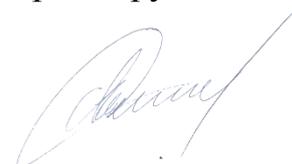


Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования

«Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М.Ф. Решетнева»

На правах рукописи



Танасиенко Федор Владимирович

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
ЖИДКОСТНЫХ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ
ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

01.04.14 – Теплофизика и теоретическая теплотехника

Диссертация
на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Научный руководитель
доктор технических наук, профессор
Кишкин Александр Анатольевич

Красноярск – 2019

Оглавление

| | |
|--|----|
| Введение..... | 4 |
| 1 Обзор современного состояния и перспектив развития в области конструирования и проектирования систем теплового обеспечения космических аппаратов | 11 |
| 1.1 Требования к системам терморегулирования космических аппаратов | 12 |
| 1.2 Проектирование систем терморегулирования космических аппаратов | 14 |
| 1.3 Способы обеспечения теплового режима | 18 |
| 1.4 Типы активных систем терморегулирования герметичных космических аппаратов | 21 |
| 1.5 Типы систем терморегулирования негерметичных космических аппаратов | 27 |
| 1.6 Элементы систем терморегулирования герметичных космических аппаратов | 33 |
| 1.6.1 Элементы жидкостного тракта | 33 |
| 1.6.2 Электрообогреватели | 38 |
| 1.6.3 Тепловые трубы..... | 39 |
| 1.6.4 Терморегулирующие покрытия | 41 |
| 1.6.5 Экранно-вакуумная теплоизоляция | 42 |
| 1.7 Цель и задачи исследования | 45 |
| 2 Методология проведения экспериментальной отработки | 48 |
| 2.1 Термобалансные испытания космических аппаратов..... | 48 |
| 3 Комплексная теплопередача между сотопанелями с тепломассообменной связью | 71 |
| 3.1 Тепловой баланс спутника..... | 71 |
| 3.2 Математическая модель системы терморегулирования..... | 76 |
| 3.2.1 Общая постановка задачи на уровне системы | 76 |
| 3.2.2 Построение системы уравнений комплексной теплопередачи в системах терморегулирования космических аппаратов | 78 |

| | |
|--|-----|
| 3.2.3 Двухмерная тепловая модель..... | 85 |
| 3.2.4 Определяющие тепловые сопротивления..... | 95 |
| 3.2.5 Интегрирование уравнения механической энергии по длине тепломассообменного жидкостного контура | 99 |
| 3.3 Определение расчетного соотношения для локального коэффициента теплоотдачи в теплообменном жидкостном контуре..... | 101 |
| 4 Численные исследования системы терморегулирования с жидкостным контуром..... | 110 |
| 4.1 Определение систем комплексной теплопередачи космического аппарата по реальной топологии, теплофизическим свойствам и режимным характеристикам | 110 |
| 4.2 Численные исследования характеристик жидкостного контура системы терморегулирования | 119 |
| 4.2.1 Описание моделируемой системы..... | 120 |
| 4.2.2 Уравнения системы, влияющие параметры | 122 |
| 4.2.3 Алгоритм вычислений | 124 |
| 4.2.4 Описание программы моделирования системы..... | 129 |
| 4.2.5 Верификация расчетного алгоритма на основе экспериментальных данных | 131 |
| 4.2.6 Вычислительный эксперимент по получению характеристик моделируемой системы в зависимости от различных влияющих параметров | 132 |
| 4.2.7 Выводы по результатам численных исследований характеристик жидкостного контура системы терморегулирования | 141 |
| Заключение | 142 |
| Список литературы | 144 |

Введение

Спутниковые системы связи представляют собой одну из наиболее быстро развивающихся разновидностей космических информационных систем, находящихся широкое применение в различных областях человеческой деятельности. В настоящее время в мире наблюдается интенсивное развитие систем спутниковой связи различного назначения. В числе многих можно выделить два основных типа систем: связные системы гражданского (коммерческого) назначения и системы военной связи. С каждым годом информационный поток становится всё больше и это требует соответствующего развития коммуникационных систем. Поэтому спутниковые системы связи имеют большую перспективу.

Одним из неперенных условий надёжного функционирования космического аппарата (КА) и его служебных систем, а также оборудования полезной нагрузки является обеспечение необходимого теплового режима всех его элементов.

Однако эта задача в условиях космического пространства имеет свою специфику: большую часть эксплуатационного периода на КА действуют различные внешние радиационные тепловые потоки (тепловое излучение от Солнца и Земли), которые могут меняться в широких пределах (в общем случае, температура в различных точках поверхности КА в один и тот же момент времени может находиться в диапазоне от -150 до $+150^{\circ}\text{C}$) [2]. Кроме того, на тепловой режим КА оказывают влияние оптические свойства поверхности аппарата, ориентация его в космическом пространстве, мощность тепловыделяющей бортовой аппаратуры (которая, как правило, меняется в зависимости от режимов работы КА), теплопроводно-радиационные тепловые связи в КА. В связи с этим тепловая нагрузка имеет нестационарный характер [3].

Вместе с тем на спутниках устанавливается различная аппаратура и приборы, имеющие строго лимитированный температурный диапазон работоспособности, в связи с чем возникает проблема обеспечения этого

диапазона. Поэтому современный КА немислим без специальной бортовой системы – системы терморегулирования.

Актуальность темы и направленность исследования. Система терморегулирования (СТР) космического аппарата предназначена для поддержания в требуемых пределах гарантированных температурных диапазонов всего оборудования, конструкции и раскрываемых элементов на участке выведения и при орбитальном функционировании, а также для обеспечения теплового режима оборудования КА совместно с технологическими средствами термостатирования при наземных испытаниях.

СТР должна обеспечивать температурный режим элементов КА при всех наиболее жестких условиях, внешних воздействиях и деградациях, которым подвергается КА на протяжении всех этапов эксплуатации до конца эксплуатационного срока службы; а также при всех режимах эксплуатации полезной нагрузки, включая эксплуатацию с работающим и неработающим частично или полностью оборудованием модуля полезной нагрузки.

Конструктивное исполнение СТР должно обеспечивать необходимую прочность на различных этапах монтажа, испытаний, наземных перевозок; полученные повреждения должны быстро устраняться. Во время выведения аппарата на орбиту СТР должна выдерживать вибрационные нагрузки и аэродинамический нагрев при сбросе головного обтекателя на ранней стадии полета. Включившись в работу в космическом пространстве, система должна сохранять работоспособность в течение длительного периода активного существования.

Последняя категория требований включает необходимость разработки и создания СТР, которые имеют весьма малый вес и объем, потребляют при работе минимальную энергию, и все это при минимальной стоимости.

Для одного КА возможны различные конструкторские решения СТР, отличающиеся компоновкой, сочетанием режимных параметров, геометрическими характеристиками и т.д. При различных вариантах системы терморегулирования задача проектирования рациональных систем включает в

себя конструктивную оптимизацию. Для решения задачи оптимизации необходимо использовать корректную математическую модель, учитывающую все значимые особенности, и алгоритмы, позволяющие на основе математической модели получить эффективное решение. Кроме того, на сегодняшний день требуемый срок изготовления и проектирования КА не должен превышать 2,5 года. В связи с этим существует необходимость сокращения сроков разработки СТР за счет возможности на ранних этапах проектирования оценки влияния режимных, геометрических и теплофизических параметров на характеристики системы терморегулирования и выбора ее оптимального варианта.

