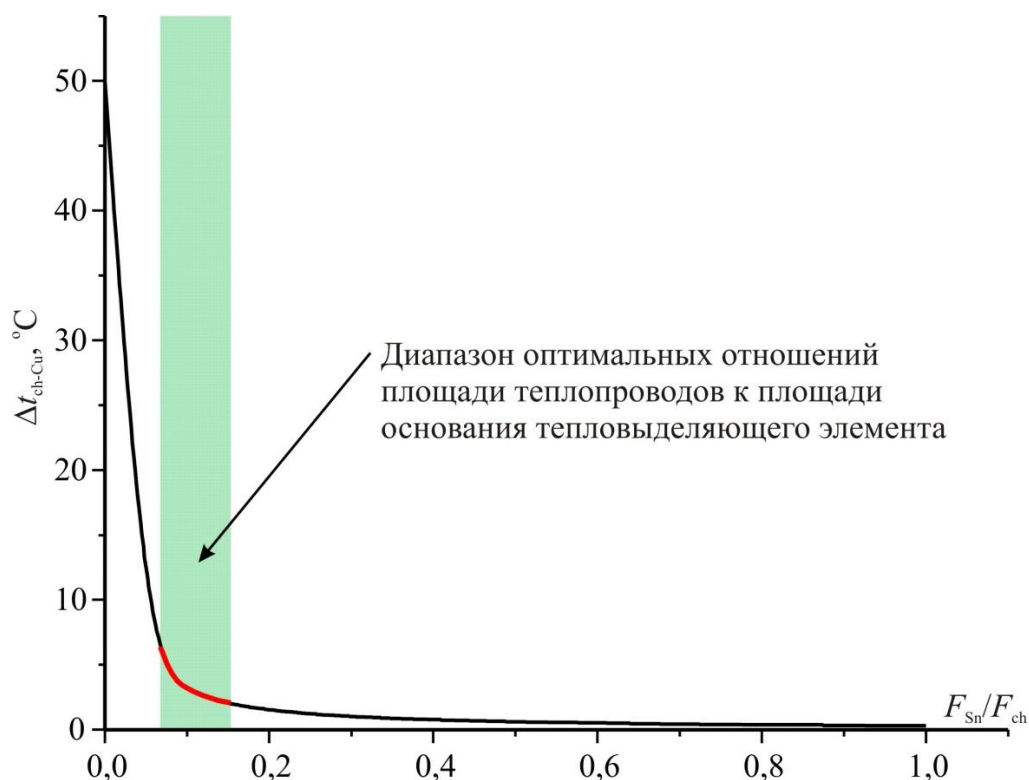
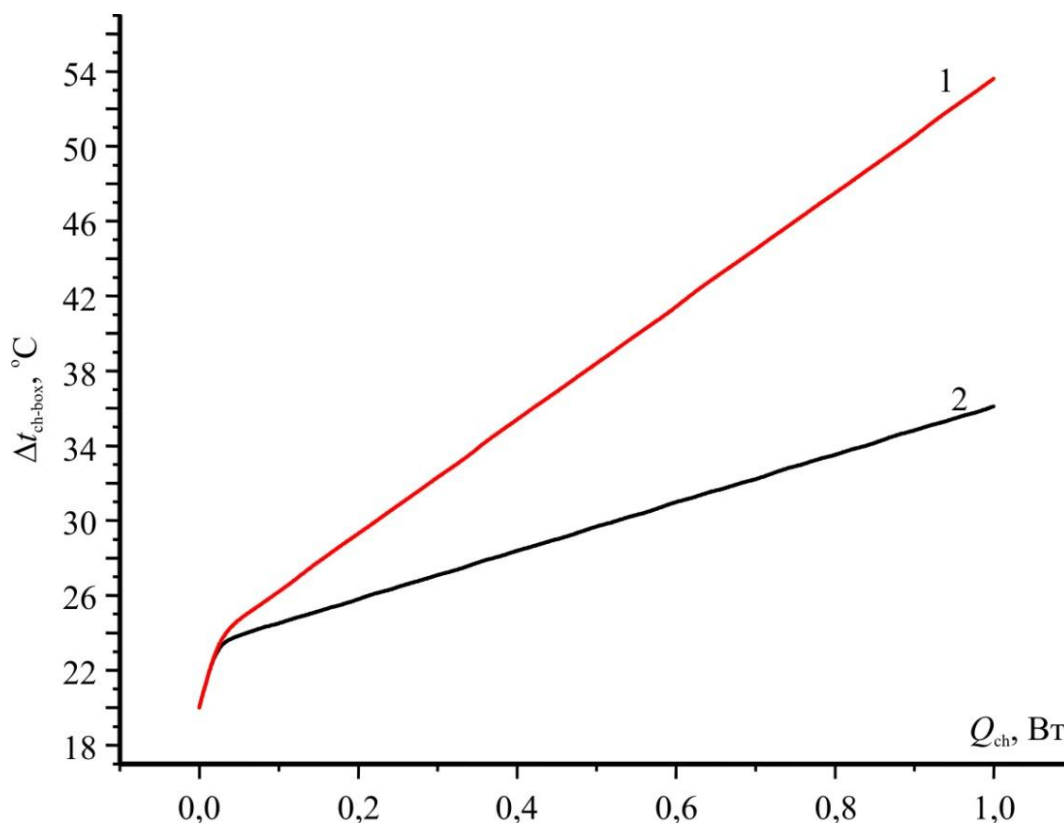


Рис. 4.5.21. Зависимость  $\Delta t_{ch-Cu}(F_{Sn}/F_{ch})$  при  $q_{ch}=1 \text{ Вт/см}^2$

Данная зависимость показывает, что достаточно заполнить теплопроводами около 10 % площади под основанием, чтобы снизить перепад температуры между элементом и теплопроводным слоем до 3 °C.

В частности, был промоделирован тепловой режим размещаемой на плате БИУС микросхемы A54SX16 с тепловыделением от 0 до 1 Вт и площадью контакта с платой 640 мм<sup>2</sup>.

На рисунке 4.5.22 показана зависимость перепада температуры  $\Delta t_{ch-box}$  между микросхемой A54SX16 и корпусом БИУС от тепловыделения микросхемы  $Q_{ch}$  при использовании только теплопроводного слоя платы и при совместном использовании теплопроводного слоя и матрицы теплопроводов.



Варианты организации теплового тракта: 1 – сплошной продольный медный слой в материале платы; 2 – сочетание сплошного продольного медного слоя и матрицы поперечных оловянных теплопроводов в материале платы

Рис. 4.5.22. Зависимость  $\Delta t_{ch-box}(Q_{ch})$  для микросхемы A54SX16

Выполненные оценки показывают, что в материале электронных плат космических негерметичных электронных блоков обязательно необходимо оставлять не менее одного сплошного медного слоя. Дополнительно, при наличии элементов с интенсивным удельным тепловыделением, необходимо на стадии разводки платы организовывать матрицу вертикальных оловянных теплопроводов под данными элементами. Площадь поперечного сечения этих теплопроводов должна быть не менее 10 % от площади основания тепловыделяющего элемента.

Кроме аппаратного способа эффективного отвода тепла от электронных компонентов интерес представляет и направление создания специализированных программных средств, оптимальным образом распреде-

ляющих загрузку электронных компонентов и, тем самым, снижающим их среднее тепловыделение [193].

#### 4.6 Заключение по главе 4

В настоящее время обеспечение теплового режима космического устройства в большинстве случаев основывается на принципе минимизации внешних тепловых интерфейсов. В соответствии с данным принципом тепловое взаимодействие космического устройства с окружающим пространством ограничивается использованием только тех свойств пространства, без которых невозможно обеспечить тепловой баланс устройства. Например, устройство, находящееся в открытом космосе использует только ограниченную зону пространства, обладающую свойствами «холода» и «черноты» для удаления генерируемого внутри устройства тепла. От остального пространства устройство в большинстве случаев максимальным образом теплоизолируется.

Однако гораздо более перспективным для терморегулирования научного космического прибора представляется использование принципа его встраивания в окружающие условия, который предполагает максимально возможное использование всех тепловых факторов окружающего пространства, в том числе и обладающих свойством анизотропии по направлению. Анизотропным тепловым фактором, действующим и в космосе и на поверхности планеты, является солнечное излучение. При нахождении космического аппарата на орбите планеты к солнечному излучению добавляется анизотропное излучение от планеты. На тепловой режим устройства, находящегося на поверхности планеты дополнительно могут воздействовать изотропная теплоотдача газовой среде и анизотропное излучение неба.

Как правило, все анизотропные тепловые факторы считаются паразитными, воздействие от которых должно быть минимизировано. Однако анизотропия окружающих тепловых факторов может быть полезной для решения ряда проблем, в том числе, для обеспечения тепловых режимов космических приборов, поскольку позволяет регулировать уровень погло-

щаемого прибором теплового потока при изменении ориентации открытой (теплообменной) поверхности, которая этот поток поглощает. В построенной на таких принципах системе терморегулирования может быть существенно снижена зависимость от внешнего электропитания и от использования активных тепловых элементов.

Основной проблемой создания подобной системы является, то, что ориентация космического устройства в большинстве случаев осуществляется в интересах выполнения задачи, а не в интересах обеспечения теплового режима.

В представленной работе исследован наиболее универсальный способ решения этой проблемы. Он заключается в разделении радиатора на несколько разноориентированных частей. С помощью данного способа возможна стабилизация температуры объекта терморегулирования при отсутствии ограничений в его ориентации. При этом независимость температуры системы разноориентированных радиаторов от ее ориентации достигается за счет постоянства суммарного лучистого потока, поглощенного всеми радиаторами, вне зависимости от того, как отдельные радиаторы ориентированы относительно внешних источников тепла – Солнца и планеты. Дополнительным преимуществом такой системы является то, что в ней, за счет постоянного теплопритока поглощаемого излучения, частично компенсировано падение температуры при снижении внутреннего тепловыделения.

Особенно актуальна подобная система для приборов, внешняя поверхность которых находится под воздействием сильно переменных тепловых условий. К таким приборам относятся, например приборы, размещенные на внешней поверхности МКС.

Именно для одного из таких приборов – рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН, который должен быть установлен на Российском сегменте МКС в 2019 г., была реализована подобная система в варианте двух оп-

позитных радиаторов. Математическое и экспериментальное моделирование подтвердило эффективность термостабилизации объекта терморегулирования с помощью многорадиаторной системы.

Встраивание в окружающие условия открывает путь для разрешения некоторых сложных тепловых проблем планетных приборов. В частности такой подход позволил решить две взаимоисключающие задачи по защите научных приборов от экстремально холодных условий лунной ночью и от экстремально горячих условий лунным днем. Данная проблема усугубляется тем, что длительность лунных суток составляет около 30 земных, что резко сокращает возможности использования запасенной электрической или тепловой энергии для подогрева ночью.

Одним из инструментов встраивания в такие условия является трансформация конструкции приборов. Данная трансформация позволяет управлять теплообменными поверхностями прибора – перекрывать их ночью и ориентировать в антисолнечную сторону – днем.

Такой инструмент был применен для лунного манипуляторного комплекса (ЛМК), разрабатываемого в рамках проекта «Луна-Глоб». Стандартные решения для обеспечения его теплового режима были ограничены невозможностью использования для ЛМК экрано-вакуумной теплоизоляции и отключаемого электрического нагревателя. Поэтому до применения принципа встраивания ЛМК либо перегревался днем до  $+120\text{ }^{\circ}\text{C}$  – при использовании радиоизотопного нагревателя, либо переохлаждался ночью до  $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$  без такого нагревателя. Возможность трансформации позволила установить на штангах ЛМК радиаторы, открытые днем и взаимно перекрываемые ночью. Это дало возможность снизить максимальную дневную температуру его элементов до  $75\dots 80\text{ }^{\circ}\text{C}$  при сохранении допустимого уровня температур  $-30\dots -60\text{ }^{\circ}\text{C}$  ночью.

Тепловое встраивание устройства может осуществляться не только в естественные окружающие условия, но и в тепловые условия приборных

комплексов. Подобная процедура требует, прежде всего, согласования тепловых моделей собираемых в комплекс приборов и создания общей модели приборного комплекса для выявления взаимосвязей отдельных приборов. Эффективность такого подхода подтверждается результатами телеметрической информации с приборов, функционирующих в настоящее время в космосе в составе приборных комплексов. К таким приборам относится спектрометрический комплекс АЦС, включенный в состав комплекса научной аппаратуры международной миссии EхoMars, которая была запущена 14 марта 2016 г и приборы БМСВ и ДС, размещенные на обсерватории «СПЕКТР-Р», функционирующей в космосе с 18 июля 2011 г.

Принцип теплового встраивания можно распространить на внутреннюю структуру космического устройства. В этом случае в тепловой структуре устройства имеются несколько иерархических уровней, на каждом из которых системы или элементы низшего уровня встраиваются в систему более высокого уровня. Самым высоким уровнем этой структуры является устройство в целом, самым низким – отдельные неразъемные элементы.

В практическом смысле применение принципа теплового встраивания элемента во внутреннюю структуру устройства означает не только учет теплообмена через тепловые интерфейсы между элементами, но и исследование взаимного влияния их тепловых состояний друг на друга.

Оправданность применения такого подхода демонстрируют результаты исследования свойств тепловой системы, состоящей из радиатора и термоэлектрического преобразователя (ТЭП). Важность знания этих тепловых свойств определяется тем, что подобные системы используются в большинстве космических телескопов, в которых приемники излучения находятся на температурном уровне 200...250 К. Сочетание ТЭП и радиатора-излучателя приводит к возникновению между ними сложной обратной связи, в результате которой система из этих двух элементов приобре-

тает необычные свойства. К ним относится появления экстремумов в некоторых зависимостях. Например, при определенной температуре объекта термостабилизации зависимость площади радиатора-излучателя от тока через ТЭП имеет минимум, а зависимость температуры радиатора-излучателя от его площади – максимум. Это демонстрирует наличие набора оптимальных параметров системы, соответствующих определенному набору исходных данных.

В работе были проанализированы преимущества системы ТЭП с радиатором по сравнению с конкурирующей системой, состоящей из нагревателя с радиатором. Такими преимуществами являются возможность более быстрого охлаждения, которое позволяет быстрее реагировать на изменение тепловых условий и более высокая рабочая температура радиатора, что делает охладитель менее восприимчивым к уровню внешнего теплового фона.

Пространственная анизотропия тепловых потоков в космосе не только позволяет решить вопросы терморегулирования космических устройств, но и может быть использована для получения информации о пространственной ориентации этого устройства. Эту возможность обеспечивает математическая модель, с помощью которой значения температуры внешней поверхности аппарата могут быть связаны с направлением на внешние источники тепла – Солнце и близлежащую планету.

В космических аппаратах, имеющих простейшую конфигурацию, данная задача может быть решена аналитически. В реальных аппаратах необходимо наличие разнонаправленных плоских площадок, имеющих высокую чувствительность к изменению внешних тепловых факторов космического пространства, слабую тепловую связь с конструкцией аппарата, малую теплоемкость и тарированные оптические характеристики.

Экспериментальные исследования показали, что с помощью такой системы точность определения направления на Солнце может составить



5 угл. мин., при угловой скорости КА до 30 угл. град./мин и при точности измерения температуры 0,1 К.

Данная система может быть использована как аварийная или резервная в аппаратах, имеющих высокую точность ориентации или как основная в аппаратах с пониженными требованиями к точности ориентации.

## **5. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРЕЦИЗИОННОГО ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ЗЕРКАЛЬНОГО РЕНТГЕНОВСКОГО ТЕЛЕСКОПА ART-XC**

### **5.1 Формирование требований к системе обеспечения теплового режима ART-XC**

#### **5.1.1 ART-XC как объект прецизионного терморегулирования**

Рентгеновский телескоп ART-XC (Astronomical Roentgen Telescope – X-ray Concentrator) [15-22] представляет собой первый отечественный космический телескоп, оснащенный зеркалами косоугольного падения [73]. Необходимо отметить, что рентгеновские зеркальные телескопы являются одними из самых дорогих космических научных инструментов, и при этом оптимальные температурные режимы их составных частей критически важны для обеспечения работоспособности телескопов. В связи с этим к достоверности результатов исследований тепловых проблем данных телескопов предъявляются чрезвычайно высокие требования.

Как было показано в разделе 1, зеркальные рентгеновские телескопы являются объектами, в которых реализуется нехарактерное для других телескопов сочетание тепловых проблем. Поэтому ART-XC может служить показательным примером использования метода поиска оптимальных решений для нестандартных задач по обеспечению прецизионного теплового режима космических устройств. При моделировании теплового режима ART-XC были использованы практически все возможности, предоставляемые методом поиска оптимальных решений и, кроме того, применялся опыт, накопленный при использовании этого метода в предыдущих проектах.

Отсутствие отечественного опыта в создании подобных телескопов потребовало не только решения вопросов по обеспечению его теплового

режима, но и проведения исследований, целью которых является формирование требований к этому тепловому режиму.

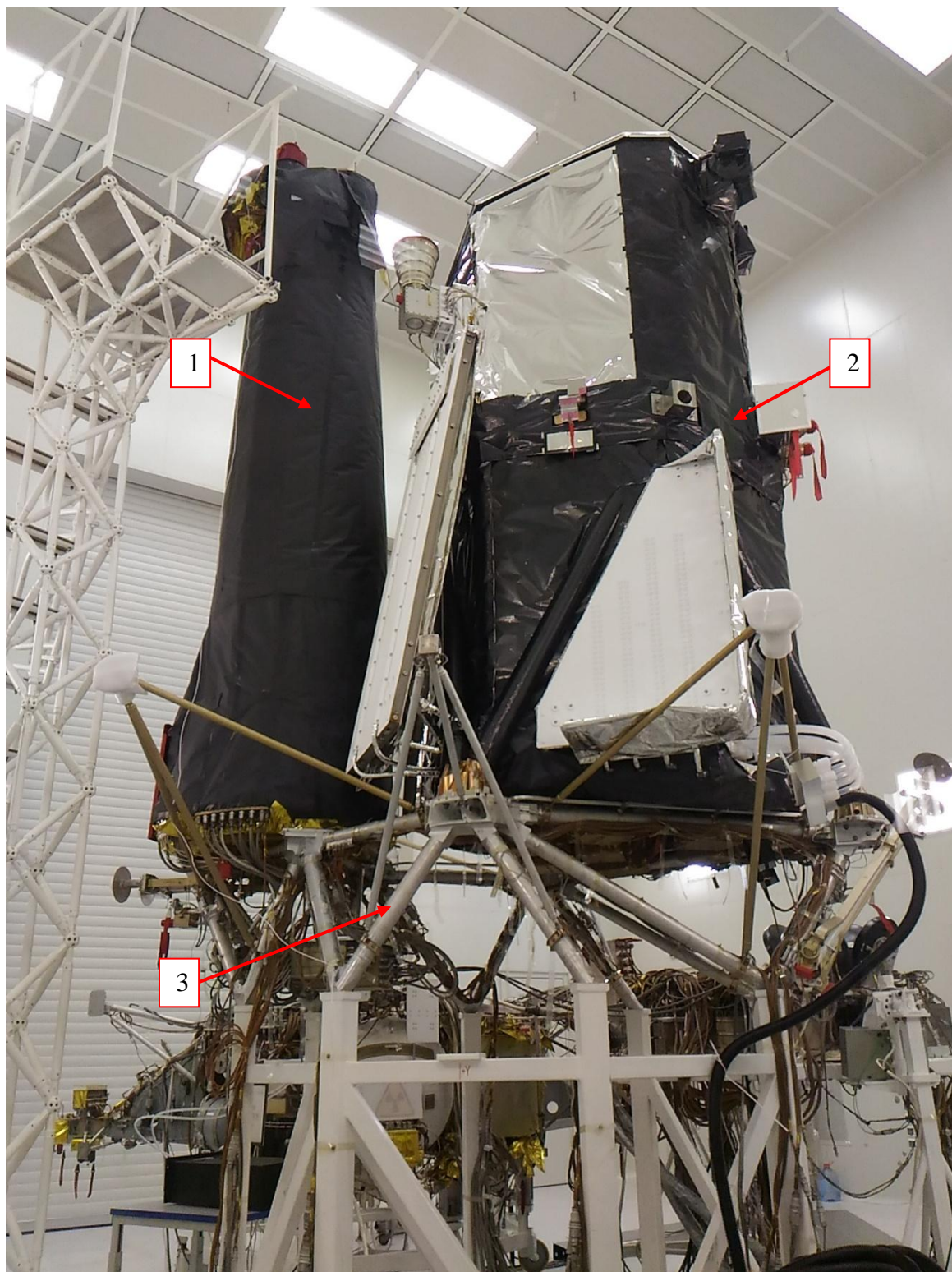
ART-XC вместе с немецким телескопом eROSITA и космической платформой «Навигатор», входит в состав рентгеновской космической обсерватории «СПЕКТР-РГ» (см. рис. 5.1.1), запуск которой планируется в 2019 году. ART-XC и eROSITA это два, взаимно дополняющих друг друга, рентгеновских зеркальных телескопа.

Обсерваторию «СПЕКТР-РГ» должна быть запущена в окрестность точки Лагранжа L2 системы Солнце-Земля с космодрома Байконур при помощи ракеты «Протон» с разгонным блоком «ДМ». Планируемая продолжительность миссии 7,5 лет.

Главной задачей обсерватории «СПЕКТР-РГ» будет выполнение рекордного по чувствительности, угловому и энергетическому разрешению обзора всего неба в рентгеновском диапазоне длин волн. В результате ожидается открытие до 100 тысяч скоплений галактик и более трех миллионов активных ядер галактик (АЯГ).

Такое количество скоплений галактик и АЯГ позволит:

- исследовать крупномасштабную структуру Вселенной, измерить эволюцию плотности энергии с красным смещением;
- изучить рост и космологическую эволюцию скоплений галактик и сверхмассивных черных дыр во Вселенной;
- уточнить основные параметры Вселенной, включая среднюю плотность «Темной материи» и постоянную Хаббла.

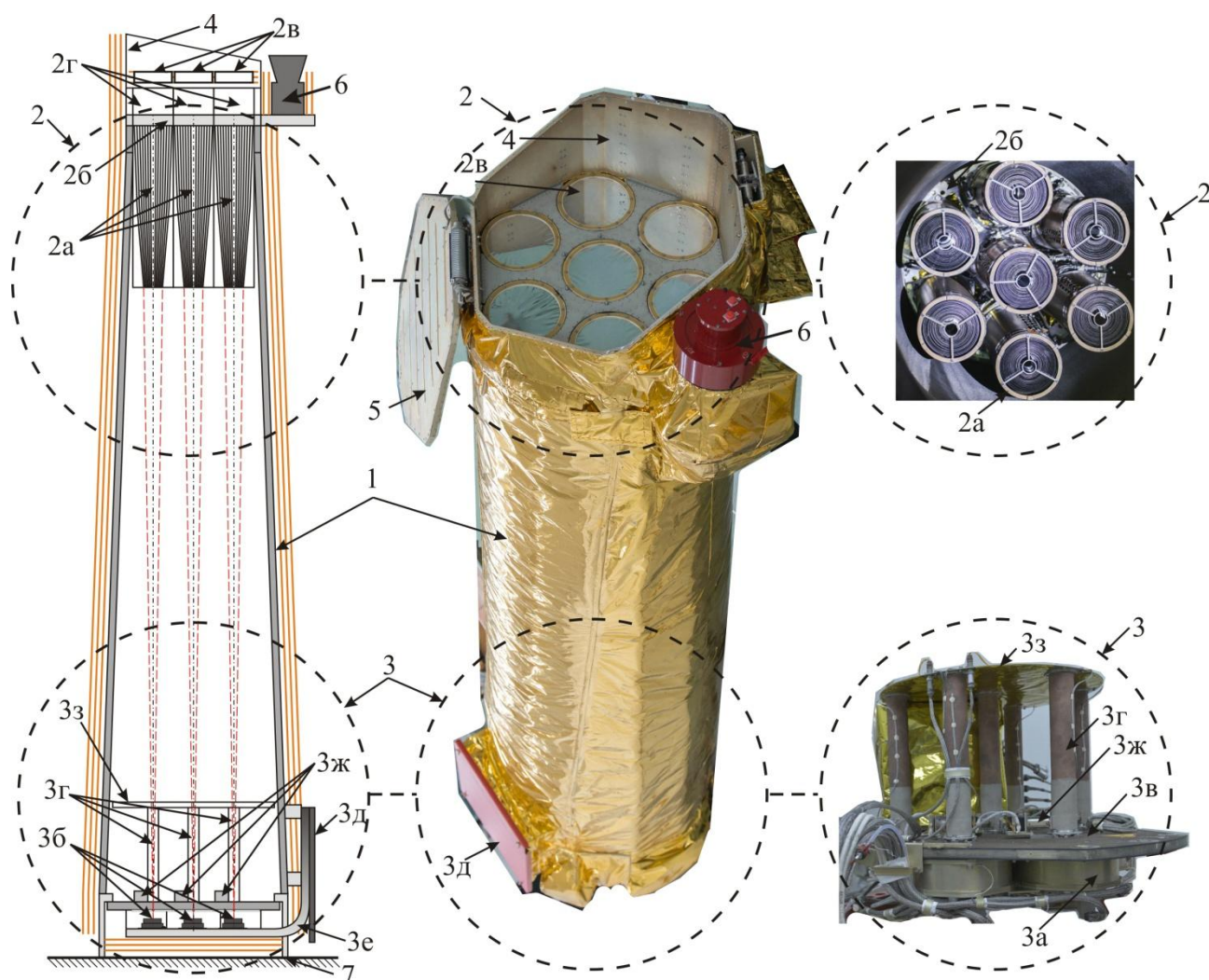


1 – телескоп ART-XC; 2 – телескоп eROSITA; 3 – платформа научной аппаратуры

Рис. 5.1.1. Обсерватория «СПЕКТР-ИГ»

eROSITA проводит наблюдение в диапазоне 0,3...10 кэВ, имеет вес 735 кг, габаритные размеры 3200x1845x1750 мм [194].

ART-XC предназначен для наблюдений в более жестком диапазоне энергий 6...30 кэВ. Его масса составляет 350 кг, габаритные размеры – 3472x1044x922 мм, энергопотребление – 300 Вт. Телескоп включает оптический модуль и четыре внешних блока электроники, размещенных на термостабилизированной панели космической платформы. Структура и общий вид оптического модуля представлены на рисунке 5.1.2.



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

Рис. 5.1.2. Схема и общий вид оптического модуля телескопа ART-XC и его основных составных частей

В оптическом модуле телескопа имеется 7 параллельных независимых одинаковых оптических каналов.

Каждый канал включает рентгеновскую зеркальную систему (РЗС), блок рентгеновского детектора (БРД), коллиматор и блок калибровочного источника. Семь РЗС устанавливаются на единой нержавеющей плите, вместе с которой составляют рентгеновскую оптическую систему (РОС) телескопа. На этой же плите установлен звездный датчик. Семь БРД также объединены на единой композитной плите. Данная сборка составляет основу комплекса рентгеновских детекторов (КРД). Все элементы оптического модуля объединяет конический углепластиковый тубус с титановыми фланцами.

Модуль телескопа может быть разделен на пять зон терморегулирования (см. рис. 5.1.3).

В зависимости от допустимого отклонения от требуемого уровня температуры тепловые режимы, поддерживаемые в различных зонах терморегулирования, были отнесены к пяти условным классам точности (см. таблицу 5.1.1).

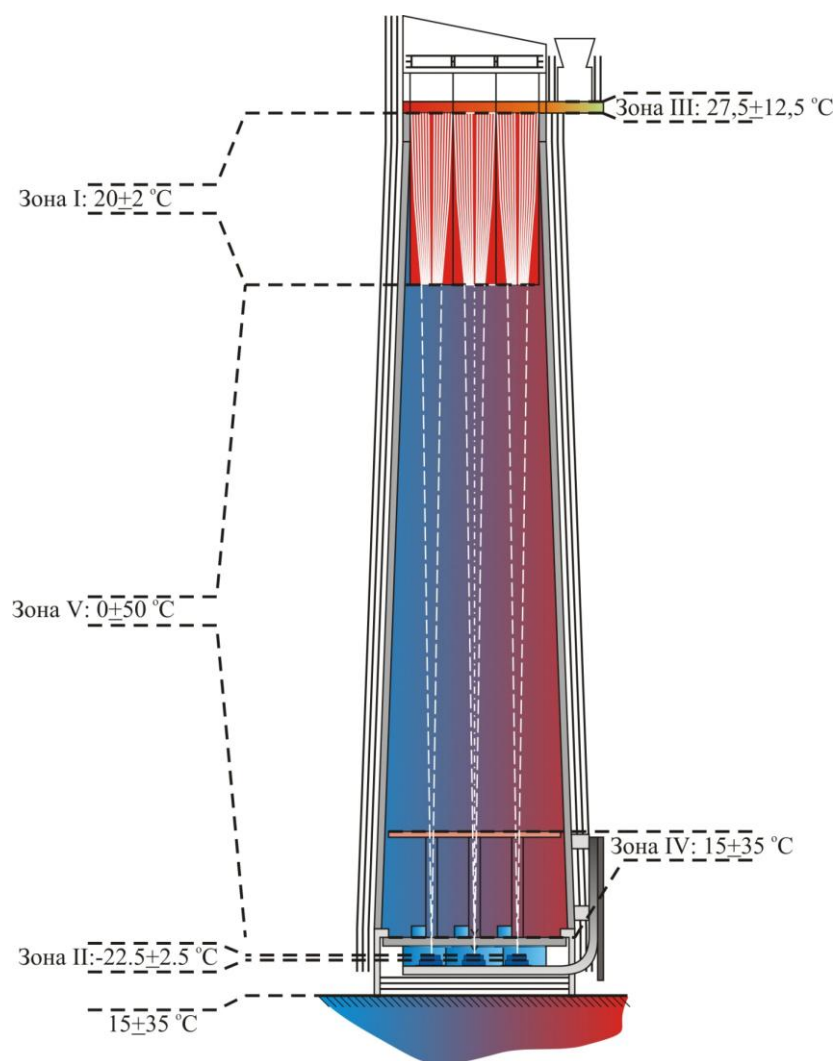


Рис. 5.1.3. Зоны терморегулирования ART-XC

Таблица 5.1.1. Зоны терморегулирования телескопа ART-XC

Зона терморегулирования		Температурные требования, °C		Условный класс точности теплового режима
		средняя температура	отклонение от средней температуры	
I	РЗС	20	$\pm 2^2)$	прецизионный
II	Детекторы	$-22,5 (-30)^{1)}$	$\pm 2,5^1)$	прецизионный
III	Посадочные места звездного датчика	27,5	$\pm 12,5$	точный
IV	Блоки электроники	15	$\pm 35$	стандартный
V	Тубус	0	$\pm 50$	расширенный

Примечание:

1) – Оптимальная температура была изменена с  $-30$  на  $-22,5$  °C по результатам экспериментального исследования свойств детекторов.

2) – В соответствии с данными публикаций по зеркальным рентгеновским телескопам, далее проведено собственное исследование по данному вопросу.

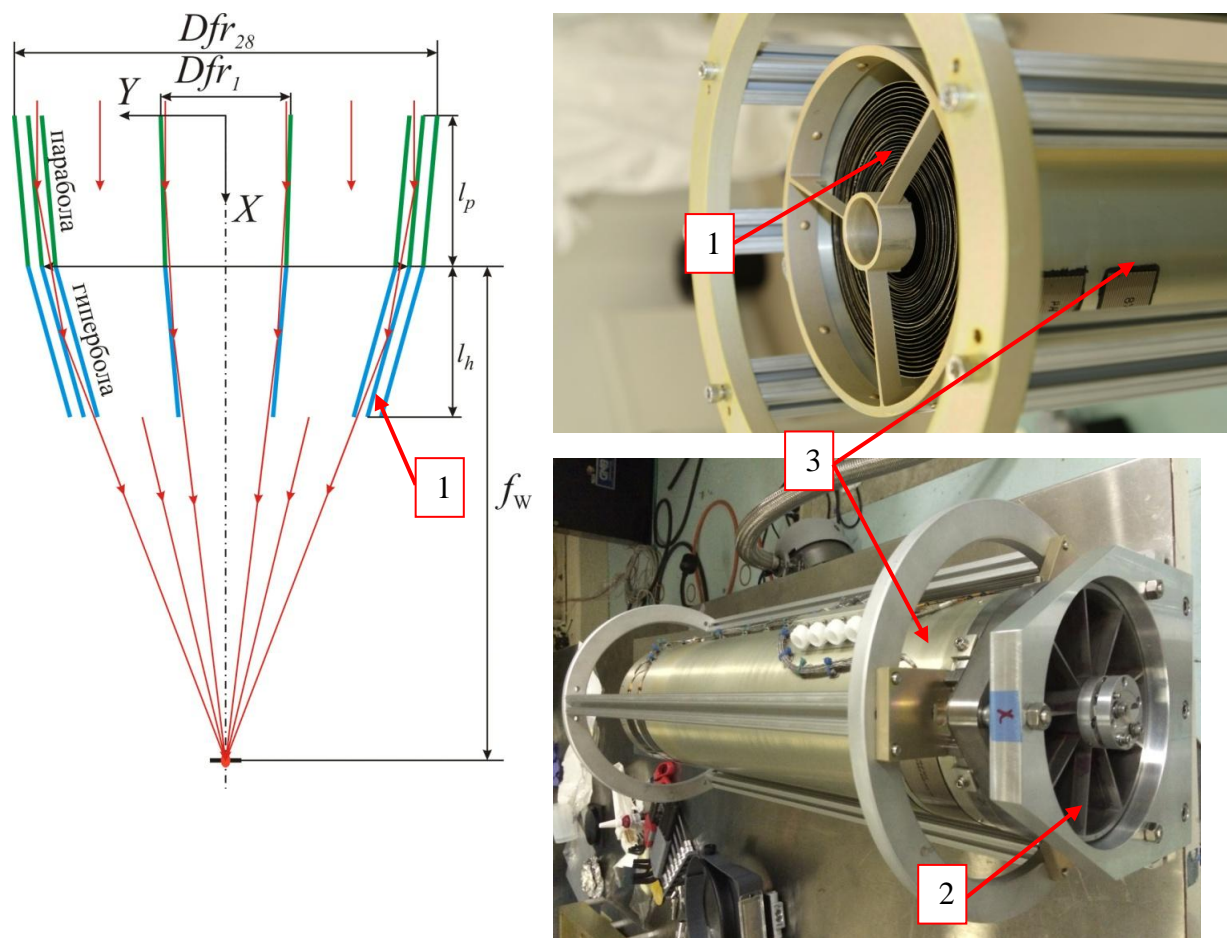
В двух зонах с существенно различающимися уровнями температуры должны поддерживаться прецизионные тепловые режимы. Одна из этих зон включает рентгеновские зеркальные системы, другая – рентгеновские детекторы. Соответственно, эти элементы и решения по обеспечению их теплового режима являлись основными объектами исследований, цель которых состояла в достижении требуемых температурных параметров.

Рентгеновские зеркальные системы представляют собой набор из нескольких десятков коаксиальных тонкостенных оболочек с профилированными внутренними отражающими поверхностями. Данный профиль обеспечивает попадание фотонов в фокус РЗС после двойного отражения – от входной и выходной половин оболочки. Соответственно, входная и выходная части оболочки имеют разный профиль. Существуют два варианта этих профилей. Первый – сочетание двух конусов с различными углами раскрытия. Вторым вариантом, называемым Wolter I – софокусные параболоид и гиперболоид. В РЗС ART-XC были использованы оба этих варианта. На образце телескопа для конструкторско-доводочных испытаний были установлены РЗС, оболочки которых имели профиль конус-конус. В летном образце ART-XC применялись РЗС с профилем оболочек Wolter I. И тот и другой варианты имели по 28 отражающих оболочек высотой  $l_h+l_p=590$  мм с фокусным расстоянием  $f_w=2700$  мм. Входной диаметр внешней оболочки ( $Dfr_{28}$ ) составляет около 150 мм, внутренней ( $Dfr_1$ ) – около 50 мм (см. рис. 5.1.4) [195].

Термин «зеркала косоугольного падения» означает, что отражения в них происходит при малых углах скольжения фотонов [73]. Кроме того, необходимыми условиями для отражения рентгеновских фотонов являются жесткие ограничения на микро- и макроотклонения отражающей поверхности от теоретического профиля [196], а также точное взаимное позиционирование отражающих оболочек зеркала. Для космических рентгеновских телескопов всегда требовались зеркала, изготовленные на пределе возмож-



ностей технологий, имеющих в период создания этих телескопов. Так, СКО (среднеквадратичное отклонение) отражающей поверхности РЗС ART-XC не превышает  $6 \text{ \AA}$ , а отклонение реального профиля от теоретического менее  $1 \text{ мкм}$ .



1 – зеркальные оболочки; 2 – паук; 3 – внешняя нагреваемая оболочка;  $Dfr_{28}$ ,  $Dfr_1$  – входная апертура внешней и внутренней оболочки  $f_w$  – фокусное расстояние РЗС

Рис. 5.1.4. РЗС ART-XC

Для отражающих поверхностей оболочек использовалось однослойное иридиевое покрытие (толщиной  $30 \dots 40 \text{ нм}$ ). Этот металл, платиновой группы, имеет более высокий по сравнению с золотом коэффициент отражения рентгеновского излучения на энергиях  $\geq 10 \text{ кэВ}$  и сопоставим по этому параметру с многослойными покрытиями до энергий  $\sim 25 \dots 30 \text{ кэВ}$ .

РЗС является самым проблемным объектом терморегулирования в телескопе. Этому способствует сочетание нескольких факторов. Очень вы-

сокую равномерность температуры по всем оболочкам  $20 \pm 2$  °С необходимо обеспечить при чрезвычайно разных тепловых условиях на входном и выходном срезах РЗС. Входная апертура направлена в космическое пространство с радиационной температурой около 4 К, выходная – внутрь корпуса телескопа, температура которого составляет сотни К (см. рис. 5.1.3).

При этом выравнивание температуры по оболочкам затруднено из-за их высокого теплового сопротивления, возникающего за счет большой длины оболочки (590 мм) из сплава никеля и кобальта при малой толщине (0,15...0,3 мм). Дополнительной сложностью является невозможность размещения на оболочках нагревателей.

Все эти факторы, а также отсутствие опыта в России по терморегулированию рентгеновских зеркал, переводили задачу обеспечения теплового режима РЗС из разряда инженерных в класс научно-исследовательских.

К этому же классу можно отнести и задачу терморегулирования детекторов, несмотря на то, что в вопросе обеспечения теплового режима полупроводниковых детекторов космического применения имеется достаточно большой отечественный опыт. Однако для ART-XC был разработан абсолютно новый детектор [197], по которому отсутствует отечественный опыт использования в космосе. Это потребовало проведения исследовательской работы в области обеспечения тепловых режимов таких детекторов.

Данный спектрометрический и координаточувствительный детектор размером 30x30 мм разработан на базе экспериментальных кристаллов *CdTe* (диод Шоттки) фирмы ACRO RAD (Япония). Детектор имеет стриповую схему определения координаты попадания фотона. То есть на лицевой и тыльной сторонах детектора размещены линейные токопроводы (стрипы) перпендикулярно друг другу. Координата определяется как точка пе-

ресечения двух токопроводов, с которых приходит сигнал при попадании фотона. На каждой стороне детектора сформировано по 48 стрипов. Первичный прием и преобразование сигналов с детектора происходит в специализированной микросхеме VA64TA.

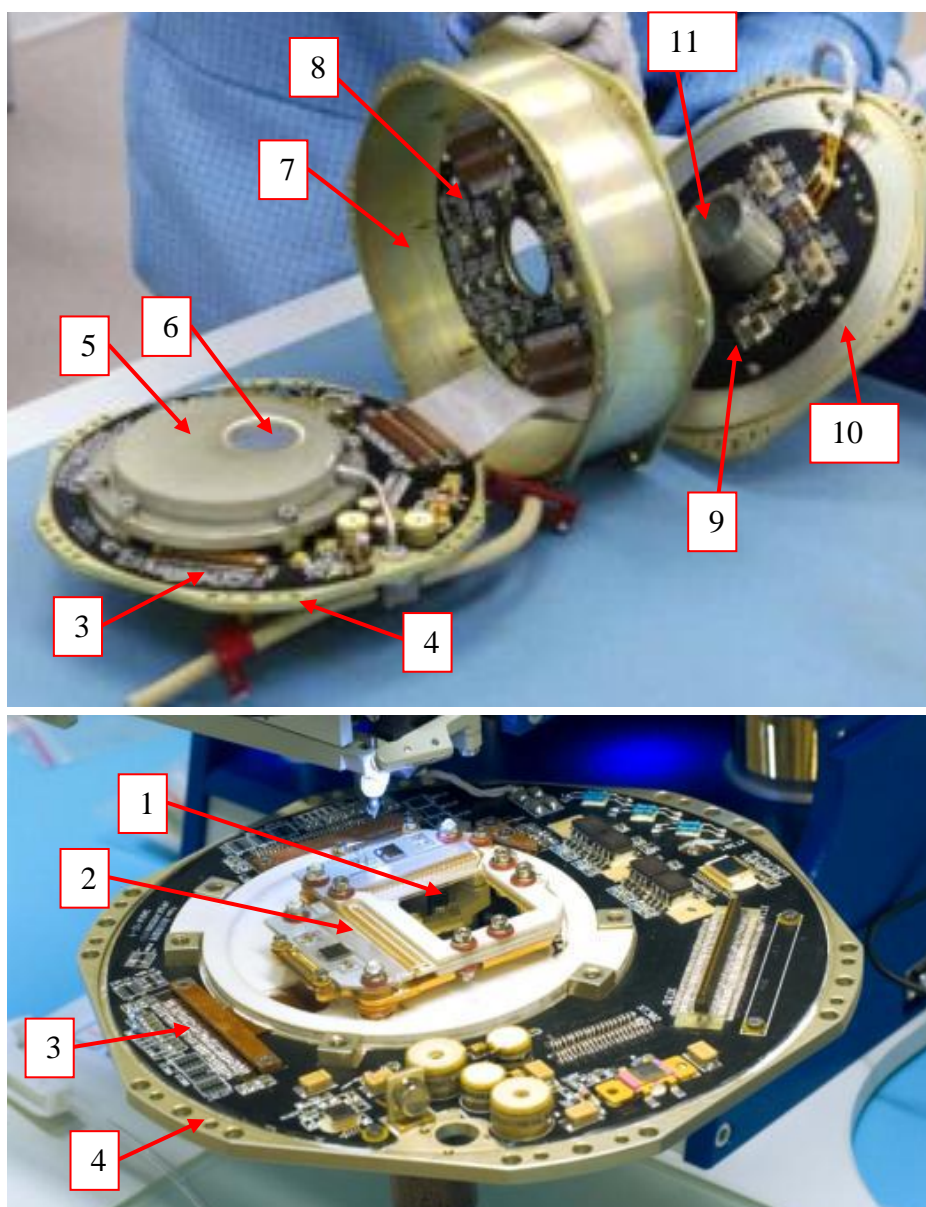
Детектор интегрирован в блок рентгеновского детектора (БРД). При этом в БРД можно выделить детекторную и электронную сборки.

