

На правах рукописи



БАСОВ АНДРЕЙ АЛЕКСАНДРОВИЧ

**ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННАЯ БОРТОВАЯ
СИСТЕМА ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ПАССИВНОГО ТИПА
С АВТОНОМНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ**

Специальность

01.04.14 – «Теплофизика и теоретическая теплотехника».

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2018

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

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Мякочин Александр Сергеевич

Официальные оппоненты: **Финченко Валерий Семёнович**
доктор технических наук, акционерное общество
«Научно-производственное объединение им. С.А. Ла-
вочкина», ведущий научный сотрудник

Залетаев Сергей Васильевич
кандидат технических наук, Федеральное государст-
венное унитарное предприятия «Центральный науч-
но-исследовательский институт машиностроения»,
старший научный сотрудник

Ведущая организация: Акционерное общество «Военно-промышленная
корпорация «Научно-производственное объединение
машиностроения»

Защита состоится «25» декабря 2018г. в 15.00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национального исследовательского университета) (МАИ), по адресу: 125993 Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамске шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ) http://www.mai.ru/upload/iblock/44d/DISSERTATSIYA_BASOV_1.pdf.

Автореферат разослан « _____ » _____ 2018 г.

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

 Зувев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы

Расширение перечня прикладных задач, решаемых средствами космического базирования, потребовало существенного увеличения сроков активного существования космических аппаратов.

Одним из основных элементов ненадежности как пилотируемых, так и беспилотных КА являются получившие широкое распространение централизованные системы обеспечения теплового режима, базирующиеся на замкнутых гидравлических контурах. В таких системах пониженной надежностью характеризуется как интегрированные в гидроконтур агрегаты: насосы, регуляторы, клапаны, компенсаторы, теплообменники, так и соединительные трубопроводы с неразъемными и разъемными стыками.

Упомянутая особенность требует введения функционального и/или явного дублирования гидроконтуров и элементов системы, а для пилотируемых объектов, в силу низких антифрикционных характеристик нетоксичного и непожароопасного теплоносителя, проведения регулярной замены насосной группы.

Развитие пилотируемых орбитальных комплексов привело к необходимости введения в их состав малых модулей, выполняющих вспомогательные задачи. Такие модули, как правило, не предназначены для постоянного нахождения в них экипажа: складские и шлюзовые модули, модули-адаптеры (переходники), технологические модули с высокой степенью автоматизации процессов. Смягчение требований по обеспечению тепловых условий для нахождения экипажа в таких модулях допускает расширение диапазона допустимых температур газовой среды и увеличение градиента температур по модулю. Это позволяет применить пассивные средства для теплового обеспечения изделий такого класса, что существенно увеличивает их полезный объем, повышает надежность и снижает как стоимость создания, так и стоимость их эксплуатации при значительном (до 35 лет) увеличении срока активного существования СОТР без необходимости проведения регламентных и ремонтно-восстановительных работ, что и определяет актуальность представляемой работы.

Цель проведенной работы состоит в формировании принципов построения и определении области применения интегрированной в конструкцию космического объекта системы обеспечения теплового режима, не имеющей характерно выраженного центрального критичного для ее работоспособности элемента.

Для достижения цели работы решались следующие **задачи**:

- анализ с использованием тепловых математических моделей целесообразности применения пассивных средств терморегулирования и децентрализации системы;
- оценка влияния на надежность СОТР автономного управления ее элементами и использования децентрализованной структуры;
- разработка критериев целесообразности применения децентрализованной пассивной СОТР с автономным управлением элементами;
- выявление типов космических объектов, для которых эффективно использование пассивных децентрализованных систем.

Для решения поставленных задач применен расчетно-экспериментальный **метод исследования**, базирующийся на использовании тепловых математических моделей и анализе, в том числе с их использованием результатов летных (натурных) и стендовых испытаний космических объектов или их тепловых макетов.

Выводы и результаты представленной работы получены при сопоставлении результатов математического моделирования тепловых процессов в элементах конструкции КА различного назначения и различных конструкторско-компоновочных схем. Математические модели уточнялись по результатам экспериментальной отработки на имитационных стендах и по данным телеметрической информации, полученной при полете космического объекта.

Математические модели составлялись на основе уравнений лучистого теплообмена, уравнения теплопроводности Фурье-Кирхгофа.

Решение уравнений лучистого теплообмена проводилось методом Монте-Карло с использованием пакета прикладных программ «TERM» - «BC СОТР», разработки головного института космической отрасли России – ФГУП «ЦНИИМАШ», Некоторые модели разработаны под пакет «SINDA – FLUINT» - «THERMAL DESKTOP» (США).

Объектом исследования являются системы обеспечения теплового режима космических аппаратов различного назначения и различного срока активного существования. Исследован вопрос применения пассивных средств терморегулирования и целесообразность введения децентрализации в управление элементами СОТР.

Проведение исследования связано с использованием аппарата математического моделирования кондуктивного и лучистого теплообмена в конструкциях сложной формы при многофакторном воздействии космического пространства.

Научная новизна

1. Использован аппарат математического моделирования для прогнозирования и оптимального выбора облика СОТР и КА в целом, в зависимости от конкретного назначения КА.

2. Проведен сравнительный многофакторный анализ классической и децентрализованной СОТР.
3. Впервые предложены критерии целесообразности использования пассивной децентрализованной СОТР в космических объектах различного назначения.
4. Разработаны принципы построения децентрализованной пассивной СОТР, способной выполнять свои функции при отказе бортовых средств управления и, в сокращенном объеме, решать задачи термостабилизации КА даже в случае потери электропитания.
5. Рекомендована структура комплексной тепловой математической модели на основе анализа допущений, принимаемых при моделировании элементов СОТР.

Практическая значимость результатов представляемой работы состоит в значительном повышении надежности СОТР определенных типов КА и космических объектов при увеличении срока их службы, снижении относительной массы системы, экономии ресурсов бортовых вычислителей, снижении электропотребления служебных систем и увеличении полезного объема отсеков КА.