Цель и задачи исследования. Целью данной работы является теоретическое и экспериментальное исследование процессов теплообмена и теплопередачи в системах терморегулирования космических аппаратов, разработка математической модели и программно-алгоритмического обеспечения проектирования и конструирования систем терморегулирования.

В соответствии с поставленной целью задачи определяются в следующем:

1. Оценка современного состояния и анализ существующих методов расчета в области конструирования и проектирования систем теплового обеспечения космических аппаратов.

2. Проведение термобалансных испытаний СТР негерметичного КА с целью получения экспериментальных данных для подтверждения достоверности разрабатываемой математической модели и программно-алгоритмического обеспечения.

3. Создание математической модели комплексной теплопередачи между сотопанелями через тепломассообменный жидкостный контур СТР КА с учетом эквивалентных термических сопротивлений по областям сложной топологии.

4. Создание алгоритма и программы проектного расчета системы терморегулирования с жидкостным контуром, проведение сравнительного анализа численных и экспериментальных исследований теплоэнергетических состояний СТР в зависимости от конструктивных и режимных определяющих параметров.

Область исследования. Работа выполнена в соответствии с п. 1,2 (в части теоретических и экспериментальных исследований теплофизических свойств веществ для более глубокого понимания явлений, протекающих при тепловых процессах и агрегатных изменениях в физических системах; исследования и разработки рекомендаций по повышению качества процесса теплообмена в системах терморегулирования космических аппаратов) области исследования паспорта специальности 01.04.14 – Теплофизика и теоретическая теплотехника.

Методы исследования. При выполнении диссертационной работы использовались методы теории тепломассообменных процессов, математического моделирования, вычислительной математики.

Степень разработанности темы исследования. Наиболее активные разработки в области создания математических моделей для расчета процессов теплообмена в СТР проводятся в Московском авиационном институте, МГТУ им. Н.Э. Баумана, АО «Информационные спутниковые системы», ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина», ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», РКК «Энергия». Следует отметить вклад ведущих ученых, таких как О.В. Загар, В.В. Малоземов, Н.С. Кудрявцева, В.С. Финченко, В.Д. Атамасов, С.М. Храмов, А.В. Бобков, J. Meseguer, D.G. Gilmore, H.S. Lee и других.

Научная новизна. По итогам исследования получены следующие новые научные результаты:

1. Создана новая математическая модель комплексной теплопередачи в СТР с жидкостным контуром, основанная на уравнениях тепловых балансов по изотермическим нелинейным поверхностям и базовых дифференциальных уравнениях теплопроводности, конвективной теплоотдачи и тепломассопереноса, отличающаяся тем, что она дополнена новым соотношением для оценки локального коэффициента теплоотдачи, полученным на основе решения дифференциального уравнения энергии температурного пограничного слоя, и позволяющая диагностировать распределение температур по длине жидкостного контура.

2. Предложено новое решение для уравнения теплопередачи на основе термических сопротивлений, в отличие от известных определяющее эквивалент термического сопротивления на теплообменных и адиабатных поверхностях сложной топологии, и позволяющее определить систему интегральных тепловых балансов по числу неизвестных.

3. Получен алгоритм и программа расчета системы терморегулирования на основе модели натурального образца космического аппарата по его тактико-техническим характеристикам, отличающиеся тем, что они позволяют на ранних этапах проектирования КА рассчитывать общеинтегральные параметры системы, проводить моделирование реакций системы на определяющие конструкторские и режимные параметры с целью оптимизации по требуемым критериям и сокращения сроков проектирования СТР.

Личное участие автора в получении научных результатов. Личный вклад соискателя состоит в участии в определении цели и задач исследования; самостоятельной разработке математической модели комплексной теплопередачи в СТР с жидкостным контуром; проведении численных исследований характеристик жидкостного контура; создании программно-алгоритмического обеспечения для проектирования СТР КА; формулировании положений, вынесенных на защиту. Принимал непосредственное участие в получении экспериментальных данных в ходе термобалансных испытаний КА. Соотношение для оценки локального коэффициента теплоотдачи было получено автором совместно с научным руководителем.

Теоретическая значимость диссертационного исследования. Теоретическая значимость исследования заключается в создании новой модели и алгоритма для расчета теплопередачи в СТР с жидкостным контуром, позволяющих на более ранних этапах проектирования максимально достоверно определять основные параметры системы. Полученные в работе новые математические модели процессов теплообмена и теплопередачи в жидкостных системах терморегулирования космических аппаратов в виде дифференциальных уравнений теплового и массового баланса, позволяют локализовать

теплофизические параметры по объёму и длине жидкостного контура, рассчитывать общеинтегральные параметры системы, проводить моделирование реакций системы на определяющие конструкторские и режимные параметры в области возможной вариативности с целью оптимизации по требуемым критериям.

Степень достоверности и обоснованности научных положений, рекомендаций и выводов диссертации. Полученные результаты достоверны, что обеспечивается корректностью поставленных задач, обоснованностью принятых допущений, адекватностью, используемой при построении математических моделей процессов, численным моделированием и сравнительным анализом полученных результатов с теоретическими и экспериментальными значениями. Достоверность полученных экспериментальных данных обеспечивается использованием современных средств и методик проведения исследований, включая методику, разработанную при участии автора и защищенную патентом РФ.

Практическая ценность работы. Проведенные в настоящей работе исследования процессов теплообмена и теплопередачи в системе терморегулирования КА негерметичного исполнения использованы для обоснования технических решений при анализе различных схем терморегулирования космических аппаратов Енисей-Э1, Енисей-Э2.

Материалы исследования были использованы при выполнении тем «Космические аппараты многофункциональной системы ретрансляции (Луч)», «Космические аппараты связи Енисей-Э1 и Енисей-Э2» в рамках Федеральной космической программы.

Разработано программное обеспечение, позволяющее провести расчетно-аналитический анализ и максимально достоверно сформировать на ранних этапах проектирования облик СТР по массогабаритным и энергетическим характеристикам.

Материалы исследования и разработанное программное обеспечение используются в учебном процессе на кафедре «Холодильная, криогенная техника

и кондиционирование» Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева при чтении лекций по курсу «Конвективные системы терморегулирования».

Апробация работы. Результаты исследований по теме диссертации докладывались и обсуждались на 7 конференциях и семинарах, в том числе: на международной конференции «Холодильная и криогенная техника, промышленные газы, системы кондиционирования и жизнеобеспечения» (Москва, МГТУ, 2010); на Международной научной конференции «Решетневские чтения» (Красноярск, СибГАУ, 2010, 2011, 2013, 2014); на Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы авиации и космонавтики» (Красноярск, СибГАУ, 2014); в рамках научно-технических семинаров кафедры «Холодильная, криогенная техника и кондиционирование» Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева.