Детекторная сборка включает сам детектор, содержащий его герметичный бокс с рентгенопрозрачным бериллиевым окном толщиной 100 мкм, упомянутую выше специализированную микросхему управления детектором, подложку детектора и двухкаскадный термоэлектрический модуль (ТЭМ).

Электронная сборка включает четыре обслуживающих детектор электронные платы, скоммутированные с внешними интерфейсными разъемами. Детекторная и электронная сборки размещены в едином корпусе (см. рис. 4.3.12 и 5.1.5).

До конца не были ясны температурные требования, которые необходимо обеспечить для данных детекторов. Поэтому система обеспечения теплового режима детекторов кроме поддержания стабильности температуры должна была иметь возможность перенастройки на разные уровни температур в некотором диапазоне. Кроме того, существенно отличались требования к тепловым режимам детектора и отдельных электронных компонентов, входящих в состав БРД. Это порождало сложность обеспечения разных температурных зон внутри компактного объекта, которым является БРД.

Остальные элементы телескопа предъявляли менее жесткие требования к своим тепловым режимам. Однако их соседство с нуждающимися в очень точной термостабилизации зеркалами и детекторами потребовали точного предсказания их тепловых режимов.



1 –  $CdTe$  детектор; 2 – детекторный узел; 3, 8 и 9 нижняя, средняя и верхняя электронные платы; 4 – основание БРД; 5 – герметичный бокс; 6 – рентгенопрозрачное окно; 7 – корпус БРД; 10 – крышка БРД; 11 – входная апертура БРД

Рис. 5.1.5. Блок рентгеновского детектора ART-XC

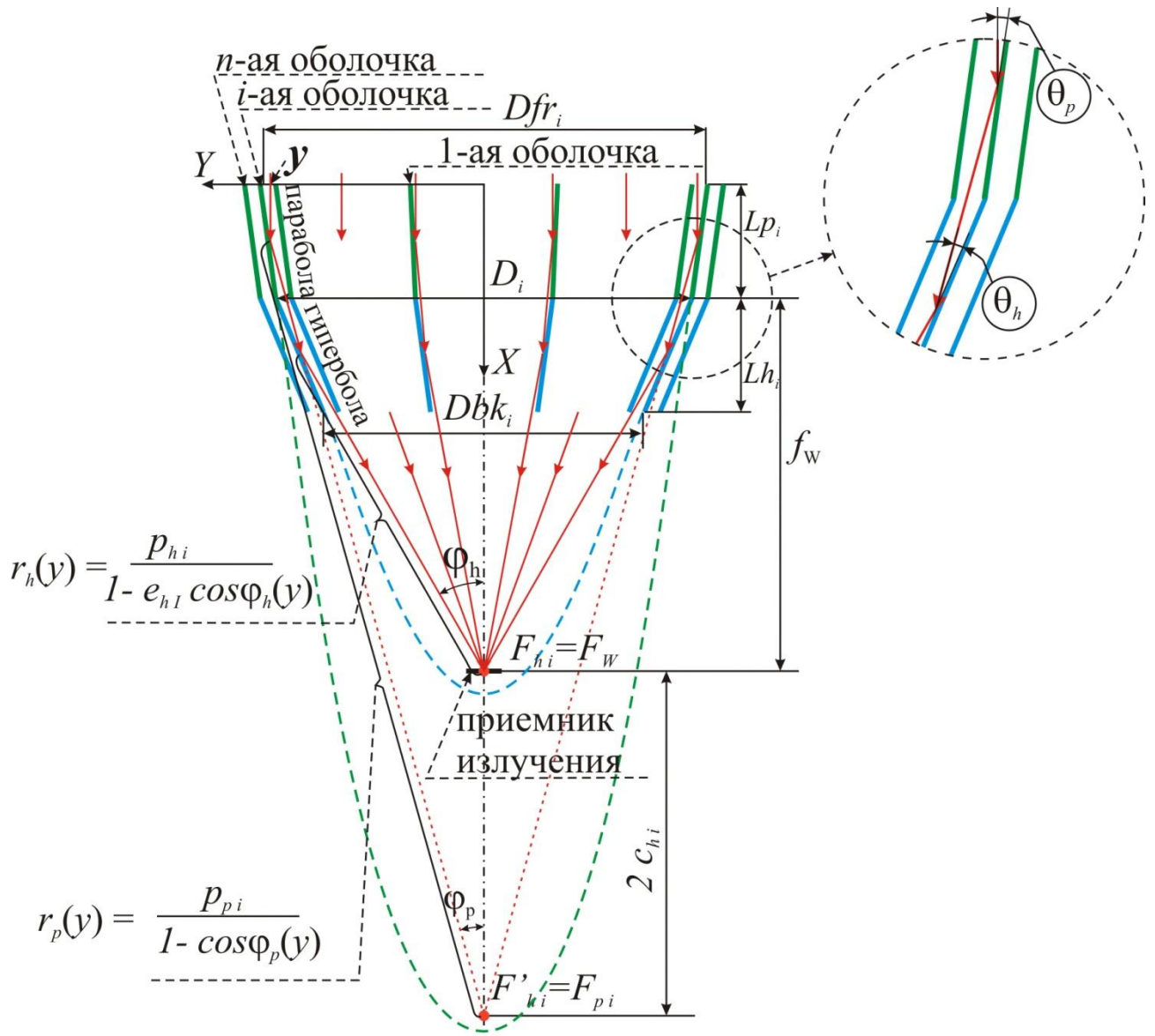
### 5.1.2 Влияние температуры на характеристики рентгеновских зеркал

Отсутствие опыта работы с рентгеновскими зеркалами и достаточно существенные отличия зеркал ART-XC от зеркал других рентгеновских телескопов сделали необходимым проведение теоретических исследований с целью определения требований к тепловому режиму рентгеновских зеркал. Во-первых, рентгеновское зеркало очень чувствительно к точности и ста-

бильности геометрических характеристик конструкции. Во-вторых, конструкция рентгеновского зеркала настолько отлична от конструкции любой другой оптической системы, что не позволяет предсказать поведение этой конструкции под воздействием температуры по опыту эксплуатации других оптических систем. В-третьих, рентгеновские зеркала ART-XC имели более значительное удлинение по сравнению с зеркалами аналогичных телескопов, влияние которого на температурное воздействие также требовало отдельного исследования. Все эти факторы не позволяли прямо перенести выработанные для предыдущих рентгеновских телескопов тепловые требования на ART-XC.

На рисунке 5.1.6 представлена детализированная принципиальная оптическая схема Wolter I из  $n$  отражающих оболочек.

Одним из необходимых условий ее функционирования в рентгеновском энергетическом диапазоне является малые углы скольжения фотонов  $\theta$ , обеспечивающие приемлемый коэффициент их отражения  $\rho_E$  (см. рис. 5.1.7).



$y$  – текущая координата вхождения фотона в Wolter I. Параметры Wolter I:  $F_w$  – фокус,  $f_w$  – фокальное расстояние. Параметры параболоидного сегмента  $i$ -той зеркальной оболочки:  $Dfr_i$  – диаметр входной апертуры,  $D_i$  – диаметр сопряжения с гиперболоидным сегментом,  $Lp_i$  – высота сегмента,  $F_{pi}$  – фокус,  $p_{pi}$  – фокальный параметр,  $\varphi_p$  – угол между оптической осью Wolter I и траекторией отражения от параболоидного сегмента фотона, вошедшего в систему через точку с координатой  $y$ . Параметры гиперболоидного сегмента  $i$ -той зеркальной оболочки:  $Lh_i$  – высота сегмента,  $F_{hi}$  – фокус,  $p_{hi}$  – фокальный параметр,  $e_{hi}$  – эксцентриситет,  $c_{hi}$  – половина межфокусного расстояния,  $\varphi_h$  – угол между оптической осью Wolter I и траекторией отражения от гиперболоидного сегмента фотона, вошедшего в систему через точку с координатой  $y$

Рис. 5.1.6. Оптическая схема Wolter I

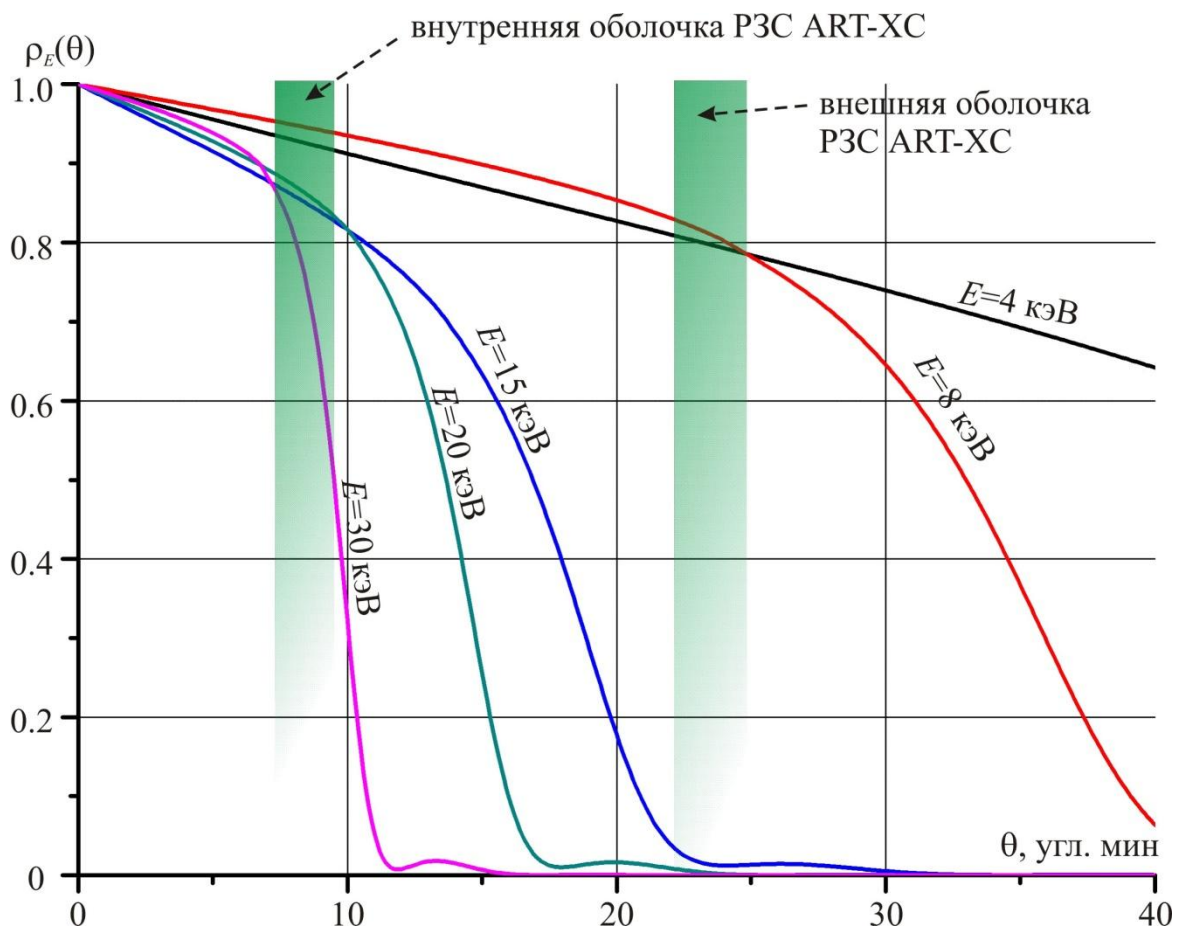


Рис. 5.1.7. Зависимость  $\rho_E(\theta)$

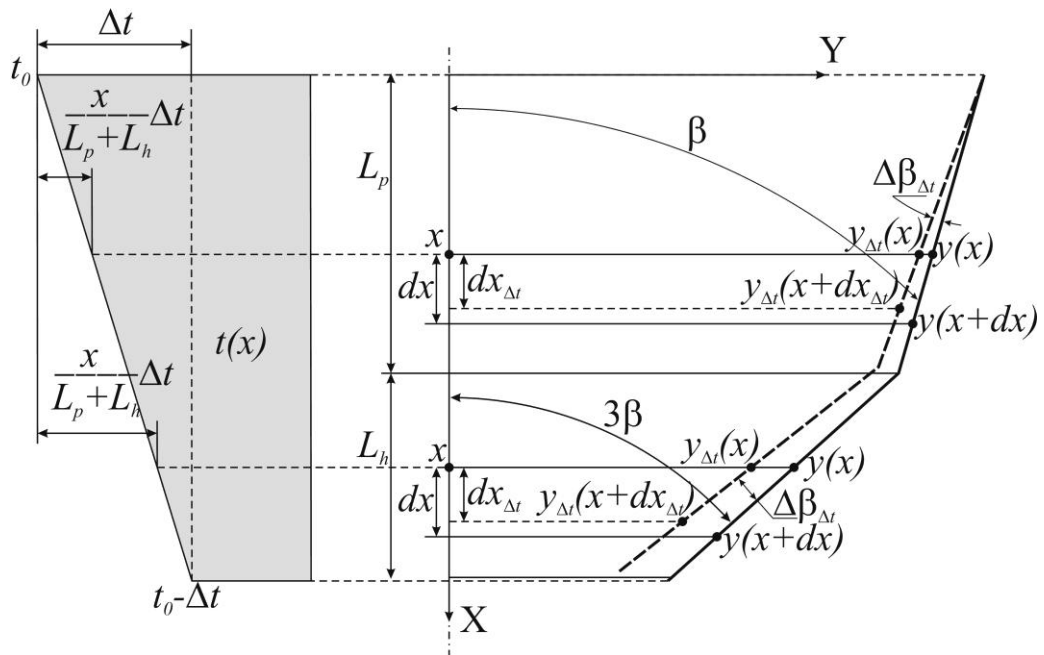
Углы скольжения фотонов относительно оболочек с идеальным профилем без учета каких-либо искажений определяются следующим образом:

$$\theta_p(y) = \frac{\varphi(y)_p}{2}; \quad \theta_h(y) = \frac{\varphi(y)_h - \varphi(y)_p}{2},$$

$$\text{где } \varphi(y)_p = \arccos \frac{y^2 - p^2}{y^2 + p^2}; \quad \varphi(y)_h = \arccos \frac{(e_{hi}^2 + 1) \cdot \cos \varphi(y)_p - 2 \cdot e_{hi}}{2 \cdot e_{hi} \cdot \cos \varphi(y)_p - e_{hi}^2 - 1}.$$

Параметры, входящие в выражение показаны на рисунке 5.1.8.

В телескопе ART-XC эти углы находятся в диапазоне от 7.55' до 8.36' – для внутренней оболочки ( $\theta_{p1}$ ,  $\theta_{h1}$ ) и от 22.43' до 24.84' – для внешней оболочки ( $\theta_{p28}$ ,  $\theta_{h28}$ ) – см. рис. 5.1.7.



$t(x)$  – распределение температуры вдоль оси оболочки

Рис. 5.1.8. Модель для расчета термдеформации оболочки «конус-конус»

Возникновение температурных градиентов по поверхности зеркальных оболочек приводит к их термдеформации и, соответственно, к изменению углов скольжения фотонов.

При этом имеются два возможных риска этого изменения. Во-первых, при возрастании углов скольжения может уменьшиться коэффициент отражения фотонов, что сокращает эффективную площадь зеркала. Во-вторых, может сместиться точка попадания фотона на фокальной плоскости, что приведет к расфокусировке оптической системы.

Эти эффекты более существенны для зеркал, предназначенных для жестких диапазонов энергий, поскольку эти зеркала рассчитаны на меньшие углы скольжения фотонов.

Значимость этих эффектов определяется угловым отклонением профиля параболоидного ( $\Delta\beta_{p\Delta t}$ ) и гиперболоидного ( $\Delta\beta_{h\Delta t}$ ) сегментов деформированной зеркальной оболочки от профиля недеформированной оболочки. Очевидно, что наиболее универсальным инструментом для такого анализа являются аналитические зависимости  $\Delta\beta_{p\Delta t}$  и  $\Delta\beta_{h\Delta t}$  от темпера-



турного градиента. Однако сложность термомеханического расчета не дает возможность получить аналитические зависимости, пригодные для подобного анализа [198]. Поэтому данная задача решалась в два этапа [64]. На первом этапе проводилась упрощенная оценка результатов термдеформации на основании аналитических зависимостей, полученных из упрощенной термдеформационной модели оболочки. На втором этапе выводы этой оценки подтверждались результатами численного моделирования.

Упрощение геометрии оболочки заключалось в замене профиля «парабола-гипербола» на профиль «конус-конус». В диапазоне углов скольжения, характерном для зеркал косого падения эти два профиля отличаются мало. Упрощение процесса термдеформации состояло в использовании модели неупругой деформации, которая позволяет оценить верхнюю границу деформационных перемещений.

Для формирования граничных условий деформационной модели были использованы следующие практические соображения. В РЗС, состоящий из «паука» и консольно вклеенных в него зеркальных оболочек, гораздо проще поддерживать на постоянном заданном уровне температуру «паука», чем температуру оболочек, поскольку «паук» в отличие от оболочек имеет хорошую кондуктивную тепловую связь с нагревателями. Поэтому при моделировании термдеформации предполагалось, что «паук» и прикрепленный к нему верхний срез зеркальных оболочек имеют стабильную температуру  $t_0 \approx 20$  °С. Далее решалась одномерная задача, при том условии, что оболочка имеет продольный линейный температурный градиент  $\Delta t$ , при отсутствии поперечного градиента.

Для исследования был выбран случай уменьшения температуры от верхнего среза оболочки к нижнему, соответствующий реальному направлению температурного градиента по зеркальным оболочкам РЗС ART-X.

На рисунке 5.1.8 представлена модель для расчета термдеформации, реализующая все сделанные упрощения и граничные условия.

В соответствии с данной моделью приближенная оценка углового отклонения поверхности оболочки «конус-конус» ( $\Delta\beta_{\Delta t}$ ) составит:

для верхнего конуса ( $0 \leq x < l_p$ ):

$$\operatorname{tg}(\beta + \Delta\beta_{\Delta t}(x)) = \frac{y_{\Delta t}(x) - y_{\Delta t}(x + dx_{\Delta t})}{dx_{\Delta t}} = y(x) \cdot \frac{\alpha_{Ni-Co} \cdot \Delta t + \operatorname{tg}\beta \cdot (1 - \frac{\alpha_{Ni-Co} \cdot \Delta t \cdot x}{l_p + l_h})}{l_p + l_h} \quad (5.1.1)$$

для нижнего конуса ( $l_p \leq x \leq l_p + l_h$ ):

$$\operatorname{tg}(3 \cdot \beta + \Delta\beta_{\Delta t}(x)) = y(x) \cdot \frac{\alpha_{Ni-Co} \cdot \Delta t + \operatorname{tg}(3 \cdot \beta) \cdot (1 - \frac{\alpha_{Ni-Co} \cdot \Delta t \cdot x}{l_p + l_h})}{l_p + l_h} \quad (5.1.2)$$

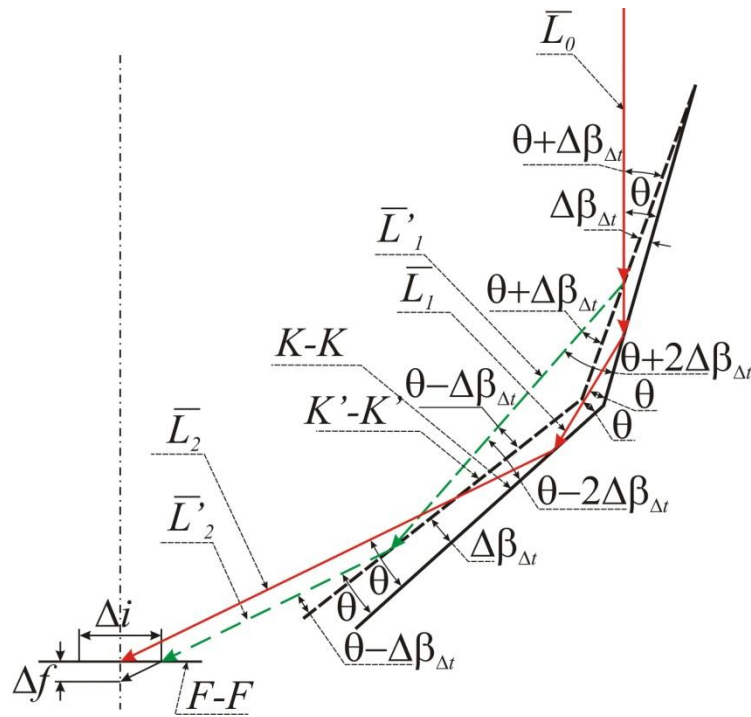
где  $\alpha_{Ni-Co}$  – коэффициент линейного теплового расширения материала Ni-Co.

Остальные, входящие в выражения, параметры показаны на рисунке 5.1.8.

Полученные с помощью данной модели зависимости показывают, что угол  $\Delta\beta_{\Delta t}$  слабо зависит от продольной координаты  $x$ , поскольку при характерном для рентгеновских зеркал диапазоне углов  $\beta$  от единиц до десятков угловых минут величины  $\operatorname{tg}\beta$  и  $\operatorname{tg}3\beta$  очень малы. Это позволяет приближенно считать постоянным вдоль оси угол поворота  $\Delta\beta_{\Delta t}$  поверхности деформированной оболочки относительно недеформированной.

Постоянный уровень угла  $\Delta\beta_{\Delta t}$  вдоль оси оболочки создает необычный положительный эффект сохранения фокусировки оболочки с профилем Wolter I при ее термодформации. Суть этого эффекта состоит в том, что отклонившейся при отражении от деформированной параболы фотон возвращается на параллельную первоначальной траекторию после отражения от деформированной гиперболы.

В системе «парабола-гипербола» на этот эффект накладываются второстепенные факторы, связанные с кривизной отражающей поверхности, однако в системе «конус-конус» этот эффект проявляется в чистом виде. Его механизм проиллюстрирован на рисунке 5.1.9.



$K-K$ ,  $K'-K'$  – образующие недеформированной и деформированной оболочек;  $\bar{L}_0$  – направление падения фотона;  $\bar{L}_1$ ,  $\bar{L}'_1$  – направления движения фотона после первого отражения от недеформированной и деформированной оболочек;  $\bar{L}_2$ ,  $\bar{L}'_2$  – направления движения фотона после второго отражения от недеформированной и деформированной оболочек;  $F-F$  – фокальная плоскость;  $\Delta i$ ,  $\Delta f$  – диаметр зоны отклонения фотона на фокальной плоскости и смещение фокуса при термодформации оболочки

Рис. 5.1.9. Схема возвращения фотона на исходную траекторию при двойном отражении от деформированной оболочки

В недеформированном варианте конической зеркальной оболочки углы скольжения фотонов при отражении от верхнего и нижнего конуса одинаковы и равны  $\theta$ . Если при термодформации оболочки происходит поворот ее поверхности на  $\Delta\beta_{\Delta t}(x) \approx Const$  по всей длине, то угол между образующей верхнего недеформированного конуса и направлением отраженного фотона увеличится с  $\theta$  до  $\theta + 2 \cdot \Delta\beta_{\Delta t}$ . Это значит, что после отражения фотона от верхнего конуса угол между его траекторией и образующей нижнего недеформированного конуса уменьшится с  $\theta$  до  $\theta - 2 \cdot \Delta\beta_{\Delta t}$ . А поскольку образующая нижнего конуса также повернута из-за термодформации на угол  $\Delta\beta_{\Delta t}$ , то траектория отраженного от него фотона восстановит свое первоначальное направление, соответствующее углу скольжения  $\theta$ .

Этот эффект также полезен для сохранения эффективной площади оболочек. В идеальной системе Wolter I из  $n$  зеркальных оболочек эффективная площадь для фотонов с энергией  $E$  определяется следующим образом:

$$S_E = \pi \cdot \sum_{i=1}^n \int_{D_i/2}^{D_{fri}/2} \rho_E(\theta_p(y)) \cdot \rho_E(\theta_h(y)) \cdot y^2 dy.$$

Параметры, входящие в выражение показаны на рисунке 5.1.8.

После термодформации, с учетом вышеописанного механизма двойного отражения, эффективная площадь будет определяться следующим выражением:

$$S_{E\Delta t} = \pi \cdot \sum_{i=1}^n \int_{D_i/2}^{D_{fri}/2} \rho_E(\theta_p(y) + \Delta\beta_{\Delta t}) \cdot \rho_E(\theta_h(y) - \Delta\beta_{\Delta t}) \cdot y^2 dy.$$

При этом  $\rho_E(\theta_p) \cdot \rho_E(\theta_h) \approx \rho_E(\theta_p + \Delta\beta_{\Delta t}) \cdot \rho_E(\theta_p - \Delta\beta_{\Delta t})$ , поскольку уменьшение коэффициента отражения при первом отражении от деформированной оболочки ( $\rho_E(\theta_p + \Delta\beta_{\Delta t}) < \rho_E(\theta_p)$ ) будет компенсироваться за счет его возрастания при втором отражении ( $\rho_E(\theta_p - \Delta\beta_{\Delta t}) > \rho_E(\theta_p)$ ). Это означает, что  $S_E \approx S_{E\Delta t}$ , то есть эффективная площадь оболочек практически не зависит от их термодформации.

Для распространения результатов представленного выше качественного анализа на реальные зеркала телескопа ART-XC было проведено численное моделирование прохождения лучей через термодформированные оболочки РЗС ART-XC.

Объектами моделирования являлись граничные оболочки РЗС – внутренняя (№ 1) и внешняя (№ 28). Форма отражающей поверхности оболочки после термодформации определялась конечно-элементным методом с помощью расчетного комплекса Solid Works Simulation [163]. Прохождение лучей через деформированную оболочку рассчитывалось с помощью приложения для оптических расчетов Zemax [199].

Для конечно-элементного моделирования были использованы те же температурные граничные условия, что и для представленной выше оценочной модели. Моделирование было проведено для трех уровней перепада температуры по оболочке:  $\Delta t = 20, 100$  и  $50$  °С. Первый из этих уровней может реально возникнуть при аварийных ситуациях. Второй уровень не является реально достижимым, но моделирование термодетформации при таком уровне будет проявлять и усиливать слабые эффекты термодетформации. Третий уровень является промежуточным, демонстрирующим характер изменения эффектов термодетформации.

Для того, что бы при моделировании выявить эффекты термодетформации и, одновременно с этим обеспечить практическую применимость результатов моделирования были использованы два варианта конечно-элементных моделей оболочек. Первый вариант – незакрепленная оболочка, моделирование термодетформации которой выявляет эффекты, очищенные от влияния вариантов заделки. Вторым вариантом модели закрепленной оболочки, в которой зафиксированы девять площадок, соответствующих местам вклеивания оболочки в «паук». Данный вариант покажет суммарный эффект термодетформации с учетом реального варианта заделки оболочки в «паук», используемого в ART-XC.

При оценочном анализе была выявлена возможность возникновения эффекта самофокусировки термодетформированной отражающей оболочки. При достаточно высоком уровне этого эффекта он будет являться основным фактором, определяющим влияние перепада температур на характеристики оболочки. Поэтому, первоначально, при полноценном конечно-элементном моделировании исследовался вопрос о значимости данного эффекта. Как было показано, чем ближе к постоянному уровню будут углы ( $\Delta\beta_{\Delta t}$ ) поворота поверхности термодетформированной оболочки относительно недеформированной, тем этот эффект будет более значим.

В закрепленной оболочке эти углы рассчитывались по двум образующим вдоль оси – одной, проходящей через фиксированную площадку, второй между фиксированными площадками. Для незакрепленной оболочки использовалась одна образующая. Результаты моделирования для внутренней и внешней оболочки при  $\Delta t = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$  и  $100\text{ }^{\circ}\text{C}$  представлены на рисунке 5.1.10.

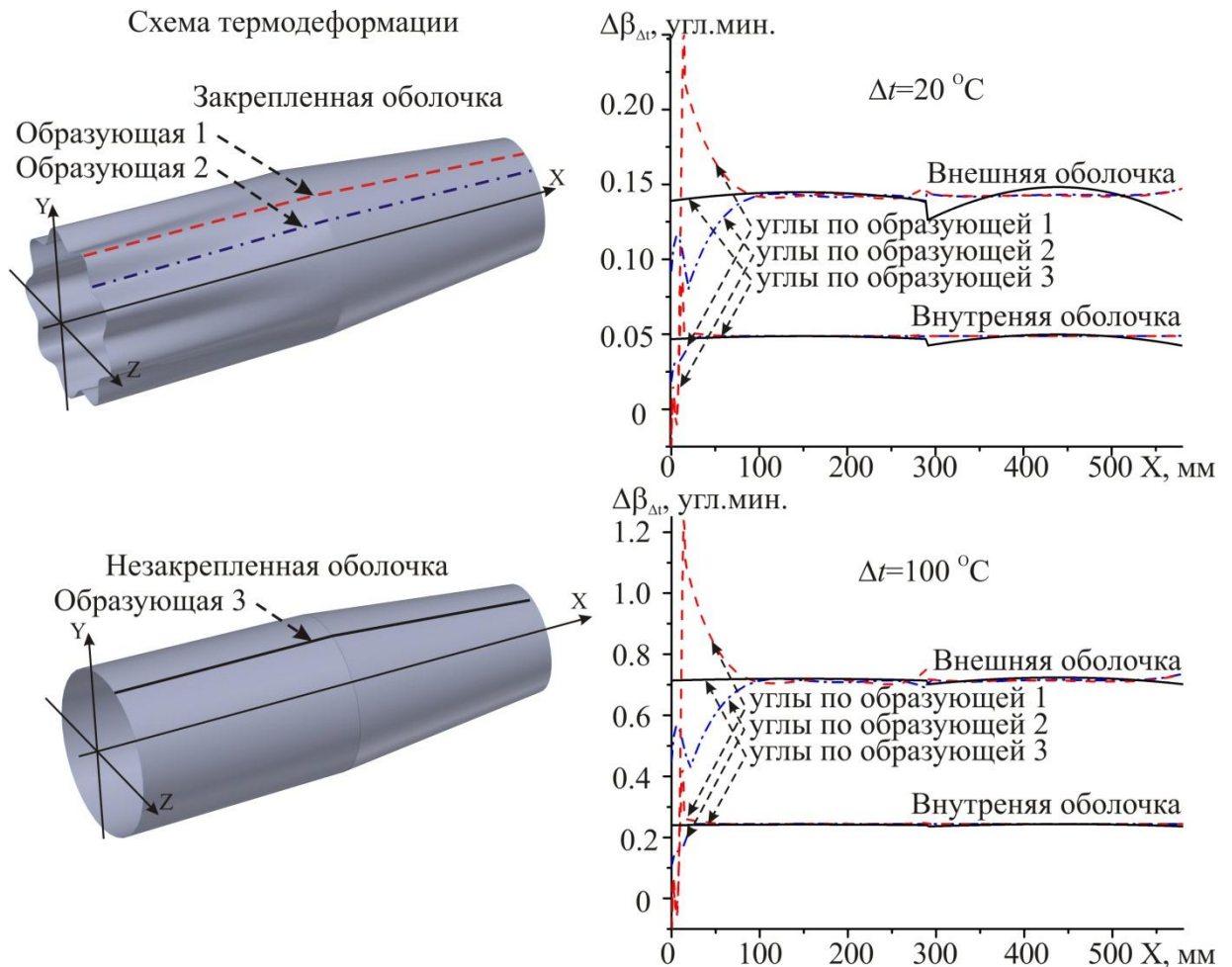


Рис. 5.1.10. Зависимость углов  $\Delta\beta_{\Delta t}$  от осевой координаты X оболочки при двух значениях осевого перепада температуры оболочки  $\Delta t = 20$  и  $100\text{ }^{\circ}\text{C}$

Данные результаты демонстрируют, что условие близкого к постоянному уровню углов ( $\Delta\beta_{\Delta t}$ ) выполняется на всей поверхности оболочек, кроме небольшой зоны закрепленных оболочек, в которой проявляется влияние заделки. Данная зона распространяется на 50 мм от входного окна – для внутренней оболочки и на 100 мм – для внешней.

Для прямой оценки эффекта самофокусировки был проведен математический эксперимент, заключающийся в сравнении качества изображений, формируемых деформированными оболочками при двукратном и однократном отражении.

Критерием качества изображения служил эффективный диаметр PSF (Point Spread Function):  $D_{PSF}$  – диаметр зоны на фокальной плоскости, в которую попадали 90 % отраженных от оболочки лучей, падающих параллельно оптической оси. Образцами оболочек, в которых изображение формируется после двукратного отражения, являлись внутренняя и внешняя оболочки РЗС ART-XC. Эквивалентными им образцами оболочек, в которых изображение фокусируется после однократного отражения, служили параболоидные оболочки, имеющие такой же входной диаметр, высоту и фокусное расстояние, как и оболочки ART-XC. Расчет был проведен для закрепленных и незакрепленных оболочек и эквивалентных параболоидов.

На рисунке 5.1.11 представлены распределения PSF в фокусе всех рассматриваемых вариантов оболочек при перепадах температуры  $\Delta t = 20$  и  $100$  °C.

На основании данных распределений были рассчитаны диаметры PSF для внутренней и внешней оболочек РЗС ART-XC, а также для эквивалентных им параболоидных оболочек. Зависимости  $D_{PSF}(\Delta t)$  представлены на рисунке 5.1.12.

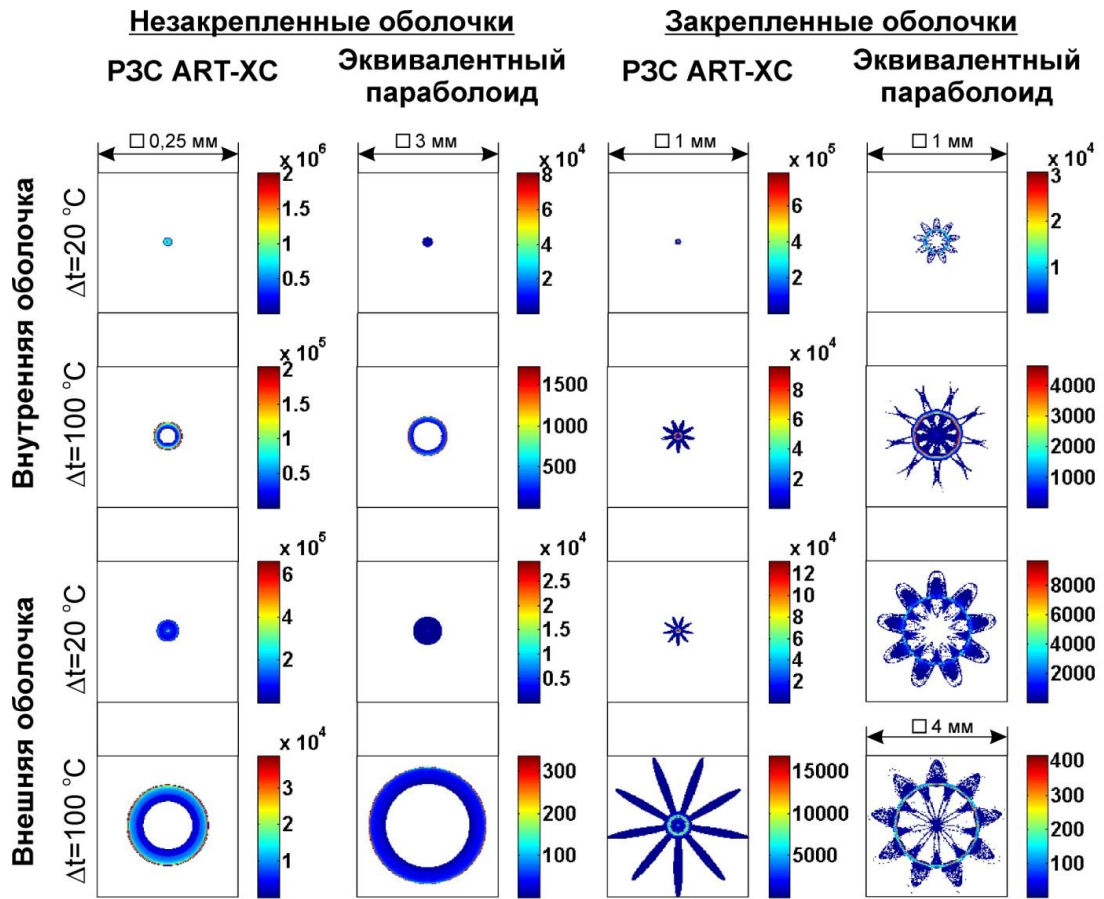


Рис. 5.1.11. Результаты моделирования PSF для внутренней и внешней оболочки и для эквивалентных им параболоидных оболочек при осевом перепаде температур  $\Delta t=20$  и  $100$  °C

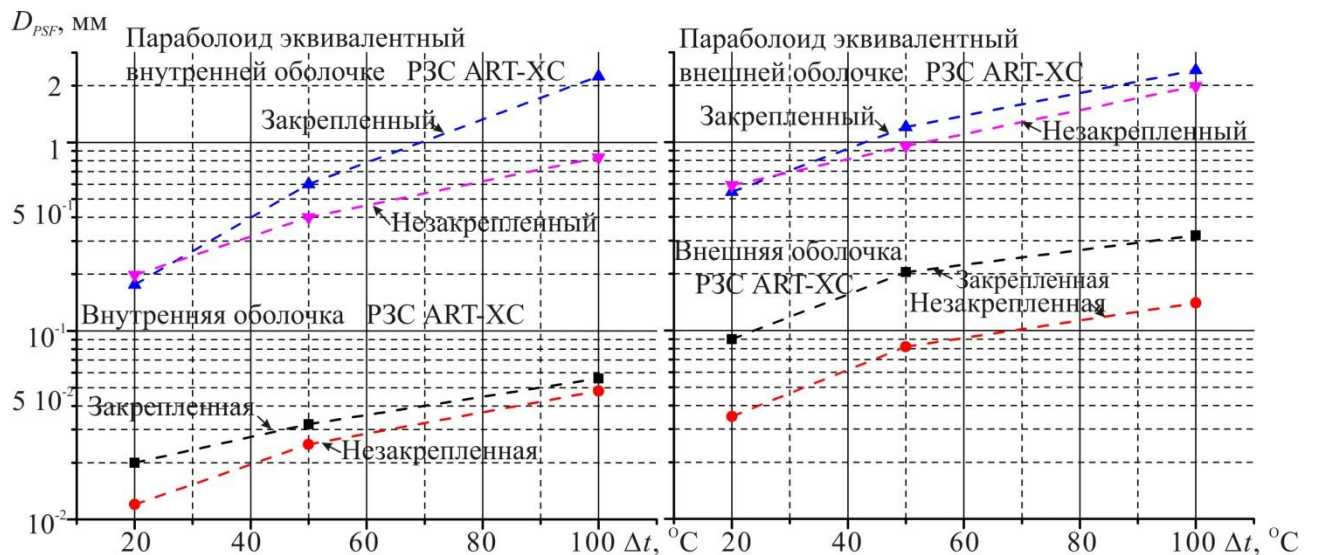


Рис. 5.1.12. Зависимости  $D_{PSF}(\Delta t)$  для внутренней и внешней оболочки и для эквивалентных им параболоидных оболочек



Полученные результаты показывают, что размытие изображения ( $D_{PSF}$ ), формируемого при однократном отражении от термдеформированной оболочки, в 20...40 раз превышает размытие изображения, формируемого термдеформированными оболочками с двукратным отражением. Это демонстрирует чрезвычайно высокую значимость эффекта самофокусировки оболочек Wolter I.

Данный эффект в значительной мере компенсирует ухудшение пространственного разрешения рентгеновского зеркала при осевом линейном температурном градиенте по их поверхности. Так, даже при перепаде температуры  $\Delta t = 100$  °С по внешней оболочке ART-XC, диаметр формируемой ей PSF равен 0,056 мм, что не является критичным для детектора ART-XC, угловое разрешение которого составляет 0,595 мм.

Результаты моделирования позволяют также оценить влияние заделки оболочки на качество изображения при ее термдеформации. Диаметр PSF в закрепленной оболочке в 1,3-2 раза больше по сравнению с незакрепленной.

На основании анализа полученных результатов можно заключить, что термдеформация зеркальных оболочек РЗС при линейных осевых температурных градиентах слабо влияет на траекторию отраженных фотонов даже при значительных осевых температурных градиентах.

Более значительную опасность представляет существенное изменение абсолютной температуры «паука» РЗС. Данную опасность достаточно тяжело оценить количественно. Качественные риски чрезмерного отклонения температуры «паука» от базового уровня состоят в следующем. Во-первых, это может исказить форму «паука», к которой предъявляются очень жесткие требования как к базе для взаимного позиционирования оболочек и сохранения формы их верхнего торца. Во-вторых, уменьшаются прочностные свойства клеевого соединения зеркальных оболочек с

«пауком», которые изначально ослаблены из-за малой площади контакта оболочки и спиц паука (контакт имеется только в девяти точках).

Таким образом, можно заключить, что наиболее важной задачей терморегулирования рентгеновского зеркала косоугольного падения является поддержание на базовом уровне температуры «паука».

### 5.1.3 Оптимальный тепловой режим рентгеновских детекторов

Значимые для целей рентгеновской астрономии характеристики полупроводниковых детекторов чрезвычайно сильно зависят от температуры. Причем оптимальная температура, при которой достигается лучшее качество измерений, как правило, является компромиссом между зависящими от температуры разнонаправленными процессами. С одной стороны для увеличения энергетического разрешения полупроводникового детектора требуется его охлаждение, увеличивающее электрическое сопротивление детектора за счет уменьшения количества свободных зарядов:  $n \sim e^{-\frac{\Delta E}{2kT}}$  ( $\Delta E$  – уровень запрещенной зоны в полупроводнике между заполненной зоной и зоной проводимости,  $k$  – постоянная Больцмана). С другой стороны для увеличения подвижности зарядов:  $\mu \sim T^{3/2}$  температуру детектора нужно повышать. Кроме того, от температуры зависят такие важные характеристики как время поляризации детектора под действием приложенного к нему напряжения и его радиационная стойкость. Поэтому оптимальная температура полупроводникового детектора должна определяться на основании решения оптимизационной многопараметрической задачи.