Достоверность полученных результатов подтверждена успешной летной (натурной) эксплуатацией изделий различных организаций, результатами стендовой отработки в условиях, имитирующих тепловое воздействие космического пространства, а также использованием для теплового математического моделирования специализированных программных комплексов, многократно верифицированных по результатам летной эксплуатации КА различного назначения, изготовленных в разное время различными предприятиями.

Личный вклад автора состоит в:

- разработке концепции построения децентрализованной СОТР пассивного типа, в том числе с автономным управлением;
- формулировании условий применения такой системы;
- разработке критериев применимости предлагаемой СОТР на конкретном КА;
- разработке схем функционального резервирования системы;
- разработке алгоритма управления элементами системы и формировании технических требований к автономному устройству, их реализующему;
- разработке тепловых математических моделей и проведении балансных тепловых расчетов;
- формировании технических требований к компонентам предлагаемой СОТР;
- разработке методики проведения наземной тепловакуумной отработки космических объектов (их тепловых макетов) с децентрализованной пассивной СОТР и проведение ее адаптации к имеющейся стендовой базе предприятий-изготовителей КА.

Автором проведен анализ при сопоставлении результатов численного моделирования и телеметрической информации по тепловому состоянию эксплуатируемых в натуральных условиях космических объектов, по результатам которого сделаны основные выводы по диссертационной работе.

Апробация проведена в выступлении на второй международной конференции «Тепловые трубы для космического применения» в 2014г. Результаты проработок докладывались на научно-технических советах РКК «Энергия»

Публикации по теме работы.

Всего по теме диссертации выполнено 18 работ, из них опубликованы в рекомендованных Высшей аттестационной комиссией журналах - 10, защищены патентами РФ на изобретения и полезную модель – 7.

Внедрение результатов работы

Результаты представляемой работы внедрены:

- в системах обеспечения теплового режима шлюзовой камеры модуля «Наука», малого исследовательского модуля «Рассвет» (летная эксплуатация с 2010 года) и узлового модуля «Причал»;

- в конструкции микроспутника «Чибис-М» Института космических исследований РАН, запущенного в январе 2012 г;

- в составе средств теплового обеспечения аппаратуры «РК-21-8» космического эксперимента «СВЧ-радиометрия» и радиотехнической системы передачи информации для МКС;

- в системе термостабилизации оптико-электронного модуля космического аппарата «Egypotsat», запущенного в 2014 г.

В составе всех перечисленных изделий, кроме находящегося на Земле модуля «Причал», децентрализованные системы/средства теплового обеспечения успешно выполнили или выполняют возложенную задачу поддержания требуемых температурных условий функционирования бортовой аппаратуры и конструкции.

На упомянутых изделиях, кроме модуля «Рассвет», космического аппарата «Egypotsat» и микроспутника «Чибис-М», децентрализованные пассивные системы обеспечения теплового режима дополнены миниатюрными средствами автономного управления, разгружающими центральный бортовой компьютер.

Положения, выносимые на защиту

1. Принципы построения и теплового математического моделирования децентрализованных СОТР пассивного типа.

2. Результаты анализа рабочих характеристик децентрализованных СОТР, реализованных на различных космических объектах.

3. Критерии целесообразности и области применения децентрализованных СОТР пассивного типа с автономным управлением.

Структура и объём работы

Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, выводов по работе и списка литературы. Работа включает 181 страницу основного текста и выводы, 48 рисунков, 9 таблиц, список литературы из 74 наименований.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность выбранной темы диссертации, сформулированы цель и задачи работы. Представлен личный вклад диссертанта в раскрытии темы диссертации. Отражена новизна работы, её научная и практическая значимость, достоверность и обоснованность результатов. Кратко охарактеризованы методы и средства исследования, используемые в работе.

В первой главе диссертационной работы проведён анализ и подробное описание назначений и принципов построения систем обеспечения теплового режима (СОТР). СОТР предназначена для создания необходимых температурно-влажностных условий для обеспечения высокой работоспособности экипажа и оборудования на этапах выведения, полёта КА в космическом пространстве и спуска в атмосфере при завершении полёта.

СОТР на борту космического аппарата сочетает в себе комплекс технических решений, реализующих эффективное взаимодействие различных подсистем, элементов оборудования и конструкции в части их теплового обеспечения.

Приведена классификация систем обеспечения теплового режима, одной из особенностей которой является разделение СОТР на подсистемы по функциональной принадлежности. Данная особенность позволяет выделить три базовые подсистемы СОТР, главным образом определяющие формирование теплового режима космического аппарата, к которым относятся: подсистема тепловой защиты, подсистема формирования температурно-влажностных и циркуляционных полей газовой среды и подсистема терморегулирования. Назначение данной классификации выражается в том, что она позволяет не только доступно излагать методический материал, но и служит базой для дальнейшего развития общей терминологии, определений и классификационных признаков.

Показано, что по принципу действия СОТР в целом делятся на два класса: первый включает комплекс средств активного регулирования тепловых процес-

сов, а второй использует средства пассивного регулирования. Дано определение децентрализованной СОТР.

Приведены современные способы термостабилизации КА в условиях как переменной внутренней, так и изменяющейся во времени внешней тепловой нагрузки.

Перечислены этапы проектирования СОТР космических объектов. Показано, что проектирование КА и проектирование СОТР проводятся практически одновременно. На подготовительном этапе на основании анализа назначения КА формулируются и рассчитываются необходимые исходные данные для проектирования СОТР. На первом этапе производится первичное моделирование внешних поверхностей КА и производится оценка предельных тепловых воздействий на него. На втором этапе производится оценка требуемых уровней температур, необходимых бортовой аппаратуре и экипажу, и требуемой точности поддержания температуры. По результатам анализа осуществляется выбор типа СОТР: активной, пассивной, комбинированной; выделяются объекты термостатирования, требующие особых условий. Третий этап посвящен построению расчетной тепловой схемы КА, учитывающей первичные решения по подбору материалов и покрытий КА, проектную компоновку и программу ориентации. На четвертом этапе производится подбор необходимых компонентов СОТР или выдача заданий на разработку новых агрегатов. В результате происходит расчетное подтверждение выполнения системой обеспечения теплового режима предъявленных к ней требований, выставление взаимосогласованных требований по конструктивному исполнению элементов смежных систем, практически полностью определяется тепловой интерфейс элементов КА и СОТР.