На защиту выносятся:

1. Математическая модель комплексной теплопередачи в СТР с жидкостным контуром, дополненная новым соотношением для оценки локального коэффициента теплоотдачи, полученным на основе решения дифференциального уравнения энергии температурного пограничного слоя.

2. Новые результаты решения задач теплопередачи на теплообменных и адиабатных поверхностях сложной топологии через приведение к линейным эквивалентным термическим сопротивлениям.

3. Программно-алгоритмическое обеспечение проектирования системы терморегулирования перспективных КА.

Публикации. По теме диссертации автором опубликовано 17 работ. В журналах из списка рекомендованных ВАК опубликовано 5 работ, получено 2 патента.

Структура и объём диссертации. Диссертационная работа изложена на 158 страницах машинописного текста. Состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы.

1 Обзор современного состояния и перспектив развития в области конструирования и проектирования систем теплового обеспечения космических аппаратов

Характерной особенностью системы терморегулирования является то, что она во многом определяет внешне габаритные обводы КА, так как именно от способа отвода тепла зависит его структурная компоновка. СТР – основа, от которой отталкивается разработчик.

Создание СТР конкретного аппарата происходит по следующим этапам:

– расчетно-теоретический анализ процессов теплообмена в КА и теплового режима аппарата в целом, сравнение возможных схем решения задачи обеспечения теплового режима и окончательная расчетная проверка выбранного варианта СТР;

– экспериментальная проверка и отработка СТР в наземных условиях, главным образом, на основе моделирования реальных тепловых условий функционирования КА;

– окончательная проверка и отработка СТР на основе результатов натурных испытаний.

В настоящее время в России и за рубежом прослеживается тенденция роста размеров и энерговооруженности космических аппаратов. Так для современных мощных спутников связи энергопотребление достигает величины 15 кВт. Чем больше и сложнее аппарат, тем труднее его охлаждать. Это объясняется тем, что теплоотдача излучением пропорциональна площади поверхности (т. е. квадрату линейного размера), а энерговыделение КА растёт пропорционально его массе (кубу размера). В связи с этим разработка перспективных и надежных систем терморегулирования крупногабаритных конструкций, модулей КА, является отдельной сложной научно-технической проблемой, и при существующем тренде требует постановки и решения нового круга задач в области расчетного моделирования и отработки схемно-конструкторских решений перспективных СТР КА.

1.1 Требования к системам терморегулирования космических аппаратов

Одно из основных требований к СТР заключается в том, что температуры каждого элемента КА в течение всего времени активного существования должны поддерживаться в заданном рабочем диапазоне, с учетом влияния таких факторов, как условия функционирования в глубоком вакууме космического пространства и при наличии различных видов излучений: тепловое и видимое излучение Солнца, тепловое излучение Земли и отраженное от нее солнечное излучение. Решающим фактором во время полета является ориентация КА по отношению к падающему излучению. Ультрафиолетовое и корпускулярное излучения могут изменять отражательные и поглощательные свойства поверхности КА. Эти изменения должны сводиться к минимуму, а остаточные эффекты должны компенсироваться. Помимо внешних факторов следует учитывать изменение тепловыделения электронного оборудования при его работе в соответствии с программой полета.

Другая категория требований должна быть связана с программой работ и наземным обслуживанием. Конструкция СТР должна быть такой, чтобы материальная часть была надежной, воспроизводимой и не слишком трудоемкой в изготовлении.

Конструктивное исполнение СТР должно обеспечивать необходимую прочность на различных этапах монтажа, испытаний, наземных перевозок; полученные повреждения должны быстро устраняться. Во время выведения аппарата на орбиту, СТР должна выдерживать вибрационные нагрузки и аэродинамический нагрев. Включившись в работу в космическом пространстве, система должна сохранять работоспособность на больших расстояниях от Земли в течение длительного периода.

Последняя категория требований включает необходимость разработки и создания СТР, которые имеют весьма малый вес и потребляют при работе небольшую или нулевую энергию, и все это при минимальной стоимости.

Все требования к СТР можно разделить на общие и специальные.

Общие требования:

1. Надежность в работе.
2. Минимальные масса и габариты.
3. Минимальное энергопотребление.
4. Безопасность в работе.
5. Небольшая стоимость изготовления.
6. Ремонтопригодность.
7. Возможно большая унификация элементов.

Специальные требования:

1. Функциональные.
2. Физико-технические.
3. Эксплуатационные [62].

Функциональные требования характеризуются специальными теплотехническими требованиями и определяются номинальными значениями температуры элементов T_i и допустимыми отклонениями ΔT_i .

Физико-технические требования направлены на обеспечение нормальной работы системы в реальных условиях существования, обычно отличных от наземных [62].

Они фиксируются в виде следующих положений:

- термостойкость;
- влагостойкость;
- коррозионная стойкость;
- механическая прочность;
- отсутствие вредного влияния на другие объекты [62].

Эксплуатационные требования:

- рациональное размещение, возможность подхода, осмотра и ремонта;
- автоматизация работы;
- блокировка и сигнализация;
- быстрота приведения системы в рабочее состояние;
- автономность [62].

Удовлетворить при проектировании системы все перечисленные требования не представляется возможным. Поэтому в зависимости от цели функционирования системы, задач полета, особенностей оборудования, энергетических установок, окружающих условий и т.п. принимаются соответствующие компромиссные решения [62].

1.2 Проектирование систем терморегулирования космических аппаратов

В практике тепловых расчетов КА, как российских, так и зарубежных, принято использовать узловые математические модели. В узловой тепловой математической модели физический объект представляется в виде некоторого количества изотермических узлов. Совокупность узлов, геометрических, теплофизических данных по каждому узлу, тепловых связей между узлами и интерфейсом с внешней средой образуют тепловую математическую модель.

Для каждого узла составляется уравнение теплового баланса. Получается система уравнений, состоящая из уравнений теплового баланса узлов. Для её решения используются численные методы. В результате решения, с учетом начальных и граничных условий, получаем значения температур в расчетных узлах.

Уравнения теплового баланса для расчетных узлов записывается в следующем виде:

$$(c_i \cdot m_i) \cdot \frac{dT_i}{d\tau} = Q_s + Q_{BC} + N_i(\tau) + P_i(T_k) + \sum_1^n A_{ij}(T_j - T_i) + \sum_1^n D_{ij}(T_j^4 - T_i^4) - E_i \cdot T_i^4 + (c\dot{G})_{ж} \cdot (T_{i-1}^{ж} - T_i^{ж}) + (\alpha F_i) \cdot (T_i^{II} - T_i^{ж})$$

где, T_i – температура i -го расчетного узла, К;

τ - время, с;

$Q_{s_i} = A_{s_i} S_0 F_i \cos(\alpha(\tau))$ – поглощенный i -м расчетным узлом солнечный поток, Вт;

A_{s_i} – коэффициент поглощения солнечного потока i -го расчетного узла;

S_0 – плотность солнечного потока, Вт/м²;

F_i – площадь поверхности i -го расчетного узла, м²;

$\alpha(\tau)$ – переменный угол между нормалью к поверхности расчетного узла i и направлением на Солнце, град;