Уровень базовых температур для полупроводниковых детекторов различного типа, который может служить первым приближением для определения оптимальной температуры конкретного детектора, представлен в разделе 1.1.2. Однако особенности использования этого детектора могут повышать значимость отдельных его характеристик, что, в свою очередь,

будет приводить к смещению оптимальной температуры детектора в сторону обеспечения этих характеристик.

Так, в телескопе eROSITA, входящим в состав научной аппаратуры обсерватории «СПЕКТР-РГ», уровень оптимальной температуры кремниевых детекторов был изменен с  $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$  до  $-95\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Основной причиной этого являлась необходимость обеспечения их радиационной стойкости в жестких условиях точки либрации L2.

Однако гораздо важнее абсолютного уровня температуры ее стабильность. Дело в том, что ток, образующийся в кристалле детектора при попадании в него фотона, должен быть усилен зарядочувствительным усилителем (ЗЧУ). В итоге на выходе ЗЧУ получается выходной импульс напряжения  $U$ , который пропорционален входному измеряемому заряду  $Q$ :

$$U=L\times Q,$$

где  $L$  – коэффициент преобразования (зарядочувствительность).

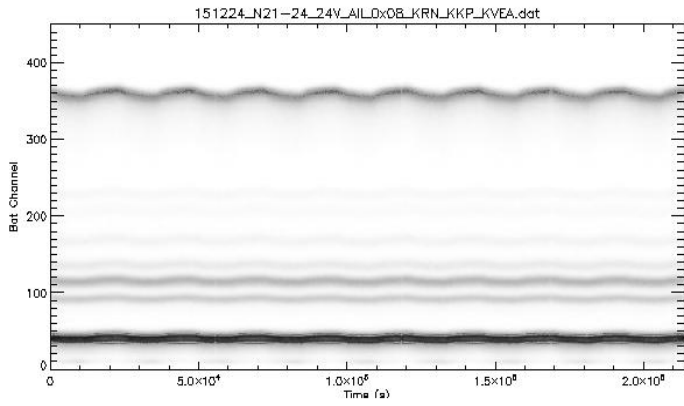
Проблема заключается в том, что этот коэффициент преобразования зависит от параметров входящих в схему ЗЧУ элементов: резисторов, конденсаторов и транзисторов, а параметры этих элементов зависят от температуры. Таким образом, для предотвращения дрейфа коэффициента преобразования, приводящего к ухудшению энергетического разрешения детектора, необходимо поддерживать стабильную температуру всех элементов детектора.

Дополнительная сложность обеспечения рационального теплового состояния детекторов ART-XC состояла в том, что отсутствовал опыт работы с аналогичными детекторами. В качестве предварительной оптимальной температуры был выбран характерный для  $CdTe$  уровень  $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$  при стабильности  $\pm 2,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

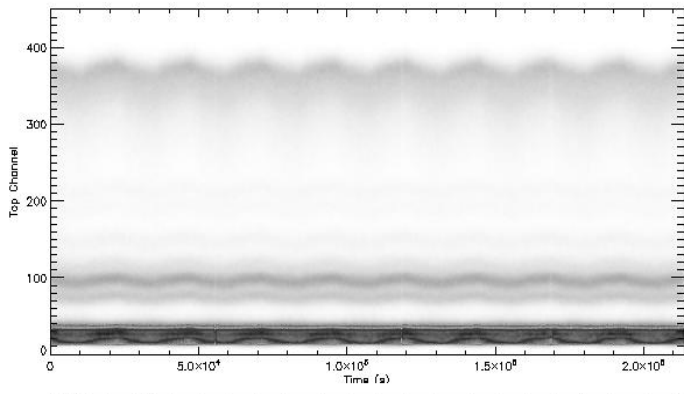
Для иллюстрации зависимости тонких эффектов внутри детектора, которые и определяют его спектрометрические свойства, может служить интенсивность счета в каналах от времени для ВОТ (нижняя сторона де-

тктора) и TOP (верхняя сторона детектора) и темп счета событий (регистрации попадающих на детектор фотонов) при термоциклировании -23...-40 °C (см. рис. 5.1.13).

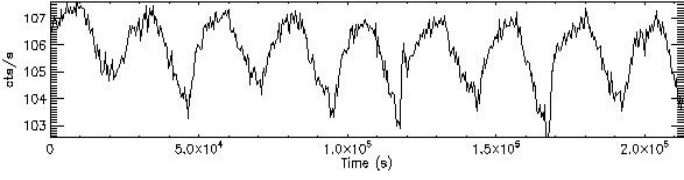
Интенсивность счета в каналах от времени для BOT (нижняя сторона детектора)



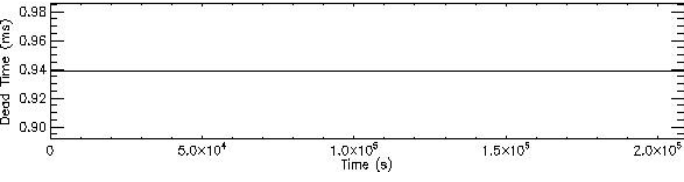
Интенсивность счета в каналах от времени для TOP (верхняя сторона детектора)



Темп счета событий



Темп счета событий



Температура детектора

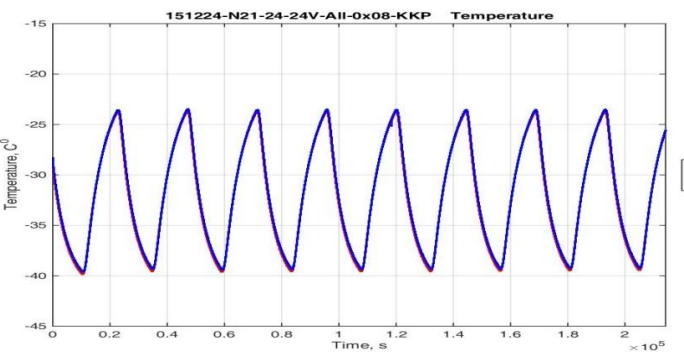


Рис. 5.1.13. Корреляция между темпом счета событий в детекторе (регистрации попадающих на детектор фотонов) и температурой детектора телескопа ART-XC

В результате анализа набранных экспериментальных данных по характеристикам детекторов при разной температуре был выбран оптимальный уровень температуры детектора был снижен с до  $-30^{\circ}$  до  $-22,5^{\circ}\text{C}$ .

Однако при этой температуре возникала вероятность периодической поляризации детектора, понижающей энергетическое разрешение до неприемлемого уровня. На рисунке. 5.1.14. представлена оценочная зависимость времени поляризации при разной температуре детектора.

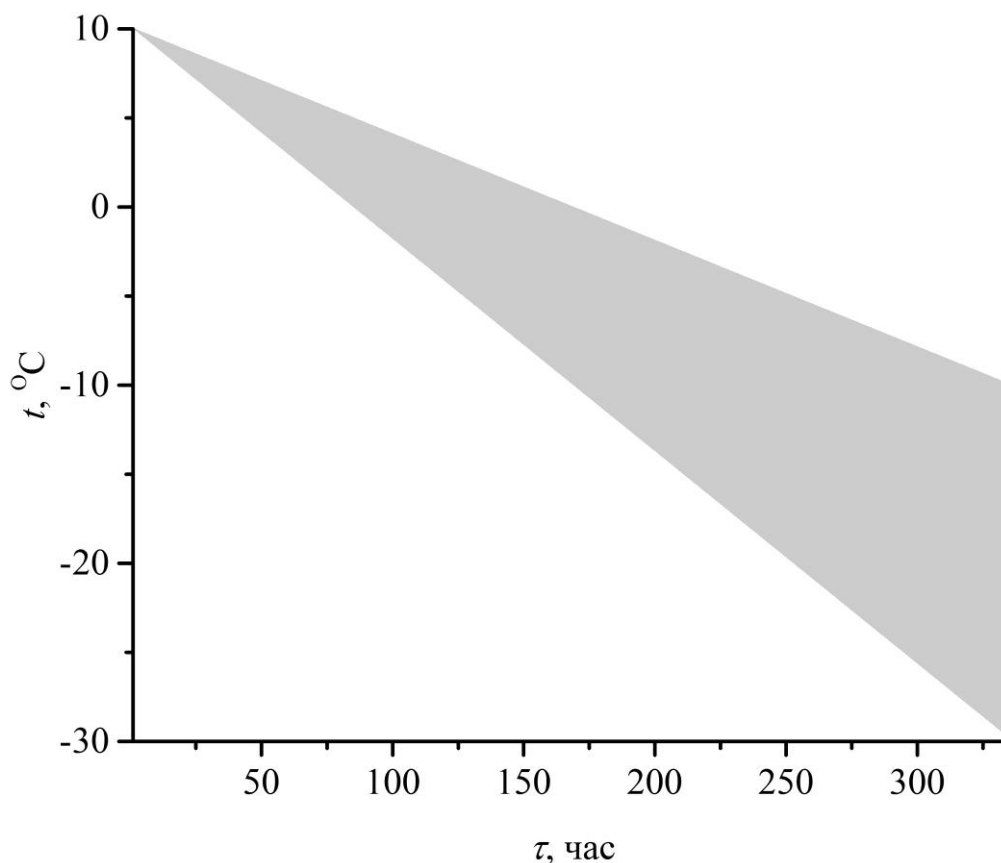


Рис. 5.1.14. Оценочная зависимость времени поляризации детекторов телескопа ART-XC от их температуры

Для деполяризации детектора был введен полетный периодический режим его нагрева до  $+5^{\circ}\text{C}$ .

## **5.2 Применение метода поиска оптимальных решений для обеспечения оптимального теплового режима ART-XC**

### **5.2.1 Формирование параметров СОТР ART-XC по результатам концептуального теплового моделирования**

Как было показано в обзорной части работы, особенностью тепловых режимов космических рентгеновских телескопов является наличие внутри телескопа нескольких тепловых зон, термостабилизируемых на разном температурном уровне. Проблемой организации такой тепловой структуры телескопа является создание таких тепловых барьеров между этими зонами, при которых их взаимное влияние будет незначительным.

Определение уровней требуемых кондуктивных тепловых сопротивлений и допустимых радиационных связей между крупномасштабными элементами рентгеновского телескопа является одной из основных задач концептуального теплового моделирования. С помощью концептуальной тепловой модели также оцениваются теплообмен с окружающей средой, требуемая для СОТР мощность нагрева, площадь излучающих поверхностей и т.д.

Концептуальная тепловая модель телескопа представляла собой элементарную узловую модель ART-XC, сформированную до разработки конструкции телескопа. Ее основой является не конструкция, а концепция телескопа. Его необходимость для телескопа ART-XC, в котором имеется как минимум две зоны прецизионного терморегулирования, обоснована в разделе 2.6. В эту модель включены в качестве отдельных узлов основные элементы, находящиеся в этих зонах, связывающая их конструкция, элементы экрано-вакуумной теплоизоляции. Тепловыми связями, учитываемыми в модели, являлись кондуктивные связи между данными узлами. Схема концептуальной модели ART-XC была представлена на рис. 2.1.2, а

перечень элементов и их принадлежность к соответствующей тепловой зоне приведены в таблице. 5.2.1.

Таблица 5.2.1. Состав концептуальной тепловой модели телескопа ART-XC

Узел		Тепловая зона	
№	Наименование	№	Допустимый диапазон температуры, °С
1 - 7	Рентгеновские зеркальные системы	I	20±2,5
8	Плита рентгеновской оптической системы	II	20±10
9	Корпус телескопа	VI	0±50
10	Плита комплекса рентгеновских детекторов	V	20±15
11-17	Блоки рентгеновских детекторов	III	-22,5±2,5
18	Радиатор комплекса рентгеновских детекторов	IV	-25±5
19	Посадочные места телескопа	VII	10±30

Концептуальная модель описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned}
 Q_1 &= \frac{T_8 - T_1}{R_{8-1}} - \sigma \cdot (T_1^4 - T_c^4) \cdot \varepsilon_1 \cdot \varphi_{F_1-c} \cdot F_1 \\
 &\dots \\
 Q_7 &= \frac{T_8 - T_7}{R_{8-7}} - \sigma \cdot (T_7^4 - T_c^4) \cdot \varepsilon_7 \cdot \varphi_{F_7-c} \cdot F_7 \\
 0 &= \sum_{j=1...7,9}^n \frac{T_j - T_8}{R_{j-8}} \\
 0 &= \sum_{j=8,10,18,19}^n \frac{T_j - T_9}{R_{j-9}} \\
 0 &= \sum_{j=9,11...17}^n \frac{T_j - T_{10}}{R_{j-10}} \\
 Q_{11} &= \frac{T_{10} - T_{11}}{R_{10-11}} - \frac{T_{11} - T_{18}}{R_{11-18}} \\
 &\dots \\
 Q_{17} &= \frac{T_{10} - T_{17}}{R_{10-17}} - \frac{T_{17} - T_{18}}{R_{17-18}} \\
 0 &= \sum_{j=9,11...17}^n \frac{T_j - T_{18}}{R_{j-18}} - \sigma \cdot (T_{18}^4 - T_c^4) \cdot \varepsilon_{18} \cdot \varphi_{F_{18-c}} \cdot F_{18}
 \end{aligned} \tag{5.2.1}$$

$$0 = \sum_{j=9,10}^n \frac{T_j - T_{19}}{R_{j-19}}$$

$$T_{19} = T_{mp},$$

где обозначения соответствуют обозначениям в системе уравнений (2.2.1).

Несмотря на видимую элементарность концептуальной тепловой модели, она выполняет чрезвычайно важную функцию по определению основных ограничений тепловых параметров конструкции, которые должны быть соблюдены при проектировании. То есть только концептуальная тепловая модель является директивной для формирования требований к СОТР. Остальные модели выполняют уточняющую, детализирующую или подтверждающую функцию.

Конкретно для телескопа ART-XC с помощью системы (5.2.1) решалась следующая задача. Определялись площадь радиатора КРД  $F_{18}$  и ограничения нижних уровней тепловых сопротивлений между рентгеновскими зеркалами и корпусом телескопа:  $R_{8-9} + R_{8-i}$  ( $i=1 \dots 7$ ), между блоками детекторов и корпусом телескопа:  $R_{9-10} + R_{10-i}$  ( $i=11 \dots 17$ ), между корпусом телескопа и посадочными местами:  $R_{9-18}$  и на тепловую проводимость между блоками детекторов и радиатором  $s_{18-i} = 1/R_{18-i}$  ( $i=11 \dots 17$ ), при которых можно обеспечить заданные диапазоны температур  $T_i \pm \Delta T_i$  рентгеновских зеркал ( $i=1 \dots 7$ ), блоков детекторов ( $i=11 \dots 17$ ) при ограничении мощности нагрева зеркал  $Q_i \leq Q_{\max}$  ( $i=1 \dots 7$ ), известной мощности тепловыделения детекторов  $Q_i$  ( $i=11 \dots 17$ ), при колебании температуры посадочных мест в заданном диапазоне  $T_{pm} = T_{\min} \dots T_{\max}$ .

Строго говоря, данная задача также является обратной тепловой задачей, однако поскольку в случае замены тепловых сопротивлений на тепловые проводимости уравнения линейны относительно определяемых параметров, то ее решение не представляет особых сложностей.



Определенные с помощью концептуального теплового моделирования ограничения были установлены в качестве требований к проектируемой конструкции телескопа.

Концептуальное моделирование выявило дополнительную проблему создания СОТР телескопа. Данной проблемой являлось фрагментирование термостабилизированных зон и необходимость теплового соединения отдельных термостабилизированных фрагментов через нетермостабилизированные зоны. Для более показательной демонстрации этой проблемы можно вернуться к тепловой структуре рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН, в котором эта проблема проявляется более наглядно (см. рис. 5.2.1).

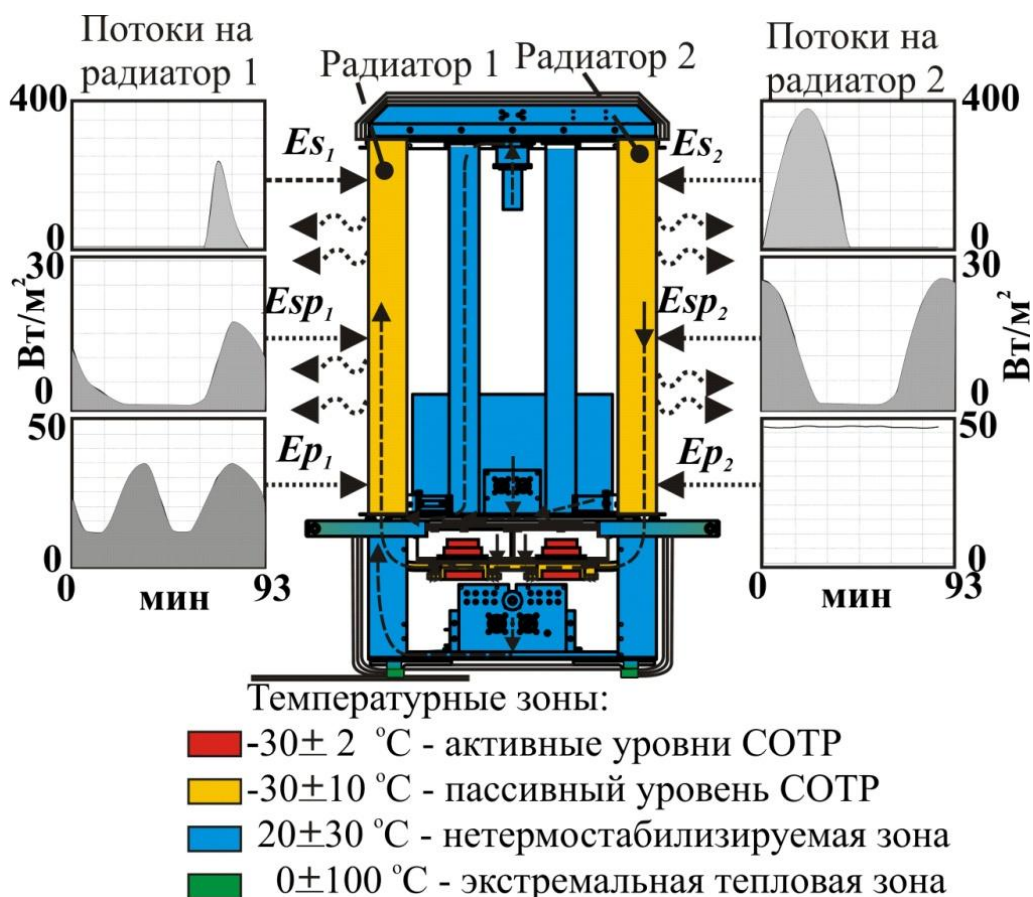


Рис. 5.2.1. Тепловые зоны в рентгеновском мониторе СПИН-Х1-МВН

Таким образом, ключевыми элементами СОТР является эффективные тепловые связи между фрагментами термостабилизированной зоны, проходящие через нетермостабилизированные области и тепловые барье-

ры, отделяющие друг от друга разнотемпературные термостабилизированные и нетермостабилизированные зоны. Сконфигурировать готовую конструкцию под такую систему практически невозможно. Поэтому тепловое проектирование должно вестись с самого начала конструирования с внедрением тепловых элементов на стадии формирования конструкции.

Аппаратная реализация интеграции системы тепловых связей и барьеров в конструкцию телескопа имеет ряд важных особенностей, которые влияют не только на конструкцию прибора, но и на методику и технологию его наземной отработки.

Аппаратной реализацией тепловых связей между разнесенными термостабилизированными фрагментами конструкции являются тепловые трубы. Именно данные элементы оказывают самое большое влияние и на облик прибора и на технологию его тепловакуумных испытаний. Если для установки тепловых развязок требуются только локальное увеличение пространства, то интеграция тепловых труб в конструкцию связана с решением более существенной проблемы.

Данной проблемой является сочетание наиболее оптимальной трассировки труб, которая ограничена только одной плоскостью для одной трубы, или параллельными плоскостями для нескольких. Плоскостная конфигурация позволяет обеспечить функционирование труб в условиях силы тяжести при горизонтировании плоскости, в которой сконфигурирована тепловая труба. Это делает необходимым выведение на внешнюю поверхность телескопа образцовой плоскости, параллельной плоскости конфигурации тепловой трубы для обеспечения работоспособности СОТР при тепловакуумных испытаниях.

На схеме ART-ХС (см. рис. 5.2.2) отмечены элементы аппаратной реализации зональной прецизионной СОТР телескопа.

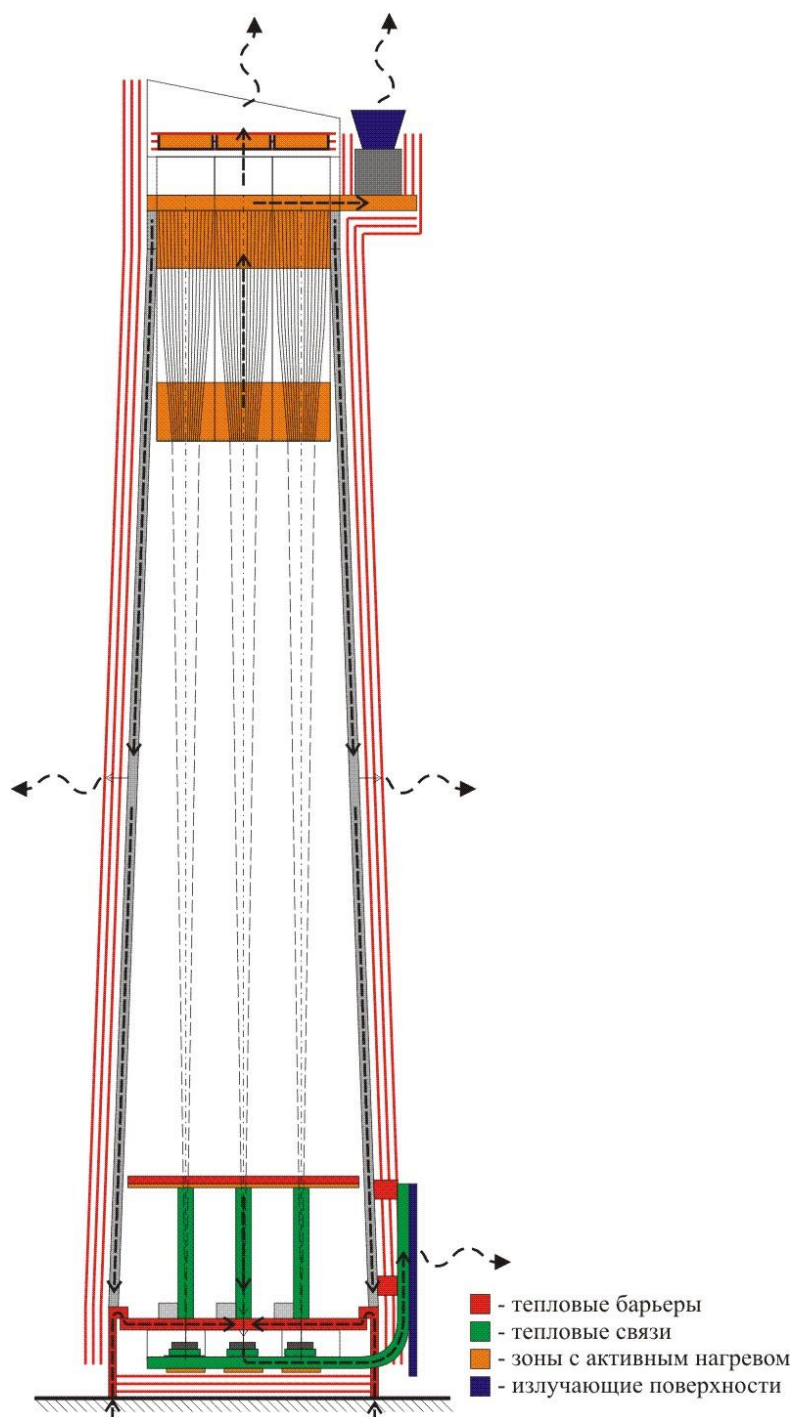


Рис. 5.2.2. Аппаратная реализация зональной прецизионной СОТР ART-XC

Телескоп ART-XC и монитор СПИН-Х1-МВН (см. рис. 5.2.2) с тепловой точки зрения могут характеризовать предельные случаи СОТР рентгеновских телескопов. На СПИН-Х1-МВН будут воздействовать чрезвычайно переменные тепловые потоки, характерные для внешней поверхности МКС. ART-XC, напротив, будет находиться в чрезвычайно стабильных

тепловых условиях в тени телескопа eROSITA на обсерватории «СПЕКТР-РГ» в точке либрации L2.

Однако и в том и в другом случае основой тепловой схемы прибора являются тепловые барьеры между разнотемпературными зонами, создаваемые эффективными тепловыми развязками и тепловые связи между фрагментами одной температурной зоны, обеспечиваемые тепловыми трубами, сконфигурированными в параллельных плоскостях.

В дальнейшем, экспериментальные исследования тепловых режимов телескопа подтвердили ключевую роль интегрированных в конструкцию рентгеновского телескопа тепловых барьеров и связей для обеспечения его приемлемого теплового состояния (см. раздел 5.2.6).

#### 5.2.2 Аналитическая и конечно-элементная тепловые модели телескопа ART-XC, области их использования, результаты предварительного моделирования

После разработки конструкции телескопа была сформирована его узловая аналитическая тепловая модель. Данная модель является основой для экспериментально-аналитической модели.

Как было отмечено в разделе 2.2, деление конструкции на тепловые узлы является самой неформализованной процедурой. Практически границей между узлами обязательно должны становиться поверхности, на которых происходит резкое изменение температуры. Дополнительное деление на узлы выделенных таким образом зон должно определяться тем, насколько подробно требуется исследовать поле температур внутри каждой из этих зон.

На основании данного принципа телескоп ART-XC был разбит на 69 узлов. Графическая интерпретация узловой модели, которая использовалась в качестве аналитической тепловой модели, показана на рисунке 5.2.3, а соответствие узлов модели конструктивным элементам в таблице 5.2.2.

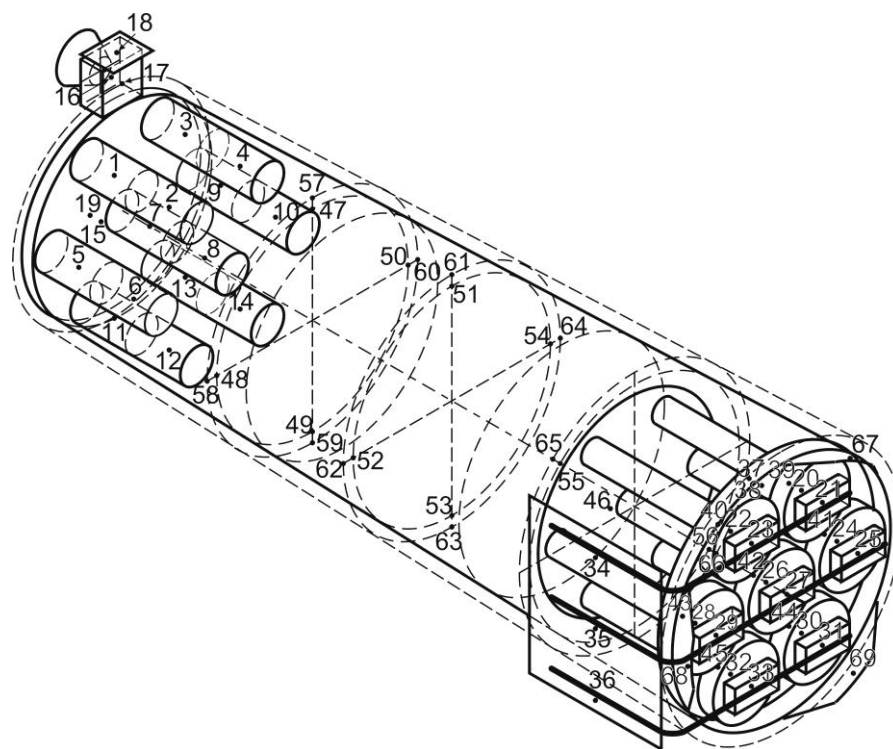


Рис. 5.2.3. Деление телескопа ART-XC на тепловые узлы

Таблица 5.2.2. Соответствие узлов модели конструктивным элементам телескопа ART-XC

№№ узлов	Элементы, соответствующие узлам
1, 3, 5, 7, 9, 11, 13	Верхние пояса нагрева РЗС № 1 – 7
2, 4, 6, 8, 10, 12, 14	Нижние пояса нагрева РЗС № 1 – 7
15	Плита РОС
16 – 18	Элементы звездного датчика
19	Фрагмент ЭВТИ над плитой РОС
20, 22, 24, 26, 28, 30, 32	Теплопроводы между нижними крышками БРД № 1 – 7 и тепловыми трубами
21, 23, 25, 27, 29, 31, 33	Детекторы с подложками
34 – 36	Фрагменты радиатора КРД
37, 38	Фрагменты плиты КРД
39 – 45	БРД № 1 – 7 за исключением детекторов
46	Внутренний нагреваемый экран
47 – 56	Фрагменты корпуса телескопа
57 – 66	Фрагменты ЭВТИ над элементами корпуса 47 – 56
67-69	Посадочные места телескопа

Концептуальное тепловое моделирование показало, что ключевой проблемой обеспечения работы рентгеновских зеркал и детекторов в тре-

буемых узких температурных диапазонах является обеспечение эффективных тепловых развязок, отделяющих друг от друга следующие пары элементов: рентгеновские зеркала – система из блоков рентгеновских детекторов и радиатора; рентгеновские зеркала – посадочные места телескопа; система из блоков рентгеновских детекторов и радиатора – посадочные места телескопа.

При определении требований к этим развязкам проявились особенности научного космического телескопа как объекта прецизионного терморегулирования. В ненаучной космической аппаратуре в подобных случаях выставляется стандартное требование к тепловому сопротивлению развязки – более 20 К/Вт. Однако наличие размещенных в непосредственной близости друг от друга разнотемпературных термостабилизированных и нетермостабилизированных зон телескопа потребовало повышения сопротивления до 60...100 К/Вт и точного знания этой величины.

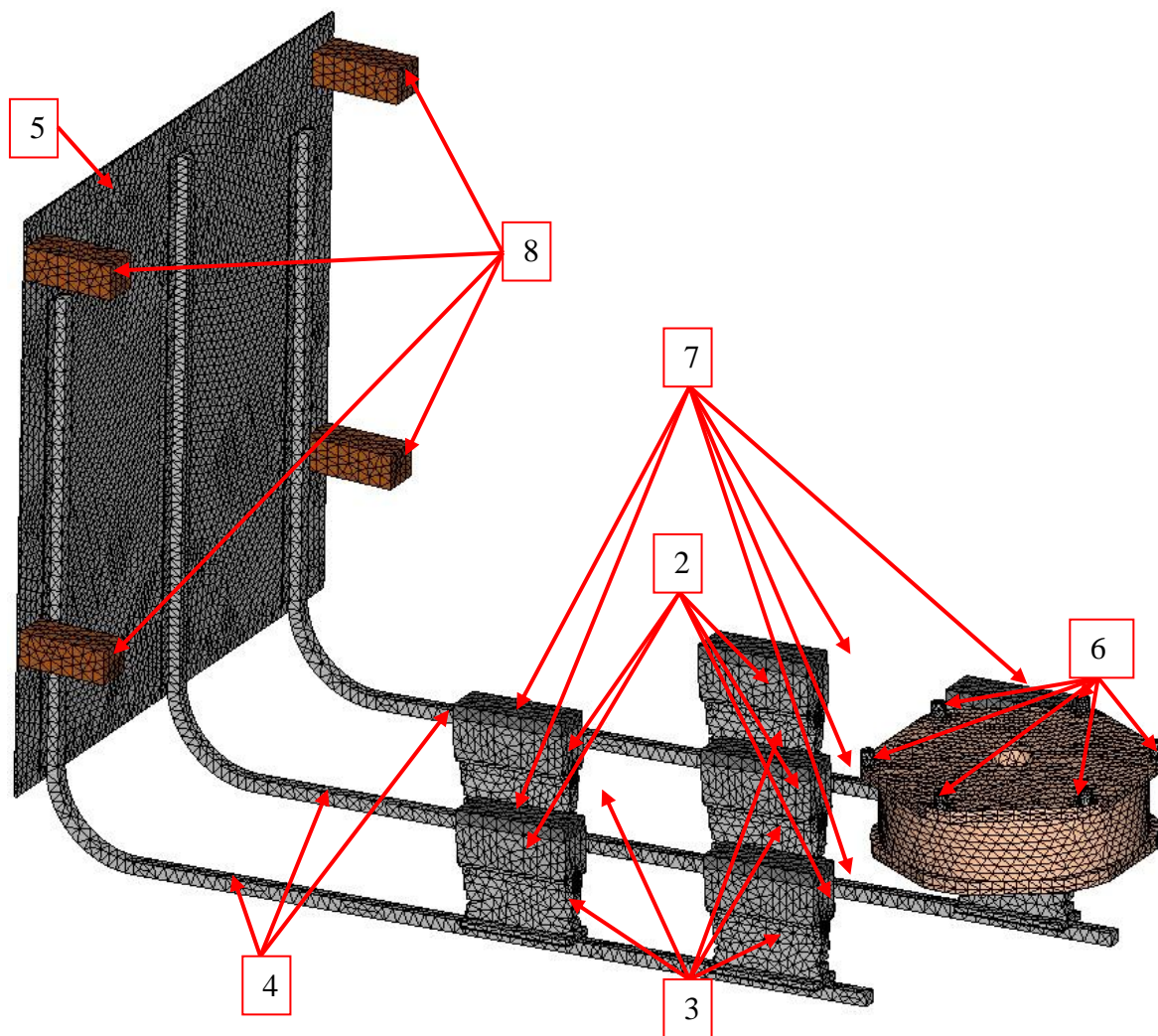
Второй проблемой являлось корректное определение мощности нагрева различных зон телескопа, которая также сильно зависит от уровня тепловых связей между отдельными элементами телескопа.

Очевидно, что узловая аналитическая модель не имела достаточной корректности для расчета этих тепловых параметров до получения результатов тепловых испытаний натурно-массового теплового эквивалента (НГМТЭ) телескопа. Поэтому параллельно с узловым проводилось конечно-элементное моделирование.

В частности была разработана отдельная конечно-элементная модель для комплекса рентгеновских детекторов (КРД). Данная модель была сформирована по причине того, что КРД имел очень сложную структуру с трудно прогнозируемыми тепловыми связями и по причине наличия тепловых конфликтов, возникающих из-за больших различий между стабильной низкоуровневой температурой детекторов и сильно переменной температурой окружающей конструкции. Так, температура детекторов должна

поддерживаться в узком диапазоне  $-22,5 \pm 2,5$  °С при том, что температура расположенных в непосредственной близости к ним посадочных мест телескопа может колебаться в диапазоне от  $-20$  до  $+40$  °С.

Конечно-элементная тепловая модель КРД представлена на рис. 5.2.4.



СОТР КРД: 1 – УРД; 2 – тепловые эквиваленты УРД; 3 – нагреваемые теплопроводы между УРД и тепловыми трубами; 4 – тепловые трубы между УРД и радиатором КРД; 5 – радиатор КРД. Кондуктивные интерфейсы СОТР КРД: 6 – тепловые развязки между УРД и плитой КРД; 7 – тепловые развязки между тепловыми эквивалентами УРД и плитой КРД; 8 – тепловые развязки между радиатором КРД и тубусом телескопа

Рис. 5.2.4. Конечно-элементная модель КРД

Конечно-элементное моделирование теплового режима КРД сопровождало процесс проектирования. Это позволило использовать все воз-

возможности конструкции для создания запланированных тепловых барьеров между температурными зонами.

Большое внимание при моделировании было уделено коротким или вероятностным этапам функционирования, поскольку они несут наибольшие риски для выхода из строя телескопа. К таким этапам относится этап развертывания и возможного отключения электроэнергии.

Полученные результаты моделирования теплового режима ART-XC при развертывании показали, что допустимый тепловой режим детекторов на данном этапе может быть сохранен только при вращении телескопа вокруг его оси, при условии, что ось будет перпендикулярна направлению на Солнце.

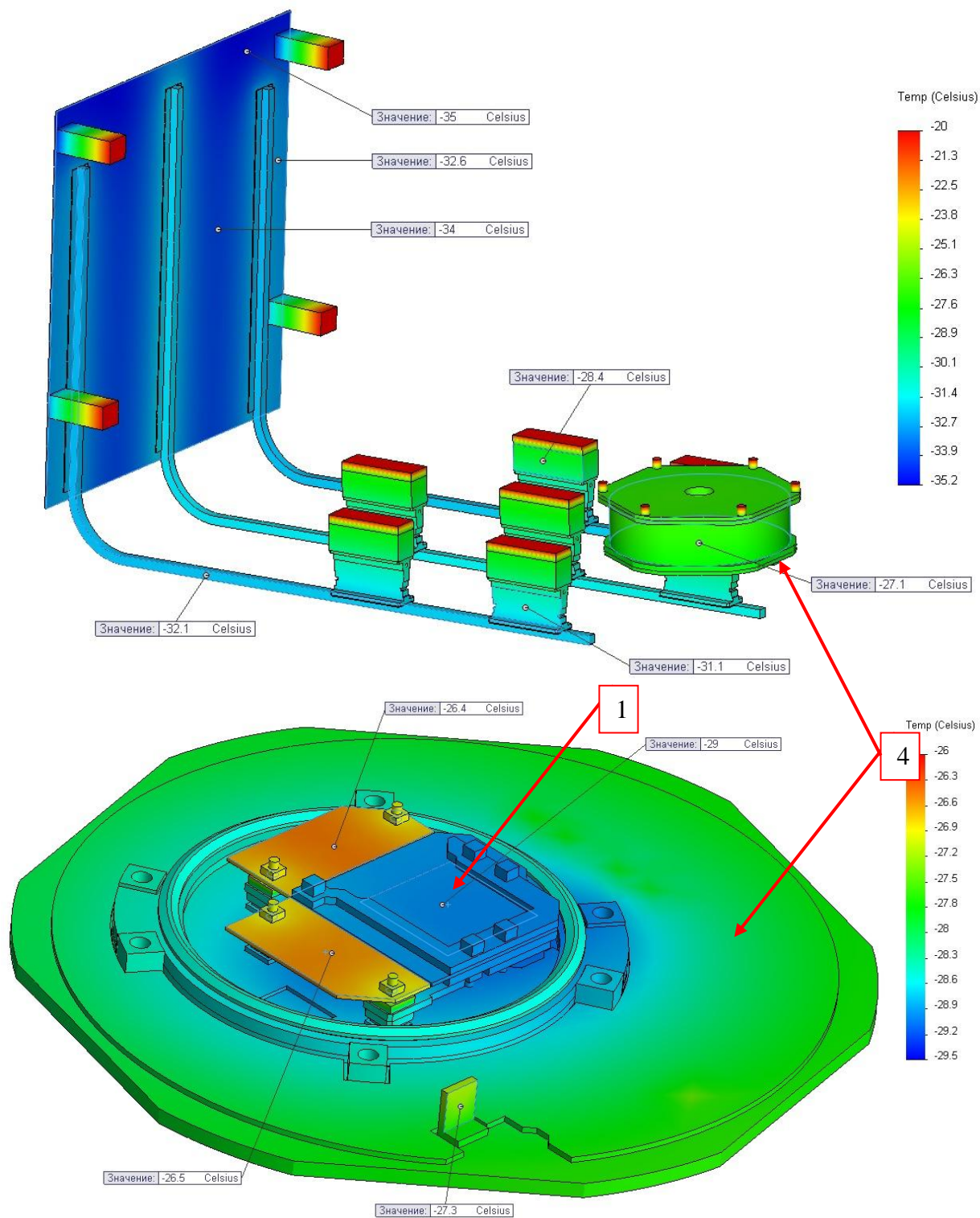
Пример результатов конечно-элементного моделирования температуры элементов СОТР КРД и УРД при определенном уровне температуры окружающей конструкции телескопа показан на рисунке 5.2.5.

Моделирование проходило в несколько стадий. Анализ результатов каждой из стадий позволял вносить изменения в конструкцию КРД, приближающие температуру детекторов к требуемому уровню. Сводные результаты моделирования при разной температуре окружающей конструкции телескопа на завершающей стадии моделирования показаны на рисунке 5.2.6.

Существенные трудности при использовании конечно-элементного моделирования наблюдались при определении корректных теплофизических характеристик некоторых элементов телескопа со сложной структурой.