Рассмотрены особенности расчёта тепловой нагрузки, воздействующей на поверхность КА, и составления алгоритмов проектирования СОТР.

Также проводится анализ возможных погрешностей при проектировании СОТР, в частности, погрешностей, определяющихся влиянием ряда технологических и эксплуатационных факторов.

Во второй главе диссертационной работы рассмотрен один из наиболее сложных для математического моделирования факторов теплового воздействия на космические объекты – внешние воздействия окружающего пространства.

В анализе внешних тепловых воздействий используются тепловые модели Солнца, планет и окружающего пространства. Приведены основные положения теории излучения реальных тел. Падающие внешние радиационные тепловые потоки на элементы конструкции аппарата и наружное приборно-агрегатное оборудование при орбитальном движении КА определяются с использованием модели

трёх констант. Сущность модели определяется средней интенсивностью плотности излучения, средней плотностью потока собственного излучения Земли, и средней величиной альбедо. Модель трёх констант построена на базе суммарного теплового баланса Земли. При этом учитывается неоднородность излучения ее поверхности, сезонные и суточные изменения и влияние облачного покрова на величину внешних тепловых потоков.

Рассмотрены основные допущения, применяемые при расчёте лучистых тепловых потоков. Показано, что при указанных допущениях плотности падающих на поверхность КА радиационных тепловых потоков рассчитываются с использованием следующих соотношений:

- плотности радиационных тепловых потоков от излучения Солнца:

$$q_s = \mu_s \cdot S_0,$$

- плотности радиационных тепловых потоков солнечного излучения, отраженных поверхностью планеты:

$$q_{отр} = \varphi_2 \cdot \alpha \cdot S_0,$$

- собственное излучение планеты

$$q_{соб} = C_1 \cdot \varphi_1 + C_2 \cdot \varphi_2,$$

где μ_s - относительный мидель поверхности, на которую падает солнечный поток, по направлению на Солнце, α - среднее альбедо планеты, S_0 - солнечная постоянная в окрестности планеты, C_1 , C_2 - константы, определяющие собственное излучение планеты, φ_1 - угловой коэффициент между поверхностью и планетой, определяющий долю собственного излучения планеты, попадающую на поверхность, φ_2 - комбинированный угловой коэффициент, зависящий от взаимного положения поверхности, Солнца и планеты и показывающий долю отраженной от планеты солнечной энергии, попадающую на рассматриваемую поверхность.

Показано, что для определения перечисленных параметров требуются сведения об орбите космического аппарата. Возможны три типа ориентации аппарата при его движении по эллиптической околоземной орбите:

- аппарат постоянно ориентирован одной из своих осей на центр планеты;
- аппарат ориентирован по вектору скорости;
- аппарат ориентирован одной из своих осей на Солнце.

В практике космических полётов могут реализовываться траектории (например, геомагнитные), когда ориентацию КА нельзя описать с использованием только аналитических формул. В этом случае в качестве исходных данных следует задавать непосредственно графические зависимости углов тангажа и крена по времени, далее по их значениям в определённые моменты времени вычислять положения осей КА

относительно связанной системы координат и только после этого рассчитываются падающие на поверхность аппарата лучистые тепловые потоки.

Рассмотрена математическая модель расчёта коэффициентов экранирования методом Монте-Карло.

В третьей главе диссертационной работы рассмотрены вопросы математического моделирования тепловых процессов в системах обеспечения теплового режима, а также дан сравнительный анализ централизованной классической СОТР с гидроконтуром и децентрализованной СОТР пассивного типа.

Задачами математического моделирования СОТР КА являются:

- проведение комплексных исследований функционирования СОТР при различных режимах полёта с учётом воздействия расчётных и случайных тепловых нагрузок;
- определение реакции системы в случае непредсказуемого изменения характеристик отдельных её элементов при различных технологических и конструкторских изменениях в процессе изготовления;
- прогнозирование поведения системы и оценка возможных последствий в случае возникновения аварийных ситуаций;
- создание средства оперативного контроля и управления работой СОТР и анализ нормативных характеристик функционирования системы;
- проведение экспериментальных исследований с моделированием натуральных условий эксплуатации СОТР для получения полной информации о её характеристиках.

Приведена математическая модель СОТР в общем виде, включающая в себя уравнения теплового баланса, уравнения подсистемы регулирования, а также уравнения внешних и внутренних возмущений:

$$\frac{d\overset{1}{T}}{d\tau} = f\left(\overset{1}{a}, \overset{1}{c}, \overset{1}{T}\right) + D\left(\overset{1}{a}, \overset{1}{c}\right) \cdot \overset{1}{U}$$

где $\overset{1}{T}$ – вектор переменных состояний системы, в который определяется температурами узлов модели, f – векторная функция связи температуры узлов модели, $\overset{1}{a}$ – вектор параметров, определяющих тепловые связи между узлами; $\overset{1}{c}$ – вектор теплоёмкости системы, $D(\overset{1}{a}, \overset{1}{c})$ – матрица входных воздействий, $\overset{1}{U}$ – вектор входных воздействий.

Общий вид уравнения теплового баланса для узлов космического аппарата имеет вид:

$$c \cdot m \cdot \frac{dT}{d\tau} = Q_{\text{солн}} + Q_{\text{отр}} + Q_{\text{земн}} + \sum_{m \neq i}^N \varepsilon_{m,i} \cdot \sigma \cdot F_{m,i} \cdot (T_m^4 - T_i^4) + \sum Q_{\text{внутр}} + \\ + \sum_{m \neq i}^N k \cdot F \cdot (T_m - T_i),$$

где первая сумма в правой части описывает факторы лучистого теплообмена – поток переизлучения и собственный тепловой поток узла ($Q_{\text{переизл}}$ и $Q_{\text{собств}}$), вторая сумма объединяет тепловыделение приборно-агрегатного оборудования, экипажа и химических процессов, а третья сумма описывает кондуктивный и конвективный теплообмен рассматриваемого узла.