Q_{BC} – тепловой поток от панелей БС на расчетный узел i , Вт;

$N_i(\tau)$ – тепловая мощность расчетного узла i , Вт;

$P_i(T_k)$ – тепловая мощность электрообогревателя i , Вт;

$A_{ij} = \frac{\lambda f}{\delta}$ – коэффициент кондуктивного теплообмена между расчетными узлами i и j , Вт/К;

λ – коэффициент теплопроводности материала, Вт/м·К;

f – площадь кондуктивной теплопередачи, м²;

δ – путь кондуктивной теплопередачи, м;

$D_{ij} = \varepsilon_{ij}^{np} \sigma_0 F_i \varphi_{i-j}$ – коэффициент лучистого теплообмена между расчетными узлами i и j , Вт/К⁴;

ε_{ij}^{np} – приведенная степень черноты поверхностей расчетных узлов i и j ;

$\sigma_0 = 5.67 \times 10^{-8}$ – постоянная Стефана-Больцмана, Вт/м²·К⁴;

φ_{i-j} – фактор видимости поверхности j поверхностью i ;

$E_i = \varepsilon_i \sigma_0 F_i \varphi_{i-косм}$ – коэффициент лучистого теплообмена расчетного узла i с космосом, Вт/К⁴;

ε_i – степень черноты расчетного узла i ;

$\varphi_{i-косм}$ – фактор видимости космоса расчетным узлом i ;

c_i – удельная теплоемкость расчетного узла i , Дж/кг·К;

m_i – масса расчетного узла i , кг;

$T_i^ж$ – температура i -го узла жидкостного тракта, К;

$(c\dot{G})_ж$ – тепломассовый расход жидкости по гидравлическому тракту, Вт/К;

$T_{i-1}^ж$ – температура $(i-1)$ -го узла жидкостного тракта, К;

α – теплоотдачи, коэффициент Вт/м²·К.

Уравнение записано в общем виде и требует определения по числу и независимых переменных, видов и числа теплообменных процессов, привязки к

конкретным граничным условиям разрабатываемой схемы СТР, что является отдельными научно-техническими и конструкторскими задачами.

Расчетные диапазоны температур при тепловом анализе должны быть получены для крайних наихудших сочетаний внешних условий, внутренних тепловых нагрузок, предельных разбросов теплофизических характеристик подсистемы и оборудования [31].

В результате теплового анализа должны быть установлены минимально необходимые величины мощности обогревателей, площади радиационных поверхностей, а также определены расчетные запасы по мощности обогрева принятого проекта.

Тепловой анализ может (а для демонстрации преимущества технических решений должен) использовать данные предыдущих разработок, включающих анализ летных данных в этих случаях.

На уровне подсистемы терморегулирования задача тепловых моделей состоит в том, чтобы:

- ♦ получить расчетное обоснование в виде прогноза температур и других тепловых условий, подтверждающее выполнение подсистемой всех заданных требований к тепловым интерфейсам с оборудованием КА во всех предполагаемых условиях эксплуатации и в течение всего срока жизни, включая учет деградации теплооптических характеристик терморегулирующих поверхностей;

- ♦ разработать необходимые изменения первоначального проекта подсистемы в случае неподтверждения каких-либо из заданных требований;

- ♦ обосновать достаточность и правильность размещения телеметрических температурных и других датчиков для достаточной проверки в летных условиях выполнения подсистемой заданных требований [31].

На уровне оборудования КА задача тепловых моделей состоит в том, чтобы:

- ♦ получить расчетное подтверждение (обоснование) достаточности собственных мероприятий по тепловому обеспечению и условий теплового интерфейса данного оборудования с подсистемой терморегулирования для

создания необходимых температурных диапазонов работы субблоков и элементов этого оборудования;

- ♦ разработать, при необходимости, изменения принятых технических решений по тепловому обеспечению данного оборудования;

- ♦ обосновать выбор зон размещения телеметрических температурных датчиков (если их установка на данном оборудовании предполагается) и определить диапазоны допустимых температур в контролируемых местах оборудования [31].

Температурные прогнозы, получаемые в результате теплового проектирования, не должны противоречить следующему ограничению:

- ♦ расчетные диапазоны температур, полученные в результате анализа, должны быть уже (меньше) заданных гарантийных диапазонов сверху и снизу на как минимум величину расчетной неопределенности, принятой для данной категории оборудования [31].

Система терморегулирования должна иметь оптимальные проектные параметры: минимальную массу, минимальное энергопотребление, высокую надежность и быть работоспособной в течение длительного срока активного существования КА.

Качество системы по массовым показателям можно определить по отношению массы системы к массе КА: $K_m = M_{СТР} / M_{КА}$.

В настоящее время этот показатель составляет $K_m \sim 0,05$.

Основным параметром оценки качества СТР космического аппарата (КА), в частности, телекоммуникационного спутника, является степень совершенства СТР ($S_{СТР}$), определяемая как отношение теплоотводящей способности СТР ($Q_{СТР} = P_{СТР}$) в условиях орбитального функционирования к ее массе ($m_{СТР}$)

$$S_{СТР} = \frac{Q_{СТР}}{m_{СТР}}$$

1.3 Способы обеспечения теплового режима

Тепловой режим КА создается под воздействием внешних и внутренних источников тепла и зависит от особенностей функционирования принятого варианта СТР. В зависимости от назначения и типа КА, режимов его полета и выполняемых рабочих программ спектр внешних и внутренних тепловых нагрузок может существенно изменяться, что предопределяет большое число возможных типов СТР. Краткая схема типов СТР приведена на рисунке 1.1.

При малом внутреннем тепловыделении и непродолжительном существовании КА на орбите, можно обойтись так называемыми пассивными средствами теплового обеспечения.

К пассивным способам обеспечения теплового режима относится тепловая защита. Для защиты КА в условиях космоса можно применять соответствующие покрытия внешней поверхности, обеспечивающие необходимое отношение коэффициентов поглощения A_s и излучения ϵ материала, однако здесь существует проблема неустойчивости характеристики A_s материала в процессе функционирования объекта [62]. Более широкое применение для обеспечения требуемого теплового режима получила экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ).

При значительном внутреннем тепловыделении и высоких требованиях по стабильности теплового режима применяют так называемые полупассивные способы, основанные на переменном излучении, переменной теплопроводности, на основе изменения агрегатного состояния вещества (с расходом хладагента и с применением тепловых труб) и на конвекции в замкнутых контурах.

Одним из способов стабилизации температуры КА в условиях переменной внутренней тепловой нагрузки и переменной величины падающего на поверхность излучения является изменение поглощательной и излучательной способности поверхности с помощью различного типа подвижных жалюзи и экранов [62].

Способы обеспечения теплового режима КА, основанные на переменной теплопроводности, реализуются в устройствах с тепловыми переключателями, с сиффонами, заполненными жидкостью, и т.д. [62].

В системах с расходуемыми хладагентами жидкость или твердое тело поглощают тепло, обычно с одним или двумя фазовыми переходами, и затем пары хладагентов выбрасываются за борт. Недостатком такой схемы являются большие массовые затраты [62].