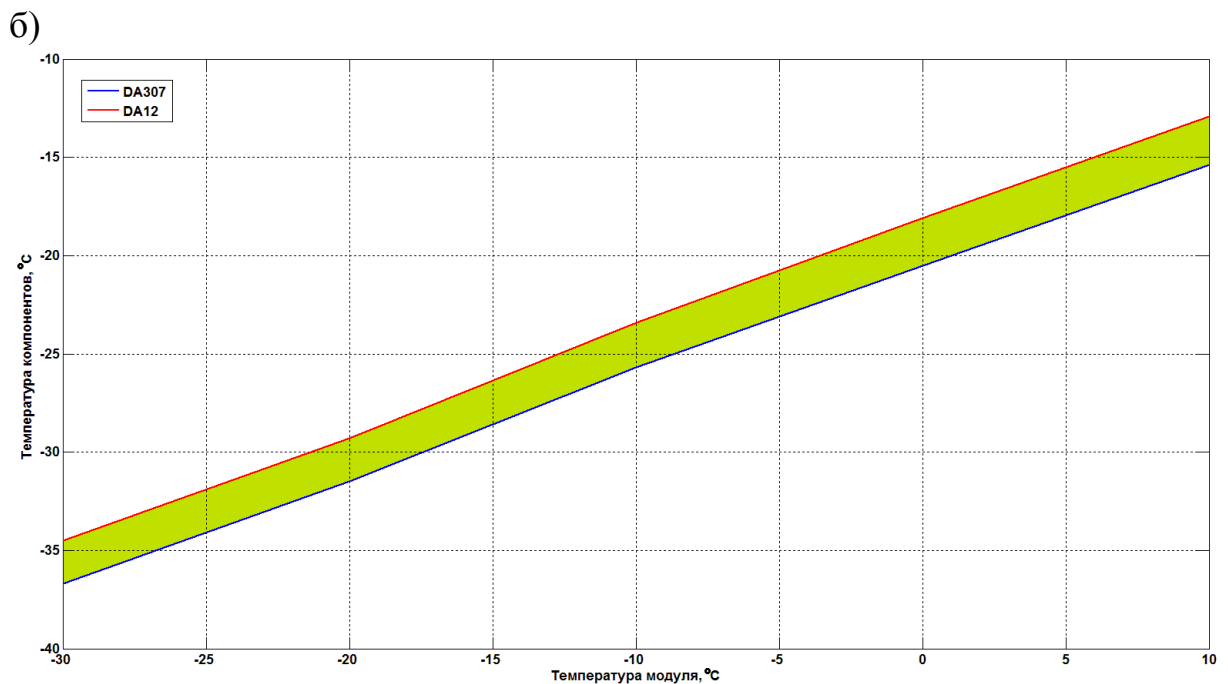
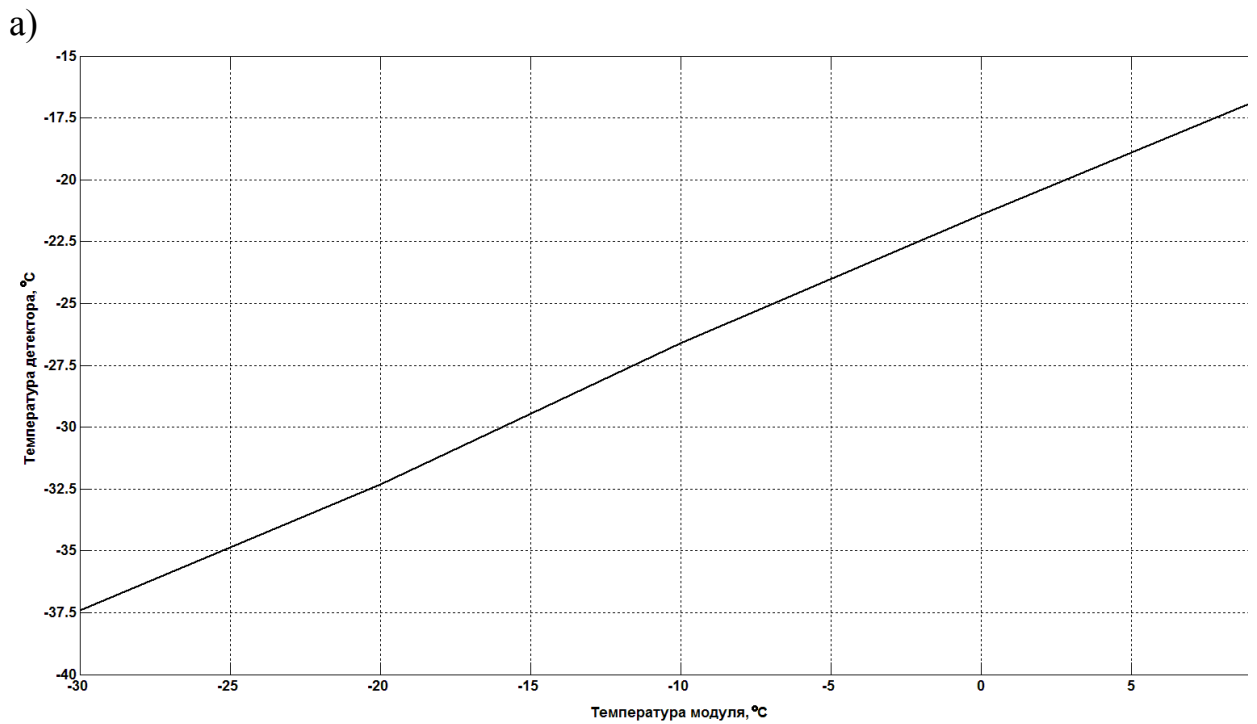
Например, в КРД таким элементов была композитная сотовая панель, являющаяся основой плиты КРД. Достоверную теплопроводность этой панели расчетными методами определить было невозможно.





1 – декор; 2 – основание УРД

Рис. 5.2.5. Распределение температур по элементам СОТР КРД при температуре конструкции телескопа минус 20 °С



а) – температура детектора; б) - диапазон температур электронных компонентов в УРД

Рис. 5.2.6. Зависимость температуры детектора и электронных компонентов УРД от температуры оптического модуля

Сложность также представляло описание в конечно-элементной модели теплофизических свойств углепластикового корпуса телескопа из-за большого разброса и неоднородности этих свойств в объеме корпуса. Поскольку этот корпус соединял две основные разнотемпературные термо-

стабилизированные зоны телескопа (РОС и КРД), то неточная информация о его теплофизических свойствах вносила значительную неопределенность в результаты теплового моделирования.

Все эти примеры приведены для обоснования необходимости формирования экспериментально-аналитической модели телескопа, с помощью которой данные проблемы могли быть разрешены за счет восстановления недостоверных тепловых параметров из экспериментальных данных.

### 5.2.3 Исходные экспериментальные данные для восстановления параметров экспериментально-аналитической модели телескопа

В качестве экспериментальной части экспериментально-аналитического метода моделирования тепловых режимов любого объекта целесообразно использовать результаты испытаний его теплового эквивалента. Этому имеется две основные причины.

Во-первых, до проведения термобалансных испытаний с целью восстановления или коррекции параметров тепловой аналитической модели данная модель не может считаться достоверной. Это предполагает возможность ревизии результатов теплового математического моделирования после проведения эксперимента, что влечет за собой возможность коррекции конструкции объекта. Поскольку рабочие образцы объекта изготавливаются после испытаний теплового эквивалента, то подобная коррекция не представляется затруднительной.

Во-вторых, полноценные термобалансные испытания проводят как раз с тепловым эквивалентом, поскольку следующий образец для конструкторско-доводочных испытаний должен подвергаться квалификационным испытаниям, что затрудняет использование их результатов в экспериментально-аналитическом методе.

Для преобразования аналитической модели телескопа ART-XC в экспериментально-аналитическую были использованы результаты термо-

балансных испытаний натурального габаритно-массового теплового эквивалента телескопа ART-XC (далее по тексту НГМТЭ) и двух тепловых эквивалентов рентгеновской зеркальной системы (далее по тексту ТЭ РЗС) [65].

НГМТЭ представлял собой объект, все части которого, были эквивалентны частям реального телескопа по геометрии, теплоемкости, тепловыделению и термооптическим характеристикам внешней поверхности. Возможности использования экспериментальных данных для формирования экспериментально-аналитической модели предполагает совмещение точек, в которых измеряется температура с узлами аналитической модели. На рисунке 5.2.7 представлен общий вид НГМТЭ и его узловая модель с указанием мест установки термометров сопротивления.

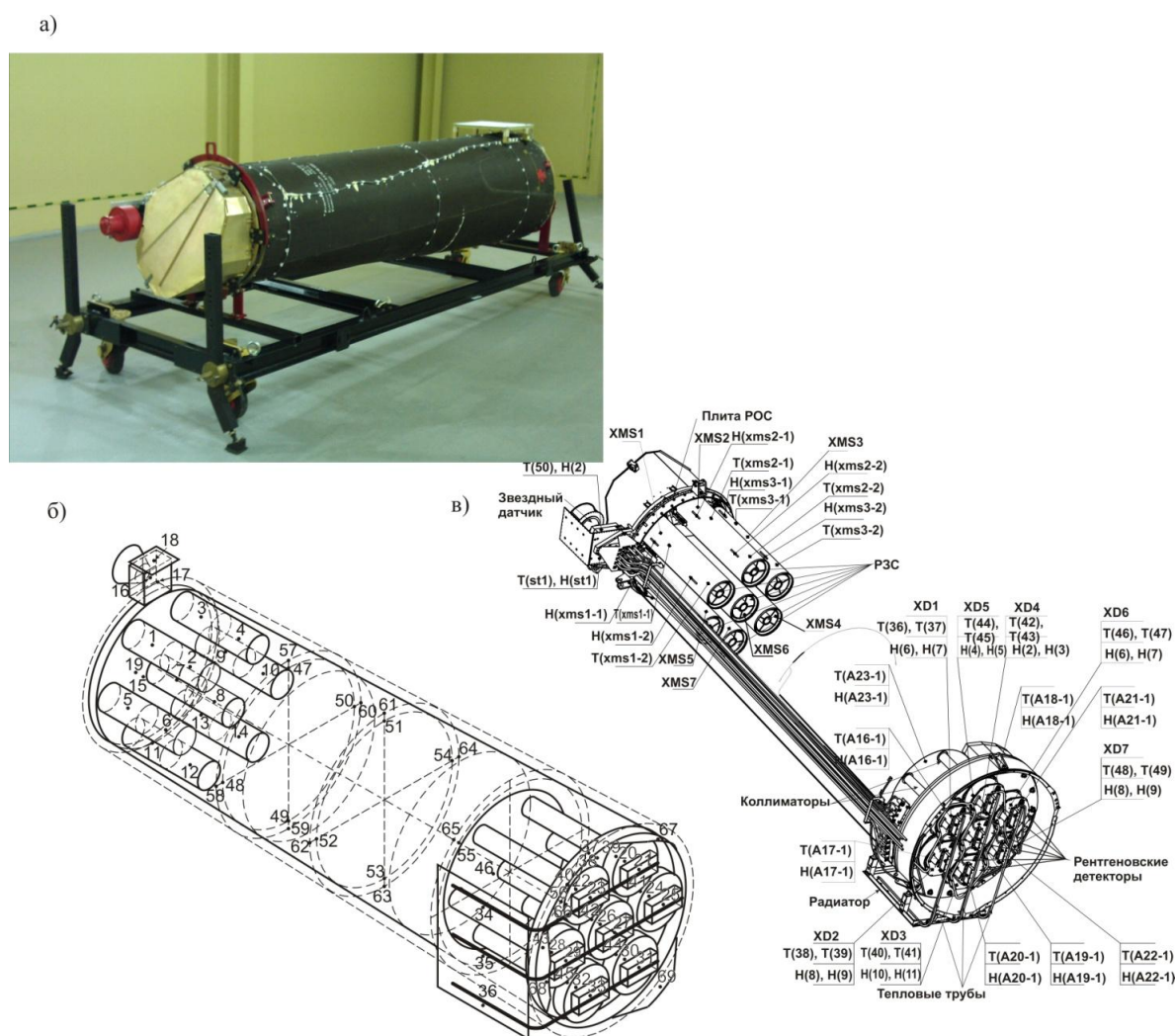


Рис. 5.2.7. Общий вид НГМТЭ (а), его аналитическая модель (б) и места размещения датчиков температуры (в)

При ТВИ НГМТЭ температура измерялась в 61 узлах аналитической модели при общем количестве узлов – 69.

Отличия НТМТЭ от реального телескопа состояли в замене электронных плат эквивалентными по тепловыделению нагревателями и замене 28 коаксиальных оболочек в каждой рентгеновской зеркальной системе эквивалентной по теплоемкости одной толстостенной оболочкой.

Жизненный цикл обсерватории «СПЕКТР-РГ», в состав которой входит телескоп ART-XC, состоит из трех основных этапов: развертывания (~6 часов), перелета до точки либрации L2 (~100 суток) и научных наблюдений в L2 (около 7 лет). С точки зрения внешних тепловых условий второй и третий этап для телескопа ART-XC полностью идентичны. На этих этапах соседний телескоп eROSITA экранирует ART-XC от солнечного излучения, что делает окружающие ART-XC тепловые условия полностью стабильными. На рисунке 5.2.8 представлены тепловое окружение ART-XC в космическом пространстве и схема его имитации в вакуумной камере ТВУ-40Г.

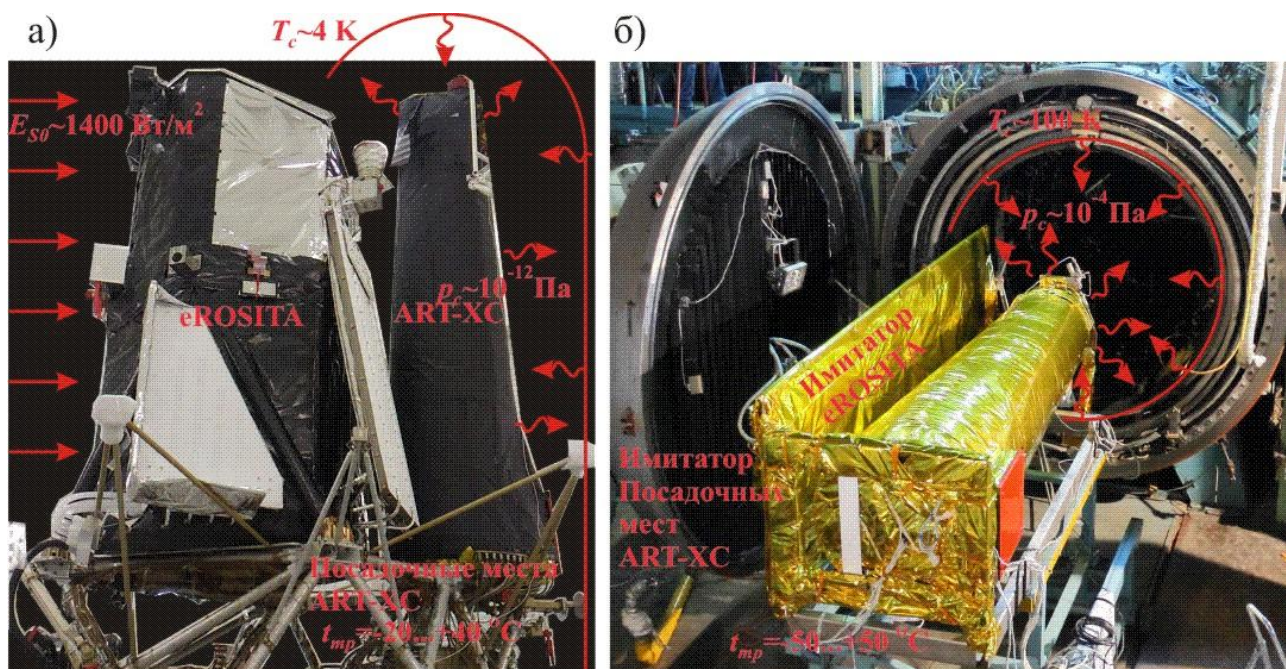


Рис. 5.2.8. Тепловое окружение ART-XC в космическом пространстве (а) и схема его имитации в вакуумной камере ТВУ-40Г (б)

Для учета отличия тепловых фоновых условий при эксперименте от теплового фона космического пространства параллельно радиатору и входным апертурам РЗС были установлены датчики теплового потока.

Кроме того, в процессе эксперимента, с помощью лазерного измерителя в одном из оптических каналов, фиксировалось термодетформация тубуса телескопа.

Общая продолжительность содержательных этапов тепловакуумных испытаний (ТВИ) НГМТЭ составила 5 суток. При этом были воспроизведены следующие варианты теплового режима:

- на этапе развертывания;
- при предельной минимальной температуре посадочных мест (-50 °С);
- при предельной максимальной температуре посадочных мест (+50 °С);
- при возникновении аварийных ситуаций (имитация аварийного отключения от электропитания отдельных частей телескопа и нагревателей СОТР).

Имитации внешних тепловых условий на трех последних этапах не вызывала каких-либо проблем, поскольку на данных этапах эти условия не имели ни каких переменных составляющих. Однако на этапе развертывания возникала необходимость имитировать циклическое облучение внешней поверхности телескопа Солнцем, имитирующее вращение телескопа вокруг оси, перпендикулярной направлению на Солнце. Сочетание малой длительности первого этапа (~6 часов) и большой теплоемкости телескопа позволила не учитывать воздействие переменного солнечного потока на корпус телескопа и ограничиться имитацией переменного поглощенного радиатором солнечного излучения.

На рисунке 5.2.9 представлена динамика изменения температуры термостабилизируемых зон телескопа (РЗС и УРД) на всех этапах ТВИ. На

этом же рисунке представлена схема внутреннего и внешнего теплообмена, которая была использована для восстановления параметров экспериментально-аналитической модели телескопа.

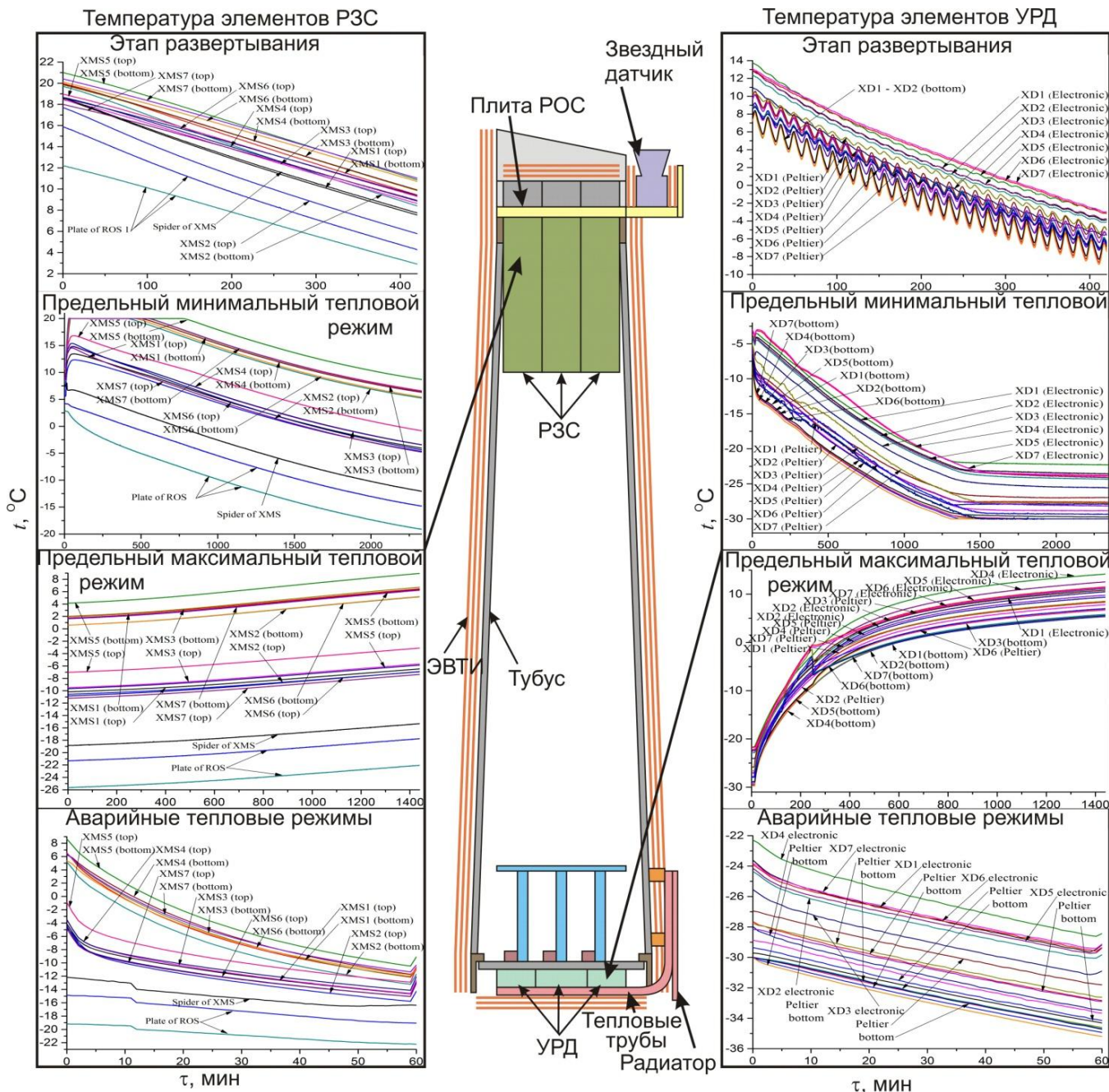


Рис. 5.2.9. Схема теплообмена НГМТЭ телескопа и температура ТЭ РЗС и ТЭ УРД на всех этапах ТВИ ТГМТЭ

Термодеформация тубуса телескопа фиксировалась с периодичностью одно измерение в час. Через сутки после начала содержательных эта-

пов ТВИ было зафиксировано поперечное отклонение точки попадания лазерного луча фокальной плоскости на 2,5...3 мм, что соответствует повороту оси соответствующего оптического канала на 2,8...3,5'. В течение четырех последующих суток термодетформация зафиксирована не была.

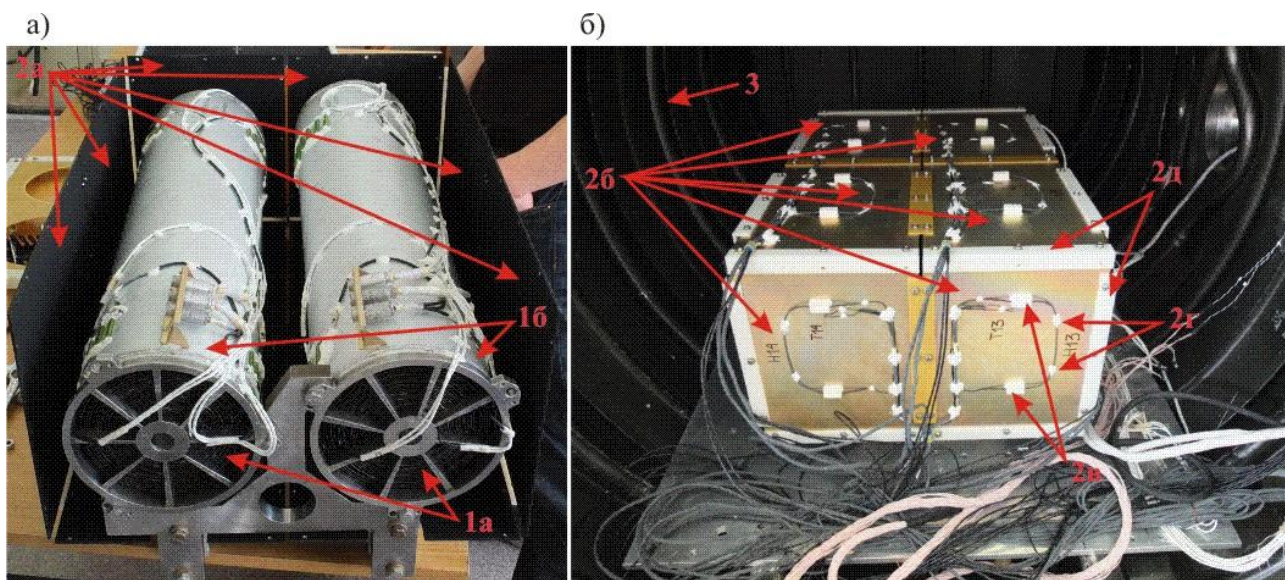
Существенный недостаток конструкция НГМТЭ ART-XC состоял в том, что она не давала возможность исследовать распределение температур по рентгеновским зеркальным системам. Для того, что бы измерить температурные градиенты непосредственно по зеркальным оболочкам были проведены тепловакуумные испытания двух тепловых моделей РЗС [65]. Данные модели полностью соответствовали летным РЗС, кроме качества и покрытия иридием отражающей поверхности, что позволило установить датчики температуры непосредственно на эквиваленты зеркальных оболочек.

Сравнение расчетных и экспериментальных данных демонстрирует их сильное расхождение у отдельных элементов телескопа. При «минимальном» тепловом режиме наблюдалось интенсивное нерасчетное охлаждение РЗС. При «максимальном» режиме температура РЗС была ниже расчетной на 20...30 °С.

При тепловом эксперименте воспроизводились вакуум, воздействующий на входную апертуру РЗС низкий тепловой фон космоса и широкий диапазон возможных тепловых воздействий на остальную поверхность РЗС от окружающей конструкции телескопа.

Тепловые воздействия от окружающей конструкции воспроизводились с помощью имитатора тепловых потоков из 14 теплообменных панелей, температура каждой из которых могла устанавливаться индивидуально в диапазоне от -40 до +40 °С. Данные панели закрывали все окружающее ТЭ РЗС пространство кроме входной апертуры. Два ТЭ РЗС в имитаторе тепловых потоков показаны на рис. 5.2.10.





1 – РЗС (1а – зеркальные оболочки, 1б – внешние нагреваемые оболочки); 2 – имитатор тепловых потоков (2а и 2б – внутренняя и внешняя поверхности теплообменных панелей, 2в – нагреватели, 2г – датчики температуры, 2д – тепловые развязки между теплообменными панелями); 3 – азотные криозщиты

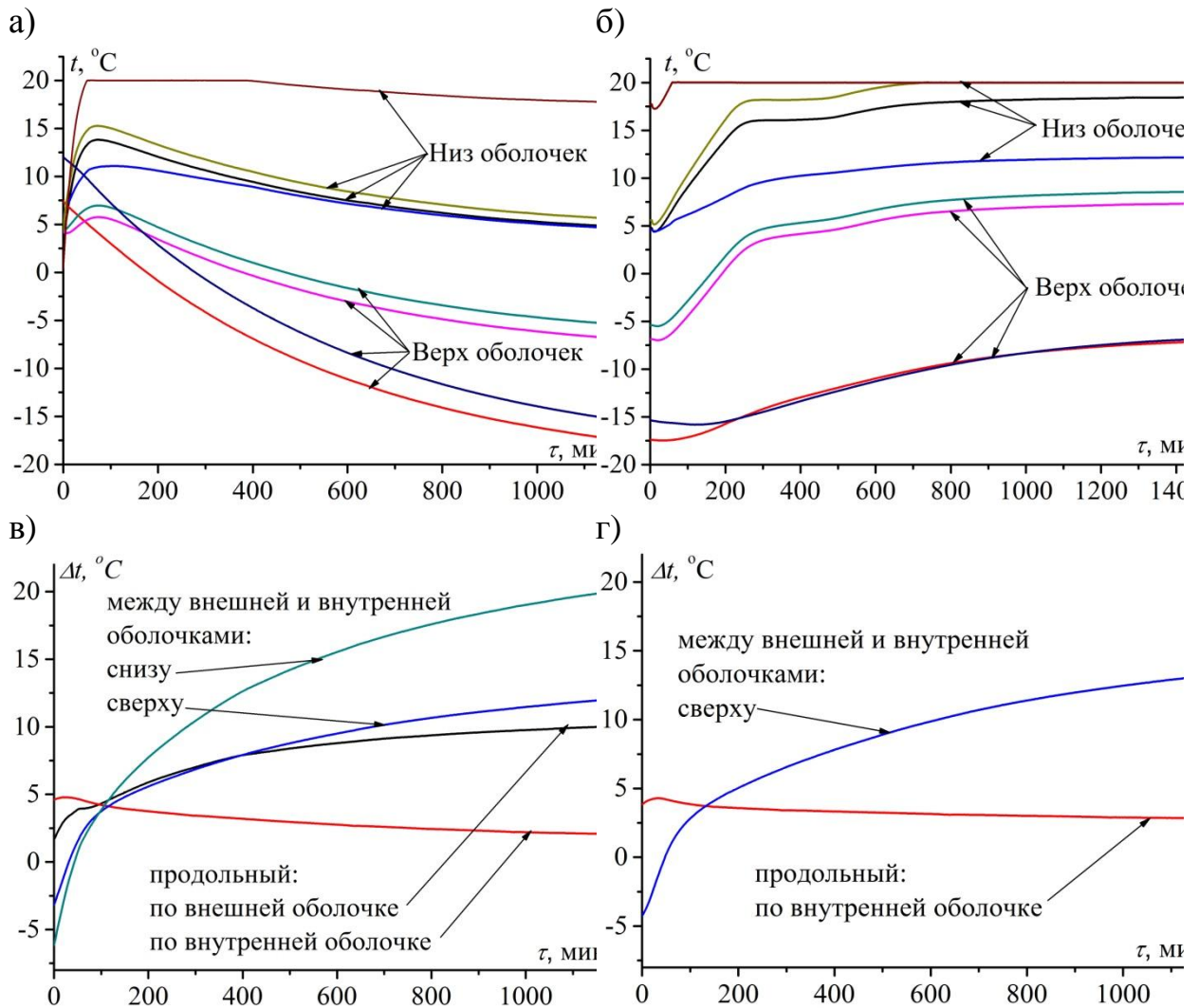
Рис. 5.2.10. ТЭ РЗС в имитаторе тепловых потоков (а) и имитатор тепловых потоков в криовакуумной камере (б)

Для воспроизведения вакуума и низкого теплового фона, близкого к фону космического пространства, ТЭ РЗС в имитаторе тепловых потоков помещалась в тепловакуумную установку ТВУ-2,5 с экранами, охлаждаемыми жидким азотом. Азотные экраны использовались также для радиационного охлаждения теплообменных панелей имитатор тепловых потоков.

Результаты автономных испытаний ТЭ РЗС, также как и результаты испытаний телескопа в целом, демонстрировали сильное расхождение с результатами расчета. Осевой градиент и разница температур разных оболочек РЗС вместо требуемых 2...3 °С достигали ~12 и ~20 °С соответственно (см. рис. 5.2.11).

По результатам испытаний были сделаны два основных вывода, имевших крайне негативный характер. Во-первых, система обеспечения теплового режима не позволяла обеспечить требуемый прецизионный теп-

ловой режим рентгеновским зеркальных систем (см. табл. 5.2.3) и необходимые температурные ограничения для некоторых других узлов телескопа.



Зависимость от времени: – температуры при минимальном (а) и максимальном (б) тепловом режиме; – поперечного и продольного градиента температуры первого (в) и второго (г) ТЭ РЗС при максимальном тепловом режиме

Рис. 5.2.11. Динамика изменения уровня и градиентов температуры по тепловым эквивалентам зеркальных оболочек ТЭ РЗС при минимальном и максимальном тепловом режиме в процессе автономных ТВИ ТЭ РЗС

Второй проблемой, тесно взаимосвязанной с первой, являлась некорректность аналитической и конечно-элементной тепловых моделей телескопа в целом. Необходимо отметить, что достаточно корректной оказалась математическая модель части телескопа – комплекса рентгеновских детекторов.

Таблица 5.2.3. Требуемый и фактический тепловой режим телескопа

№	Составная часть модуля телескопа		Требуемый тепловой режим, °С	Тепловой режим при ТВИ, °С		Соответствие результатов ТВИ требованиям
				При температуре посадочных мест -50 °С	При температуре посадочных мест +50 °С	
1	УРД	Основание)	-32,5...-27,5	-37...-35	-30...-28	Соответствует условно
		электроника	-	-30...-29	-24...-21	-
		ТЭМ	-	-35...-33	-29...-28	-
2	РОС	РЗС	+18...+22	-8...+5	-8...+9	Не соответствует
		Паук РЗС	+18...+22	-15	-15	Не соответствует
		Плита РОС	+5...+35	-22...-18	-22...-18	Не соответствует
3	БОКЗ		-	-21	-20	-
4	Посадочные места БОКЗ		-15...+40	-21	-20	Не соответствует
5	БКИ		-	-32...-24	-22...-11	-
6	Тубус		-	-26...-13	-17...-12	-
7	Пирочека		>-35	-56	-56	Не соответствует

Очевидно, что данные проблемы необходимо было решать в обратном порядке. На первом этапе, с помощью экспериментально-аналитического метода, необходимо было восстановить корректные параметры аналитической модели телескопа. На втором этапе необходимо было выявить те параметры, которые необходимо изменить в скорректированной математической модели для получения приемлемого теплового режима телескопа и численные показатели этого изменения. На завершающем этапе необходимо разработать конкретные конструктивные решения, изменяющие эти параметры.

#### 5.2.4 Восстановление параметров экспериментально-аналитической модели телескопа и их анализ

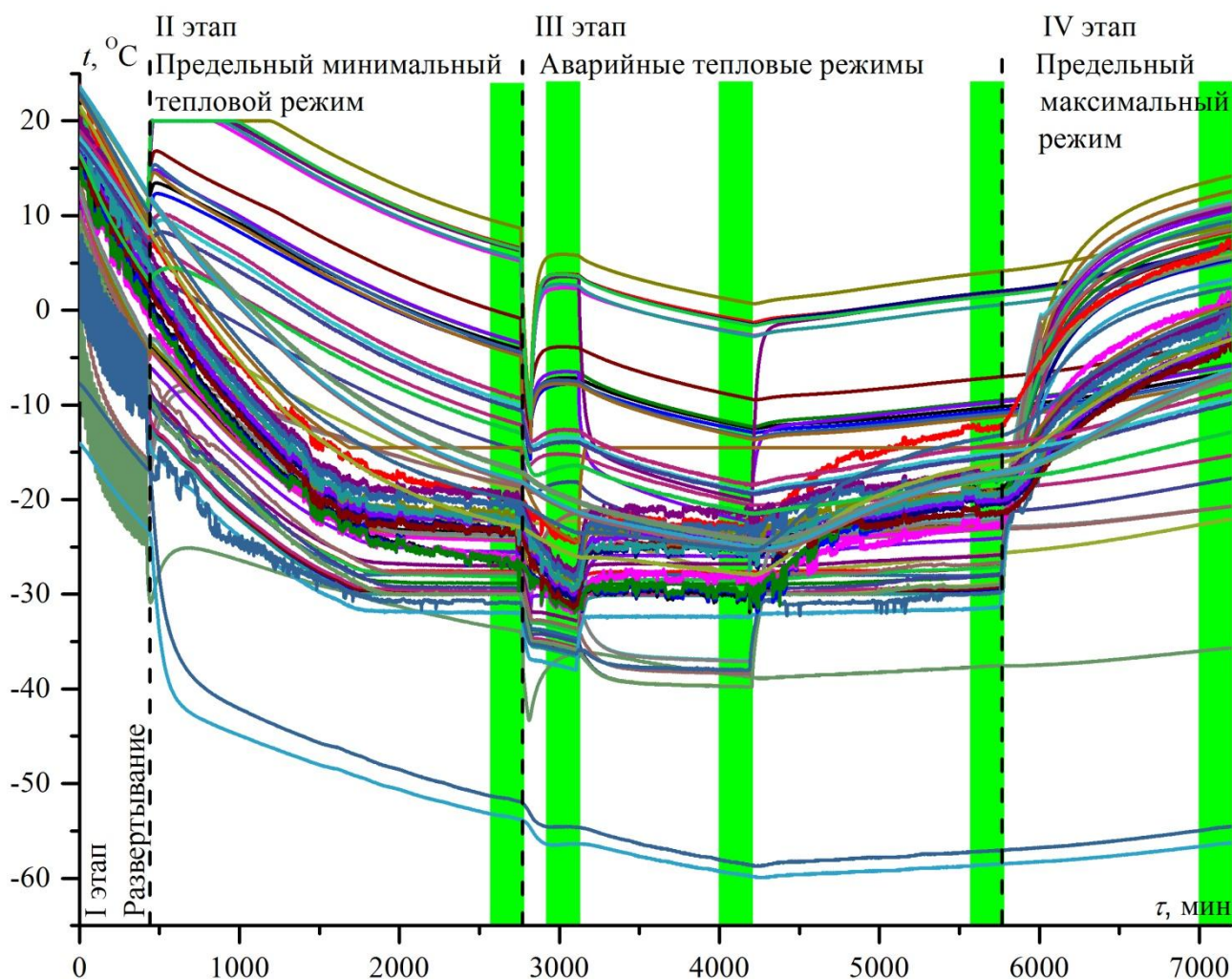
Основным ограничением использования результатов тепловакуумных испытаний полноразмерного крупногабаритного объекта для восстановления параметров его экспериментально-аналитической модели является малый объем экспериментальных данных, определяемый ограничением времени испытаний с целью минимизации затрат.

В связи с этим для процесса восстановления требуется выбрать только те параметры модели, которые удовлетворяют двум условиям. Во-первых, данные параметры должны быть значимыми для тепловых режимов критически важных частей объекта. Во-вторых, должна быть выявлена недостоверность аналитического определения этих параметров. Значимость основных параметров для тепловых режимов объекта определяется еще на стадии предпроектного теплового моделирования. Некорректность их аналитического расчета может быть выявлена на основании сравнения результатов математического и экспериментального моделирования.

Исходя из данных условий, в качестве восстанавливаемых параметров экспериментально-аналитической модели телескопа ART-XC были выбраны следующие параметры, явно недостоверно определенные при формировании аналитической модели:

- тепловое сопротивление между рентгеновской оптической системой и сборкой из семи детекторов с радиатором;
- тепловое сопротивление между сборкой из семи детекторов с радиатором и посадочными местами телескопа;
- теплопроницаемость ЭВТИ корпуса;
- теплопроницаемость теплозащиты рентгеновской оптической системы.

Для восстановления этих параметров использованы пять наиболее подходящих фрагментов теплового режима телескопа при разных наборах внутренних и внешних тепловых условий (см. рис. 5.2.12) [56, 65].



■ – фрагменты теплового режима, использованные для восстановления параметров экспериментально-аналитической тепловой модели; « - - - » – границы этапов

Рис. 5.2.12. Тепловой режим НГМТЭ телескопа на всех этапах ТВИ

Полученная в результате экспериментально-аналитическая модель позволила восстановить реальную схему теплообмена телескопа (см. рис. 5.2.13 и табл. 5.2.4).

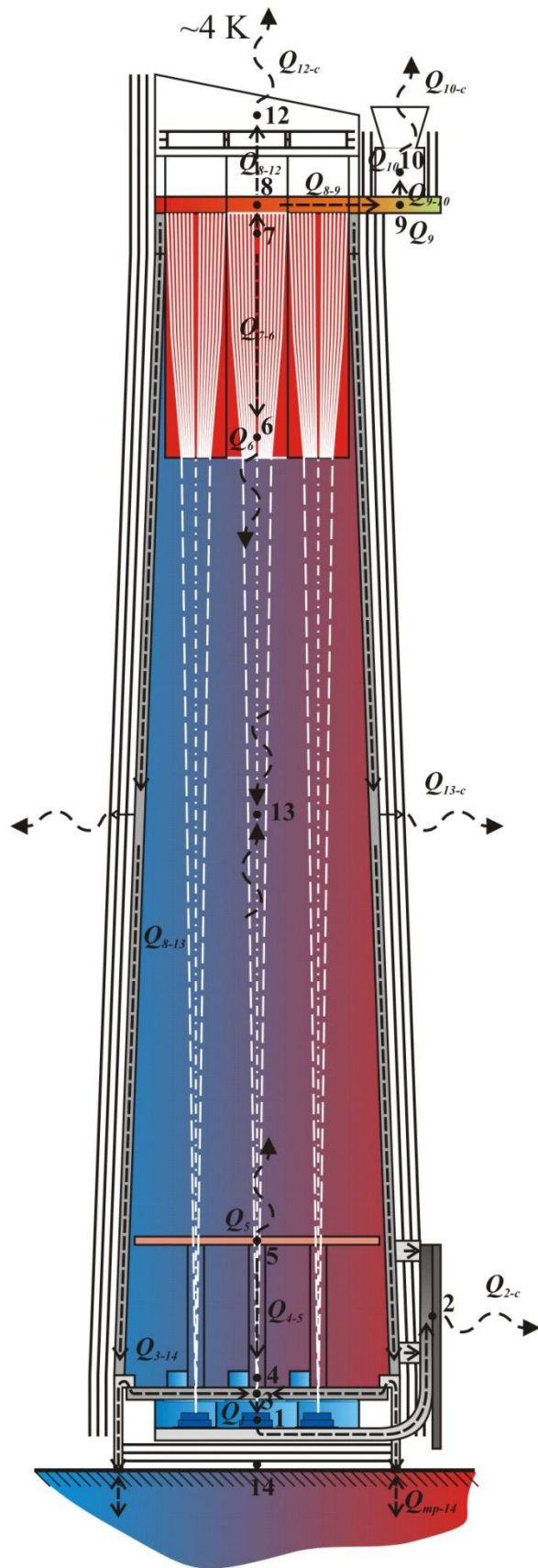


Рис. 5.2.13. Схема теплообмена ART-XC

Таблица 5.2.4. Параметры теплообмена составных частей НГМТЭ модуля телескопа между собой и с окружающей средой при максимальном и минимальном тепловых режимах

Тепловой узел		Тепловы- деление <sup>1)</sup> , $Q_i$ , Вт	Теплообмен с другими теп- ловыми узлами <sup>1)</sup> , $Q_{i-j}$ , Вт				Теплообм. с окруж. средой <sup>1)</sup> , $Q_{i-окр}$ , Вт
№	соответствующая составная часть телескопа						
<i>Тепловой режим при минимальной температуре посадочных мест модуля</i>							
1	УРД (7 шт.)	24,0	$Q_{1-2}$	$Q_{1-3}$	-	-	0
			-28,0	3,9	-	-	
2	Радиатор КРД	0	$Q_{2-1}$		-	-	-28,0
			27,97	-	-	-	
3	Плита КРД	0	$Q_{3-1}$	$Q_{3-4}$	$Q_{3-13}$	$Q_{3-14}$	0
			-3,9	2,7	0	1,2	
4	БКИ (7 шт.)	0	$Q_{4-3}$	$Q_{4-5}$	-	-	0
			-2,7	2,7	-	-	
5	Панель БКИ	2,7	$Q_{5-4}$	-	-	-	0
			-2,7	-	-	-	
6	Нижняя часть РЗС (7 шт.)	22,9	$Q_{6-7}$	-	-	-	0
			-22,92	-	-	-	
7	Верхняя часть РЗС (7 шт.)	22,8	$Q_{7-6}$	$Q_{7-8}$	-	-	-31,3
			22,9	-14,4	-	-	
8	Плита РОС	0	$Q_{8-7}$	$Q_{8-9}$	$Q_{8-12}$	$Q_{8-13}$	0
			14,4	0	-3,0	-11,4	
9	Посадочные места БОКЗ	4,6	$Q_{9-8}$	$Q_{9-10}$	$Q_{9-11}$	-	
			0	1,3	-5,9	-	
10	БОКЗ	10,6	$Q_{10-9}$	-	-	-	-9,3
			-1,3	-	-	-	
11	Радиатор БОКЗ	0	$Q_{11-9}$	-	-	-	-5,9
			5,9	-	-	-	
12	Узел защиты	0	$Q_{12-8}$	$Q_{12-13}$	-	-	-3,0
			3,0	0	-	-	
13	Тубус	0	$Q_{13-3}$	$Q_{13-8}$	$Q_{13-12}$	$Q_{13-14}$	-11,3
			0	11,4	0	-0,1	
14	Посадочные места	0	$Q_{14-3}$	$Q_{14-13}$	-	-	1,1 (с платф.)
			-1,2	0,1	-	-	

Таблица 5.2.4. (продолжение)

Тепловой узел		Тепловы- деление <sup>1)</sup> , $Q_i$ , Вт	Теплообмен с другими теп- ловыми узлами <sup>1)</sup> , $Q_{i-j}$ , Вт				Теплообм. с окруж. средой <sup>1)</sup> , $Q_{i-окр}$ , Вт
№	соответствующая составная часть телескопа						
<i>Тепловой режим при максимальной температуре посадочных мест модуля (при выключенных элементах Пельтье)</i>							
1	УРД (7 шт.)	24,0	$Q_{1-2}$	$Q_{1-3}$	-	-	0
			-31,6	7,6	-	-	
2	Радиатор КРД	0	$Q_{2-1}$	-	-	-	-31,6
			31,6	-	-	-	
3	Плита КРД	0	$Q_{3-4}$	$Q_{3-13}$	$Q_{3-14}$	-	0
			-7,6	2,2	5,4	-	
4	БКИ (7 шт.)	0	$Q_{4-3}$	$Q_{4-5}$	-	-	0
			-2,2	2,2	-	-	
5	Панель БКИ	5,5	$Q_{5-4}$	-	-	-	0
			2,2	-	-	-	
6	Нижняя часть РЗС (7 шт.)	22,9	$Q_{6-7}$	-	-	-	0
			-22,9	-	-	-	
7	Верхняя часть РЗС (7 шт.)	22,8	$Q_{7-6}$	$Q_{7-8}$	-	-	-29,8
			22,9	-15,9	-	-	
8	Плита РОС	0	$Q_{8-7}$	$Q_{8-9}$	$Q_{8-12}$	$Q_{8-13}$	0
			15,9	0	-2,8	-13,1	
9	Посадочные места БОКЗ	4,6	$Q_{9-8}$	$Q_{9-10}$	$Q_{9-11}$	-	0
			0	1,1	-5,7	-	
10	БОКЗ	10,6	$Q_{10-9}$	-	-	-	-9,5
			-1,1	-	-	-	
11	Радиатор БОКЗ	0	$Q_{11-9}$	-	-	-	-5,7
			5,7	-	-	-	
12	Узел защиты	0	$Q_{12-8}$	$Q_{12-13}$	-	-	-2,8
			2,8	0	-	-	
13	Тубус	0	$Q_{13-3}$	$Q_{13-8}$	$Q_{13-12}$	$Q_{13-14}$	-13,1
			0	13,1	0	- 0,007	
14	Посадочные места	0	$Q_{14-3}$	$Q_{14-13}$	-	-	5,4 (с платф.)
			-5,4	0,007	-	-	

<sup>1)</sup> – знак «-» означает направление теплового потока от теплового узла,  
«+» – к теплому узлу, или тепловыделение внутри узла.