Проведено построение математической модели СОТР обитаемого гермомодуля. Показано, что приближенные математические модели типовых агрегатов и элементов СОТР (теплообменники, радиаторы-излучатели) на основе обыкновенных дифференциальных уравнений могут быть в первом приближении использованы для моделирования и исследования СОТР расчетно-аналитическими методами с применением средств вычислительной техники.

Рассмотрены особенности применения специальных программных комплексов для проведения математического моделирования СОТР космических аппаратов: «TERM» - «BC СОТР» и «SINDA-FLUINT» – «THERMAL DESKTOP».

Определены основные причины расхождения результатов расчётов и экспериментальных исследований. Источники возникающих ошибок можно условно разделить, на четыре группы: неправильное определение функциональной структурной схемы системы, погрешности измерений, ошибки в выборе параметров модели и технологический фактор. В первом случае необходимо разрабатывать новую модель, однако если расхождения обусловлены тремя последними причинами, то выполняется статистическая оценка параметров модели по результатам измерений и проводится их коррекция.

Показано, что недетерминированность теплового контакта между элементами конструкции КА и источниками выделения теплоты вносит существенную неопределённость в математическую модель системы. В инженерной практике этот вопрос кардинально решается установкой между контактирующими поверхностями теплопроводного материала-заполнителя.

Рассмотрены две стадии математического моделирования тепловых процессов, происходящий в конструкции КА: проектный и поверочный тепловой расчет. Проектный тепловой расчет проводится по упрощённым тепловым математическим моделям на ранних стадиях создания КА при значительных неопределенностях в тепловыделении, режимах работы системы, количестве и топографии расположения

объектов теплового обеспечения. Основная задача при этом сводится к принятию решений с обоснованным инженерным запасом по обеспечению теплового баланса КА при всех вариантах его ориентации в экстремальных условиях функционирования. Поверочный тепловой расчет выполняется на этапе выпуска чертежно-технической документации при наличии практически полной информации по теплофизическим свойствам конструкции КА, его геометрии, компоновки и др. Основная задача – подтверждение правильности принятых проектных решений и оптимизация инженерных запасов с целью улучшения массово-энергетических характеристик КА.

В качестве примера в работе рассмотрена СОТР с гидравлическими контурами и последовательно-параллельным подключением источников тепловыделений, схема которой приведена на рисунке 1. Для такой системы составлена математическая модель, включающая в себя уравнения теплопроводности для каждого узла, соотношения для теплообменников (ТП, ЖЖТ, ГЖТ), радиаторов-излучателей (РТО), а также для моделирования работы регулятора расхода жидкости (РРЖ) по показаниям чувствительного элемента (ЧЭ). Анализ надежности СОТР показал, что при достигнутых в настоящее время значениях вероятности безотказной работы для типовых агрегатов СОТР, функционирующих в теплоносителях «Триол» и «ПМС-1,5р», значение вероятности безотказной работы СОТР составляет 0,923 при сроке эксплуатации на орбите МКС в течение 10 лет.

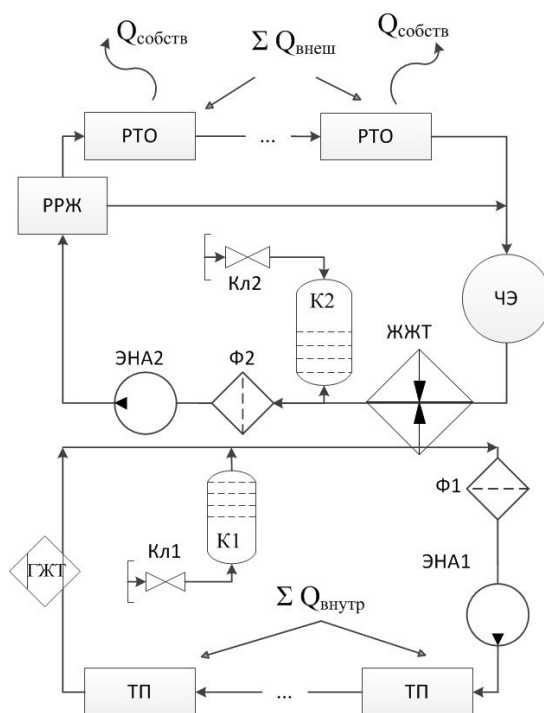


Рисунок 1 – Схема СОТР с гидравлическими контурами

Показано, что основным недостатком централизованной СОТР с гидроконтуром является низкая надежность, обусловленная вероятным нарушением герметичности внешнего гидроконтра системы под воздействием факторов космического пространства, в том числе бомбардировки метеоритов и ненадёжностью электро-механических агрегатов. Это приводит к полной потере возможности СОТР выполнять целевую задачу. Устранение этого недостатка возможно только посредством дублирования гидроконтуров и, как следствие, значительного увеличения количества и номенклатуры запорно-регулирующей арматуры. Низкие показатели ресурса и надежности запорно-регулирующей арматуры вносят существенный вклад в ограничения сроков эксплуатации КА и снижают его потребительскую привлекательность.

В качестве решения указанной проблемы в работе рассмотрена СОТР с децентрализованным внешним контуром, схема которой приведена на рисунке 2. В ней сброс тепла в космическое пространство осуществляется с помощью цепочки автономных пассивных средств излучения избыточного тепла – радиаторов с контурными тепловыми трубами (РКТТ). Показано, что существенное упрощение в математической модели предложенной схемы достигается за счет исключения блока модели, отвечающего за регулятор расхода теплоносителя, и упрощения модели побудителей движения теплоносителя. Расчётная вероятность безотказной работы СОТР составляет 0,991 при сроке эксплуатации на орбите МКС в течение 10 лет.