Системы, основанные на конвекции в замкнутых контурах, получили наиболее широкое распространение в нашей стране. Поскольку излучение является единственным способом, которым тепло может быть отведено в космос без потерь хладагента, то все замкнутые конвективные системы имеют обязательно радиатор-излучатель. В качестве теплоносителя применяются газы и жидкости [62].

Итак, необходимый тепловой режим на КА поддерживается с помощью пассивных и активных способов.

К пассивным способам относят: целесообразное расположение приборов и оборудования; поглощение тепла, выделяемого внутри КА, самими приборами, элементами конструкции, компонентами топлива и специальными теплопоглотителями; создание тепловых мостов в местах крепления приборов; теплоизоляция приборов и всего КА; применение экранов от солнечной радиации; обеспечение определенных оптических характеристик внешних поверхностей, путем применения покрытий или соответствующей обработки и окраски участков поверхности; выбор формы и ориентации аппарата в целом; применение тепловых труб для отвода тепла от теплонагруженных приборов и равномерного его распределения по поверхности.

На крупных КА, чтобы избежать перегрева, необходимо применять активные СТР. Под активной СТР понимается комплекс средств, обеспечивающих регулирование теплообмена и передачу тепла с помощью теплообменных устройств и специальных агрегатов. Такой комплекс средств может быть построен на основе какого-либо промежуточного теплоносителя

(жидкости или газа), температура которого регулируется и с помощью которого производится перераспределение тепла между теплообменными устройствами различного типа [41].

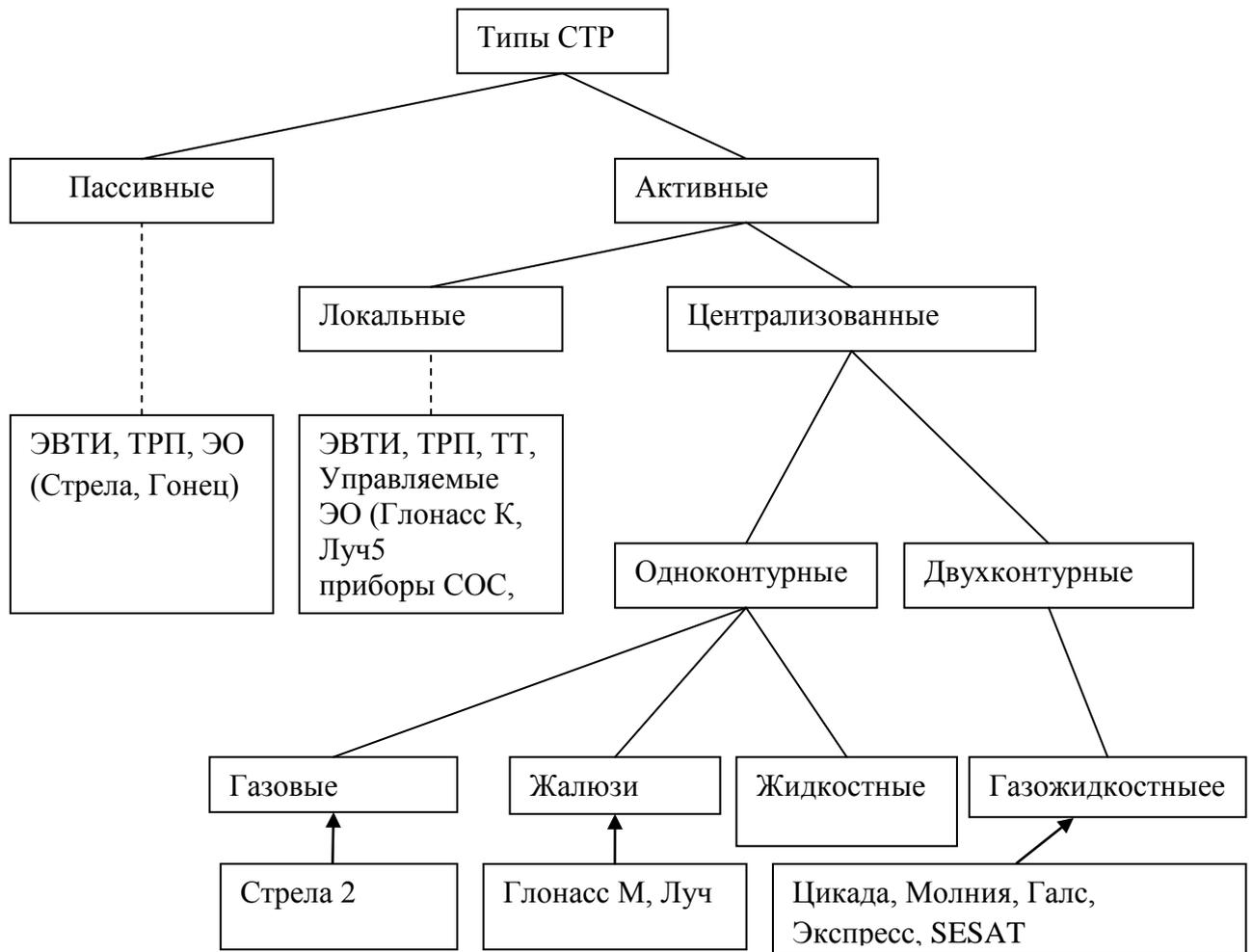


Рисунок 1.1 – Схема типов СТР

Тепловая схема пассивной СТР КА показана на рисунке 1.2.

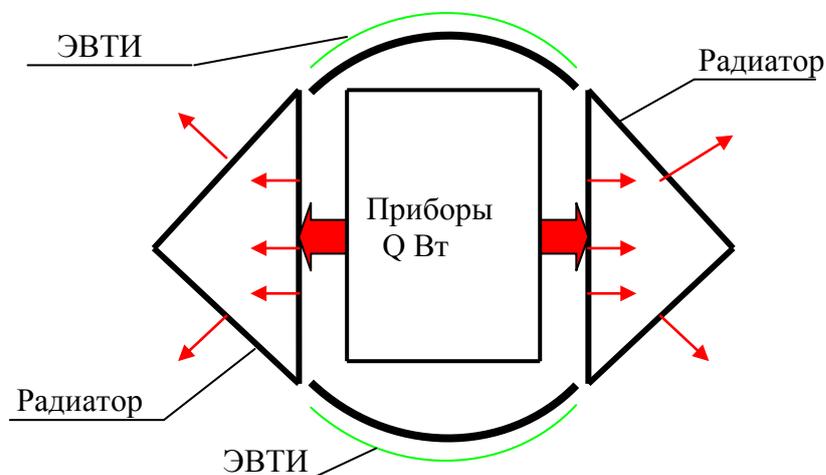


Рисунок 1.2 – Тепловая схема пассивной СТР КА

1.4 Типы активных систем терморегулирования герметичных космических аппаратов

На сегодняшний день все КА можно разделить на две большие группы: герметичного и негерметичного исполнения.

В спутниках герметичного исполнения всё основное оборудование расположено в герметичном контейнере, заполненном газовой средой. Основной компонент такой среды – азот.

Тепловой поток от приборов в таких спутниках отводится посредством вынужденной конвекции среды в герметичном контейнере.