Анализ теплового баланса выявил основную причину нерасчетного теплового режима телескопа, зафиксированного при ТВИ НГМТЭ. Данной причиной являлся недостаточный уровень тепловых барьеров между:

- блоками рентгеновских детекторов и посадочными местами телескопа;
- блоками рентгеновских детекторов и рентгеновскими зеркальными системами;
- рентгеновскими зеркальными системами и внешними тепловыми факторами.

При этом наиболее существенной выявленной проблемой была проблема значительно более низкотемпературного теплового режима РЗС по сравнению с требуемым. На вопрос о возможности исправления этого недостатка простым увеличением мощности нагрева должны были ответить тепловакуумные испытания ТЭ РЗС. Основной задачей этих испытаний являлась исследование реакции РЗС, которая представляет собой чрезвычайно сложный и проблемный объект терморегулирования, на различный набор уровней внешних тепловых факторов. Результаты этих исследований были использованы для формирования экспериментально-аналитической модели РЗС (см. рис. 5.2.14).

Данная модель может быть использована для оптимизации теплового режима РЗС. Для этого задача термостабилизации должна быть адаптирована для использования этой модели. В экспериментально-аналитической модели РЗС имеются два активных узла (№ 1 и 3 – верхняя и нижняя части нагреваемой оболочки) с задаваемой температурой и четыре пассивных узла (№ 4, 2 и 8, 7 – верхние и нижние части внешней и внутренней оболочек), температура которых должна отклоняться от уровня 20 °С не более чем на 5 °С. Таким образом, оптимизационная задача стоит в определении таких значений температуры узлов 1 и 3, при которых значения температуры узлов 4, 2, 8 и 7 имеют минимальное отклонение от

20 °С. Причем из результатов испытаний ТЭ РЗС было очевидно, что без изменений конструкции РЗС температурный диапазон  $20 \pm 5$  °С для всех оболочек обеспечить невозможно.

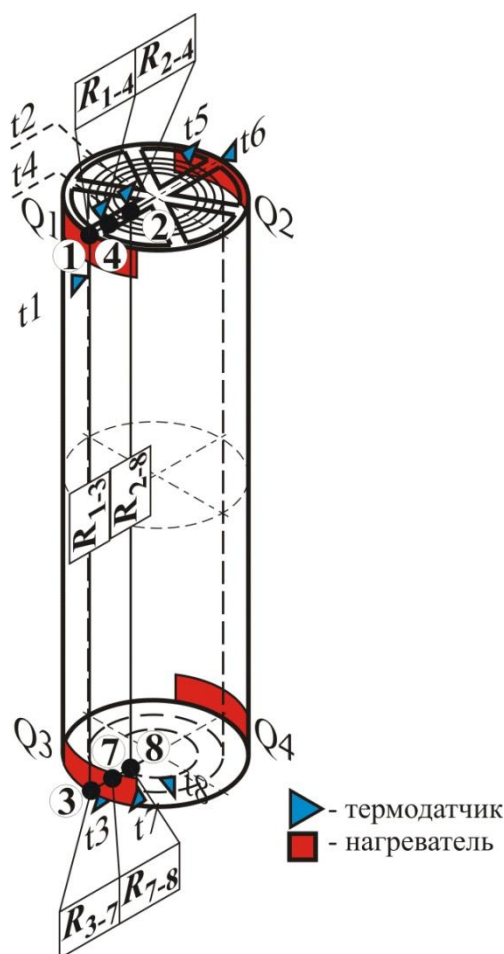


Рис. 5.2.14. Схема экспериментально-аналитической тепловой модели РЗС, адаптированная к результатам автономных ТВИ ТЭ РЗС

Основной причиной больших продольных и поперечных температурных градиентов по РЗС является интенсивная радиационная потеря тепла через открытую апертуру. Поэтому единственной возможностью уменьшить тепловые градиенты в РЗС до допустимого уровня является установка перед ее входной апертурой тепловой бленды с рентгенопрозрачным и тепловозвращающим окном. Кроме того, должна быть повышена степень общей теплоизоляции РЗС от внешних тепловых условий (см. рис. 5.2.15).

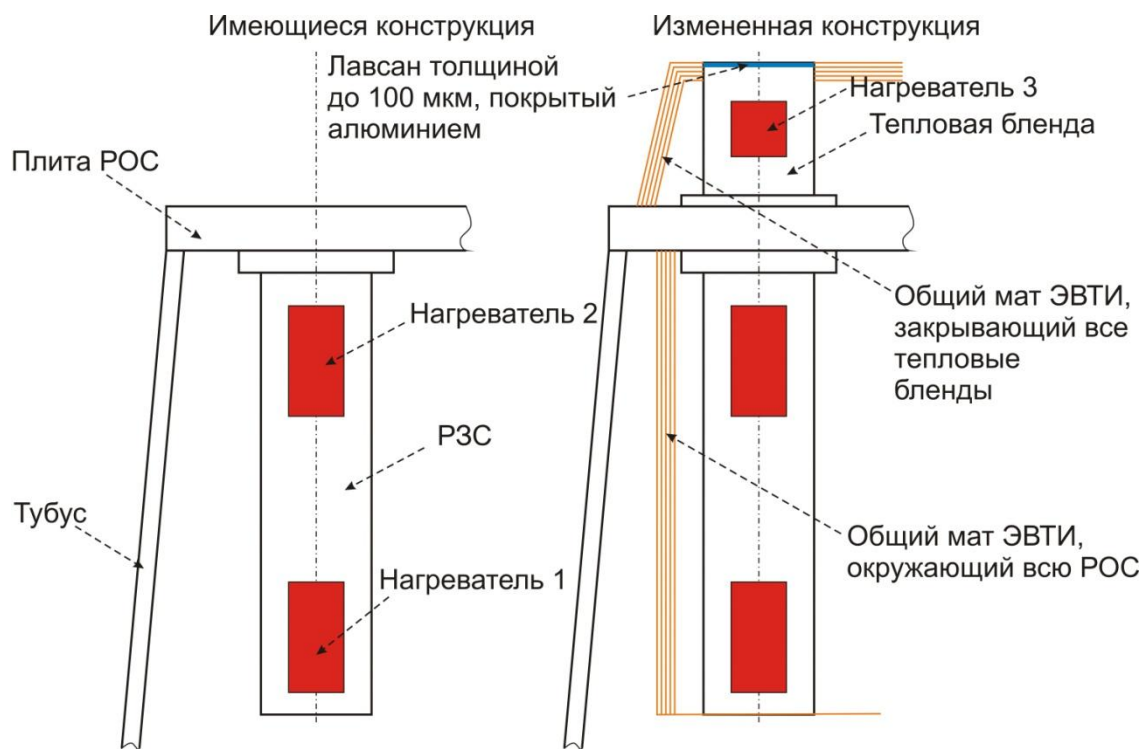


Рис. 5.2.15. Введение в конструкцию РЗС тепловой бленды

Таким образом, к двум имеющимся добавился третий активный элемент – нагреваемая бленда (узел № 9). В результате оптимизационная задача была расширена до определения оптимальных значений температуры трех активных элементов – (нижней и верхней частей нагреваемой оболочки РЗС и нагреваемой бленды). Оптимальные температуры этих элементов были определены с помощью экспериментально-аналитической модели. Данная модель использовалась как смешанная – с устанавливаемыми температурами активных узлов ( $t_1$ ,  $t_3$ ,  $t_9$ ) и с определяемыми температурами ( $t_4$ ,  $t_2$ ,  $t_8$ ,  $t_7$ ) пассивных. Стационарное тепловое состояние этой модели описывается следующей системой уравнений:

$$\sum_{j=1,8} \frac{T_j - T_4}{(R_{4-j})_{\text{эф}}} - \sigma \cdot \sum_{j=1,9,2} \left( \frac{\varphi_{F'_4-F'_j} \cdot F'_4}{1 + \varphi_{F'_4-F'_j} \cdot (\varepsilon_4^{\prime-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_4} \cdot (\varepsilon_j^{\prime-1} - 1)} \right)_{\text{эф}} \cdot (T_4^4 - T_j^4) = 0$$

$$\sum_{j=1,7} \frac{T_j - T_2}{(R_{2-j})_{\text{эф}}} - \sigma \cdot \sum_{j=9,4} \left( \frac{\varphi_{F'_2-F'_j} \cdot F'_2}{1 + \varphi_{F'_2-F'_j} \cdot (\varepsilon_2^{\prime-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_2} \cdot (\varepsilon_j^{\prime-1} - 1)} \right)_{\text{эф}} \cdot (T_2^4 - T_j^4) = 0$$

$$\frac{T_4 - T_8}{(R_{8-4})_{\text{эф}}} - \sigma \cdot \sum_{j=3,7} \left( \frac{\varphi_{F'_8-F'_j} \cdot F'_8}{1 + \varphi_{F'_8-F'_j} \cdot (\varepsilon_8^{\prime-1} - 1) + \varphi_{F'_j-F'_8} \cdot (\varepsilon_j^{\prime-1} - 1)} \right)_{\text{эф}} \cdot (T_8^4 - T_j^4) = 0$$

$$\frac{T_2 - T_7}{(R_{7-2})_{\text{эф}}} - \sigma \cdot \left( \frac{\varphi_{F'_7-F'_8} \cdot F'_8}{1 + \varphi_{F'_7-F'_8} \cdot (\varepsilon_7^{\prime-1} - 1) + \varphi_{F'_8-F'_7} \cdot (\varepsilon_8^{\prime-1} - 1)} \right)_{\text{эф}} \cdot (T_7^4 - T_8^4) = 0,$$

где  $T_i$  – температура  $i$ -того теплового узла;

$F'_i, \varepsilon'_i$  – площадь и степень черноты поверхности внутреннего теплообмена;

$R_{i-j}$  – тепловое сопротивление между  $i$ -тым  $j$ -тым тепловыми узлами;

$\varphi_{F'_i-F'_j}$  – угловой коэффициент поверхностей внутреннего теплообмена  $i$ -того узла относительно  $j$ -того;

$(\dots)_{\text{эф}}$  – параметр восстановлен на основании решения обратной задачи из результатов эксперимента.

Данная модель позволяет решить поставленную оптимизационную задачу. Результаты оптимизации представлены в табл. 5.2.5.

Стоит отметить, что решение по установке тепловых бленд над РЗС лишний раз подчеркивает важность тепловых вопросов для космических научных инструментов, поскольку демонстрирует, что приоритет получения требуемого теплового режима оказался выше приоритета сохранения эффективной площади зеркал, которая была несколько уменьшена за счет неабсолютного пропускания окна тепловой бленды.

Табл. 5.2.5. Результаты оптимизации температур активных и пассивных элемент РЗС

Активные элементы		Пассивные элементы		
Бленда	№ узла	9		
	Температура, °С	22,8		
		Внешняя нагреваемая оболочка	Внешняя зеркальная оболочка	Внутренняя зеркальная оболочка
Верхняя часть РЗС	№ узла	1	4	2
	Температура, °С	26,4	24,1	20,7
Нижняя часть РЗС	№ узла	3	8	7
	Температура, °С	28,6	22,5	16,8

Вторым важным для терморегулирования телескопа фактором, выявленным из анализа восстановленных параметров экспериментально-аналитической модели, являлась более высокая тепловая проводимость сотовой панели, на которой были установлены блоки детекторов, по сравнению с прогнозируемой. Это приводило к возможной дестабилизации температуры детекторов при колебании температуры посадочных мест.

Для исправления этого недостатка была увеличена высота тепловых развязок между блоками рентгеновских детекторов и сотовой панелью на максимальную высоту, которую допускала конструкция телескопа.

### 5.2.5 Экспериментальное определение параметров скорректированной СОТР телескопа

Эффективность сделанных для исправления теплового режима телескопа изменений его конструкции была подтверждена на этапе тепловакуумных испытаний с образцом телескопа для конструкторско-доводочных испытаний (КДИ) (см. рис. 5.2.16). Данный образец полностью соответствовал по конструкции летному образцу телескопа, кроме цвета внешней поверхности ЭВТИ, который был впоследствии изменен на

черный с целью предотвращения переотражения солнечного излучения на немецкий телескоп eROSITA.

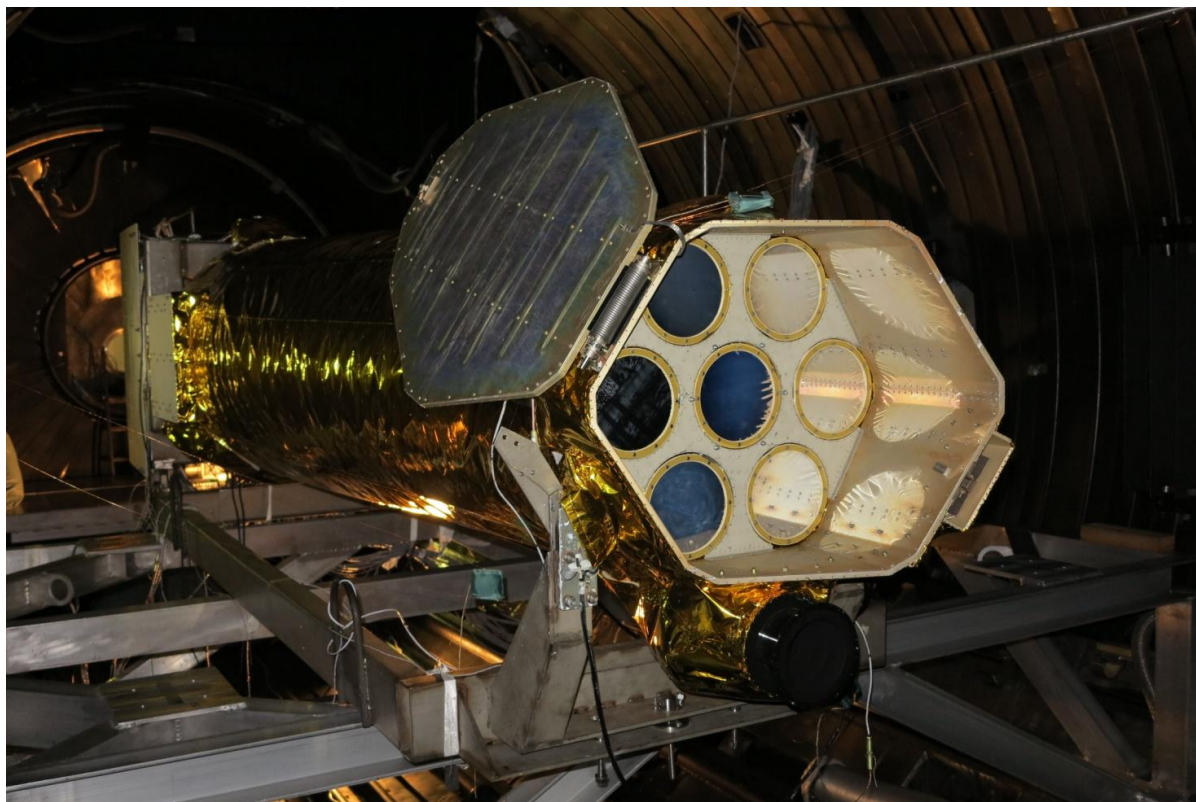


Рис. 5.2.16. Образец телескопа для КДИ внутри термовакuumной камеры

ТВИ образца телескопа для КДИ выполняли одновременно роль и квалификационных и термобалансных испытаний. Эти испытания включали два основных этапа – воспроизведение теплового режима телескопа при минимальной и максимальной температуре его посадочных мест [66].

Исходя из важности разработки стратегии сохранения работоспособности в любых условиях, дополнительно имитировались аварийные режимы и исследовались динамические характеристики системы управления нагревателями телескопа.

Внешние тепловые условия при ТВИ в процессе КДИ повторяли условия, воспроизводимые при испытаниях НГМТЭ. При этом на основании опыта испытаний НГМТЭ, в обеспечивающие системы были внесены некоторые усовершенствования, устраняющие отдельные неточности имитации. Так, в опорах телескопа были установлены охранные нагреватели,

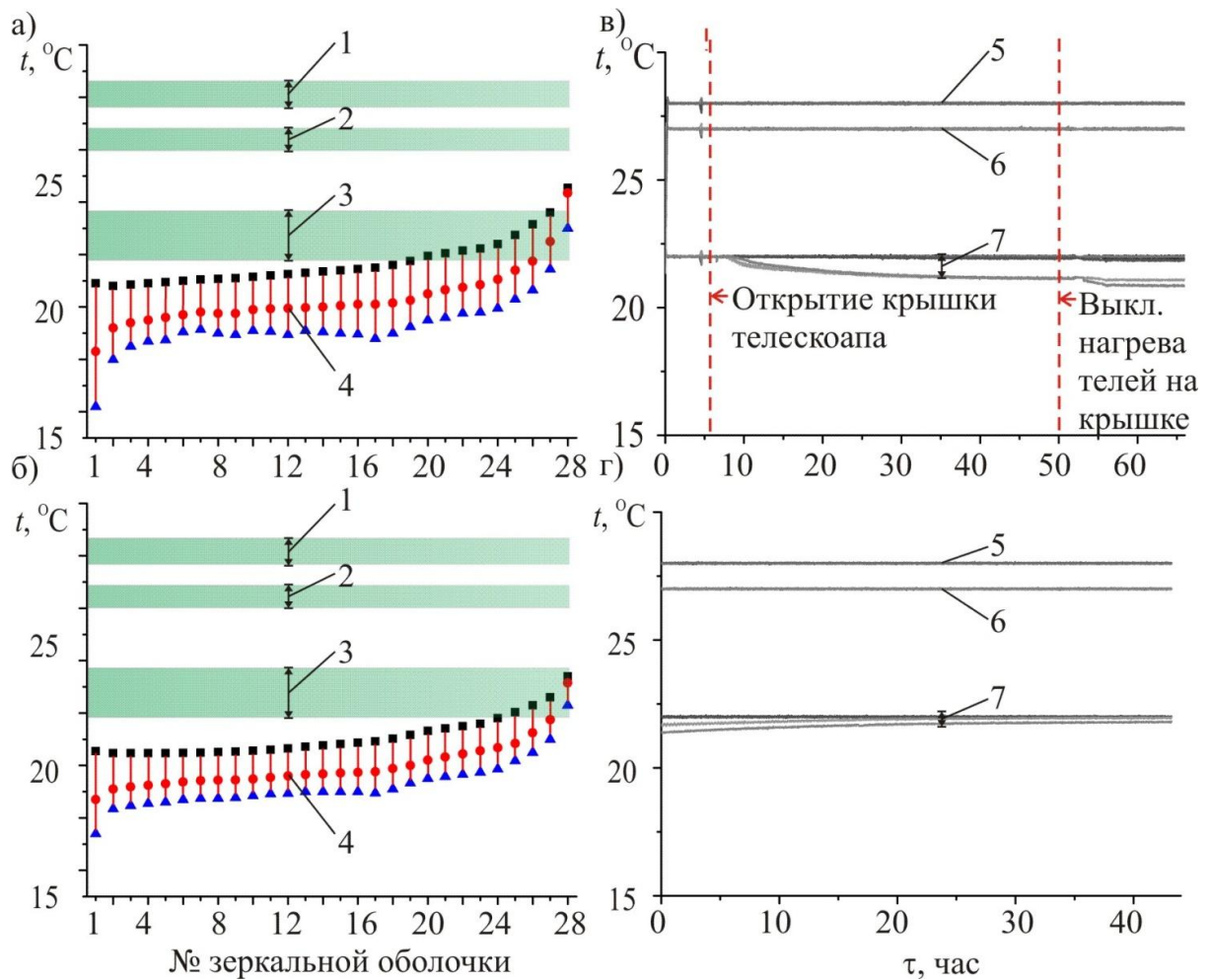
подавляющие его возможную паразитную тепловую связь с элементами тепловакуумной установки. Была усовершенствована система горизонтирования тепловых труб телескопа и т.д.

Внутри тепловакуумной камеры был обеспечен чрезвычайно низкий уровень содержания пыли и других загрязняющих факторов, который требовался для сохранения отражающей способности рентгеновской зеркальной оптики. Сохранение этих параметров в процессе подготовки ТВИ обеспечивалось наличием герметичного шлюза на входе в камеру.

Главной задачей ТВИ было подтверждение нахождения температуры рентгеновских зеркал и детекторов в требуемом диапазоне. Для получения прямого экспериментального подтверждения корректной работы СОТР на каждом из двух главных этапах было достигнуто стационарное тепловое состояние телескопа. Это потребовало значительной продолжительности этих этапов. Общее время ТВИ вместе с подготовительными операциями достигло 20 суток. Длительность выдержки телескопа при минимальной и при максимальной температуре посадочных мест составила по двое суток.

Подтверждение требуемого теплового режима зеркальных оболочек РЗС наряду с экспериментальными измерениями содержало математическую составляющую. Причиной этого являлась невозможность установки температурных датчиков непосредственно на оболочках. Поэтому при испытаниях измерялась температура тепловой бленды, верхней и нижней частей внешней нагреваемой оболочки РЗС. Тепловой режим зеркальных оболочек определялся на основании этих измерений и результатов конечно-элементного моделирования РЗС.

Измеренные температуры бленды и внешней нагреваемой оболочки РЗС находились в расчетном диапазоне температур при достижении стационарных тепловых состояний на каждом из двух главных этапов КДИ (см. рис. 5.2.17).



Результаты математического моделирования: 1 – диапазон температуры нижних поясов нагрева РЗС; 2 – диапазон температуры верхних поясов нагрева РЗС; 3 – диапазон температуры тепловых бленд РЗС; 4 – градиенты температур по зеркальным оболочкам РЗС

Результаты эксперимента: 5 – температура нижних поясов нагрева РЗС; 2 – температура верхних поясов нагрева РЗС; 3 – температура тепловых бленд РЗС

Рис. 5.2.17. Соотношение результатов конечно конечно-элементного моделирования (а, б) оптимального теплового режима РЗС и измерений температуры отдельных элементов РЗС (в, г) в процессе тепловакуумных испытаний телескопа при минимальной (а, в) и максимальной (а, в) температуре его посадочных мест

Исследование аварийного теплового режима РЗС показало, что температурное распределение по внешней оболочке, а значит и по зеркальным оболочкам, чрезвычайно чувствительно к выходу из строя любого нагревательного канала РЗС. При отключении одного канала температура



соответствующей части РЗС снизилась более, чем на 10 °С (см. рис. 5.2.18).

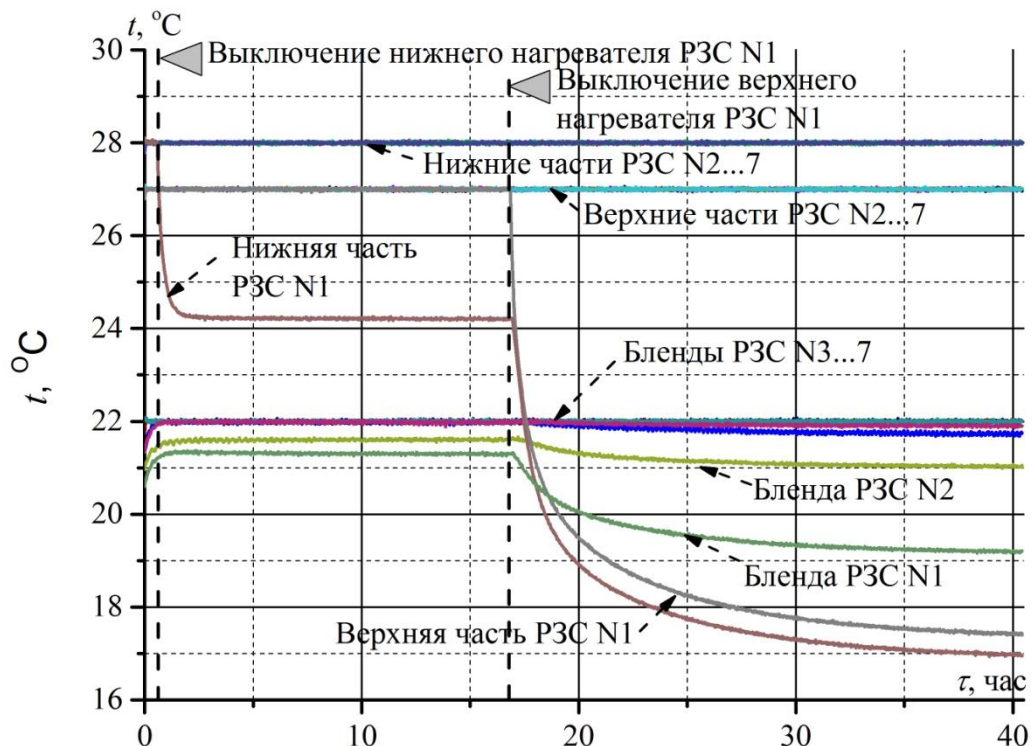


Рис. 5.2.18. Воспроизведения аварийного теплового режима РЗС

Данный уровень превышает общепринятые ограничения на температурные градиенты по рентгеновским зеркалам в 2...5 °С. Однако результаты исследования влияния теплового режима на характеристики рентгеновских зеркал, проведенные в рамках данной работы (см. раздел 5.1.2), показывают, что и при аварийных температурных градиентах оболочек РЗС ART-XC их функциональность сохранится.

Вторым элементом телескопа, требующего рецензионного терморегулирования, являются детекторы. На рисунке 5.2.19 показаны результаты измерений температуры рентгеновских детекторов и оснований БРД в процессе рабочего теплового режима при минимальной и максимальной температуре посадочных мест телескопа, в процессе режима деполяризации детекторов и в процессе аварийного теплового режима – при отключении одного канала нагрева.

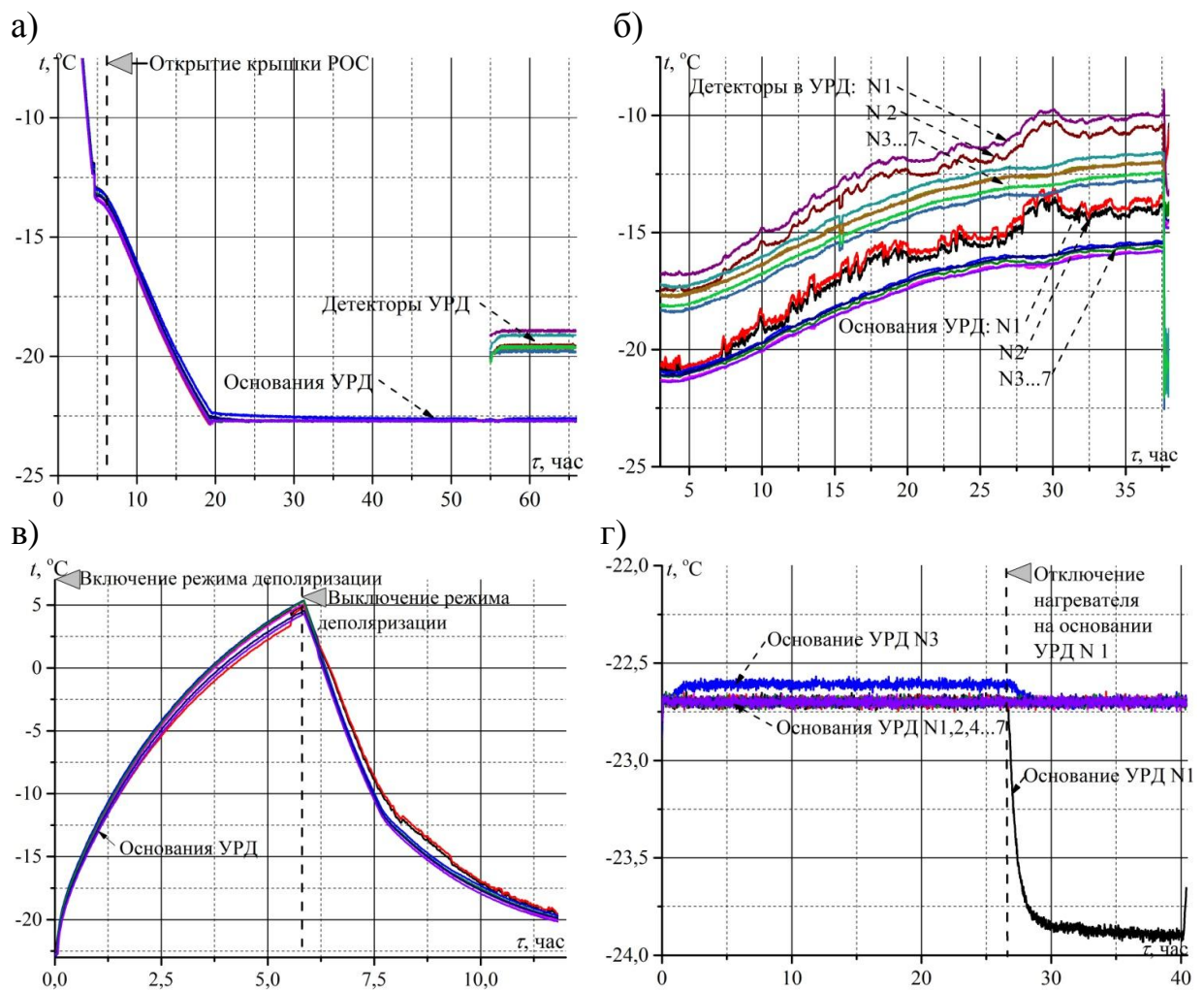


Рис. 5.2.19. Результаты измерений температуры детекторов и оснований БРД в процессе тепловвакуумных испытаний телескопа при минимальной (а) и максимальной (б) температуре его посадочных мест, при нагреве детекторов для деполяризации (в) и при имитации аварийного теплового режима путем отключения одного канала нагрева (г)

При минимальной температуре посадочных мест тепловой режим детекторов имел минимальные отклонения от требуемого (см. рис. 5.2.19 а).

При максимальной температуре посадочных мест выявилась некорректная работа одной из тепловых труб, на которой установлены два УРД – № 1 и № 2. Она проявлялась в короткопериодических малоамплитудных колебаниях температуры соответствующих детекторов (см. рис. 5.2.19 б). В целом стабильность температуры детекторов находилась в заданном диапазоне, а абсолютный уровень превышал требуемый на 5  $^\circ\text{C}$ .

Однако спектрометрические характеристики детекторов находились в допустимом диапазоне, что позволило признать тепловой режим при максимальной температуре посадочных мест удовлетворительным.

Поскольку создаваемые детекторы являлись абсолютно новыми, то исследование их характеристик проводилось на всем протяжении проектирования телескопа. Одним из результатов исследования стало выявление необходимости введения для них нестандартного периодически востребованного теплового режима. Оказалось, что в течение нескольких десятков дней происходит поляризация детекторов, которая приводит к резкому ухудшению их энергетического разрешения. Для деполяризации с периодичностью примерно раз в месяц требуется нагревать детекторы до температуры выше 5 °С.

Сложность создания такого режима заключалась в том, что его необходимость была определена, когда конструкция телескопа была практически завершена. Поэтому для создания этого режима могли быть использованы только имеющиеся нагревательные ресурсы. Возможность такого нагрева при доступном резерве мощности первоначально была проверена с помощью разработанной ранее конечно-элементной модели КРД (см. рис. 5.2.4). Расчет показал, что имеющийся резерв мощности позволяет обеспечить реализацию такого теплового режима при условии одновременного включения основных и резервных нагревательных каналов. Данный режим был реализован при испытаниях (см. рис. 5.2.19 в). Его минимальная продолжительность составила 6 часов.

Имитация аварийного теплового режима БРД продемонстрировали его устойчивость к выходу из строя нагревательных каналов. При отключении одного канала температура основания блока детектора упала немногим более чем на один градус Цельсия (см. рис. 5.2.19 г).

Малой чувствительности блока детектора к отключению нагревательного канала и к некорректной работе тепловой трубы способствовало

тепловое связывание всех блоков детекторов посредством тепловых труб, единого радиатора и металлических теплопроводов. Кроме того, стабильные внешние тепловые условия позволили точно определить площадь радиатора для единственного варианта воздействующих на него тепловых условий. Это, в свою очередь, позволило рассчитать такой тепловой баланс системы из блоков детекторов и радиатора, при котором данная система остается в допустимом тепловом режиме при выходе из строя любого количества нагревательных каналов.

При тепловакуумных испытаниях были выявлены некоторые проблемы, связанные с методом управления нагревательными каналами, в качестве которого было выбрано шимрегулирование. Для некоторых элементов, в частности, для плиты РОС, наблюдались автоколебания температуры из-за возникновения обратной связи, определяемой взаимосвязью настроек шимрегулирования и тепловых параметров объекта регулирования. В процессе ТВИ была проведена подстройка характеристик шимрегулирования для максимально возможного снижения амплитуды колебания (см. рис. 5.2.20) [200].

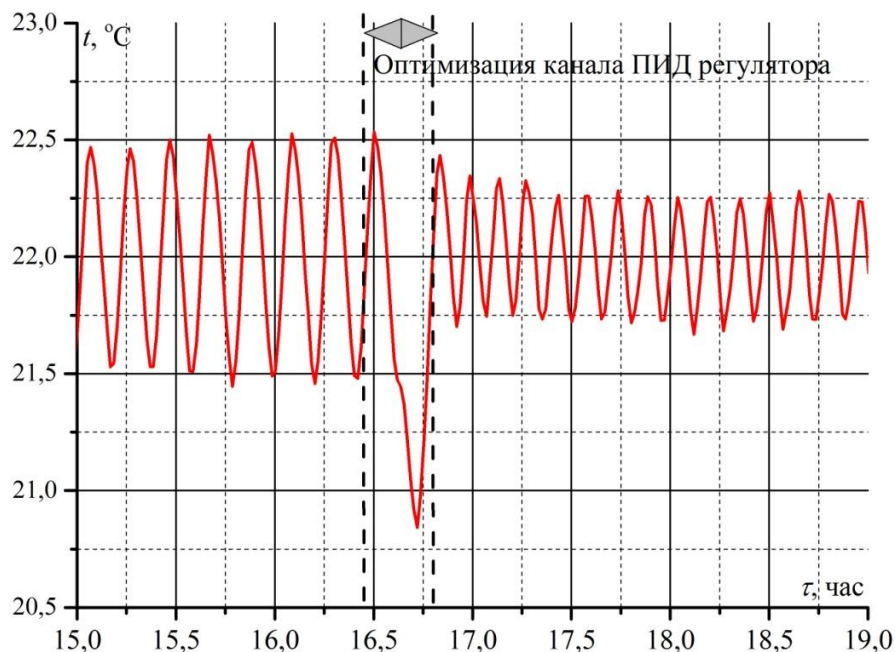


Рис. 5.2.20. Результаты настройки параметров шимрегулирования нагревателем на плите рентгеновской оптической системы

Последней стадией тепловакуумной обработки ART-ХС были ТВИ его летного образца в рамках приемо-сдаточных испытаний (рис. 5.2.21).



Рис. 5.2.21. Летный образец ART-ХС внутри термовакуумной камеры

Данные испытания не являлись натурными термобалансными, поскольку тепловой режим телескопа не соответствовал реальному. Основной причиной этого являлась то, что телескоп должен был испытываться в нерабочей тепловой конфигурации – с закрытой крышкой РОС. При данной конфигурации практически полностью экранируется тепловое излучение из РОС во внешнее пространство, что существенно изменяет тепловой баланс телескопа.

Однако результаты данных модельных ТВИ позволили оценить еще один недостоверный параметр аналитической модели – теплоотток от посадочных мест звездного датчика через РОС. Сравнение мощности нагрева посадочных мест при испытании образца телескопа для КДИ – при открытой крышке и летного образца телескопа – при закрытой крышке (см.

рис. 5.2.22) показали, что теплоотток от посадочных мест звездного датчика составляет около 2,5 Вт.

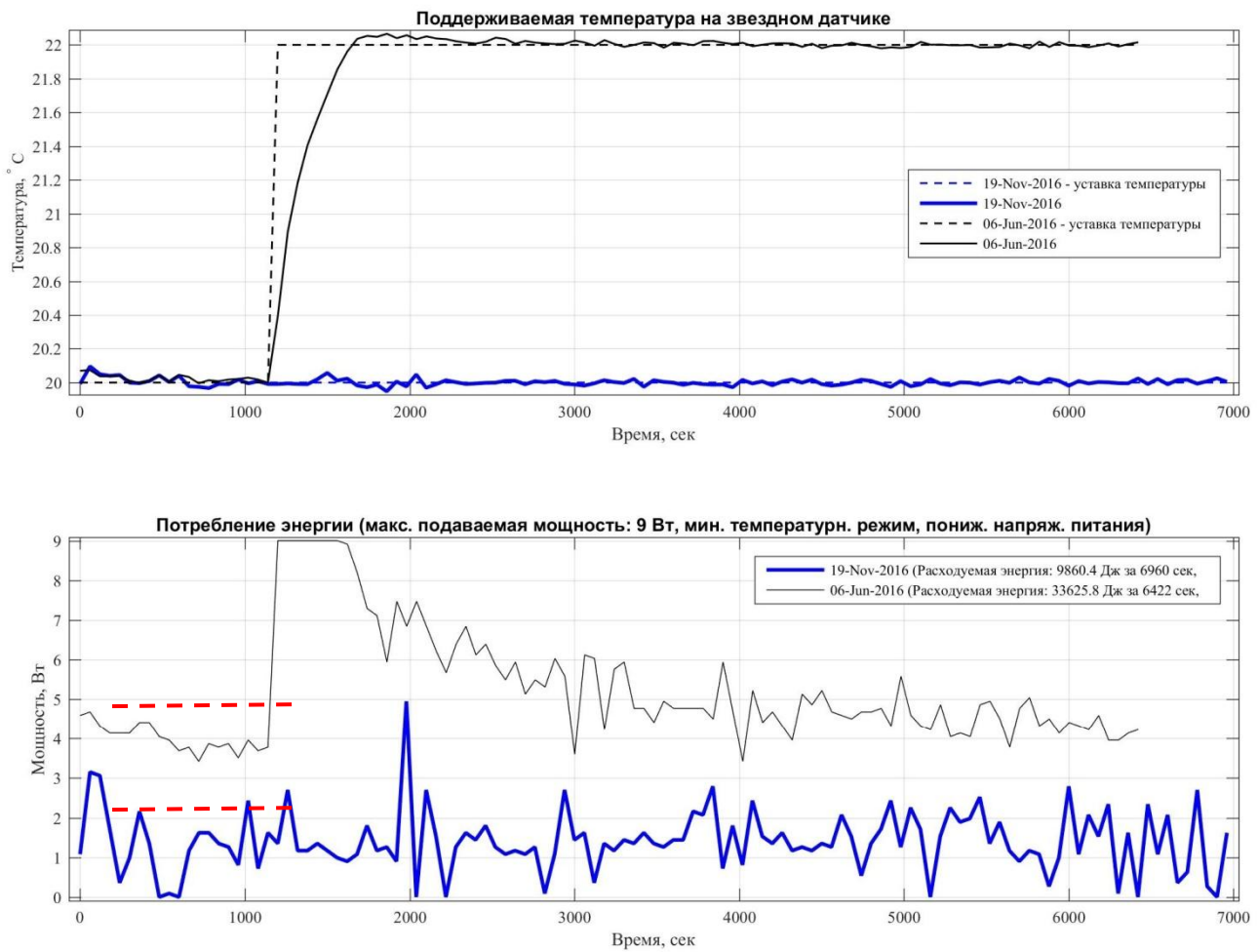


Рис. 5.2.22. Температура и мощность нагрева посадочных мест звездного датчика в процессе конструкторско-доводочных испытаний – при открытой крышке и приемосдаточных – при закрытой крышке

Кроме того, были исследованы передаточные коэффициенты шим-регулирования. Пример используемых для этого зависимостей представлен на рис. 5.2.23.