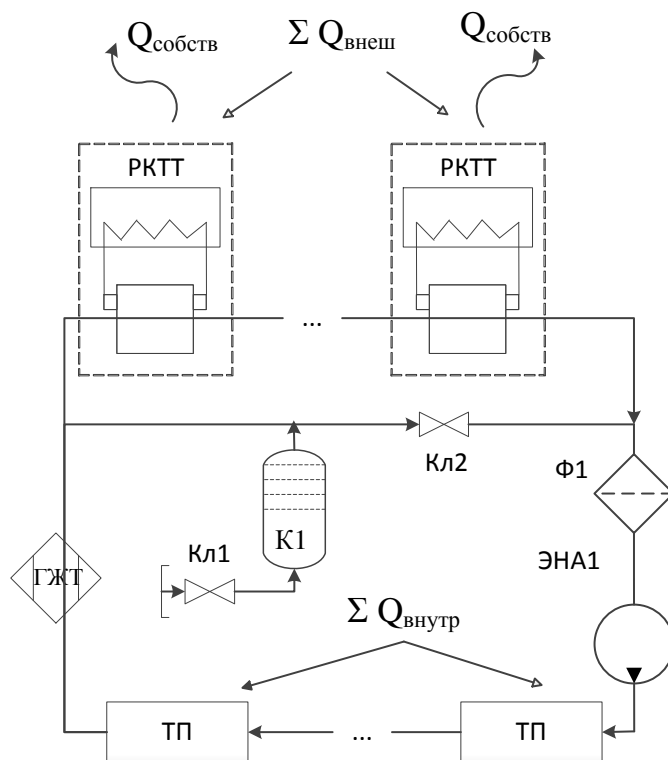


Рисунок 2 – Схема СОТР с децентрализованным внешним контуром

Схема СОТР, приведенная на рисунке 2, реализована на модуле «Рассвет» Международной космической станции и безаварийно функционирует с 2010 г.

Сравнительный анализ параметров централизованной СОТР и СОТР с децентрализованным внешним контуром приведены в таблице 1.

Таблица 1

Параметры сравнения	Наружный контур централизованной СОТР на примере многоцелевого модуля	Наружный децентрализованный контур СОТР на примере малого исследовательского модуля
Суммарная масса , приведённая к максимальной хладопроизводительности 600Вт, в том числе:	295,0 кг	70,2 кг
- радиатор	120,0 кг	39,6 кг
- теплоноситель	36,0 кг	0,6 кг
- сменные панели насосов и РРЖ	64,0 кг	Не требуются
- теплообменники	27,0 кг	30,0 кг
- арматура	48,0 кг	Не требуется
Энергопотребление:		
- при штатной работе	140 Вт	0 Вт
- при использовании резервных средств	140 Вт	от 10 до 120 Вт
Номенклатура агрегатов и арматуры (наименований / общее количество)	11 / 41	1 / 6

Далее в работе рассмотрены СОТР интегрированного в состав российского сегмента международной космической станции (МКС) оборудования «СВЧ-радиометрия» и радиотехнической системы передачи информации. В главе описывается назначение и основные характеристики данных систем, описания тепловых моделей. Предложенные СОТР были внедрены и прошли успешные летные испытания на служебном модуле «Звезда» РС МКС. Проведено сравнение результатов тепловых расчётов по разработанной модели с данными телеметрической информации, полученной при лётной эксплуатации объекта. Показано, что для теплового обеспечения «внешних установок» модуля-носителя предлагаемая децентрализованная пассивная СОТР с автономным управлением дает существенный выигрыш по надёжности, электропотреблению, занимаемым объемам и потребляемым ресурсам. Кроме того, она удобна для проведения ремонта и регламентных работ.

Сформулированы принципы построения и теплового математического моделирования децентрализованных СОТР пассивного типа:

- изменение теплофизических характеристик конструкции (теплоёмкость, теплопроводность, локальный нагрев) за счёт интегрирования в конструкцию КА элементов СОТР с нужными свойствами;

- адаптируемость системы к нарушению теплового режима в одном из функциональных узлов, являющемся побудителем интенсификации теплопереноса между узлами; компенсация неблагоприятных воздействий происходит без применения активных средств регулирования;

- минимизация неопределённости внешних воздействий за счёт применения высокоэффективных теплоизоляционных материалов;

- широкое использование конструкции космического аппарата как единого теплопровода.

В четвёртой главе диссертационной работы приведены результаты внедрения разработанных децентрализованных пассивных бортовых систем обеспечения тепловых режимов КА.

Определены космические объекты, для которых технически оправдано применение децентрализованных СОТР. Перечень подобных объектов представлен в виде схемы применимости и приведён на рисунке 3.

Показана совокупность созданных для децентрализованных систем терморегулирования малоразмерных эффективных элементов, обеспечивающих их дальнейшее широкое внедрение в практическую космонавтику.

Описан процесс внедрения децентрализованных пассивных СОТР на космических объектах различного назначения

С 2010 года успешно используется для передачи больших объемов данных с МКС на Землю радиотехническая система передачи информации, разработки «НПП «САИТ», тепловое обеспечение внешнего блока которой производится децентрализованной пассивной СОТР с автономным управлением, включающей в себя экранно-вакуумную теплоизоляцию, теплоаккумулирующую пластину-основание, дублированные компенсационные электронагреватели и блоки их управления.

Аналогичная концепция средств теплового обеспечения и устройства для ее реализации использованы при проведении РКК «Энегррия» космических экспериментов «Отражение 4» и «Отражение 5» на транспортно-грузовых кораблях «Прогресс М-05М» и «Прогресс М-23М» в 2010 и 2014 годах соответственно.