На рисунке 1.3 приведены фотографии КА герметичного и негерметичного исполнения производства АО «ИСС».



а)

б)

а – КА негерметичного исполнения «Луч-5А»;

б – КА герметичного исполнения «Гонец-М»;

Рисунок 1.3 – Тепловая схема газовой СТР

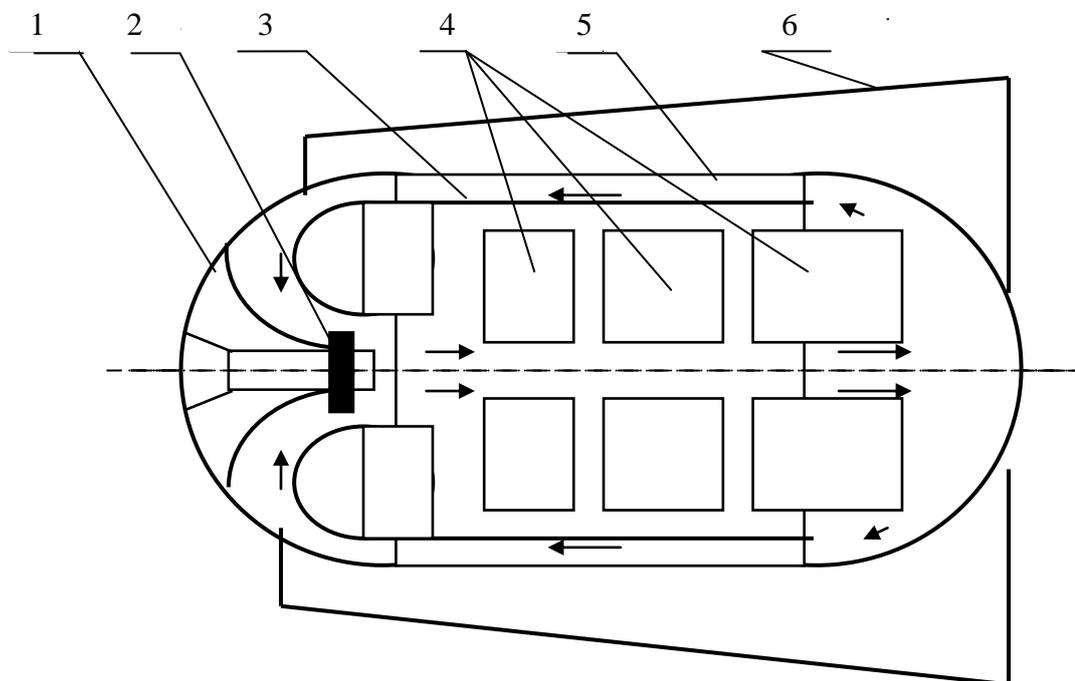
В КА герметичного исполнения применяются следующие типы СТР:

- газовая СТР.

Увеличение удельной тепловой нагрузки аппаратуры потребовало интенсификации теплообмена между аппаратурой и окружающей средой. Увеличение интенсивности теплообмена было достигнуто за счет организации в ГК искусственной конвекции, создаваемой вентилятором.

Основные требования к СТР: температура газа в гермоконтейнере в пределах от 0 до 40 °С, конвекция газа на уровне не ниже естественной.

На рисунке 1.4 показана тепловая схема газовой СТР.



- 1 – радиатор; 2 – вентилятор; 3 – воздуховод; 4 – приборы;
5 – гермоконтейнер; 6 – каркас солнечных батарей

Рисунок 1.4 – Тепловая схема газовой СТР

Типовой состав активной газовой СТР:

- вентилятор;
- воздуховод;
- радиационная поверхность с терморегулирующим покрытием;
- каркас солнечных батарей (вторичный радиатор);

- экранно-вакуумная теплоизоляция;
- терморегулирующие покрытия.

Тепло от приборов передается газовому теплоносителю, переносится на радиационные поверхности и излучается с них в космическое пространство.

Газовые схемы без дополнительных регулирующих устройств применимы при небольших колебаниях внутреннего тепловыделения и поглощенных внешних тепловых потоков. Обычно это низкие ($H \leq 1500 \text{ км}$) круговые орбиты, на которых длительность витка не большая ($T \leq 115 \text{ мин}$).

- *СТР с жалюзи.*

Увеличение тепловыделений КА, неравномерности работы оборудования из-за сеансной работы, увеличение длительности периода орбиты, уменьшения допустимого диапазона температур привели к необходимости введения в состав СТР устройств для регулирования количества тепла излучаемого с радиаторов.

Одним из таких устройств являются жалюзи.

На рисунке 1.5 показана тепловая схема СТР с жалюзи.

В СТР с жалюзи, наружная поверхность гермоконтейнера (ГК) используется в качестве радиационной поверхности. Газ, циркулирующий в ГК, переносит тепло от работающих приборов непосредственно к радиационной поверхности. Циркуляция газа осуществляется вентилятором, при этом поверхностный обдув приборов, соответствует уровню естественной конвекции в наземных условиях. Направление движения газа в ГК следующее: вентилятор – диафрагма – приборный отсек – газовод – вентилятор.

Регулирование количества тепла, отводимого из ГК, осуществляется жалюзи, которые открывают или закрывают радиационную поверхность в зависимости от температуры газа. Для сокращения частоты открытия-закрытия створок жалюзи установлены электрообогреватели, подключение или отключение которых осуществляется в зависимости от температуры газа в ГК [29].

Основные элементы СТР: вентилятор, створки жалюзи, привод жалюзи, газовод, электрообогреватели газа, блок управления СТР.

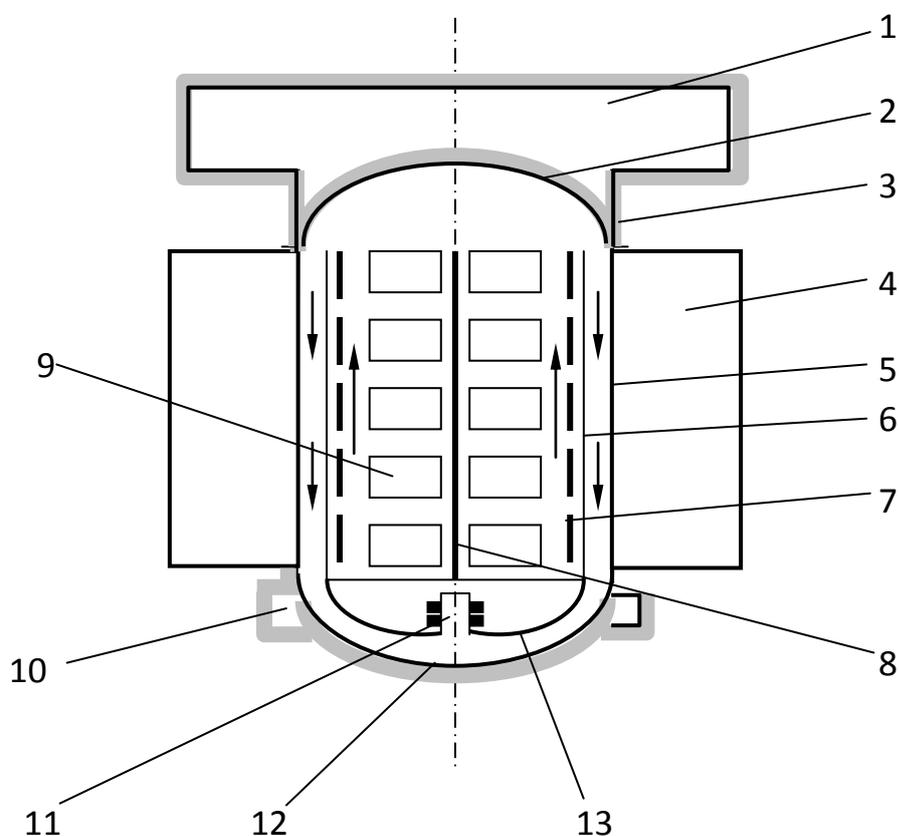
Вентилятор обеспечивает циркуляцию газа через приборный отсек.