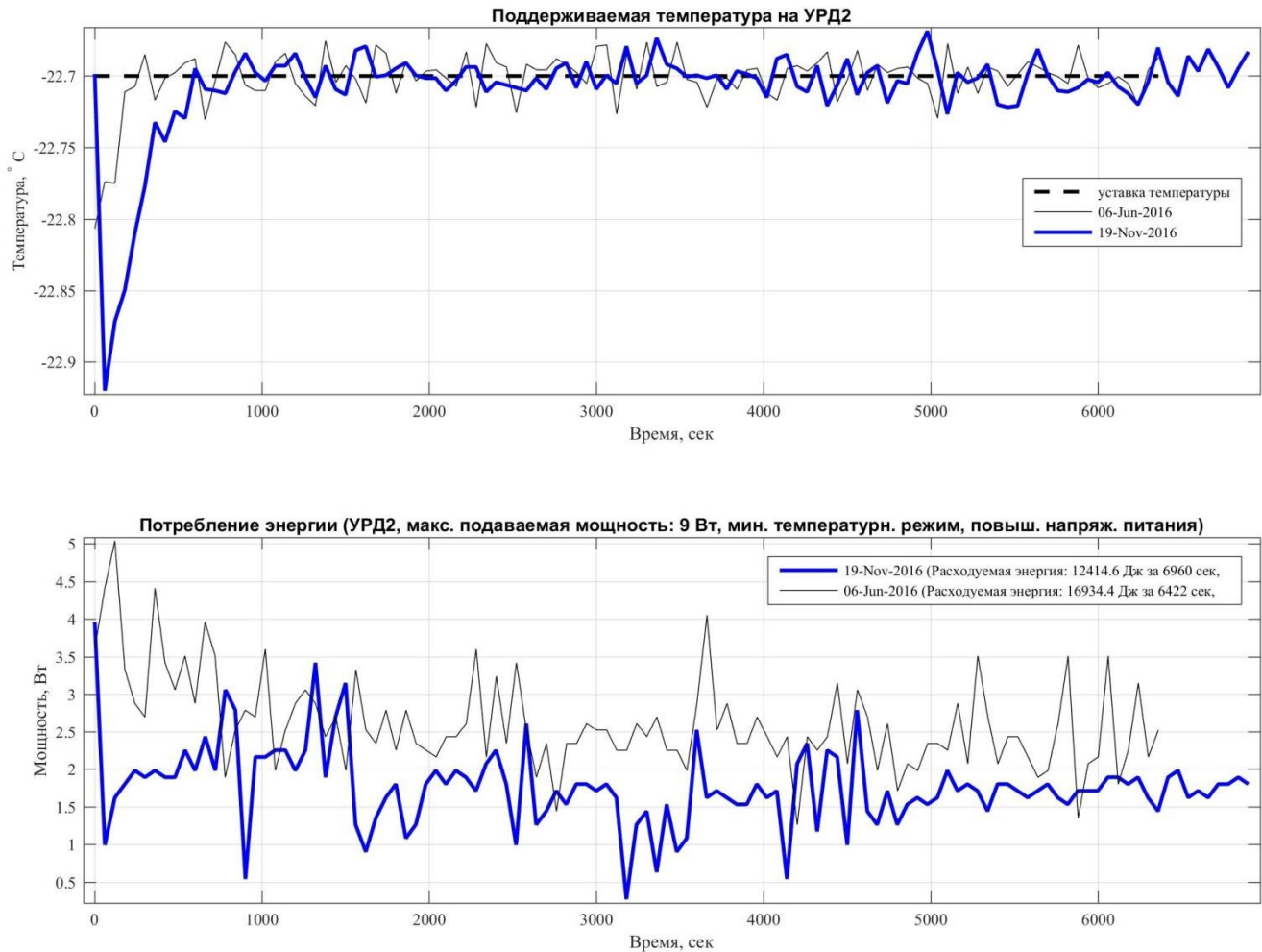


Рис. 5.2.23. Фрагмент зависимости от времени температуры и мощности нагрева основания УРД № 2 измеренные с высоким разрешением

## 5.2.6 Экспериментальное обоснование основных принципов теплового проектирования рентгеновских телескопов

Частные проблемы, выявленные при тепловакуумных испытаниях различных образцов телескопа ART-XC, достаточно хорошо иллюстрируют различие тепловых структур космического телескопа и космической аппаратуры ненаучного назначения. Это проявляется, прежде всего, в гораздо более высокой значимости для тепловой структуры телескопов двух типов параметров – тепловых барьерах и тепловых связей.

Данные параметры имеют достаточно высокую значимость и для ненаучной аппаратуры, но в основном для тепловых интерфейсов между прибором и окружающими тепловыми условиями. Внутренняя тепловая структура ненаучной аппаратуры основана на наличии опорной тепловой базы, температура которой может колебаться в достаточно широком диапазоне, как правило, от  $-20$  до  $+40$  °C. Если какой-то элемент прибора требует более точной термостабилизации это решается активными тепловыми средствами, интегрируемыми в данный элемент.

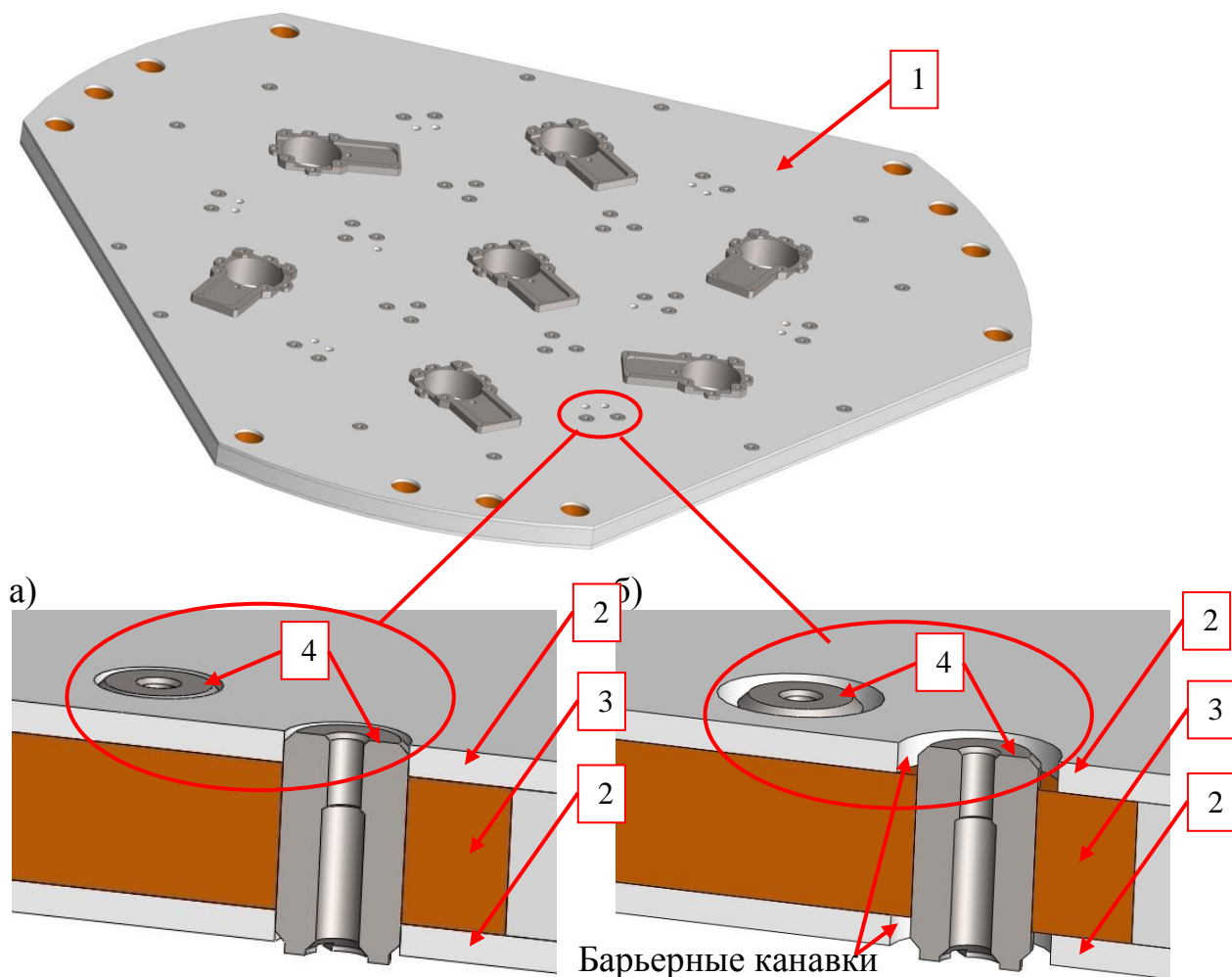
В телескопе такой подход неприемлем из-за сложной структуры термостабилизируемых разнотемпературных областей. Вся внутренняя структура телескопа состоит из тепловых барьеров между этими областями и тепловых связей между их фрагментами.

Значимость тепловых барьеров может быть проиллюстрирована на примере комплекса рентгеновских детекторов телескопа ART-XC.

Анализ результатов ТВИ НГМТЭ телескопа показал, что тепловой барьер между блоками детекторов и посадочными местами телескопа явно недостаточен. Чрезвычайно низкая остаточная тепловая связь, которую очень трудно выявить при математическом моделировании, приводила к влиянию температуры посадочных мест телескопа на температуру детекторов. Если при минимальной температуре посадочных мест достигался практически идеальный тепловой режим детекторов, то при нагреве посадочных мест до  $+40$  °C температура детекторов резко повышалась (см. рис. 5.2.9, предельный максимальный тепловой режим). Основной причиной этого являлось неточность оценки теплопроводности композитной сотовой панели КРД.

Для устранения этого недостатка в конструкцию были введены канавки (см. рис. 5.2.24). Эффективность этого решения демонстрируют результаты конечно-элементного моделирования теплового режима КРД при отсутствии и наличии этих канавок (см. рис. 5.2.25).





1 – композитная плита КРД; 2 – алюминиевые пластины; 3 – сотовое наполнение; 4 – алюминиевые резьбовые закладные элементы

Рис. 5.2.24. Плита КРД и варианты установки в нее закладных крепежных элементов: а – до доработки (без барьерных канавок) и б – после доработки (с барьерными канавками)

Конструкторско-доводочные испытания телескопа показали, что паразитная тепловая связь между посадочными местами телескопа и детекторами значительно снизилась, что позволило довести температуру детекторов до приемлемого уровня на всех режимах работы (см. рис. 5.2.19 б).

Данный пример показывает, что даже мелкие изменения теплобарьерных свойств конструкции являются критически важными для возможности выполнения рентгеновским телескопом своих функций.

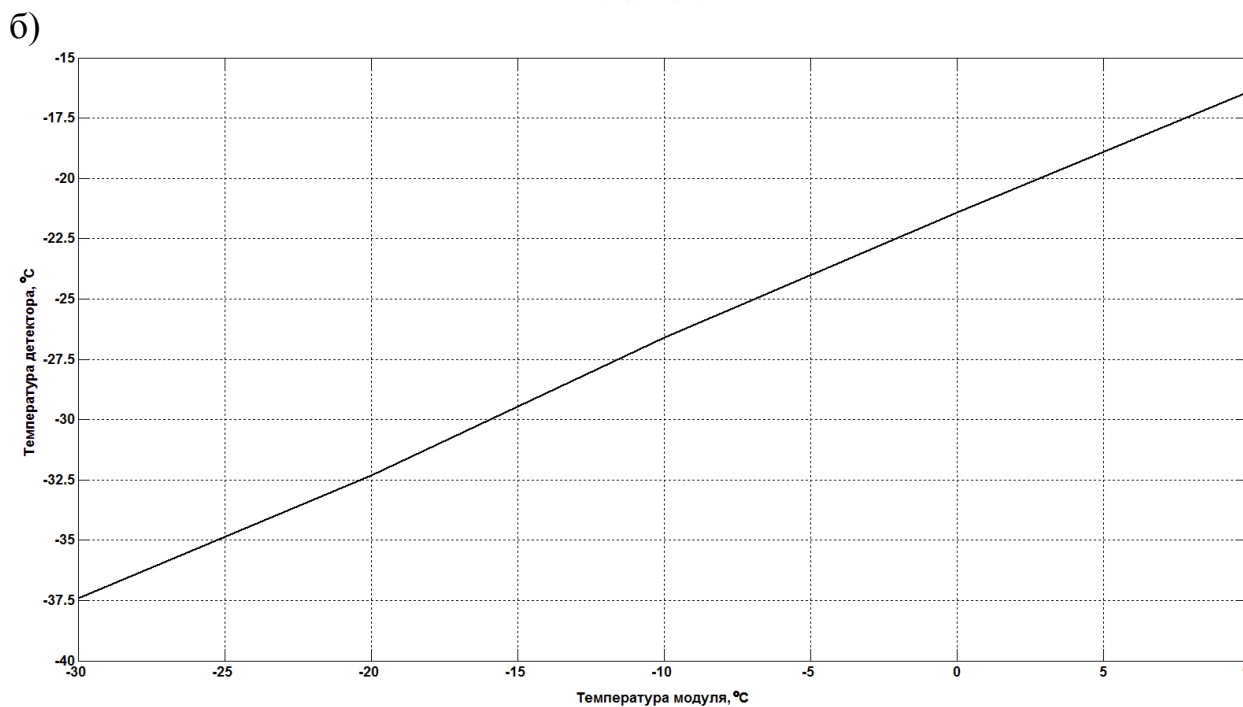
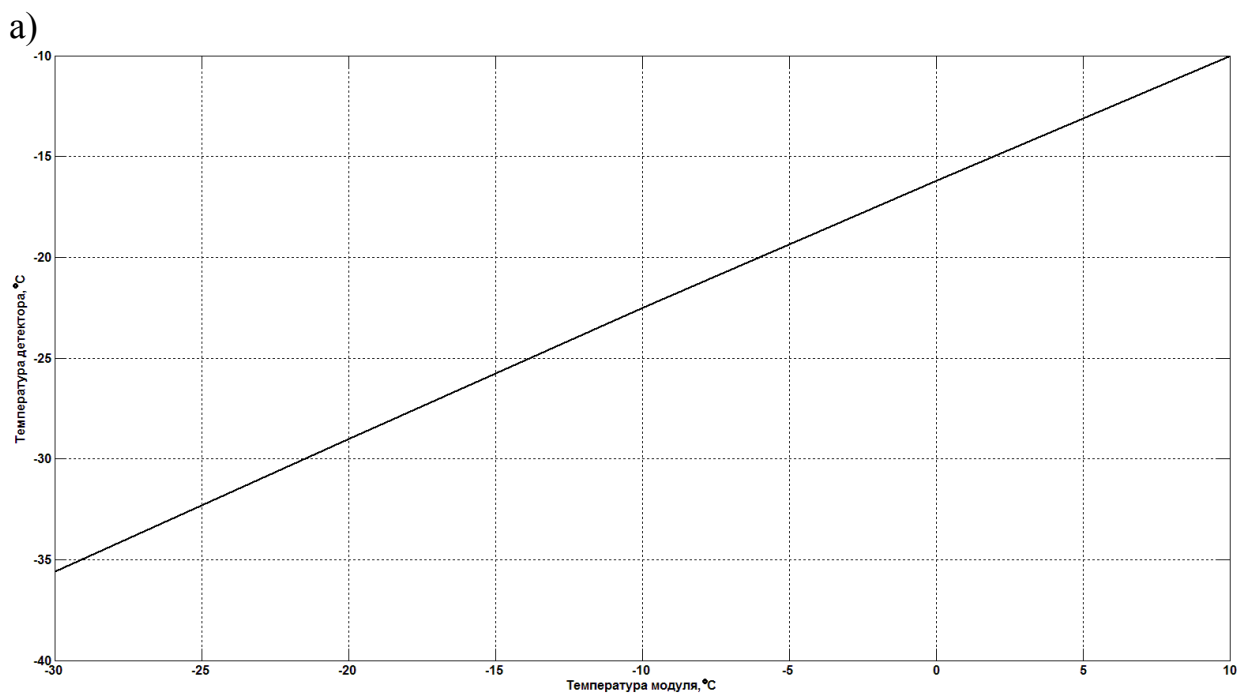


Рис. 5.2.25. Зависимость температуры детектора от температуры прилегающей конструкции телескопа до (а) и после (б) доработки плиты КРД

Значимость тарированных тепловых связей между фрагментами термостабилизированной зоны внутри телескопа проявилась при конструкторско-доводочных испытаниях. Некорректная работа одной из тепловых труб, соединяющих блоки детекторов и радиатор КРД, существенно разбалансировала тепловой режим двух детекторов (см. рис. 5.2.19 б). Анализ

этой неисправности показал, что ее причиной была непараллельность одной тепловой трубы двум другим. Эта непараллельность составила 1,5 мм на 0,5 м.

Из данного факта могут быть сделаны достаточно общие выводы. Наличие фрагментированных термостабилизированных зон делает необходимым использования тепловых труб. Это, в свою очередь, накладывает несколько дополнительных требований к конструкции телескопа. Выполнение данных требований должно обеспечить отработку и проверку СОТР телескопа в наземных условиях. Во-первых, каждая тепловая труба должна быть сконфигурирована в одной плоскости и все эти плоскости должны быть параллельны друг друга. Должен быть обеспечен контроль этой параллельности на этапе сборки телескопа. Во-вторых, на внешнюю поверхность телескопа должна быть выведена образцовая поверхность, параллельная плоскостям конфигурации тепловых труб. В-третьих, оснастка для испытаний должна позволять ориентировать телескоп таким образом, чтобы образцовая поверхность была перпендикулярна направлению силы тяжести. В-четвертых, должны быть предусмотрены датчики температуры, по которым может быть определена работоспособность тепловых труб.

На всех образцах телескопа имелись датчики температуры, установленные около зоны испарения («горячей» зоной) и зоны конденсации («холодной» зоной) тепловых труб, которые можно было использовать для оценки их работоспособности. На рисунке 5.2.26 представлена зависимость от времени перепада температур между «горячем» и «холодным» концами тепловой трубы при испытаниях НГМТЭ телескопа.

Из данной зависимости видно, что в горячем режиме перепад температуры по тепловой трубе в 3,5 раза меньше, по сравнению с холодным режимом. Исходя из жестких требований к стабильности температуры термостабилизированных зон телескопа, при математическом тепловом моделировании необходимо учитывать все подобные эффекты.

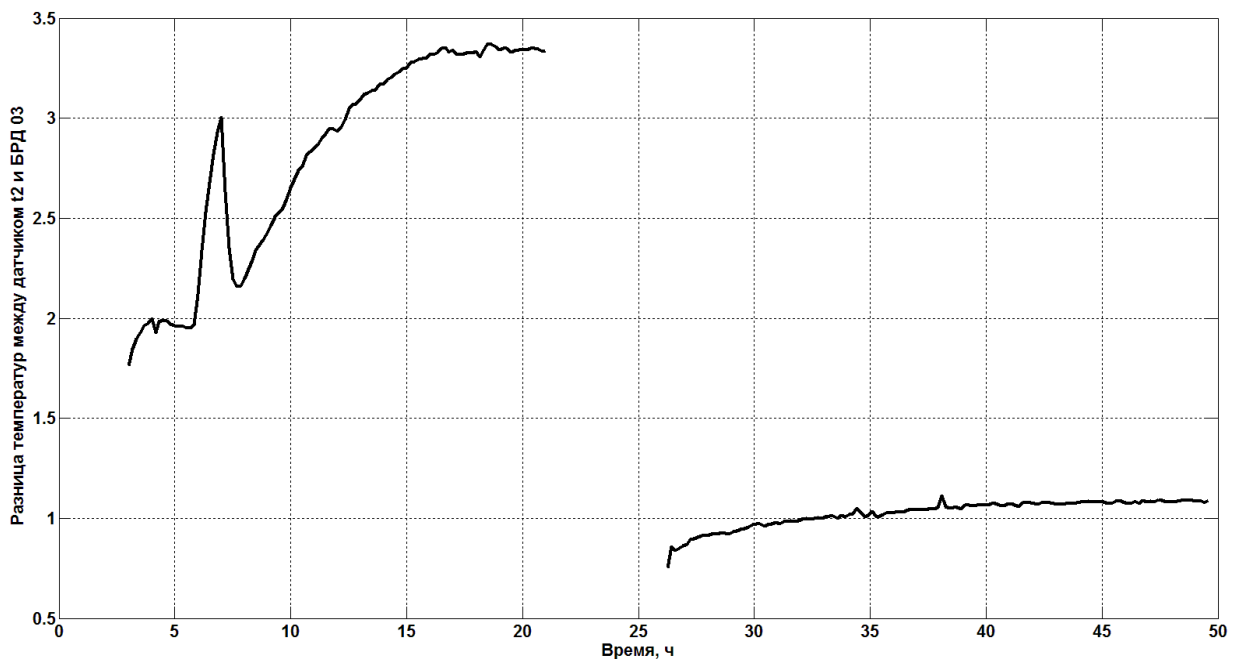


Рис. 5.2.26. Перепад по тепловым трубам в процессе ТВИ

Достаточно очевидно, что тепловая структура космических телескопов практически всех типов в той или иной степени будет основываться на системе тепловых барьеров и связей. Предельным случаем применения такой системы будут являться функционирующие в микроволновой и дальней ИК областях спектра телескопы, в которых разница температур термостабилизируемых зон достигает максимального значения. Конструирование таких телескопов должно проводиться реверсивным образом. Это означает, что первоначально должна быть разработана требуемая схема теплообмена с определением уровней тепловых барьеров и связей, при которых достигается допустимые уровни температур термостабилизируемых зон. Далее, должны быть разработаны элементы, реализующие такие уровни барьеров и связей. Общая конструкция телескопа должна формироваться на последнем этапе.

При этом чем более низкотемпературные зоны имеются в телескопе, тем более тонкие эффекты теплообмена необходимо учитывать при моделировании его теплового режима.

### 5.3 Заключение по главе 5

Самой сложной и ответственной прикладной задачей, решаемой в рамках данной работы, являлась задача обеспечения теплового режима первого отечественного зеркального рентгеновского телескопа ART-XC, входящего в состав международной рентгеновской обсерватории «СПЕКТР-РГ».

Сложность этой задачи была обусловлена особенными, несоответствующими другим астрофизическим приборам, требованиями к его тепловому режиму и отсутствием отечественного опыта по созданию и, соответственно, по обеспечению теплового режима подобных телескопов. Как показали дальнейшие исследования, возможность применения мирового опыта также была ограничена из-за отличий многих параметров телескопа ART-XC от характеристик аналогов.

Высокая ответственность за корректность предлагаемых решений определялась тем, что данный инструмент являлся наиболее значимым и, соответственно, наиболее дорогим из всех рассматриваемых в рамках данной работы.

Отсутствие опыта проявилось, в том числе в неполных данных об оптимальных тепловых состояниях основных элементов телескопа – зеркал косоугольного падения и стриповых *CdTe* детекторов. Это потребовало проведение дополнительных теоретических и экспериментальных исследований влияния температуры на характеристики этих элементов.

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 значительных осевых температурных градиентах при условии сохранения температуры их заделки на исходном уровне.

Полученные результаты показывают, что общепринятое жесткое ограничение температурных перепадов вдоль рентгеновского зеркала на уровне 2...3 °С в случае ART-ХС может быть ослаблено. Моделирование демонстрирует, что значительные линейные осевые градиенты 10...20 °С по оболочкам не приводят к существенной деградации углового разрешения и эффективной площади РЗС.

Данный эффект имел особую ценность именно для телескопа ART-ХС, поскольку математическое моделирование его тепловых режимов показало, что для его зеркал из-за их значительного удлинения практически невозможно обеспечить общепринятые температурные ограничения. Для ART-ХС эти ограничения были расширены до  $20 \pm 10$  °С. Кроме того, выявленный эффект позволял составить стратегию сохранения работоспособности зеркал телескопа при аварийном уменьшении энергоснабжения СОТР.

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

Для обеспечения, конкретизированного по результатам исследований, теплового режима ART-ХС 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. Данная работа показала, что метод может быть использован и для новых объектов, для которых отсутствует базовый опыт.

Уже при предпроектном концептуальном тепловом моделировании стало ясно, что система обеспечения теплового режима (СОТР) телескопа должна строиться на несколько иных принципах по сравнению с типовыми

СОТР космических приборов. Тепловая структура телескопа представляет собой несколько термостабилизированных на разном температурном уровне зон. Некоторые из этих зон фрагментированы и должны быть тепловым образом связаны через нетермостабилизированные зоны. Такая тепловая структура должна быть построена на системе тепловых барьеров, разделяющих разнотемпературные зоны и тепловых связей, объединяющих фрагментированные термостабилизированные тепловые зоны. В отличие от такого подхода основой типовых СОТР космических объектов является базовый тепловой элемент (например, термостабилизированная панель), имеющий опорную температуру, с которым тепловым образом связаны все составные части объекта.

Основным этапом поиска оптимальных решений по обеспечению требуемого теплового режима ART-ХС являлось применение экспериментально-аналитического метода. В рамках этого этапа была разработана узловая аналитическая модель телескопа, проведены термобалансные испытания его натурального габаритно-массового теплового эквивалента (НГМТЭ) с точками регистрации температур, соответствующими узлам модели. Далее, узловая тепловая модель была использована для восстановления по результатам испытаний тех параметров теплообмена телескопа, которые не могли быть достоверно определены аналитически.

Результаты тепловакуумных испытаний НГМТЭ продемонстрировали крайнюю неудовлетворительность теплового режима телескопа, помещенного в условия, близкие к реальным условиям космоса. Анализ сформированной после испытаний экспериментально-аналитической тепловой модели телескопа показал, что основными причинами недопустимого теплового режима является, прежде всего, недостаточный уровень тепловых барьеров как внутри телескопа, так и между внешней поверхностью телескопа и окружающем пространством. В тепловую структуру телескопа были внесены изменения, самыми существенными из которых были уста-

новка перед входной апертурой рентгеновских зеркал нагреваемых бленд с рентгенопрозрачными окнами, выполняющими функцию тепловых барьеров между зеркалами и космосом. Кроме того, была решена оптимизационная задача по определению температуры трех поясов нагрева внешней оболочки и бленды рентгеновских зеркал, при которых температура всех 28 зеркальных оболочек имеет минимальное отклонение от требуемого уровня и укладывается в требуемый диапазон.

Конечно-элементное моделирование измененной конструкции телескопа и последующие тепловакуумные испытания отработочного и летного образцов телескопа показали, что скорректированный вариант СОТР позволяет в целом получить удовлетворительный тепловой режим телескопа, хотя уровень некоторых тепловых барьеров не удалось довести до оптимального значения из-за геометрических ограничений конструкции. Это подтвердило гораздо более высокую значимость тепловых барьеров СОТР для космических телескопов, по сравнению с другими космическими устройствами.

Проявились некоторые особенности организации тепловых связей внутри телескопа. Наличие фрагментированных термостабилизированных зон делает необходимым использования тепловых труб. При этом каждая тепловая труба должна быть сконфигурирована в одной плоскости и все эти плоскости должны быть параллельны друг друга. Должен быть обеспечен контроль этой параллельности на этапе сборки телескопа. На внешнюю поверхность телескопа должна быть выведена образцовая поверхность, параллельная плоскостям конфигурации тепловых труб. Оснастка для испытаний должна позволять горизонтировать телескоп по образцовой плоскости. Для определения работоспособности тепловых труб должны быть предусмотрены телеметрические датчики температуры, по показаниям которых определяется перепад температуры по тепловой трубе.



## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Создана совокупность теоретико-экспериментальных методов, позволяющих обеспечить тепловые режимы научных приборов, требующиеся для решения современных значимых научных задач. В состав этой совокупности входят:

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

В качестве математической основы этих методов предложено использовать сочетание узловой тепловой модели и обратной тепловой задачи.

Узловой метод основан на двух методах – элементарных балансов и графов. Метод графов позволяет заранее сформировать структуру теплообмена составных частей объекта, называемых узлами. Метод элементарных балансов описывает их теплообмен уравнениями мгновенного теплового баланса. Такое сочетание дает возможность построить корректную тепловую модель из малого числа узлов, что, в свою очередь, позволяет организовать непосредственный доступ к параметрам уравнений. Это дает возможность составить и решить обратную тепловую задачу, т.е. определить такие параметры тепловой системы, при которых распределение температуры внутри нее близко к требуемому или к измеренному.

Исходя из множества задач, для решения которых в рамках диссертации необходимо такое сочетание, был разработан формат узловой модели, который имел возможность адаптации к конкретной решаемой задаче за счет объединения начальных характеристик модели в различные комплексные параметры и за счет оптимального выбора количества узлов. Такая модель в диссертации получила название трансформируемой и масштабируемой узловой модели.

По аналогичным причинам такой же подход был применен к форматированию обратных тепловых задач, в результате которого было сформировано семейство обратных и смешанных тепловых задач, позволяющее решить все поставленные в рамках работы тепловые проблемы.

Для более точного и менее трудоемкого определения параметров узловой модели разработан метод эквивалентной температуры. Он позволяет определить эти параметры из результатов конечно-элементного моделирования распределения температуры по фрагментам конструкции объекта моделирования при задании тарированного теплового потока, проходящего через данный фрагмент.

Комплексный метод поиска оптимальных решений объединяет конечно-элементный и узловой методы математического моделирования, а также термобалансный метод экспериментального моделирования тепловых режимов космических устройств. Объединение основано на трех принципах:

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

Экспериментально-аналитический метод реализует последний из этих принципов. Он позволяет повысить достоверность предсказания температуры объекта моделирования. Сущность метода состоит в том, что параметры математической модели, которые невозможно с достаточной степенью достоверности определить аналитически (контактные тепловые сопротивления, теплопроницаемость экрано-вакуумной теплоизоляции и

т.д.) восстанавливаются из результатов термобалансного эксперимента путем решения обратной тепловой задачи.

Данный метод включает узловую математическую модель, результаты термобалансного эксперимента и алгоритм восстановления тепловых параметров математической модели из экспериментальных данных, основанный на методе наименьших квадратов.

Экспериментальная проверка данного метода показала, что математическая модель, в которой тепловые параметры были восстановлены из результатов эксперимента, предсказывала тепловой режим специального тестового объекта в 2,6 раза более достоверно по сравнению с математической моделью, в которой его тепловые параметры были определены аналитически.

В рамках представленной работы данный метод использовался для большинства запущенных в космос и доведенных до стадии летных образцов приборов. Результаты математического моделирования при использовании экспериментально-аналитического метода для реальных запущенных в космос объектов отличались от результатов полетной телеметрии на величину от 0,4 до 2,9 °С.

В работе предложены три способа сокращения затрат на наиболее дорогостоящую составляющую экспериментально-аналитического метода – тепловакуумный эксперимент. Данные способы основаны на оптимизации средств имитации внешних тепловых потоков и использовании масштабной тепловой модели полноразмерного объекта.

Имеется два метода имитации внешних тепловых потоков – метод падающих и метод поглощенных лучистых потоков. Основным средством воспроизведения падающих лучистых потоков является оптический имитатор солнечного излучения. В работе для этого устройства предложено использовать короткофокусную двухзеркальную оптическую систему с внеосевыми несоосными и софокусными параболоидным коллимирующим

и эллипсоидным корректирующим зеркалами вместо традиционной паракиальной оптической системы. Использование двухзеркальной системы позволяет значительно снизить стоимость экспериментальной установки за счет сокращения вспомогательного объема вакуумной камеры, предназначенного для размещения имитатора солнечного излучения. По такой схеме был реализован имитатор солнца ИСИ-0,8 с диаметром рабочей зоны 800 мм, который показал, что использование такой оптической системы позволяет оснастить имитаторами солнца практически любые вакуумные камеры, в том числе первоначально не предназначенные для размещения солнечных имитаторов.

В случае, когда достаточно воспроизводить поглощенные лучистые потоки, применяются имитаторы тепловых потоков из набора нагревателей. В работе в качестве таких имитаторов предлагается использовать теплообменные панели – нагреватели, занимающие все пространство вокруг объекта испытания. Основным преимуществом такого способа является простота реализации подобных имитаторов за счет возможности использования низкотемпературных нагревателей. Данное преимущество позволило в кратчайшие сроки оснастить подобным имитатором вакуумную камеру ТВУ-100Г объемом  $100 \text{ м}^3$  и провести тепловакуумные испытания двух крупногабаритных космических приборов – оптического блока рентгеновского телескопа «СОДАРТ» и ультрафиолетового телескопа «ЕУВИТА». Такой способ также позволяет реализовать варианты ускоренных испытаний за счет сокращения переходных тепловых режимов с помощью форсированного нагрева объекта испытания.

Одним из самых эффективных способов уменьшения стоимости тепловакуумных испытаний является использование масштабных тепловых моделей. В рамках данной работы предложены пять критериев масштабирования, разработанные на базе уравнений стандартной узловой тепловой модели объекта, входящей в состав моделей комплексного метода поиска

оптимальных решений. Проведено исследование возможности практического использования данных критериев для формирования масштабных тепловых моделей реальных приборов.

В качестве метода формирования тепловых режимов научных космических приборов предложен принцип теплового встраивания прибора в окружающее пространство, вместо принципа минимизации тепловых интерфейсов с окружающим пространством. Принцип теплового встраивания предполагает максимально возможное использование этих условий для терморегулирования прибора. Этот принцип основан на решении обратной тепловой задачи по определению такой конфигурации теплоизлучающих и теплопоглощающих площадей на внешней поверхности прибора, при которой, с учетом известных воздействующих на поверхность тепловых факторов, температуры элементов прибора были бы наиболее близкими к требуемым уровням.

Принцип теплового встраивания использовался не только для согласования тепловых режимов объекта с естественными окружающими тепловыми условиями. Этот принцип позволил решить вопрос терморегулирования для прибора, введенного в конструкцию космического аппарата в виде попутной нагрузки без обеспечения опорных тепловых интерфейсов. Для такого решения было использовано тепловое воздействие от окружающей конструкции. Тепловое встраивание было также использовано для сборки тепловой модели комплекса научной аппаратуры из моделей приборов, входящих в этот комплекс.

При реализации принципа теплового встраивания были 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;

Созданная совокупность методов, разработанные и изготовленные оригинальные экспериментальные установки, а также выявленные и исследованные новые свойства тепловых систем позволили решить проблемы обеспечения тепловых режимов сорока рентгеновских, плазменных и планетных космических приборов. Данные приборы предназначены для работы на околоземной, высокоапогейной, лунной, марсианской и меркурианской орбитах, в точке либрации L2, на поверхности Луны, Марса и Фобоса, а также в околосолнечной зоне. Одиннадцать из этих приборов были запущены в космос, а семь доведены до стадии летных образцов (см. приложение 1).

Самой главной прикладной задачей в рамках представленной работы являлось обеспечение теплового режима рентгеновского телескопа ART-XC, входящего в состав рентгеновской обсерватории «СПЕКТР-РГ», которая в марте 2019 г. будет запущена в направлении точки либрации L2.

Поскольку ART-XC является первым отечественным рентгеновским зеркальным телескопом, то необходимо было понять не только, как обеспечить рациональное тепловое состояние телескопа, но и исследовать какое тепловое состояние для него может считаться оптимальным.

Самым проблемным объектом терморегулирования ART-XC являлась рентгеновская зеркальная система (РЗС). Геометрия РЗС ART-XC не позволяет обеспечить общепринятые для рентгеновских зеркал температурные ограничения  $20 \pm 2$  °С для сохранения требуемого профиля отражающей поверхности.

В связи с этим были проведены исследования влияния осевого перепада температуры по зеркальной оболочке на ее характеристики. Данные исследования выявили необычный, но чрезвычайно полезный эффект самофокусировки рентгеновских зеркал, имеющих значительные осевые температурные градиенты при условии сохранения температуры их заделки на уровне исходной температуры. Это позволило расширить допусти-

мый температурный диапазон для РЗС ART-XC, что дало возможность решить основную тепловую проблему телескопа.

На основании работ по обеспечению теплового режима телескопа ART-XC можно сформулировать некоторые общие выводы. СОТР космического телескопа должна базироваться не на традиционной тепловой структуре космического устройства, включающей опорный тепловой элемент и присоединенные к нему составные части устройства, а на системе тепловых барьеров, разделяющих разнотемпературные зоны и тепловых связей, объединяющих фрагментированные тепловые зоны. При этом требования к уровню тепловых барьеров и к снижению паразитных теплопритоков и перетоков тем выше, чем больше разница температур различных тепловых зон телескопа. Предельным случаем таких тепловых структур являются ИК и МВ телескопы.

## СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

ACS (руск. вариант АЦС) – Atmospheric Chemistry Suite

ART-XC – Astronomical Roentgen Telescope – X-ray Concentrator

DLR – Deutsches Zentrum für Luft - und Raumfahrt e.V

ESTEC – European Space Research and Technology Centre

MIR – Middle InfraRed (Spectrometer)

NASA – National Aeronautic and Space Administration

PSF – Point Spread Function

TGO – Trace Gas Orbiter

NIR – Near InfraRed (Spectrometer)

TIRVIM – Thermal InfraRed (Spectrometer) Vasiliiy Ivanovich Moroz

А – аналитический (метод)

АРТ-П – астрономический рентгеновский телескоп позиционно-чувствительный

АЯГ – активные ядра галактик

БИУС – бортовая информационно-управляющая система

БКИ – блок калибровочного источника

БМСВ – быстрый монитор солнечного ветра

БОКЗ – Блок определения координат звезд

БРД – блок рентгеновского детектора

БСТ – большой субмиллиметровый телескоп

БЭ – блок электроники

ГЗУ – грунтозаборное устройство

ДЛП – датчики лучистого потока

ДС – датчик солнечный

ИК – инфракрасный

ИКИ – Институт космических исследований



ИПИ – имитатор планетного излучения  
ИСИ – имитатор солнечного излучения  
ИТП – имитатор тепловых потоков  
КА – космический аппарат  
КДИ – конструкторско-доводочные испытания  
КРД – комплекс рентгеновских детекторов  
КЭМ – конечно-элементная модель  
ЛИС – лунный инфракрасный спектрометр  
ЛМК – лунный манипуляторный комплекс  
МВ – микроволновой  
МВН – монитор всего неба  
МК – манипуляторный комплекс  
МКА – малый космический аппарат  
МКС – Международная космическая станция  
МКЭ – метод конечных элементов  
НГМТЭ – натурный габаритно-массовый тепловой эквивалент  
НП – нагревательная панель  
ОБ – оптический блок  
ОПУ – опорно-поворотное устройство  
ОТО – общая теория относительности  
ПЗС – прибор с зарядовой связью  
ПЛИС – программируемая логическая интегральная схема  
РАН – Российская академия наук  
РГ – рентген-гамма  
РЗС – рентгеновская оптическая система  
РИТ – радиоизотопный источник тепла  
РИТЭГ – радиоизотопный источник тепла и электроэнергии

РОС – рентгеновская оптическая система  
РС – Российский сегмент  
САПР – система автоматизированного проектирования  
СБИС – сверхбольшая интегральная схема  
СКО – среднеквадратичное отклонение  
СОТР – система обеспечения теплового режима  
ТВИ – тепловакуумные испытания  
ТВ-РПМ – телевизионная камера для регистрации поля манипуля-  
тора  
ТВУ – тепловакуумная установка  
ТГК – транспортный грузовой корабль  
ТД – термодатчики  
ТДСМ – термодатчик сопротивления микропроволочный  
ТДСОО – термодинамическая система определения ориентации  
ТТМ – тестовый тепловой макет  
ТЧЭ – термочувствительный элемент  
ТЭ – тепловой эквивалент  
ТЭП – термоэлектрический преобразователь  
УКВ – ультракороткие волны  
УРД – узел рентгеновского детектора  
УФ – ультрафиолетовый  
ФЭУ – фотоэлектрические умножители  
ЭА – экспериментально-аналитический (метод)  
ЭВТИ – экрано-вакуумная теплоизоляция

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Козлов Л. В., Нусинов М. Д., Акишин А. И. и др. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. / Под ред. акад. Г. И. Петрова – М.: «Машиностроение», 1971 – 380 с.
2. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1980. – 232 с.
3. Фаворский О. Н., Каданер Я. С. Вопросы теплообмена в космосе – М.: Высшая школа, 1972. – 280 с.
4. Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов. / Под ред. Дж. Лукаса, пер. с англ. по ред. Н. А. Анфимова. – М.: Мир, 1974. – 543 с.
5. Авдучевский В. С., Галицейский Б. М. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / Под ред. В. К. Кошкина. – М.: Машиностроение, 1975. – 623 с.
6. Колесников А. В., Сербин В. И. Моделирование условий внешнего теплообмена космических аппаратов – М.: ”Информация – XXI век”, 1997. – 170 с.
7. Модель космоса. Научно-информационное издание. В 2 т. / Под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова – Т.1: Физические условия в космическом пространстве. – М.: КДУ, 2007. – 872 с.
8. Модель космоса. Научно-информационное издание. В 2 т. / Под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова – Т.1: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. – М.: КДУ, 2007. – 1144 с.
9. Панкратов Б. М., Хохулин В. С., Дронов В. П., Колесников А. В. Моделирование и отработка тепловых режимов летательных аппаратов. Учебное пособие / Под ред. Б. М. Панкратова. – М.: Из-во МАИ, 1990. – 228 с.

10. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. / Авдеевский В. С., Галицейский Б. М., Глебов Г. А. и др. под ред. проф. В. К. Кошкина. – М.: Машиностроение, 1975. – 623 с.
11. Залетаев В. М., Капинос Ю. В., Сургучев О. В. Расчет теплообмена космического аппарата. – М.: Машиностроение, 1979. – 208 с.
12. Brinkman R. M. The Large Space Simulator (LSS) at ESA/ESTEC (a summary of the main characteristics “Environ and Therm. Contr. Syst. Space Veh. Int. Symp., Toulouse 4-7 Oct., 1983” Paris, 1983. – P. 501-503.
13. Фундаментальные космические исследования. В 2 кн. Кн.1 Астрофизика / Под. ред. Г. Г. Райкунова. – М.: Физматлит, 2014. – 452 с.
14. Фундаментальные космические исследования. В 2 кн. Кн.2. Солнечная система / Под. ред. Г. Г. Райкунова – М.: Физматлит, 2014 – 456 с.
15. Pavlinsky M., Akimov V., Levin V., Krivchenko A., Rotin A., Kuznetsova M., Lapshov I., Tkachenko A., **Semena N.** et al. Status of ART-XC/SRG instrument // Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultraviolet to Gamma Ray, 99051J (18 July 2016). DOI: 10.1117/12.2230974.
16. Pavlinsky M., Akimov V., Levin V., Krivchenko A., Rotin A., Kuznetsova M., Lapshov I., Tkachenko A., **Semena N.** et al. Status of ART-XC/SRG instrument // Proc. SPIE 9603, Optics for EUV, X-Ray, and Gamma-Ray Astronomy VII, 96030C (4 September 2015). DOI: 10.1117/12.2190184.
17. Pavlinsky M., Akimov V., Levin V., Lapshov I., Tkachenko A., **Semena N.** et al. Status of ART-XC/SRG instrument // Proc. SPIE 9144, Space Telescopes and Instrumentation 2014: Ultraviolet to Gamma Ray, 91441U (24 July 2014). DOI: 10.1117/12.2055147.
18. Pavlinsky M., Akimov V., Levin V., Lapshov I., Tkachenko A., **Semena N.** et al. 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.

19. Pavlinsky M., Akimov V., Levin V., Lapshov I., Tkachenko A., **Semena N.** et al. The ART-XC Instrument on board the SRG Mission // Proc. SPIE 8147, Optics for EUV, X-Ray, and Gamma-Ray Astronomy V, 814706 (4 October 2011). DOI: 10.1117/12.895229.