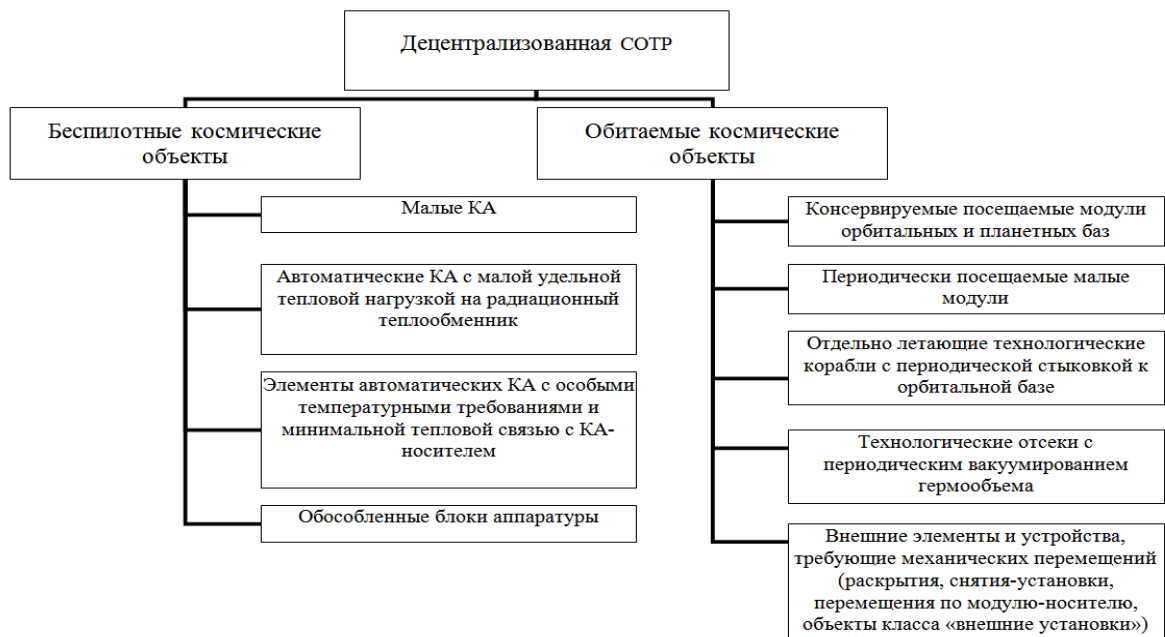


Рисунок 3 – Применение децентрализованных пассивных СОТР на космических объектах

На спутнике «Чибис-М» реализовалась концепция теплового обеспечения без создания какой-либо обособленной, отдельно изготовленной системы. Необходимый результат достигнут за счет интегрирования в состав конструкции примитивных элементов – покрытий и теплопроводных заполнителей, подобранных на основании расчетов по тепловой математической модели спутника. Децентрализованные пассивные средства теплового обеспечения спутника «Чибис-М» успешно отработали весь срок баллистического существования микроспутника, более чем в 2,5 раза превысив гарантийный ресурс безотказной работы при выполнении в полном объеме требований к тепловому обеспечению.

Дальнейшее внедрение децентрализованных пассивных СОТР с автономным управлением проводилось на малоразмерных периодически посещаемых модулях орбитальной станции разработки РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Одновременно с модулем «Рассвет», принципы построения СОТР которого подробно описаны в главе 3, на орбиту Международной космической станции была доставлена шлюзовая камера для модуля «Наука». Поддержание требуемых температур элементов шлюзовой камеры осуществляет децентрализованная пассивная СОТР с автономным управлением, в состав которой входят: тепловые трубы, тонкопленочные электронагреватели, автономные блоки управления электронагревателями и тепловая изоляция. Для решения задач теплового обеспечения также используются терморегулирующие покрытия, теплопроводящие клеи, термоизоляторы, металлические элементы конструкции (обечайка корпуса, шпангоуты, корпус

герметизирующей крышки и др.), кабели подачи электропитания, контрольные температурные датчики. В главе приведены характеристики тепловой модели шлюзовой камеры, упрощённая схема управления электронагревателями, входящими в состав децентрализованной СОТР, а также конструктивные требования по установке элементов СОТР изделия.

Следующим объектом, на котором были внедрены принципы построения децентрализованных пассивных СОТР, стал узловой модуль «Причал», разработки РКК «Энергия». Предложенная для него СОТР защищена патентом РФ №2548316 от 19.03.2015 г. Общий модуль приведён на рисунке 4. В главе описывается назначение и основные характеристики модуля.



Рисунок 4 – Внешний вид узлового модуля

Система обеспечения теплового режима узлового модуля «Причал» строится на базе высокоресурсных элементов повышенной надежности: тепловых труб, ЭВТИ, тонкопленочных компенсационных электронагревателей и их блоков управления. Использование толстостенного, изготовленного из высокотеплопроводного материала гермокорпуса в качестве единого теплопровода позволило децентрализовать СОТР, превратив систему в набор специальным образом установленных элементов, объединенных только кондуктивной связью. Принципиальная схема тепловой математической модели модуля представлена на рисунке 5.

При массе модуля в 3774 кг масса СОТР составляет 97,48 кг или 2,4 %. Благодаря дублированию одноканальных тепловых труб и обеспечению зоны перекрытия соседних пар тепловых труб, значительно превышающей расчетное значение длины зоны неконденсирующегося газа, удалось обеспечить расчетное значение вероятности безотказной работы СОТР узлового модуля в 0,9999 для 10 лет эксплуатации в составе орбитальной станции и в 0,9995 для 30 лет эксплуатации. Эти значения достигнуты для необслуживаемой системы, ремонт которой не пре-

дусмотрен, и не возможен, т.к. основные ее элементы – тепловые трубы и ЭВТИ – в процессе полета орбитальной станции недоступны.