Привод жалюзи предназначен для изменения положения створок жалюзи. Привод состоит корпуса, предохранительной муфты, выходного вала, электродвигателя.

Газовод установлен вдоль внутренней поверхности гермоконтейнера и предназначен для организации направленного движения газа.

Диафрагма обеспечивает распределение расхода газа через квадранты приборного отсека.

Электрообогреватель предназначен для компенсации изменений тепловыделения внутри ГК и сокращения частоты открытия и закрытия створок жалюзи.



- 1 – антенный блок; 2 – верхнее днище; 3 – ЭВТИ; 4 – створка жалюзи; 5 – радиационная поверхность; 6 – створка газовода; 7 – электрообогреватель; 8 – перегородка; 9 – прибор; 10 – привод жалюзи; 11 – вентилятор; 12 – нижнее днище; 13 – газовод.

Рисунок 1.5 – Тепловая схема СТР с жалюзи

Жалюзи предназначены для регулирования количества тепла, отводимого от приборного отсека в окружающее пространство.

В качестве чувствительных элементов СТР применяются термометры сопротивления.

- *Газожидкостные СТР.*

Газожидкостные СТР наиболее распространены в отечественных КА.

Появление жидкостного тракта в СТР вызвано необходимостью интенсивного охлаждения приборов с высокой удельной тепловой нагрузкой.

Тепловая схема ГЖ СТР показана на рисунке 1.6.

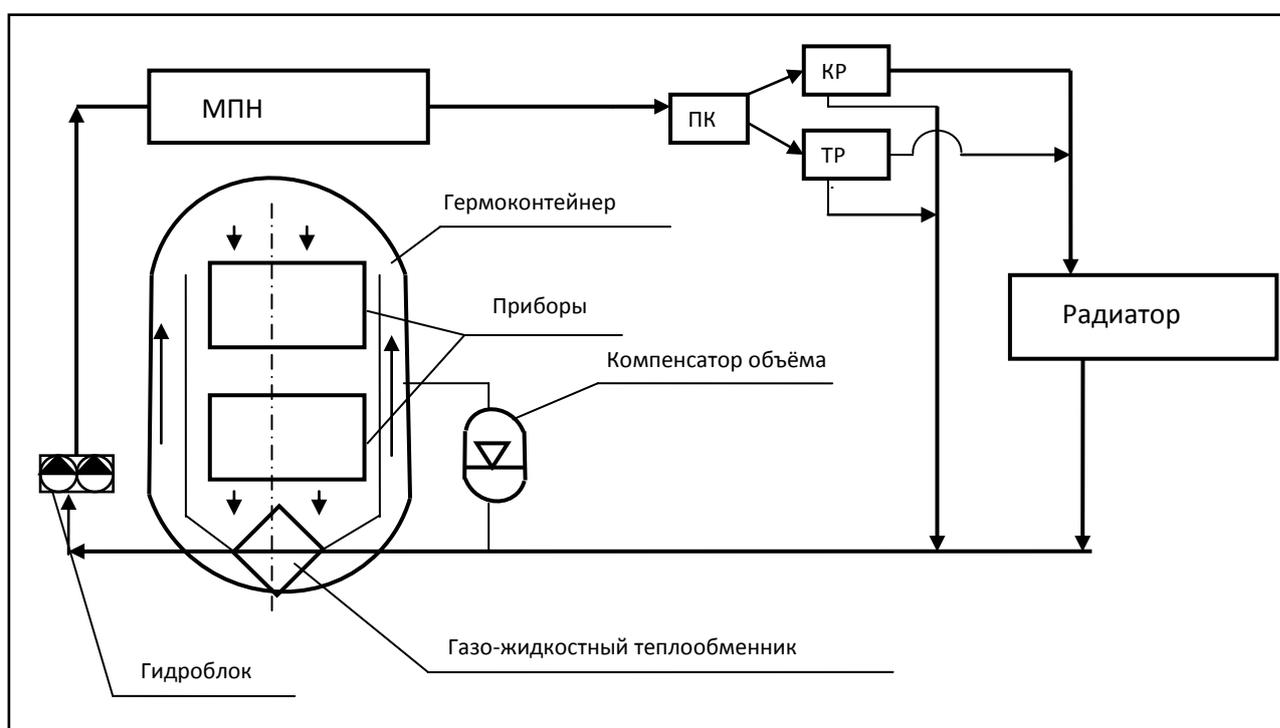


Рисунок 1.6 – Тепловая схема типовой газожидкостной СТР

В состав системы входят: гермоконтейнер, вентилятор, газожидкостный теплообменник, гидроблок (ЭНА), перепускной клапан, клапан-регулятор, терморегулятор, излучательный радиатор, компенсатор, жидкостный тракт модуля полезной нагрузки, блок управления СТР.

Тепло, выделяемое приборами, размещенными в герметичном контейнере, переносится газом в газожидкостный теплообменник, где передается охлаждающей жидкости.

Циркуляция газа обеспечивается вентилятором.

Тепло от приборов модуля полезной нагрузки, размещенных на жидкостном контуре, непосредственно воспринимается жидкостью. Жидкость переносит аккумулированное тепло на излучательный радиатор. В каналах радиатора происходит передача тепла от жидкого теплоносителя стенкам каналов, затем теплопроводностью к излучающей поверхности радиатора и излучение его в космическое пространство.

Циркуляция жидкого теплоносителя в гидротракте СТР обеспечивается работой электронасосного агрегата.

Регулирование количества тепла, отводимого от спутника в космическое пространство, осуществляется плавным изменением расхода теплоносителя через излучательный радиатор с помощью терморегулятора, положение исполнительного механизма которого определяется температурой чувствительного элемента терморегулятора, установленного в потоке теплоносителя (жидкости) на выходе из ГЖТ.

При снижении температуры теплоносителя на выходе из ГЖТ до минимального допустимого значения (T_{\min}) весь расход теплоносителя направляется терморегулятором по байпасу в обход радиатора, прекращая тем самым отвод тепла из регулируемой зоны жидкостного контура СТР.