20. Arefiev V., Pavlinsky M., Lapshov I., Tkachenko A., Sazonov S., Revnivitsev M., **Semena N.** et al. ART-XC: a medium-energy x-ray telescope system for the Spectrum-R-Gamma mission // Proc. SPIE 7011, Space Telescopes and Instrumentation 2008: Ultraviolet to Gamma Ray, 70110L (15 July 2008). DOI: 10.1117/12.789009.

21. Pavlinsky M., Arefiev V., Churazov E., Gilfanov M., Grigorovich S., Litvin D., Lapshov I., Levin V., Akimov V., **Semena N.** et al. Hard x-ray telescope concentrator for astrophysical mission Spectrum-X-Gamma // Proc. SPIE 6688, Optics for EUV, X-Ray, and Gamma-Ray Astronomy III, 66880L (20 September 2007). DOI: 10.1117/12.733874.

22. Arefiev V., Pavlinsky M., Revnivitsev M., Churazov E., Gilfanov M., Kumakhov M., Lapshov I., Levin V., Akimov V., **Semena N.** et al. Hard x-ray concentrator experiment for Spectrum-X-Gamma mission // Proc. SPIE 6266, Space Telescopes and Instrumentation II: Ultraviolet to Gamma Ray, 62663L (15 June 2006). DOI: 10.1117/12.688428.

23. Revnivitsev M., **Semena N.**, Akimov V. et al. 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.

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

25. Ревнивцев М. Г. Измерение космического рентгеновского фона и эксперимент MBN // Письма в астрономический журнал, 2014. – Т. 40.

№ 11. – С. 735-760. (англ. версия: Revnivtsev M. G. Measurements of the Cosmic X-ray Background of the Universe and the MVN Experiment // *Astronomy Letters*, 2014. – Vol. 40, No 11. – P. 667-690).

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

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

28. Korablev O., Montmessin F., Trokhimovskiy A., Fedorova A. A., Shakun A. V., Grigoriev A. V., Moshkin B. E., Ignatiev N.I., Forget F., Lefèvre F., Anufreychik K., Dzuban I., Ivanov Y. S., Kalinnikov Y. K., Kozlova T. O., Kungurov A., Makarov V., Martynovich F., Maslov I., Merzlyakov D., Moiseev P. P., Nikolskiy Y., Patrakeev A., Patsaev D., Santos-Skripko A., Sazonov O., **Semena N.** et al. The Atmospheric Chemistry Suite (ACS) of Three Spectrometers for the ExoMars 2016 Trace Gas Orbiter // *Space Science Reviews*, 2018. – Vol. 2014, No 1. DOI: 10.1007/s11214-017-0437-6.

29. Korablev O., Trokhimovsky A., Grigoriev A. V. et al. Three infrared spectrometers, an atmospheric chemistry suite for the ExoMars 2016 trace gas orbiter // *J. Appl. Remote Sens.*, 8(1), 084983 (2014). DOI: 10.1117/1.JRS.8.084983.

30. Застенкер Г. Н., Шафранкова Я., Немечек З., Прех Л., Чермак И., Ваверка И., Комарек А., Войта Я., Чесалин Л.С., Каримов Б. Т., Агафонов Ю.Н., Бородкова Н. Л., Гаврилова Е. А., Гагуа Т. И., Гагуа И. Т., Далин П. А., Дьячков А. В., Колоскова И. В., Лейбов А. В., **Семена Н. П.** и др. Быстрые измерения параметров солнечного ветра с помощью прибора

БМСВ // Космические исследования, 2013. – Т. 51, № 2. – С. 88-99 (англ. версия: Zastenker G.N., Safrankova J., Nemecek Z., Prech L., Cermak I., Vaverka I., Komarek A., Voita J., Chesalin L. S., Karimov B. T., Agafonov Yu N., Borodkova N. L., Gavrilova E. A., Gagua T. I., Gagua I. T., Dalin P. A., D'yachkov A. V., Koloskova I. V., Leibov A. V., Semena N. P. et al. Fast measurements of parameters of the Solar Wind using the BMSW instrument // Cosmic Research, 2013. – Vol. 51, № 2. – P. 78-89).

31. Застенкер Г. Н., Немечек З., Шафранкова Я., Прех Л., Чермак И., Войта Я., Чесалин Л. С., Рязанцева М. О., Храпченков В. В., Агафонов Ю. Н., Шевырев Н. Н., **Семена Н. П.** и др. Быстрый монитор солнечного ветра: прибор БМСВ на спутнике «СПЕКТР-Р» // Сборник тезисов докладов на 7-ой конференции "Физика плазмы в солнечной системе" г. Москва, ИКИ РАН, 06-10 февраля 2012 г., место издания ИКИ РАН. Тезисы. С. 130.

32. **Семена Н. П.**, Ангаров В. Н., Калюжный А. В. Система терморегулирования микроспутника «Колибри-2000» / Сб. докл. на III Международ. Конф. «Малые спутники, новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI в.», Королев, Моск. обл. 27-31 мая 2002. – С. 287-293.

33. **Семена Н. П.**, Ангаров В. Н., Калюжный А. В. Исследование тепловых режимов микроспутника «Колибри» в наземной экспериментальной установке, Сборник докладов на III международной конференции «Малые спутники, новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке» г. Королев, Моск. обл. 27-31 мая 2002. – С. 294-299.

34. Фобос-грунт. Проект космической экспедиции. Научное издание в 2 т. – Т.2: Научные приборы и эксперименты проекта Фобос-грунт. – М.: ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», ИКИ РАН, 2011. – С. 243-520.

35. Zelenyi L. M., Zakharov A. V. Project "Phobos-grunt": Instruments for scientific research // *Solar System Research*, 2012. – Vol. 46, Issue 7. – P.489-492. DOI: 10.1134/S0038094612070210.

36. Kozlov O. E., Aleksashkin S. N., Ivanov A. V., Kozlova T. O., Sutugin S. E. Manipulator system of the sampling complex of the Phobos-Grunt spacecraft // *Solar System Research*, 2010. – Vol. 44, Issue 5. – P. 451-455. DOI: 10.1134/S0038094610050138.

37. Kozlov O., Kozlova T. Manipulators of the Phobos-Grunt project and Lunar projects // *Aerospace Robotics II//Sasiadek*, 2015. – XIV. P.163-174. ISBN 978-3319-13852-7.

38. Korablev O. I., Bondarenko A. V., Dokuchaev I. V. et al. Microscope spectrometer for the Phobos-Grunt mission // *Solar System Research*, 2010. – Vol. 44, Issue 5. – P. 403-408. DOI: 10.1134/S0038094610050072.

39. Managadze G. G., Wurz P., Sagdeev R. Z. et al. Study of the Main Geochemical Characteristics of Phobos' Regolith Using Laser Time of Flight Mass Spectrometry EPSC-DPS Joint Meeting 2011, held 2-7 October 2011 in Nantes, France. <http://meetings.copernicus.org/epsc-dps> 2011. – P. 106. 10/2011 Bibliographic Code: 2011epsc.conf.1065M.

40. Managadze G. G., Sagdeev R. Z., Chumikov A. E., Cherepin V. T., Saralidze G. Z. Determination of the surface-averaged composition of the regolith of phobos by measurements of the secondary ion flux during the Phobos-Grunt mission in the MANAGA-F experiment // *Solar System Research*, 2010. – Vol. 44, Issue 5. – P. 385-392. DOI: 10.1134/S0038094610050059.

41. 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.

42. Chassefière E., Maria J.-L., Goutail J.-P., Quémerais E., Leblanc F., Correia J.-J., Gallet S., Hourtoule C., Mine P.-O., Montaron C., Rouanet N.,



Rigal J.-B., Bertaux J.-L., Lallement R., Yan N., Okano S., Yoshikawa I., Muramaki G., Yoshioka K., Sasaki S., Korablev O., Gnedykh V., Kottsov V., **Semena N.** et al. PHEBUS: a Double Ultraviolet Spectrometer to Observe Mercury's Exosphere // *Planetary and Space Science*, 2010. – Vol. 58. № 1-2. – P. 201-223.

43. Kuznetsov I. A., Zakharov A. V., Dolnikov G. G. et al. Lunar Dust: Properties and Investigation // *Solar System Research*, 2017. – Vol. 51, No. 7. – P. 611–622. *Techniques* ISSN 0038-0946 (Original Russian Text: Kuznetsov I. A., Zakharov A. V., Dolnikov G. G. et al., 2016, published in *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*, 2016. – No 4. – P. 20-32).

44. Korablev O., Ivanov A., Fedorova A. et al. Development of a mast or robotic arm-mounted infrared AOTF spectrometer for surface Moon and Mars probes // *Proc. SPIE 9608, Infrared Remote Sensing and Instrumentation XXIII*, 960807 (1 September 2015). DOI: 10.1117/12.2190450.

45. Mantsevich S. N., Korablev O. I., Kalinnikov Yu. K., Ivanov A. Yu., Kiselev A. V. Wide-aperture TeO<sub>2</sub> AOTF at low temperatures: Operation and survival // *Ultrasonics*, 2015. – Vol. 59. – P. 50-58.

46. Vaisberg O., et al.  $2\pi$  charged particles analyzer: all-sky camera concept and development for space missions // *J. Geophys. Res. Space Physics*, 2016. – 121. DOI: 10.1002/2016JA022568.

47. Korablev O. I. Dobrolensky Yu., Evdokimova N. et al. Infrared Spectrometer for ExoMars: A Mast-Mounted Instrument for the Rover // *Astrobiology*, 2017. – Vol. 17, No 6 and 7. DOI: 10.1089/ast.2016.1543.

48. Vinogradov I., Klimchuk A., Alexandrov K. et al. Multichannel diode laser spectrometer for in situ study of atmosphere near the Martian surface for the ExoMars-2020 mission Landing Platform. European Planetary Science Congress (EPSC 2017) Abstracts. – Vol. 11, EPSC2017-23, Riga, Latvia, 17-22 September 2017.

49. Dobrolenskiy Yu. S., Ionov D. V., Korablev O. I. et al. Development of a space-borne spectrometer to monitor atmospheric ozone // *Applied Optics*, 2015. – Vol. 54, No. 11.

50. Кораблев О. И., Трохимовский А. Ю., Виноградов И. И. и др. Прибор «Русалка» для измерения содержания углекислого газа и метана с борта Международной космической станции // *Оптический журнал*, 2011. – Т. 78, № 5. – С. 44-58.

51. Ораевский В. Н., Чмырев В. М., Костенко В. И., **Семена Н. П.**, Рыбкин Б. И., Пашин А. И., Прокопенко И. Ф., Воронов К. К. Обеспечение теплового режима микроспутников. М.: Институт космических исследований. Препринт, 1996. – Пр-1958, 24 с.

52. **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.

53. **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).

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

55. **Семена Н. П.**, Костенко В. И., Цукерман Е. Б. Упрощенный метод моделирования тепловых режимов модулей космического телескопа «СОДАРТ» при наземных тепловакуумных испытаниях. Препринт ИКИ РАН. – Пр-1994, 1998. – 29 с.

56. **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 Repro-

ducing Heat Transfer in Space // Thermophysics and Aeromechanics. 2014. – Vol. 21., № 1. – P. 45-55).

57. Serbinov D. V., **Semena N. P.**, Pavlinsky M. N. Opposite Radiators Used for Thermostabilizing of X-Ray Detectors of the All-Sky Monitor to be Installed on the ISS // Journal of Engineering Thermophysics. – 2017, Vol. 26, No 3. –, P. 366-376. DOI: 10.1134/S1810232817030079.

58. **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., Konovalov 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).

59. **Semena N.** Use of Space Thermal Factors by Spacecraft – INTECH open science. Advances in Spacecraft Technologies / Edited by Jason Hall, 2011. – P. 157-174, Publisher: InTech ([www.intechopen.com](http://www.intechopen.com)), ISBN 978-953-307-551-8. DOI:10.5772/14236.

60. Костенко В. И., **Семена Н. П.**, Логвиненко С. П., Мотузко В. С. Использование системы измерения температур для определения ориентации микроспутника – Препринт ИКИ РАН. – Пр-1964, 1997. – 23 с.

61. **Семена Н. П.**, Костенко В. И., Логвиненко С. П. Способ определения углового положения космического аппарата при помощи измерения температур термочувствительных пластин Патент на изобретение № 2126137, РФ, 10 февраля 1999 г.

62. **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

Analysys of Its Outer Surface // Thermophysics and Aeromechanics, 2009. – Vol. 16, № 1. – P. 129-140).

63. **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.)

64. **Семена Н. П.**, Сербинов Д. В., Яскович А. Л., Ткаченко А. Ю., Павлинский М. Н. Влияние теплового режима зеркала косого 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).

65. **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.

66. **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.

67. Richard C. Henry Diffuse Background Radiation // The Astrophysical Journal, 1999, 516: P. L49-L52, May 10 1999. The American Astronomical Society.

68. Michael G. Hauser, Dwek Eli The Cosmic Infrared Background: Measurements and Implications // arXiv:astro-ph/0105539v1 30 May 2001.

69. Хадсон Р. Инфракрасные системы: Пер. с англ. под ред. Н. В. Васильченко. – М.: Мир, 1972. – 534 с.

70. Fenimore E. E., Canon T. M. Coded aperture imaging with uniform redundant arrays // *Applied Optics* 1978. – Vol. 17, No 3. – P. 337-347.
71. Клайнкнехт К. Детекторы корпускулярных излучений: Пер. с нем. – М.: Мир, 1990. – 224 с.
72. Гребенев С. А., Маркевич М. Л., Павлинский М. Н., Сюняев Р. А. Рентгеновский телескоп АРТ-П на борту обсерватории «Гранат» // *Земля и Вселенная*, 1993. – № 6. – С. 3-12.
73. Шмаль Г., Рудольф Д., Мюльхаупт Г. Рентгеновская оптика и микроскопия: Пер с англ. / Под. ред. Г. Шмаля и Д. Рудольфа – М.: Мир, 1987. – 464 с.
74. Акимов Ю. К., Игнатъев О. В., Калинин А. И., Кушнирук В. Ф. Полупроводниковые детекторы в экспериментальной физике. – М.: Энергоиздат, 1989. – 344 с.
75. Бараночников М. Л. Приемники и детекторы излучений. Справочник. – М.: ДМК Пресс, 2012. – 640 с.
76. Медведев М. Н. Сцинтилляционные детекторы. – М.: Атомиздат, 1977. – 137 с.
77. Pavlinsky M., Sunyaev R., Churazov E., Vikhlinin A., Sazonov S., Revnivtsev M., Arefiev V., Lapshov I., Akimov V., Levin V., Buntov M., **Semena N.**, et al. Spectrum-RG astrophysical project // *Proc. SPIE 7437, Optics for EUV, X-Ray, and Gamma-Ray Astronomy IV*, 743708 (31 August 2009). DOI: 10.1117/12.837361.
78. Paganì C. et al. Characterization and evolution of the swift x-ray telescope instrumental background // *Proc. SPIE 6686, UV, X-Ray, and Gamma-Ray Space Instrumentation for Astronomy XV*, 668609 (13 September 2007). DOI: 10.1117/12.734398.
79. Fürmetz M., Eder J., Pfeffermann E., Predehl P. The x-ray telescope eROSITA: qualification of the thermal control system // *Proc. SPIE 9144, Space*

Telescopes and Instrumentation 2014: Ultraviolet to Gamma Ray, 91444X (25 July 2014). DOI: 10.1117/12.2057346.

80. Акимов Ю. К., Игнатъев О. В., Калинин А. И., Кушнирук В. Ф. Полупроводниковые детекторы в экспериментальной физике – М.: Энергоиздат, 1989. – 344 с.

81. Chernenko A., Kostenko V., Loznikov V., **Semena N.**, Konev S., Rybkin B., Paschin A., Prokopenko I. Optimal cooling of HPGe spectrometers for space-born experiments // Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A., 2000 – Vol. 442, Issue 1-3. – P. 404-407. DOI: 10.1016/S0168-9002(99)01262-0.

82. Pavlinsky M. Tkachenko A. Levin V. Krivchenko A. Rotin A. Kuznetsova M. Lapshov I. Krivonos R. Semena A. **Semena N.** et al. On-ground calibration of the ART-XC/SRG mirror system and detector unit at IKI. Part I // Experimental Astronomy, 2018. – Vol. 45, Issue 3. – P. 315-350. DOI: 10.1007/s10686-018-9582-5.

83. Predehl P. et al. eROSITA on SRG // Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultraviolet to Gamma Ray, 99051K (July 18, 2016). DOI: 10.1117/12.2235092.

84. Fürmetz M., Eder J., Pfeffermann E., Predehl P., Tiedemann L. The thermal control system of the X-ray telescope eROSITA on Spectrum-Roentgen-Gamma // Proc. SPIE 8443, Space Telescopes and Instrumentation 2012: Ultraviolet to Gamma Ray, 844352 (17 September 2012). DOI: 10.1117/12.925490.

85. Солодов А. В. Инженерный справочник по космической технике / Под. ред. засл. деятеля науки и техники РСФСР, докт. техн. наук, проф. А. В. Солодова. – М: Военное издательство МО СССР, 1977. – 212 с.

86. Сербинов Д. В., **Семена Н. П.**, Павлинский М. Н., Арефьев В. А. Возможности и ограничения орбитальных космических станций для про-

ведения астрофизических экспериментов // Инженерная физика, 2018. – № 4. – С. 34-49.

87. Giacconi R. The Einstein X-ray Observatory // Scientific American. – Vol. 242, Feb. 1980. – P. 80-85.

88. Pfeffermann E., Briel U. G., Hippmann H. et al. The Focal Plane Instrumentation Of The ROSAT Telescope // Proc. SPIE 0733, Soft X-Ray Optics and Technology, (1 January 1986). DOI: 10.1117/12.964956.

89. Makoto Tashiro et al. In-orbit performance of the GIS instrument on board ASCA (ASTRO-D) // Proc. SPIE 2518, EUV, X-Ray, and Gamma-Ray Instrumentation for Astronomy VI, (1 September 1995). DOI: 10.1117/12.218370.

90. Weisskopf Martin C., Tananbaum Harvey D., Van Speybroeck Leon P., O'Dell Stephen L. Chandra X-ray Observatory (CXO): overview // Proc. SPIE 4012, X-Ray Optics, Instruments, and Missions III, (18 July 2000). DOI: 10.1117/12.391545.

91. GonDOIn P., de Chambure D., van Katwijk K., Kletzkine P. Stramaccioni D., Aschenbach B., Citterio O., Willingale R. X-ray multi-mirror (XMM) telescope // Proc. SPIE 2279, Advances in Multilayer and Grazing Incidence X-Ray/EUV/FUV Optics, (11 November 1994). DOI: 10.1117/12.193178.

92. Mason K. O. et al. The XMM-Newton optical/UV monitor telescope // Astronomy and Astrophysics, 2001. – Vol. 365. – P. L36-L44.

93. Burrows David N. et al. // Proc. SPIE 6686, UV, X-Ray, and Gamma-Ray Space Instrumentation for Astronomy XV, 668607 (13 September 2007). DOI: 10.1117/12.735130.

94. Jamie A. et al. Controlling the Swift XRT CCD temperature via passive cooling // Proc. SPIE 5898, UV, X-Ray, and Gamma-Ray Space Instrumentation for Astronomy XIV, 589816 (18 August 2005). DOI: 10.1117/12.617681.

95. Morris D. C., Burrows D. N., Hill J. E. et al. Temperature dependent calibration products of the SWIFT x-ray telescope // Proc. SPIE 5898, UV, X-Ray, and Gamma-Ray Space Instrumentation for Astronomy XIV, 58981N (18 August 2005). DOI: 10.1117/12.618019.

96. Harp D. I., Liebe C. C., Craig W., Harrison F., Kruse-Madsen K., Zoglauer A. NuSTAR: system engineering and modeling challenges in pointing reconstruction for a deployable x-ray telescope // Proc. SPIE 7738, Modeling, Systems Engineering, and Project Management for Astronomy IV, 77380Z (4 August 2010). DOI: 10.1117/12.856626.

97. Harrison F. A. et al. The Nuclear Spectroscopic Telescope Array (NuSTAR) High-energy X-ray Mission // The Astrophysical Journal (2013 June 20). – 770:103. – 19 pp. The American Astronomical Society, 2013. DOI: 10.1088/0004-637X/770/2/103.

98. Gendreau Keith C. et al. The Neutron star Interior Composition Explorer (NICER): design and development // Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultraviolet to Gamma Ray, 99051H (22 July 2016). DOI: 10.1117/12.2231304.

99. Feroci M. et al. The Large Observatory for X-ray Timing (LOFT) Experimental Astronomy, 2012. – Vol. 34, Issue 2. – P. 415-444.

100. Zane S. et al. The Large Area Detector of LOFT: the Large Observatory for X-ray Timing // Proc. SPIE 8443, Space Telescopes and Instrumentation 2012: Ultraviolet to Gamma Ray, 84432F (September 7, 2012). DOI: 10.1117/12.925156.

101. Бараночников М. Л. Приемники и детекторы излучений. Справочник. – М.: ДМК Пресс, 2012 – 640 с.

102. Porter F. S., Audley M. D., Beiersdorfer P. et al. Laboratory astrophysics using a spare XRS microcalorimeter // Proc. SPIE 4140, X-Ray and Gamma-Ray Instrumentation for Astronomy XI, 407 (December 13, 2000). DOI: 10.1117/12.409137.



103. Caroline K. et al. Design and performance of the ASTRO-E/XRS microcalorimeter array and anticoincidence detector // Proc. SPIE 3765, EUV, X-Ray, and Gamma-Ray Instrumentation for Astronomy X, 128 (October 22, 1999). DOI: 10.1117/12.366494.

104. Kazuhisa Mitsuda et al. The X-Ray Observatory Suzaku PASJ // Astron. Soc. Japan 2007, 59, S1-S7, January 25 (C) 2007. Astronomical Society of Japan.

105. Yang Soong et al. ASTRO-H Soft X-ray Telescope (SXT) // Proc. SPIE 9144, Space Telescopes and Instrumentation 2014: Ultraviolet to Gamma Ray, 914428 (31 July 2014). DOI: 10.1117/12.2056804.

106. Kazuhisa Mitsuda et al. The high-resolution x-ray microcalorimeter spectrometer system for the SXS on ASTRO-H // Proc. SPIE 7732, Space Telescopes and Instrumentation 2010: Ultraviolet to Gamma Ray, 773211 (29 July 2010). DOI: 10.1117/12.856778.

107. Ryuichi Fujimoto et al. Cooling system for the soft x-ray spectrometer (SXS) onboard ASTRO-H // Proc. SPIE 7732, Space Telescopes and Instrumentation 2010: Ultraviolet to Gamma Ray, 77323H (July 30, 2010). DOI: 10.1117/12.856909.

108. Hirofumi Noda, Kazuhisa Mitsuda, Atsushi Okamoto et al. Thermal analyses for initial operations of the Soft X-Ray Spectrometer (SXS) onboard ASTRO-H // Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultraviolet to Gamma Ray, 99053R (July 18, 2016). DOI: 10.1117/12.2231356.

109. Лоунасмаа О. В. Принципы и методы получения температур ниже 1 К пер. с англ. В.Б. Гинопдмана и Б.Г. Журкина / под ред. А.Б. Фрадкова – М: Мир, 356 с.

110. Den Herder J. W., Kelley R., Mc Cammon D., Mitsuda K., Aarts H., van Baren C., Buntov M., Churazov E., Costantini E., Cottam J., Dubbeldam IV L., Ezoe Y., Friedrichs P., Fujimoto R., Gilvanov M., Ishisaki Y., Kaastra J., Kilbourne C., Kuntz K., Mushotzky R., Nakagawa T.,

Ohashi T., Pavlinsky M., Petre R., Scott F. P., Predehl P., Sato Y., **Semena N.** et al. The Spektr-RG x-ray calorimeter // Proc. SPIE 7011, Space Telescopes and Instrumentation 2008: Ultraviolet to Gamma Ray, 70110K (15 July 2008). DOI: 10.1117/12.786474.

111. Darnell R. J. Cryogenic Refractor Design Techniques // Proc. SPIE Vol. 0509, Cryogenic Optical Systems and Instruments I, (1 February 1985). DOI: 10.1117/12.944983.

112. Kessler M. F. The Infrared Space Observatory (ISO) // Proc. SPIE 0589, Instrumentation for Optical Remote Sensing from Space, (1 May 1986). DOI: 10.1117/12.951934.

113. Paul T. Finley Spitzer cryogenic telescope assembly performance update // Proc. SPIE 5883, Infrared Spaceborne Remote Sensing 2005, 588302 (29 August 2005). DOI: 10.1117/12.623454.

114. Murakami H. et al. The Infrared Astronomical Mission AKARI // Publications of the Astronomical Society of Japan, 2007. – Vol. 59, No. s2. – P. S369.

115. Keisuke Shinozaki et al. Mechanical cooler system for the next-generation infrared space telescope SPICA // Proc. SPIE 9904, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 99043W (July 29, 2016). DOI: 10.1117/12.2232602.

116. Ogawa H., Nakagawa T., Matsuhara H. et al. New cryogenic system of the next-generation infrared astronomy mission SPICA // Proc. SPIE 9904, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 99042H (July 29, 2016). DOI: 10.1117/12.2231613.

117. Sugita H., Nakagawa T., Murakami H., Okamoto A., Nagai H., Murakami M., Narasaki K., Hirabayashi M. SPICA Working Group Cryogenic infrared mission “JAXA/SPICA” with advanced cryocoolers // Cryogenics, 2006. – Vol. 46, Issues 2-3, February–March 2006. – P. 149-157 DOI: 10.1016/j.cryogenics.2005.11.017.

118. Smirnov A. V., Baryshev A. M., Pilipenko S. V., Myshonkova N. V., Bulanov V. B., Arkhipov M. Y., Vinogradov I. S., Likhachev S. F., Kardashev N. S. Space mission Millimetron for terahertz astronomy // Proc. SPIE 8442, Space Telescopes and Instrumentation 2012: Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 84424C (21 September 2012). DOI: 10.1117/12.927184.

119. Черненко А. М., Семена Н. П., Костенко В. И., Лозников В. М., Бурлаков И. Д., Ложников В. Е. Экспериментальное исследование характеристик охладителя с циклом Стирлинга МКС ТСО 50. Препринт ИКИ РАН. – Пр-2018, 1999. – 16 с.

120. Бабичев А. П., Бабушкина Н. А., Братковский А. Н. и др. Физические величины. Справочник / Под. ред. И. С. Григорьева, Е. З. Мейлихова. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 1232 с.

121. Gardner Jonathan P. et al. The James Webb Space Telescope // Space Science Reviews, 2006. – Vol. 123, Issue 4. – P. 485-606.

122. Bos B. J., Kubalak D. A., Antonille S. R. et al. Cryogenic pupil alignment test architecture for the James Webb Space Telescope integrated science instrument module // Proc. SPIE 7010, Space Telescopes and Instrumentation 2008: Optical, Infrared, and Millimeter, 70103C (12 July 2008). DOI: 10.1117/12.789808.

123. Салономович А. Е., Сидякина Т. М., Хайкин А. С., Бакун В. Н., Никонов А. А., Маслаков В. А., Куркин В. Н., Клименко Е. И. Автоматический трехкаскадный гелиевый рефрижератор для охлаждения приемников излучения субмиллиметрового телескопа БСТ-1М орбитальной пилотируемой станции «Салют-6» // Космические исследования, 1981. – Т. 19. – С. 154-159.

124. Leroy C., Maisonneuve M., Piat M., Trouilhet J.-F., Pearson D., Camier C., Guibert S. Simulation of the Planck-HFI thermal control system //

Proc. SPIE 7017, Modeling, Systems Engineering, and Project Management for Astronomy III, 701713 (11 July 2008). DOI: 10.1117/12.788330.

125. Тулин Д. В., Виноградов И. С., Шабарчин А. Ф., Привезенцев А. С., Гончаров К. А. Система обеспечения теплового режима космического радиотелескопа // *Космические исследования*, 2014. – Т. 52, № 5. – С. 423-427.

126. Novikov, S. B. Mishin, G.S. Starostin, A.N. Alexandrov, Yu.A. Kotik, A.N. Calculated-theoretical research of a thermal mode large-sized space radiotelescope of 'Spectrum-R' - Sixth European Symposium on Space Environmental Control Systems, held in Noordwijk, The Netherlands, 20-22 May, 1997. Compiled by T.-D. Guyenne. European Space Agency, SP-400, 1997. – P. 141.

127. Ай Гу-Сян, Евсеев О. А., **Семена Н. П.** Экспериментальное моделирование теплового режима главного зеркала космического солнечного телескопа МОН-1000 проекта солнечной космической обсерватории SST. Препринт ИКИ РАН. – Пр-1996, 1998. – 20 с.

128. Lincoln L. Endelman Hubble space telescope: mission, design, problems, and solutions // Proc. SPIE 2513, 21st International Congress on: High-Speed Photography and Photonics, (30 May 1995). DOI: 10.1117/12.209584.

129. Sachkov M., Shustov B., Inés A., de Castro G. Instrumentation of the WSO-UV project // Proc. SPIE 9144, Space Telescopes and Instrumentation 2014: Ultraviolet to Gamma Ray, 914402 (24 July 2014). DOI: 10.1117/12.2055513.

130. Трищенко М. А. Фотоприемные устройства и ПЗС. Обнаружение слабых оптических сигналов. – М: «Радио и связь», 1992. – 400 с.

131. Jedrich N. M., Gregory T., Zimbelman D. F., Cheng E. S, Petro L., Cottingham C., Buchko M. M., Kaylor M., Dolan F. X. Cryogenic cooling system for restoring IR science on the Hubble Space Telescope //

Proc. SPIE. 4850, IR Space Telescopes and Instruments, 1058. (March 04, 2003) DOI: 10.1117/12.461805.

132. Schoenfelder V. et al. Instrument description and performance of the Imaging Gamma-Ray Telescope COMPTEL aboard the ComptonGamma-Ray Observatory // *Astrophysical Journal Supplement Series*, 1993 (ISSN 0067-0049). – Vol. 86, No. 2. – P. 657-692.

133. McEnery J. E., Michelson P. F., Paciasas W. S., Ritz S. Fermi Gamma-Ray Space Telescope // *Optical Engineering*. – Vol. 51, Issue 1. – 011012 DOI: 10.1117/1.OE.51.1.011012.

134. Seiff A., Schofield J. T., Kliore A. J., Taylor F. W., Limaye S. S. Models of the structure of the atmosphere of Venus from the surface to 100 kilometers altitude // *Advances in Space Research* (ISSN 0273-1177) , 1985. – Vol. 5, No 11. – P. 3-58. DOI: 10.1016/0273-1177(85)90197-8.

135. Kerzhanovich V. V., Rozhdestvenskii M. K., Andreev B. N., Gotlib V. M., Lysov V. P., Shnygin Yu. N. The Wind Velocity and Certain Characteristics of the Surface of Venus Derived with the Help of the Venera-7 Spacecraft // *Cosmic Research*, 1972. – Vol. 10. – P. 352.

136. Anderson A. D. Superadiabatic Atmospheric Layer on Venus, as inferred from the Venera-4 Probe Measurements // *Nature*, 1968. – Vol. 217, Issue 5129. – P. 627-628. DOI: 10.1038/217627a0.

137. Zelenov I. A., Klishin A. F., Shabarchin A. F. Thermal protection and tests method of "Venera" landing spacecrafts // *Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing 2005* (ESA SP-581). 10-12 May 2005, Noordwijk, The Netherlands. Edited by Karen Fletcher. Published on CD-Rom, id.#175.1 Bibliographic Code: 2005ESASP.581E.175Z.

138. Gueymard Christian A. The sun's total and spectral irradiance for solar energy applications and solar radiation models // *Solar Energy*, 2004. – Vol. 76, Issue 4. – P. 423-453. DOI: 10.1016/j.solener.2003.08.039.

139. Лангсет М. С., Кейм С. Дж. Непосредственные измерения теплового потока на Луне. – Сб. «Космохимия Луны и планет». Изд-во «Наука», 1975. – С. 200-209.
140. Освоение космического пространства в СССР / Под. ред. докт. физ.-мат. наук Г. С. Нариманова. – М: Наука, 1973. – 304 с.
141. Виноградов А. П. Передвижная лаборатория на Луне Луноход-1. – М.: Наука, 1971. – 128 с.
142. Kieffer H. H., Martin T. Z., Peterfreund A. R., Jakosky B. M., Miner E. D., Palluconi F. D. Thermal and albedo mapping of Mars during the Viking primary mission // Journal of Geophysical Research, Sept. 30, 1977. – Vol. 82. – P. 4249-4291. DOI: 10.1029/JS082i028p04249.
143. Chernenko A. M., **Semena N. P.**, Loznikov V. M. On a Feasibility of a HPGE Spectrometer for a Martian Lander. Препринт ИКИ РАН. – Пр-1997, 1998. – 11 с.
144. Forget F., Wordsworth R., Millour E., Madeleine J.-B., Kerber L., Leconte J., Marcq E., Haberle R. M. 3D modelling of the early martian climate under a denser CO<sub>2</sub> atmosphere: Temperatures and CO<sub>2</sub> ice clouds // Icarus, 2013. – Vol. 222, Issue 1. – P. 81-99.
145. Vago J., Witasse O., Svedhem H., Baglioni P., Haldemann A., Gianfiglio G., Blancquaert T., McCoy D., de Groot R. ESA ExoMars program: The next step in exploring Mars // Solar System Research, 2015. – Vol. 49, Issue 7. – P. 518-528 DOI: 10.1134/S0038094615070199.
146. Benkhoff J., van Casteren J., Hayakawa H., Fujimoto M., Laakso H., Novara M., Ferri P., Middleton H. R., Ziethel R. BepiColombo – Comprehensive exploration of Mercury: Mission overview and science goals // Planetary and Space Science, 2009. – Vol. 58, Issue 1-2. – P. 2-20. DOI: 10.1016/j.pss.2009.09.020.
147. Mitrofanov I., Dolgopолоv V., Khartov V., Lukjanchikov A., Tret'yakov V., Zelenyi L. "Luna-Glob" and "Luna-Resurs": science goals, pay-

load and status EGU // General Assembly 2014, held 27 April - 2 May, 2014 in Vienna, Austria, id.6696 Bibliographic Code: 2014EGUGA..16.6696M.

148. Кузнецов В. Д. Космические проекты ИЗМИРАН // Земля и Вселенная, 2000. – № 2. – С. 18-25.

149. Oraevsky V. N., Galeev A. A., Kuznetsov V. D., Zelenyi L. M. Russian payload for “Interhelioprobe” (“Interhelios”) mission. COSPAR, Warsaw. Poland, 16-23 July 2000. Adv.Space Res., 2002. – Vol. 29, No. 12. – P. 2041-2050.

150. Fox N. J., Velli M. C., Bale S.D., Decker R., Driesman A., Howard R. A., Kasper J. C, Kinnison J., Kusterer M., Lario D., Lockwood M. K., McComas D. J., Raouafi N. E., Szabo A. The Solar Probe Plus Mission: Humanity's First Visit to Our Star // Space Science Reviews, 2016. – Vol. 204, Issue 1-4. – P. 7-48.

151. **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.)

152. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы: Пер. с англ. – М.: Мир. – 1984.

153. Формалев В. Ф. Теплоперенос в анизотропных твердых телах. Численные методы, тепловые волны, обратные задачи. – М.: «Физматлит», 2015. – 275 с.

154. Дистель Р. Теория графов: Пер. с англ. – Новосибирск: Издательство института математики, 2002. – 336 с. ISBN 5-86134-101-X.

155. ITP Engines UK Ltd. ESATAN-TMS Thermal User Manual, 2012.

156. Русин С. П., Палецкий В. Э. Тепловое излучение полостей. – М.: Энергоатомиздат, 1987. – 153 с.
157. Уонг Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров. – М.: Атомиздат, 1979. – 216 с.
158. Блох А. Г. Основы теплообмена излучением. – М.: Госэнергоиздат, 1962. – 331 с.
159. Зигель Р., Хауэлл Дж. Теплообмен излучением / Пер. с англ. Под ред. Б. А. Хрусталева. – М.: Мир, 1975. – 234 с.
160. Спэрроу Э. М., Сесс Р. Д. Теплообмен излучением. /Пер. с англ. – М.: Энергия, 1971. – 296 с.
161. Исаченко В. П., Осипова В. А., Сукомел А. С. Теплопередача. Учебник для вузов, изд. 3-е, перераб. и доп. – М.: «Энергия», 1975 – 488 с.
162. Dassault Systemes SolidWorks Corporation. URL: <http://www.solidworks.com/>.
163. Алифанов О. М. Обратные задачи теплообмена. – М.: Машиностроение, 1988. – 280 с.
164. Алифанов О. М., Артюхин Е. А., Румянцев С. В. Экстремальные методы решения некорректных задач. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. – 288 с.
165. Линник Ю. В. Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений. – 2-е изд. – М.: Гос. изд-во физ.-мат. лит., 1962. – 354 с.
166. Тихонов А. Н., Арсенин В. Я. Методы решения некорректных задач. – М.: Наука, 1979. – 283 с.
167. Нусинов М. Д. Воздействие и моделирование космического вакуума. – М.:Машиностроение,1982. – 176 с.
168. Мамедова К. И., Колесников А. В., Палешкин А. В. Методика оценки влияния погрешностей моделирования внешних тепловых нагрузок



на тепловое состояние КА // Тепловые процессы в технике, 2015. – Т. 7, № 9. – С. 417-422.

169. Андрейчук О. Б., Малахов Н. Н. Тепловые испытания космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1982. – 143 с.

170. Sullivan J. F., Eichhorn W. L., Sabatke D. S. et al. JWST's optical telescope simulator for verification of the Integrated Science Instrument Module // Proc. of the SPIE. – Vol. 9951, id. 99510E 20 pp. (2016). DOI: 10.1117/12.2237834.

171. Палешкин А. В. Исследование и разработка методов моделирования внешнего теплообмена космических аппаратов с помощью инфракрасных источников излучения. – Кандидатская диссертация. 2011 г.

172. Болотная К. И. Разработка методического обеспечения эксплуатации инфракрасных имитаторов внешних тепловых нагрузок на поверхность космического аппарата – Кандидатская диссертация. 2016 г.

173. Лансберг Г. С. Оптика. Учебн. пособие: Для вузов – 6-е изд., стереот. – М.: Физматлит, 2003. – 848 с.

174. Левитин И. В. Параболические прожекторы, ОНТИ, НКПТ СССР. – 1936 г. – С. 32.

175. Карякин Н. А. Световые приборы. – М: Высшая школа 1975. – 335 с.

176. Слюсарев Г. Г. Расчет оптических систем. – Л.: Машиностроение 1975. – 639 с.

177. Рымов А. И., Скоблова В. И. Оптические интеграторы // Светотехника, 1988. – № 8. – С. 12.

178. Мамедова К. И., Колесников А. В., Палешкин А. В. Методика выбора оптимального энергетического режима работы сетчатого нагревателя // Тепловые процессы в технике, 2015. – Т. 7, № 1. – С. 37-42.

179. Liu Q., Kostenko V. I. A Kind of infrared heating technique used for spacecraft thermal vacuum test. Препринт ИКИ РАН. – Пр-1900, 1994. – 9 с.

180. **Семена Н. П.** «Упрощенный метод имитации солнечного излучения при ТВИ» / Тезисы докладов на международной космической конференции «Космос без оружия – арена мирного сотрудничества в XXI веке», Москва 11-14 апреля 2001 г. – С. 146.

181. Кораблев В. А., Тахистов Ф. Ю., Шарков А. В. Прикладная физика. Термоэлектрические модули и устройства на их основе. Учебное пособие. // Под редакцией проф. А. В. Шаркова. – СПб, СПбГИТМО(ТУ), 2003. – 44 с.

182. Planck Collaboration, Ade P. A. R., Aghanim N., Arnaud M. et al. Planck early results. XVIII. The power spectrum of cosmic infrared background anisotropies // *Astronomy & Astrophysics*, 2011. – Vol. 53, id.A18. – 30 p. DOI: 10.1051/0004-6361/201116461.

183. Поток энергии Солнца и его измерения: Сб. статей. //Под ред. О. Уайта, пер. с англ. – М.: Мир, 1980. – 558 с.

184. Залетаев В. М. Собственное излучение Земли на частично экранируемые от нее элементы космических аппаратов // *Космические исследования*, 1970. – Т. VIII, вып. 4. – С. 636-639.

185. Stephens G. L., O'Brien D., Webster P. J., Pilewski P., Kato S., Li Jui-lin The albedo of Earth // *Reviews of Geophysics*, 2015. – Vol. 53, Issue 1. – P. 141-163. DOI: 10.1002/2014RG000449.

186. Мирер С.А. Механика космического полета. Орбитальное движение. – М.: Резолит, 2007. ISBN: 5-86567-090-5.

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

188. Klimov S. I., Afanasyev Yu. V., Grachev E. A., Grigoryan O. R., Grushin V. A., Lysakov D. S., Nozdrachev M. N., Savin S. P. Results of in-flight operation of scientific payload on micro-satellite Kolibri-2000 // *Planetary and Space Science*, 2005. – Vol. 53, Issue 1-3. – P. 349-356. DOI: 10.1016/j.pss.2004.09.061.

189. Mitrofanov I., Malakhov A., Golovin D., Litvak M., Sanin A., Semkova J. FRIEND experiment on ESA's TGO mission: science tasks, initial space data and expected // 19th EGU General Assembly, EGU2017, proceedings from the conference held 23-28 April, 2017 in Vienna, Austria. – P.14685. Bibliographic Code: 2017EGUGA..1914685M

190. Виноградов И. С., Архипов М. Ю. Конечно-элементное моделирование конструкций космической антенны для уточнения требований к системам обеспечения их тепловых режимов. – МГТУ им. Н. Э. Баумана, Астрокосмический центр Физического института им. П. Н. Лебедева РАН. Труды Российской конференции пользователей систем MSC 2003 года.

191. Benkhoff J., van Casteren J., Hayakawa H., Fujimoto M., Laakso H., Novara M., Ferri P., Middleton H. R., Ziethe R. BepiColombo – Comprehensive exploration of Mercury: Mission overview and science goals // *Planetary and Space Science*, 2010. – Vol. 58, Issue 1-2. – P. 2-20. DOI: 10.1016/j.pss.2009.09.020.

192. **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.)

193. Ануфрейчик К. В., **Семена Н. П.**, Чулков И. В. Повышение характеристик бортовых информационных систем за счет применения узко-

специализированных программно-аппаратных комплексов // *Авиакосмическое приборостроение*, 2006. – № 5. – С. 36-39.

194. Predehl P., Andritschke R., Babyshkin V. et al. eROSITA on SRG // *Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultraviolet to Gamma Ray*, 99051K (18 July 2016). DOI: 10.1117/12.2235092.