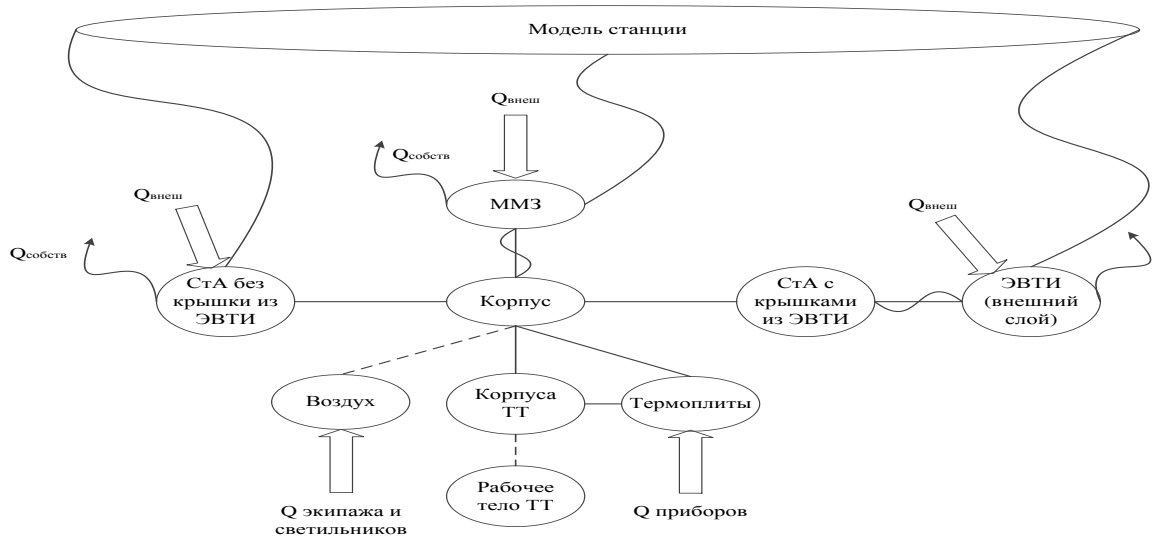


Рисунок 5 – Принципиальная схема тепловой математической модели узлового модуля

При сравнении СОТР шлюзовой камеры и СОТР узлового модуля показана тенденция к увеличению количества основных элементов систем, что приводит к чрезмерному разрастанию систем подобного типа при увеличении размера обеспечиваемого объекта и/или его тепловыделению. Кроме того, большое количество электронагревателей, запитываемых по индивидуальным независимым фидерам электропитания приводит к разрастанию менее надежных, чем СОТР, сложных систем космического аппарата.

В разделе, посвящённом обеспечению термостабильности оптических схем и приемников изображения космических аппаратов, показано снижение технической и экономической эффективности КА при использовании для решения подобных задач централизованной гидравлической СОТР. В ходе совместного со специалистами белорусского предприятия «Пеленг» решения данной задачи разработана методика построения децентрализованной СОТР на базе высоконадежных пассивных элементов с длительных сроком службы. Использование СОТР такого типа позволило осуществить без увеличения массы многократное функциональное внутрисистемное резервирование, снизила чувствительность системы к внешним воздействиям типа «метеоритный пробой». С помощью разработанной тепловой математической модели аналитически оптимизированы параметры размещения тепловых труб и электронагревателей, что также способствовало снижению удельной массы СОТР. Пассивная децентрализованная СОТР оптико-электронного модуля КА дистанционного зондирования Земли внедрена и успеш-

но прошла летно-конструкторские испытания в составе космического аппарата «Егyptstat».

Для оценки предельных возможностей применения децентрализации в главе рассматривается задача обеспечения теплового режима прототипа беспилотного посещаемого технологического корабля. К СОТР технологического корабля были предъявлены требования по обеспечению низкого уровня микрогравитации при теплоотводе до 7кВт во время целевого использования.

По результатам проведенной оценки надежности вероятность безотказной работы СОТР технологического корабля составила 0,991 за 7 лет эксплуатации. Отмечено существенное снижение вероятности безотказной работы (с 0,9999 за 10-15 лет до 0,991 за 7 лет) по сравнению с аналогичными показателями для внешнего контура СОТР модуля «Рассвет» и модуля «Причал». Такое снижение вызвано увеличением размерности технологического корабля при сохранении требования по равномерности полей температур по корпусу и существенно более высоким тепловыделением бортовой аппаратуры. Сравнительный анализ возможностей применения децентрализованных пассивных СОТР приведён в таблице 2.

Результатом анализа приведённых примеров стали критерии целесообразности применения принципов децентрализованных СОТР на космических объектах:

- расширенные по отношению к аппарату-носителю температурные требования со стороны экипажа и аппаратуры;
- относительно малое и/или периодическое тепловыделение бортовой аппаратуры;
- сравнительно небольшие размеры;
- возможность использования теплофизических и термооптических свойств конструкции КА;
- возможность минимизации теплопотерь до уровня незначительного влияния на энергобаланс КА.

Показано, что полученные результаты позволяют вести разработку систем обеспечения теплового режима, обеспечивающих эффективное использование энергоресурсов посещаемых долговременных космических объектов, в том числе планетных станций, за счет управляемого перевода СОТР из рабочего режима в режим консервации и обратно.

Таблица 2

Параметры сравнения	Шлюзовая камера	Узловой модуль	Технологический корабль (проект)
Тепловая нагрузка (тепловыделение)	120 Вт	300 Вт	До 7000 Вт
Поддерживаемый диапазон температур в беспилотном режиме	От -50 до +50 °С	От 0 до +40 °С	От +5 до +40 °С
Площадь внешней поверхности	~11 м ²	~24 м ²	~47 м ²
Надежность	0,9999	0,9999	0,991
Срок службы	15 лет	10 лет	7 лет
Относительная масса	1,5 %	3,5 %	3,7 %
Количество элементов СОТР: - Тепловые трубы - Нагреватели - Блоки управления ЭН - Прочие	12 шт. 36 шт. 36 шт.	60 шт. 80 шт. 80 шт.	93 шт. 637 шт. 301 шт. 22 шт. (радиаторы с КТТ)
Характеристики тепловой модели: - Количество узлов - Количество тепловых связей	53 ~80	~3700 ~5000	~1500 ~2500

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При выполнении представляемой диссертационной работы на основе проведенного многофакторного анализа классической и предлагаемой СОТР, теплового математического моделирования и анализа результатов летной эксплуатации космических объектов:

1) предложена структура комплексных тепловых математических моделей СОТР и космических объектов различной сложности, проведена ее валидация;

2) разработаны принципы построения и теплового математического моделирования децентрализованных СОТР пассивного типа;

3) приведена классификация космических объектов, в составе которых целесообразно рассматривать возможность применения децентрализованной пассивной СОТР;

4) сформулированы критерии применения децентрализованных пассивных СОТР и определен эффект использования автономного управления;

5) проведен анализ рабочих характеристик систем и определены признаки ограничивающие их применение.

Результаты диссертационной работы внедрены на космических объектах различного назначения, успешно выполняющих или уже выполнивших целевые задачи. Среди них вспомогательные модули международной космической станции, аппаратура зондирования Земли в оптическом и СВЧ-диапазонах, средства высокоскоростной передачи информации.

Представленные результаты диссертационной работы защищены 7 патентами Российской Федерации и охватывают сферу применения бортовых систем обеспечения теплового режима космических объектов, их агрегатного состава, технологии изготовления теплообменных агрегатов, источники автономного электропитания децентрализованной СОТР, а также методы и средства охлаждения КА при проведении наземных электрических испытаний.

Полученный результат позволяет вести разработку СОТР, обеспечивающих эффективное использование энергоресурсов посещаемых долговременных космических объектов, в том числе планетных станций, за счет управляемого перевода СОТР из рабочего режима в режим консервации и обратно.

Публикации по теме диссертации

Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК

- 1 Басов А.А., Прохоров Ю.М., Сургучев О.В. Радиаторы на тепловых трубах в системах терморегулирования космических аппаратов// Известия РАН. Энергетика, 2011, №3, С.37-41
- 2 Басов А.А., Ключкова М.А., Махин И.Д. О возможности использования технологии «холодного» газодинамического напыления теплопроводного порошкового материала для обеспечения теплового контакта между элементами конструкции// Космическая техника и технология, 2014, №3(6), С.64-70

- 3 Меснянкин С.Ю., Ежов А.Д., Басов А.А. Определение контактного термического сопротивления на базе трехмерного моделирования соприкасающихся поверхностей// Известия РАН. Энергетика, 2014, №5, С.65-73
- 4 Басов А.А., Лексин М.А., Прохоров Ю.М. Двухфазный контур системы обеспечения теплового режима научно-энергетического модуля. Численное моделирование гидравлических характеристик// Космическая техника и технологии, 2017, №2(17), С.81-89
- 5 Басов А.А., Огорокова К.С., Ставрицкий А.К. Системы обеспечения теплового режима разгонных блоков типа ДМ// Космическая техника и технологии», 2016, №3(14), С.71-79
- 6 Басов А.А., Елчин А.П. Отработка на борту международной космической станции перспективных технических решений по обеспечению теплового режима космических аппаратов// Космонавтика и ракетостроение, 2018, № 4 (103), С.61-71
- 7 Басов А.А., Лексин М.А., Прохоров Ю.М. Радиационный теплообменник двухфазного контура системы обеспечения теплового режима КА. Численное моделирование// Тепловые процессы в технике, 2018, том 10, №3-4, С.125-133
- 8 Басов А.А., Велюханов В.И., Коптелов К.А., Пациевский А.А. Применение средненапорных установок воздушного термостатирования для охлаждения КА панельной компоновки при наземных испытаниях// Известия РАН. Энергетика, 2018, № 4, С.27-34
- 9 Котляров Е.Ю., Луженков В.В., Тулин Д.В., Басов А.А. Система терморегулирования негерметичного приборного отсека космического аппарата «Интергелиозонд» для исследования Солнца с близких расстояний// Космическая техника и технологии, 2018, №4, С.18-26
- 10 Басов А.А., Лексин М.А., Прохоров Ю.М., Мякочин А.С. Устройство для воздушного охлаждения тепловыделяющей аппаратуры. Методика расчета тепловых и гидравлических характеристик// Известия РАН. Энергетика», 2018, № 4, С.59-72

Патены РФ

- 1 Басов А.А., Ключкова М.А. Система терморегулирования стыковочного модуля обитаемой орбитальной станции// Патент №2548316 от 19.03.2015

- 2 Басов А.А., Дядькин А.А., Лексин М.А., Прохоров Ю.М. Способ воздушного охлаждения тепловыделяющей аппаратуры, расположенной снаружи летательного аппарата, и система для его реализации// Патент №2632057 от 02.10.2017
- 3 Аульченков А.В., Басов А.А., Елчин А.П., Прохоров Ю.М., Цихоцкий В.М. Система термостатирования оборудования космического объекта// Патент № 2494933, от 10.10.2013
- 4 Лазарев А.Н., Галушко А.И., Басов А.А., Ховалкин В.И. Гибкий электронагреватель// Патент на полезную модель № 119969, от 27.08.2012
- 5 Басов А.А., Галушко А.И., Лазарев А.Н., Салихов Р.С., Сергеев Г.С. Электропривод постоянного тока// Патент №2579153, от 03.03. 2016
- 6 Басов А.А., Велюханов В.И., Коптелов К.А., Никонов А.В., Пациевский А.А. Способ воздушного термостатирования отсеков КА при наземных испытаниях и устройство для его осуществления// Патент № 2657603, от 14.07.2018
- 7 Басов А.А., Быстров А.В., Никонов А.В., Пациевский А.А. Средства распределения и подачи термостатирующего воздуха на поверхность панельного КА при наземных испытаниях// Решение о выдаче патента на заявку от 11.07.2017г № 2017124753/11 (042819)

Публикации в других изданиях

- 1 R. Kopiatkevich, V.Gulia, K.Goncharov, A.Basov Analysis methods of operation ability of radiation heat exchangers with heat pipes applied for Russian module of International space station// International conference “Heat pipes for space application”, 15-19 september 2014, Moscow, Russia.