195. Gubarev M., Ramsey B., Elsner R., O'Dell S., Kolodziejczak J., McCracken J., Zavlin V., Swartz D., Kilaru K., Atkins C., Pavlinsky M., Tkachenko A., Lapshov I. ART-XC/SRG: status of the x-ray optics development // *Proc. of the SPIE.* – Vol. 9144, id. 91441V 6 pp. (2014). DOI: 10.1117/12.2056813.

196. Spiga D., Raimondi L. X-ray optical systems: from metrology to Point Spread Function // *Proc. SPIE 9209, Advances in Computational Methods for X-Ray Optics III*, 92090E (September 17, 2014). DOI: 10.1117/12.2061657.

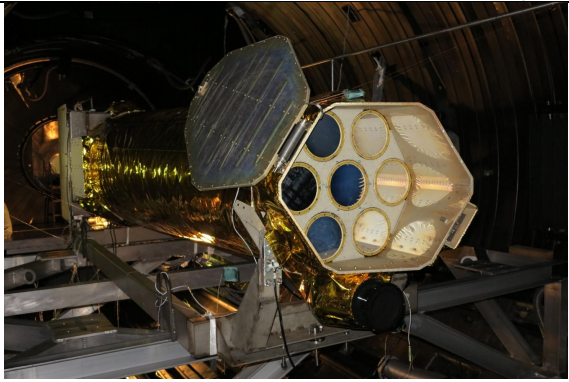
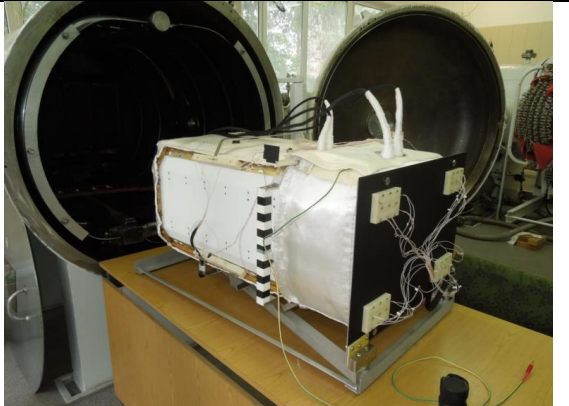
197. Levin V., Pavlinsky M., Akimov V., Kuznetsova M., Rotin A., Krivchenko A., Lapshov I., Oleynikov V. Results of ground tests and calibration of x-ray focal plane detectors for ART-XC/SRG instrument // *Proc. SPIE 9144*, id. 990551 9 pp. (2016). DOI: 10.1117/12.2233324.

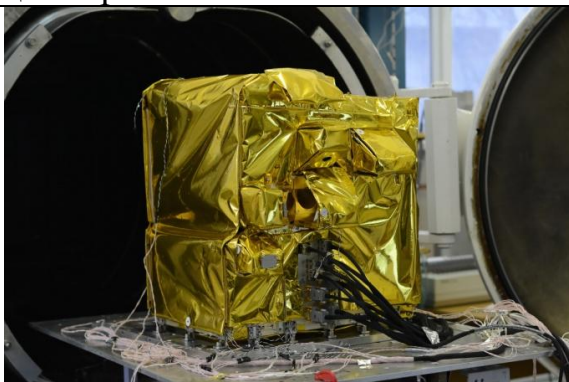
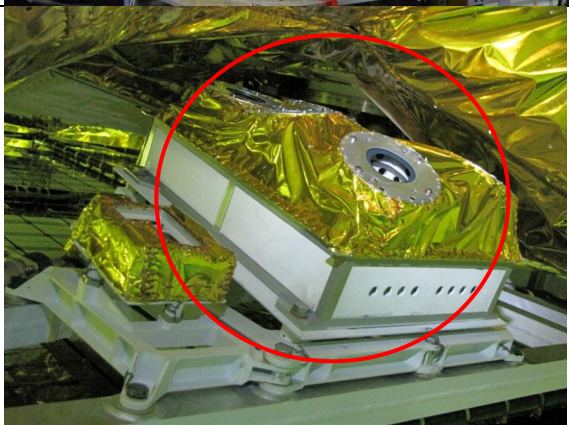
198. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н. Математические модели термомеханики. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002. – 168 с.

199. ZEMAX, LCC. URL: <http://www.zemax.com/> (дата обращения: 10.07.2017).



200. Гамков Д. М., Бунтов М. В. Настройка пропорционально-интегрально-дифференциальных регуляторов системы обеспечения тепловым режимом астрофизического телескопа ART-XC обсерватории «СПЕКТР-РГ» // Сб. трудов XIV Конференции молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования», Москва, 12-14 апреля 2017. – С. 5-24.

**ПРИЛОЖЕНИЕ: НАУЧНЫЕ ПРИБОРЫ, ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОТОРЫХ ПРИМЕНЕН КОМПЛЕКСНЫЙ МЕТОД ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ**

№	Прибор, статус, КА	Научная задача	Габариты ( $h \times d \times l$ ), масса ( $m$ ), энергопотребление ( $P$ )	Условия функционирования	Внешний вид	Публикации
1	2	3	4	5	6	7
Приборы с исключительными требованиями к тепловым режимам, изготовленные и подготовленные к запуску						
1	Рентгеновский телескоп ART-XC. Летный образец изготовлен в 2016 г. Запуск: 2019 г. КА: «СПЕКТР-РГ»	Обзор всего неба в рентгеновском диапазоне 6...70 кэВ с целью открытия до ста тысяч скоплений галактик и более трех миллионов активных ядер галактик	$h=3472$ мм $d=1044$ мм $l=922$ мм $m=350$ кг $P=300$ Вт	Точка либрации L2		[15-22]
2	Рентгеновский монитор СПИН-Х1-МВН. Испытания закончены в 2015 г., Запуск: 2019 г. КА: РС МКС	Измерение поверхностной яркости космического рентгеновского фона в диапазоне 6...70 кэВ с точностью, превышающей все имеющиеся измерения	$h=940$ мм $d=661$ мм $l=445$ мм $m=50$ кг $P=35...80$ Вт	Внешняя поверхность МКС		[23-25]

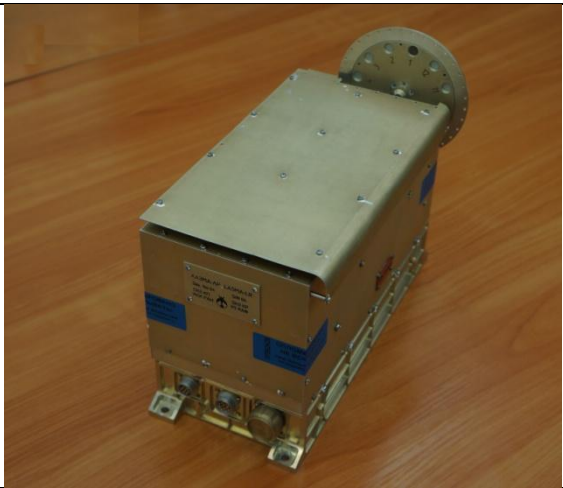
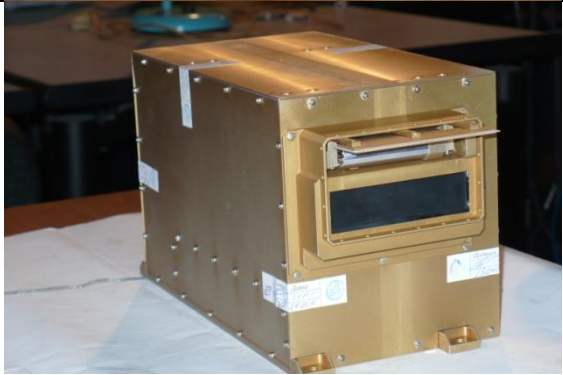
1	2	3	4	5	6	7
Приборы, запущенные и успешно функционирующие или функционировавшие в космосе						
3	Спектрометрический комплекс АЦС. Функционирует в космосе с 14.03. 2016 г. КА: TGO (ExoMars-2016)	Изучение химического состава и структуры атмосферы Марса	$h=470$ мм $d=517$ мм $l=557$ мм $m=30$ кг $P=20...51$ Вт	Орбита вокруг Марса		[26-29]
4	Быстрый монитор солнечного ветра БМСВ. Функционирует в космосе с 18.07.2011 г. КА: «СПЕКТР-Р»	Исследование солнечного ветра и плазмы в магнитослое Земли с очень высоким временным разрешением (от 30 мс для вектора потока ионов и до 3 с для таких параметров плазмы как скорость, плотность и температура ионов)	$h=99$ мм $d=262,5$ мм $l=228$ мм $m=2,7$ кг $P=3$ Вт	Геоцентрическая высоко-апогейная орбита		[30, 31]


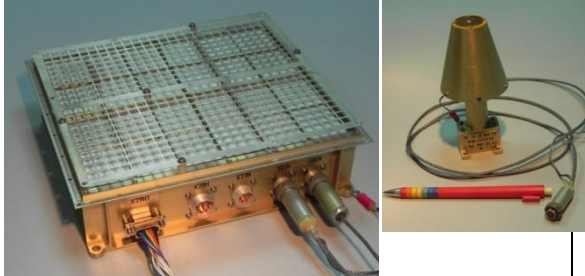
1	2	3	4	5	6	7
5	<p>Датчик солнечный ДСС. Функционирует в космосе с 18.07.2011 г. КА: «СПЕКТР-Р»</p>	<p>Определение нахождения Солнца в поле зрения прибора</p>	<p><math>h=33,5</math> мм <math>d=70</math> мм <math>l=75</math> мм <math>m=0,2</math> кг <math>P=0,25</math> Вт</p>	<p>Геоцентрическая высоко-апогейная орбита</p>		-
6	<p>Микроспутник «Колибри». Функционировал в космосе с 20.03.2002 г. по 03.05.2002г. Запущен с ТГК «Прогресс»</p>	<p>Измерение параметров частиц, характеристик магнитного и электрического поля</p>	<p><math>h=540</math> мм <math>d=370</math> мм (описанная окружность) <math>m=29</math> кг <math>P=30</math> Вт</p>	<p>Орбита МКС</p>		[32, 33]

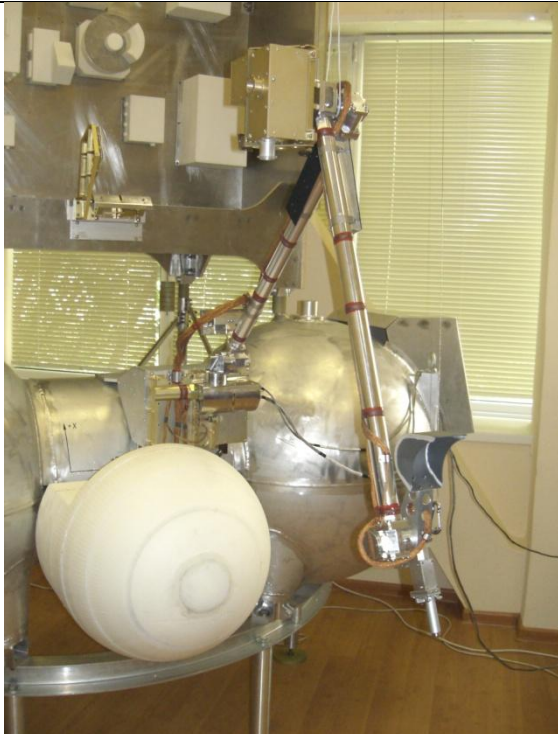
1	2	3	4	5	6	7
Приборы, запущенные в космосе, но не функционирующие из-за аварии КА						
7	Манипуляторный комплекс. Запуск: 9.11.2011 г. Авария КА: 15.01.2012 г. КА: «Фобос-грунт»	Загрузка образцов реголита Фобоса в приемное устройство для перемещения их в возвращаемый аппарат. Обеспечение приборов ТДА комплекса ХМС, ЛАЗМА, MicrOmega образцами реголита для бортовых исследований	$l_{min}=450$ мм $l_{max}=900$ мм $m=6,8$ кг (с установленной внешней аппаратурой) $P_{max}=20$ Вт	Поверхность Фобоса		[34-37]
8	Стереокамера Camera stereo (LAS). Запуск: 9.11.2011 г. Авария КА: 15.01.2012 г. КА: «Фобос-грунт»	Получение стереоизображения поверхности Фобоса, поиск и отбор образцов грунта	$h=117$ мм $d=110$ мм $l=170$ мм $m=2,5$ кг $P_{max}=6,2$ Вт	Поверхность Фобоса		[34]

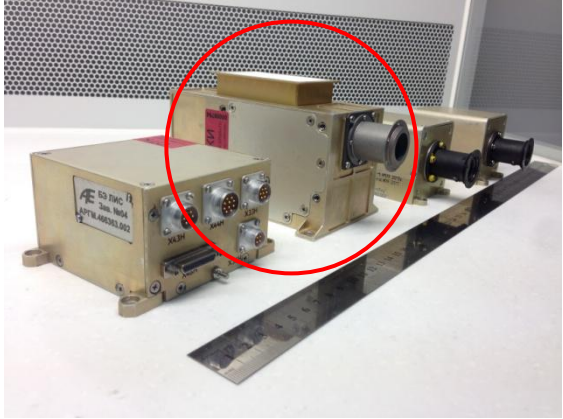
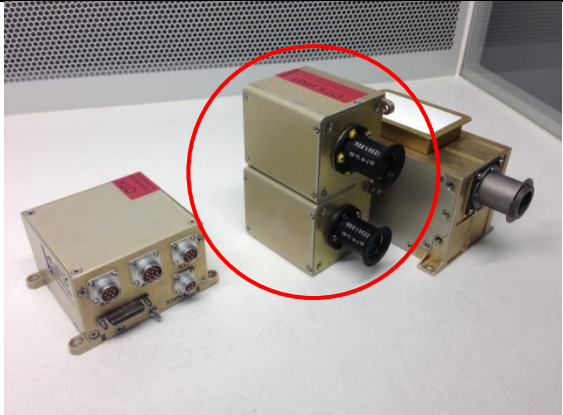


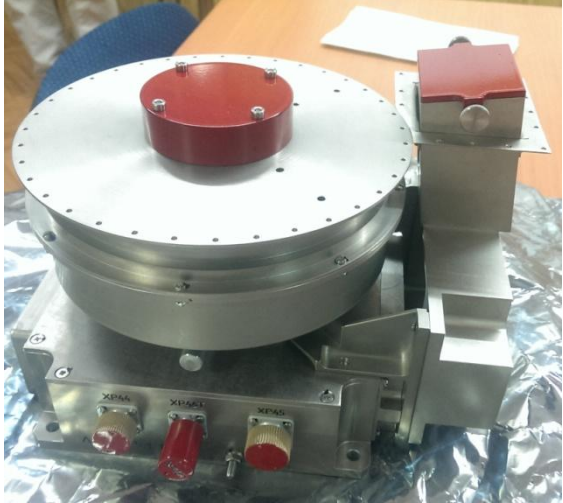

1	2	3	4	5	6	7
9	Эшелле-спектрометр ТИММ. Запуск: 9.11.2011 г. Авария КА: 15.01.2012 г. КА: «Фобос-грунт»	Исследование атмосферы Марса путем спектроскопии прошедшего через него солнечного излучения: содержания метана, поиск малых составляющих, исследование вертикальной структуры аэрозоля и т.д.	$h=262\text{мм}$ $d=165\text{мм}$ $l=139\text{ мм}$ $m=2,83\text{ кг}$ $P_{max}=13,2\text{Вт}$	Поверхность Фобоса		[34]
10	Микроскоп-спектрометр MicrOmega. Запуск: 9.11.2011 г. Авария КА: 15.01.2012 г. КА: «Фобос-грунт»	Получение изображений микроструктуры грунта Фобоса	Вид. канал: $h=70\text{мм}$ $d=100\text{ мм}$ $l=49\text{ мм}$ $m=0,28\text{ кг}$ ИК канал: $h=147\text{мм}$ $d=209\text{мм}$ $l=0,220\text{ мм}$ $m=3,8\text{ кг}$ $P_{max}=25\text{ Вт}$	Поверхность Фобоса		[34, 38]



1	2	3	4	5	6	7
11	Лазерный времяпролетный масс-спектрометр Лазма. Запуск: 9.11.2011 г. Авария КА: 15.01.2012 г. КА: «Фобос-грунт»	Прямые измерения методом лазерной масс-спектрометрии химического и изотопного состава реголита с равновесной регистрацией всех химических элементов	$h=150$ мм $d=106$ мм $l=256$ мм $m=2,6$ кг $P=5$ Вт	Поверхность Фобоса		[34, 39]
12	Масспектрометр вторичных ионов Манага-Ф. Запуск: 9.11.2011 г. Авария КА: 15.01.2012 г. КА: «Фобос-грунт»	Определение элементного и изотопного состава вторичных ионов, генерируемых с поверхности Фобоса под воздействием первичных ионов солнечного ветра	$h=250$ мм $d=150$ мм $l=250$ мм $m=1,95$ кг $P=5$ Вт	Поверхность Фобоса		[34, 40]

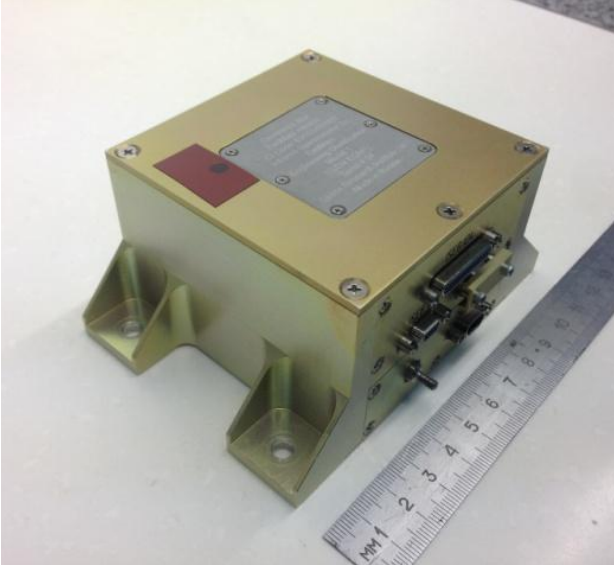

1	2	3	4	5	6	7
13	Сканирующее устройство УФ спектрометра «Фебус». Летный образец изготовлен в 2016 г. Запуск: 20.10.2018 г. КА: «Бепи Колombo»	Изменение направления визирования УФ спектрометра на 360° для получения пространственного разрешения распределения химических элементов	$h=235$ мм $d=120$ мм $l=290$ мм $m=1,35$ кг $P=7,5$ Вт	Орбита вокруг Меркурия		[42]
Изготовленные и подготовленные к запуску приборы						
14	Пылевой монитор лунный ПМЛ. Летный образец изготовлен в 2018 г. Запуск: 2020 г. КА: Луна-Глоб (Луна-25)	Исследование физических характеристик лунной пылевой экзосферы и поверхностного реголита, рассеиваемого под действием метеороидных воздействий	Изм. электр. поля: $h=125$ мм $\varnothing=60$ мм $m=0,1$ кг БЭ: $h=60$ мм $d=175$ мм $l=170$ мм $m=0,7$ кг $P=8,5$ Вт	Поверхность Луны		[43]

15	<p>Лунный манипуляторный комплекс (ЛМК). Летный образец изготовлен в 2017 г. Запуск: 2020 г. КА: Луна-Глоб (Луна-25)</p>	<p>Забор образцов лунного грунта и его загрузка в приемное устройство прибора Лазма, позиционирование приборов ЛИС и ТВ-РПМ</p>	<p><math>l_{min}=800</math> мм  <math>l_{max}=1600</math>мм  <math>m=8</math> кг (с установленной внешней аппаратурой)  <math>P_{max}=66</math> Вт (в том числе внешняя аппаратура 16 Вт)</p>	<p>Поверхность Луны</p>		[37, 41]
----	--	---	---	-------------------------	---	----------


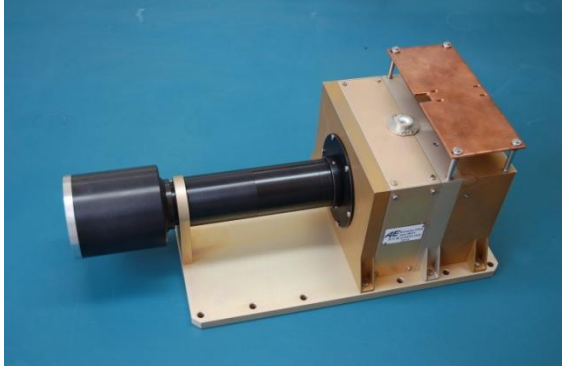
1	2	3	4	5	6	7
16	<p>Оптический блок лунного ИК спектрометра ЛИС. Летный образец изготовлен в 2018 г. Запуск: 2020 г. КА: Луна-Глоб (Луна-25)</p>	<p>Дистанционное изучение в ИК диапазоне содержания воды (в имплантированной или связанной форме) в поверхностном слое реголита Луны и минералогического состава реголита</p>	<p><math>h=170</math> мм  <math>d=65</math> мм  <math>l=76</math> мм  <math>m=0,9</math> кг  <math>P=6</math> Вт</p>	<p>Поверхность Луны</p>		<p>[44, 45]</p>
17	<p>ТВ-РПМ. Летный образец изготовлен в 2018 г. Запуск: 2020 г. КА: Луна-Глоб (Луна-25)</p>	<p>Съемка рабочего поля с манипулятора</p>	<p><math>h=60</math> мм  <math>d=60</math> мм  <math>l=110</math> мм  <math>m=0,45</math> кг  <math>P=10</math> Вт</p>	<p>Поверхность Луны</p>		<p>-</p>

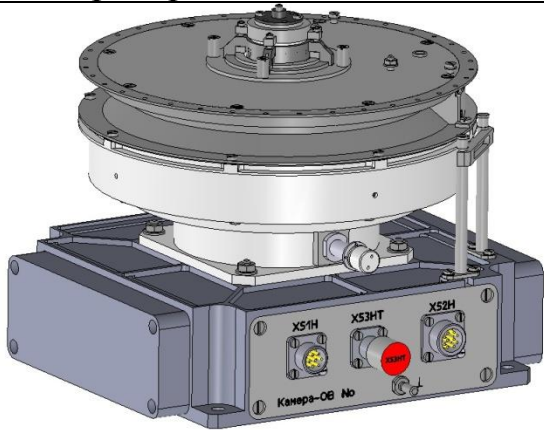
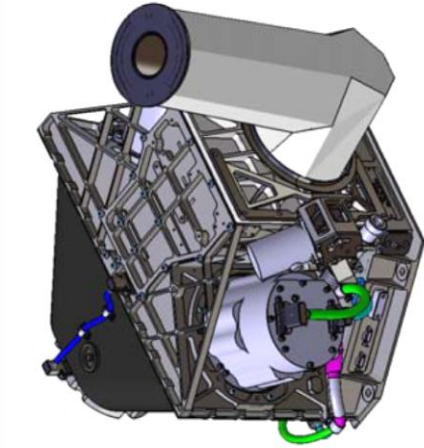
1	2	3	4	5	6	7
18	<p>Лина-Р. Летный образец изготовлен в 2018 г. Запуск: 2022 г. КА: Луна-26</p>	<p>Исследование потоков нейтралов и частиц плазмы</p>	<p><math>h = 150</math> мм <math>d = 160</math> мм <math>l = 231</math> мм <math>m = 3,4</math> кг <math>P = 6</math> Вт</p>	<p>Поверхность Луны</p>		-
19	<p>Датчик ионов Ариес-Л. Летный образец изготовлен в 2018 г. Запуск: 2020 г. КА: Луна-Глоб (Луна-25)</p>	<p>Изучение взаимодействия солнечного ветра с реголитом поверхности Луны, измерение отраженных от поверхности ионов солнечного ветра, «выбитых» ионов и нейтралов</p>	<p><math>h = 190</math> мм <math>d = 156</math> мм <math>l = 156</math> мм <math>m = 2</math> кг <math>P = 3</math> Вт</p>	<p>Поверхность Луны</p>		[46]

1	2	3	4	5	6	7
Частично или полностью прошедшие экспериментальную отработку приборы						7
20	<p>Сейсмометр посадочный широкополосный «Сейсмопш-НЧ».</p> <p>Проведение экспериментальной отработки</p> <p>Запуск: 2021 г.</p> <p>КА: Луна-Ресурс (Луна-27)</p>	<p>Исследование сейсмической активности Луны, свойств лунной породы, реологических свойств Луны, поиск признаков наличия лунного ядра за счет измерения ускорения свободного падения с разрешением <math>10^{-9}</math> м/с<sup>2</sup>.</p>	<p>Датчик:  <math>h = 42</math> мм  <math>\varnothing = 80</math> мм  <math>m = 0,17</math> кг</p> <p>БЭ:  <math>h = 105</math> мм  <math>d = 128</math> мм  <math>l = 124</math> мм  <math>m = 0,83</math> кг  <math>P = 3</math> Вт</p>	Поверхность Луны		-
21	<p>Оптический блок ISEM OB.</p> <p>Проведение экспериментальной отработки.</p> <p>Запуск: 2020.</p> <p>Размещение: марсоход (ExoMars 2020)</p>	<p>Исследование минералогического состава марсианской почвы в верхних слоях грунта, оценка состава поверхности в отдельных областях для выявления наиболее перспективных участков для бурения в режиме реального времени, определение формы и степени гидратации марсианской почвы, изучение изменения свойств пыли и газового состава атмосферы</p>	<p><math>h = 80</math> мм  <math>d = 96</math> мм  <math>l = 165</math> мм  <math>m = 0,9</math> кг  <math>P = 6</math> Вт</p>	Поверхность Марса		[44, 45, 47]

1	2	3	4	5	6	7
22	Блок электроники ISEM BE. Проведение экспериментальной отработки. Запуск: 2020. Размещение: марсоход (ExoMars 2020)	Обеспечение функционирования оптического блока ISEM	$h = 55$ мм $d = 84$ мм $l = 116$ мм $m = 0,56$ кг $P = 12$ Вт	Внутренний отсек марсохода		-
23	МДС-Л. Проведение экспериментальной отработки. Запуск: 2020. Размещение: марсоход (ExoMars 2020)	Изучение вариаций молекулярного содержания и изотопных соотношений газовых составляющих, термической и динамической структуры атмосферы вблизи поверхности Марса	$h = 420$ мм (590 мм – с выдв. штангой) $d = 188$ мм $l = 115$ мм $m = 2,6$ кг $P = 15$ Вт	поверхность Марса		[48]

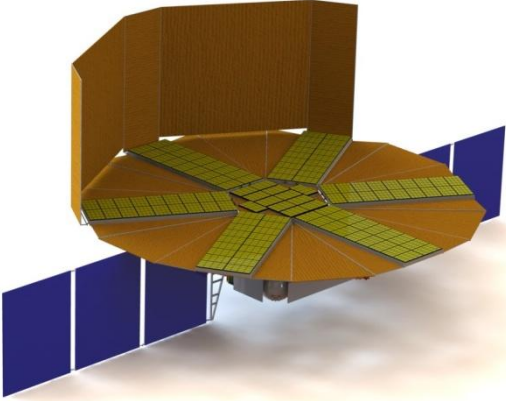
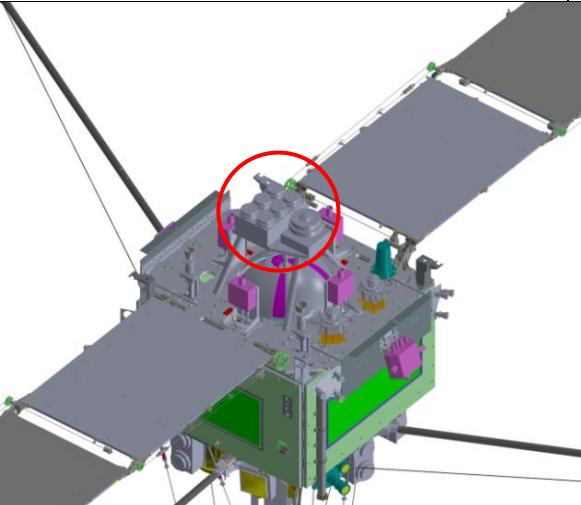


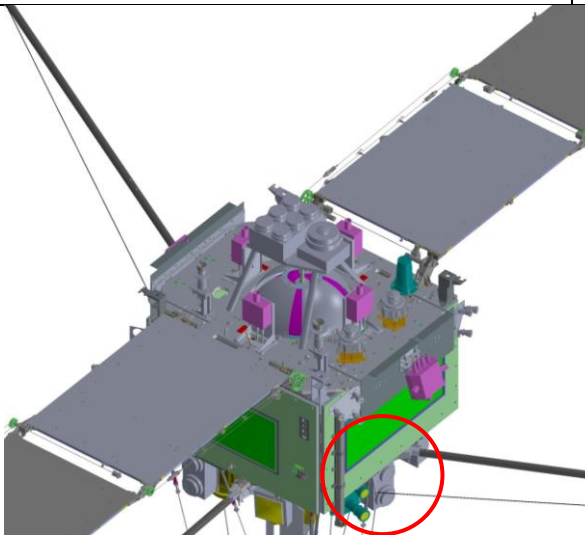
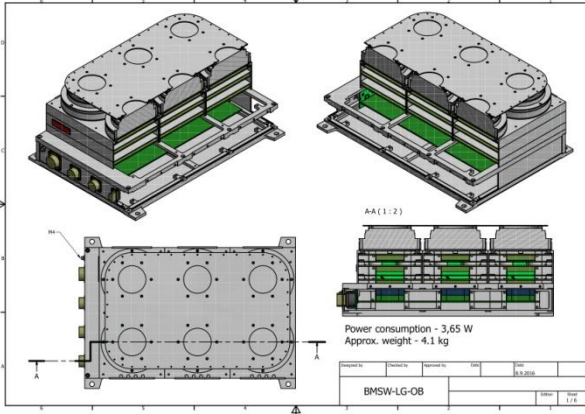
1	2	3	4	5	6	7
24	Озонометр-ТМ. Проведение экспериментальной обработки. Космический сегмент: Ионозонд (4 МКА «Зонд»)	Измерение содержания распределения озона в земной атмосфере	$h=30$ мм $d=353$ мм $l=272$ мм $m=6$ кг $P=17,5$ Вт	Геоцентрические эллиптические и круговые орбиты		[49]
25	Авровизор. Проведение экспериментальной обработки. Запуск: КА: Метеор-МП	Идентификация и распознавание наблюдаемых авроральных структур, определение положения мгновенных локальных границ неосвещенного аврорального овала по электронам и по протонам путем дистанционного контроля свечения верхней атмосферы в видимой области спектра с солнечно-синхронной орбиты	ВИС: $h=220$ мм $d=620$ мм $l=650$ мм $m=15,8$ кг $P=29$ Вт БЭ: $h=168$ мм $d=205$ мм $l=205$ мм $m=4,2$ кг $P=15$ Вт	Солнечно-синхронная орбита		-

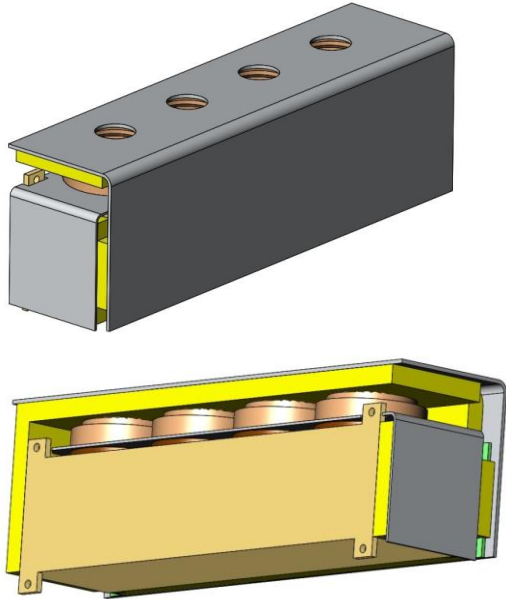
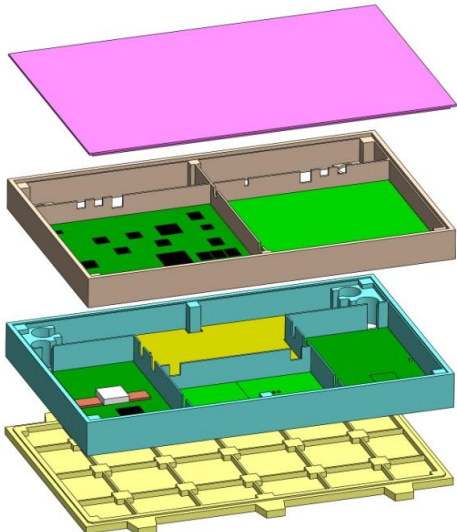
1	2	3	4	5	6	7
Спроектированные или проектируемые перспективные приборы						
26	Камера–ОВ. Разработана КД в 2015 г. КА: Странник»	Быстрое измерение полного потока ионов солнечного ветра и мониторингирования основных его параметров: плотности, переносной скорости, температуры	$h = 140$ мм $\varnothing = 165$ мм $m = 2,5$ кг $P = 3$ Вт	Геоцентрическая высоко-апогейная орбита		-
27	УФ спектрометр «Левус». Разработка КД, Запуск: 2021 г. КА: Луна-Ресурс (Луна-27)	Исследование экзосферы Луны	$h = 478$ мм $d = 371$ мм $l = 344$ мм $m = 7,5$ кг $P = 7$ Вт $P_{max} = 30$ Вт	Орбита вокруг Луны		-

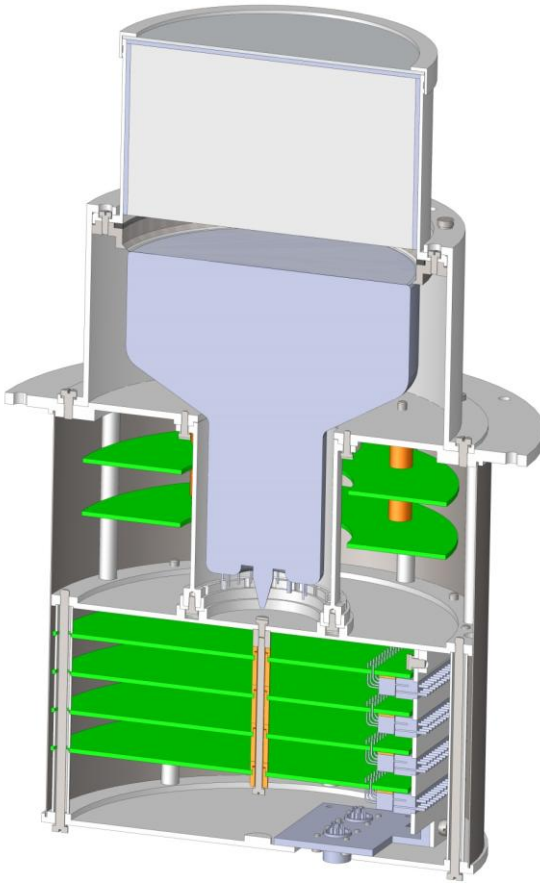
1	2	3	4	5	6	7
28	Спектрометр высокого разрешения «Дриада». Разработка КД. КА: РС МКС	Измерения поглощенных в земной атмосфере спектров в ближнем ИК диапазоне и восстановление концентрации парниковых газов	$h=260$ мм $d=450$ мм $l=450$ мм $m=25$ кг $P=30$ Вт	Внешняя поверхность МКС		[50]
29	Микроспутник «Чибис-АИ». Защищен ЭП в 2017 г. Запуск с ТГК «Прогресс».	Проведение экспериментов по изучению физических механизмов в атмосферных грозовых разрядах, исследование природы высотных молний и сопутствующих им процессов в атмосфере и ионосфере Земли.	$l=368$ мм $\varnothing=560$ мм $m=46$ кг $P=40\dots 100$ Вт	Орбита МКС		-

1	2	3	4	5	6	7
30	Рентгеновский монитор МВН-М2. Проводится разработка ЭП. Запуск: 2022 г. КА: РС МКС	Отработка элементов рентгеновской навигации. Изучение состояние вещества при сверхядерных плотностях, гравитации в пределе сильного поля, горизонт событий черных дыр, физика замагниченной плазмы с давлением излучения, сверхсильных магнитных полей, поляризации вакуума	$h=300$ мм $d=1000$ мм $l=1000$ мм $m=65$ кг $P=100$ Вт	Внешняя поверхность МКС		-
31	Рентгеновский телескоп ART-XC-ГАММА-400. Проводится разработка ЭП. Запуск: 2026 г. КА: ГАММА-400	Обзор Галактики в рентгеновском диапазоне 2...20 кэВ, наблюдение Галоцентра	$h=3500$ мм $\varnothing=1000$ мм $m=400$ кг $P=300$ Вт	Геоцентрическая высоко-апогейная орбита		-

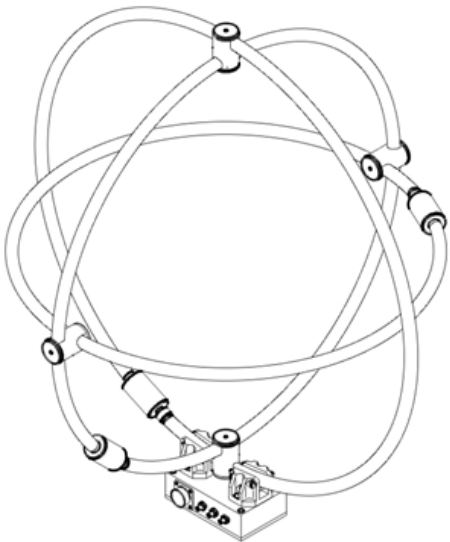
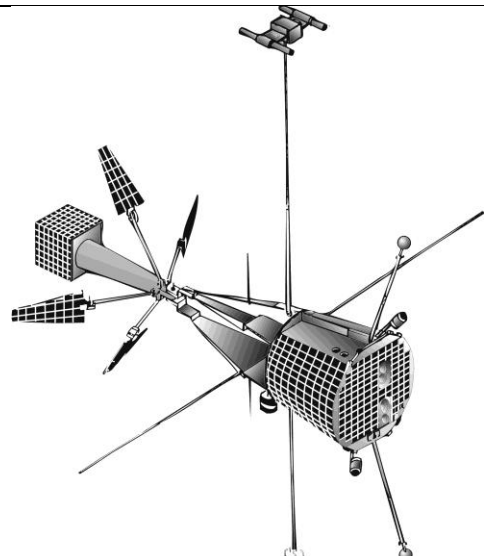
1	2	3	4	5	6	7
32	Рентгеновский микрофон. Проведена НИР в 2013-2016 гг.	Изучение искривления пространства-времени, предсказанного ОТО Эйнштейна, вблизи компактных объектов, состояния материи при плотностях во много раз превышающих ядерные плотности, поведения плазмы при температурах в десятки и сотни миллионов градусов и ее взаимодействия с магнитными полями в $10^8 - 10^{14}$ Гаусс, формирования рентгеновского излучения вблизи компактных объектов	$\varnothing \approx 5000$ мм $m \approx 1500$ кг $P \approx 1300$ Вт	Геоцентрическая высоко-апогейная орбита		-
33	Быстрый монитор солнечного ветра БМСВ-С-ОБ. Разработана КД в 2015 г. КА: «Странник»	Быстрые измерения полного потока ионов солнечного ветра, мониторингования основных параметров солнечного ветра (плотности, переносной скорости, температуры)	$h=121,5$ мм $d=180$ мм $l=300$ мм $m=3,5$ кг $P=3,4$ Вт	Геоцентрическая высоко-апогейная орбита		-

1	2	3	4	5	6	7
34	<p>Быстрый монитор солнечного ветра БМСВ-С-МБ. Разработана КД в 2015 г. КА: «Странник»</p>	<p>Быстрые измерения полного потока ионов солнечного ветра, мониторинг основных параметров солнечного ветра (плотности, переносной скорости, температуры)</p>	<p><math>h=122,5</math> мм <math>d=115</math> мм <math>l=240</math> мм <math>m=1,6</math> кг <math>P=1,2</math> Вт</p>	<p>Геоцентрическая высоко-апогейная орбита</p>		
35	<p>Быстрый монитор солнечного ветра BMSV-LG-OB. Разработана КД в 2017 г. (кандидат для включения в состав НА). КА: THOR (ESA)</p>	<p>Исследование параметров солнечного ветра и плазмы в околоземном пространстве</p>	<p><math>h=125</math> мм <math>d=208</math> мм <math>l=297</math> мм <math>m=4,1</math> кг <math>P=3,65</math> Вт</p>	<p>Геоцентрическая высоко-апогейная орбита</p>		

1	2	3	4	5	6	7
36	Быстрый монитор солнечного ветра БМСВ-И. Разработана КД в 2016 г. Запуск: 2026 г. КА: «Интергеозонд»	Исследование параметров солнечного ветра и плазмы в околосолнечном пространстве	$h = 110$ мм $d = 150$ мм $l = 430$ мм $m = 3,5$ кг $P = 0 \dots 4,5$ Вт	Приближение к Солнцу на 0,28 а.е.		-
37	Блок управления научными задачами БУНД. Разработана КД в 2014 г. Запуск: 2021 г. КА: «СПЕКТР-УФ»	Управление основными научными приборами комплекса научной аппаратуры «Спектр-УФ/ВКО-УФ», а также сбор, хранение, форматирование и передача в бортовой радиокomплекс КА научной и телеметрической информации, полученной в сеансах наблюдений	$h = 81$ мм $d = 260$ мм $l = 400$ мм $m = 10$ кг $P = 7,2$ Вт	24-х часовая круговая геосинхронная		-

1	2	3	4	5	6	7
38	<p>Детектор гамма-всплесков Геликон-И. Разработана КД в 2016 г. Запуск: 2026 г. КА: «Интергелеозонд»</p>	<p>Регистрация гамма-всплесков</p>	<p><math>h = 337</math> мм <math>\varnothing = 235</math> мм <math>m = 6,5</math> кг <math>P = 5</math> Вт</p>	<p>Приближение к Солнцу на 0,28 а.е.</p>		-



1	2	3	4	5	6	7
39	Магнитный датчик РЗ. Разработана КД в 2014 г. КА: «Резонанс»	Измерение характеристик магнитного поля	$\varnothing=500$ мм $m=1,0$ кг $P=0,75$ Вт	Геоцентрическая высоко-апогейная орбита		[40]
40	Микроспутник «Компас». КД разработана в 1996 г. Предполагался конверсионный запуск с подводной лодки на ракете «Синева»	Регистрация электрического и магнитного поля, а также параметров заряженных частиц на низкой полярной орбите	$l=513$ мм (800 – в разложенном состоянии) $h=430$ мм $d=290$ мм $m=70$ кг $P=40$ Вт	Полярная круговая орбита высотой 400...250 км		[51]