При повышении температуры теплоносителя на выходе из ГЖТ до максимального допустимого значения (T_{\max}) весь расход теплоносителя направляется терморегулятором на излучательный радиатор, обеспечивая тем самым максимальный отвод тепла из регулируемой зоны жидкостного контура СТР.

Внутри этого диапазона температур часть расхода теплоносителя направляется на излучательный радиатор, а часть мимо него в соответствии с температурой теплоносителя и расходной характеристикой терморегулятора и жидкостного тракта СТР.

В случае выхода из строя температурная автоматика осуществляет переход на резервную схему регулирования, переводя ПК в положение, обеспечивающее направление движения жидкости на клапан-регулятор.

Регулирование количеством тепла, излучаемого в космическое пространство, в резервной схеме осуществляется изменением расхода жидкого теплоносителя через излучательный радиатор с помощью клапана-регулятора.

Для этого на выходе из ГЖТ на поверхности жидкостного трубопровода установлены термометры сопротивления.

Космические аппараты на основе гермоконтейнера наиболее широко распространены в нашей стране. Газообразные теплоносители используемые в СТР герметичных КА используют непосредственно в гермоконтейнерах, легко совмещаются с теплоотдающей поверхностью, не вызывают коррозии.

Основные преимущества ГЖ СТР:

- обеспечение узкого диапазона температур;
- слабая зависимость от программы работы КА, от других систем КА;
- легкость в управлении, высокая живучесть.

Недостатки:

- большая по сравнению с другими системами масса;
- высокий риск потери герметичности из-за метеорного пробоя;
- наличие точки единичного отказа.

1.5 Типы систем терморегулирования негерметичных космических аппаратов

Основой конструкции современных спутников является их негерметичное исполнение, т. е. все спутниковые приборы способны работать в открытом космосе. Это повышает удельные характеристики полезной нагрузки по отношению к общему весу. Основой негерметичного исполнения спутника служит пространственная рама или ферма, часто из композиционных материалов. Она закрывается «сотопанелями» – трёхслойными плоскими конструкциями из двух слоёв углепластика (или алюминиевого сплава) и алюминиевого сотового наполнителя. Такие панели при небольшой массе обладают очень высокой жесткостью. К раме и панелям крепятся элементы систем и приборного

оборудования аппарата [48]. Тепловая схема системы терморегулирования КА негерметичного исполнения показана на рисунке 1.7.

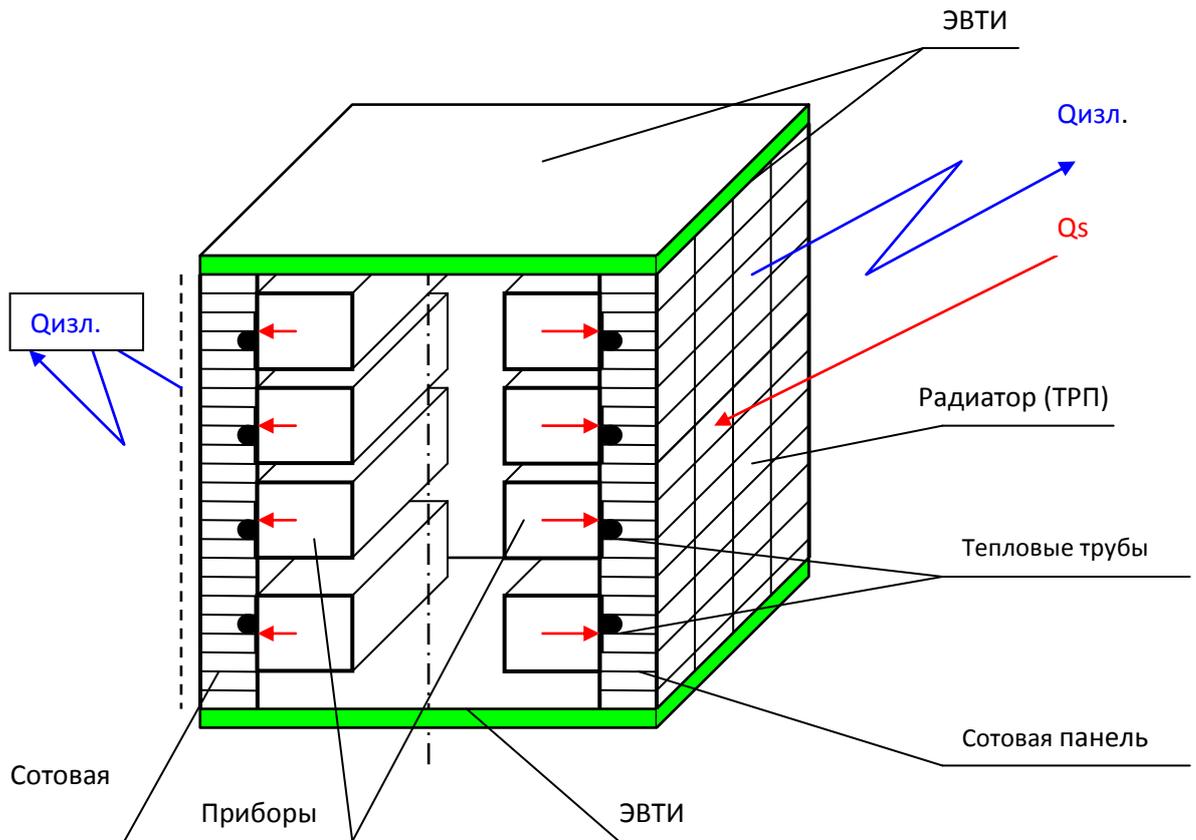


Рисунок 1.7 – Тепловая схема СТР КА в негерметичном исполнении

Тепловыделяющие приборы располагаются на внутренних сторонах сотовых панелей с встроенными тепловыми трубами. На внешних поверхностях сотовых панелей устанавливается терморегулирующее покрытие (ТРП) с высокой степенью черноты ($\epsilon \geq 0,85$) и низким значением коэффициента поглощения солнечного потока (в исходном состоянии $A_s \leq 0,1$).

Встроенные тепловые трубы переносят тепло из зон повышенного тепловыделения, в местах установки приборов, на всю поверхность панели [4]. Тепловые трубы резервированы.

Внешняя поверхность сотовых панелей служит радиатором. С внешних поверхностей сотовых панелей тепло излучается в космическое пространство. Остальные поверхности закрыты ЭВТИ.

При выключении приборов включаются электрообогреватели. Мощность ЭО должна быть не менее 0,8 от мощности выключаемых приборов. Структурная схема системы терморегулирования КА негерметичного исполнения показана на рисунке 1.8.



Рисунок 1.8 – Структурная схема системы терморегулирования КА негерметичного исполнения

Заключая предыдущий обзор схем СТР, следует отметить, что расчетные схемы, применяемые для прогнозирования теплового режима КА герметичного исполнения не могут быть использованы для СТР негерметичного исполнения КА на базе ТТ ввиду отсутствия конвективной среды в приборном отсеке КА. Ещё для расчета данных систем важную роль играет математическое моделирование тепловых процессов в сотовой панели: кондуктивного (теплопроводность) теплообмена, теплопереноса в объёме работы ТТ, анизатропного распространения тепла в сотовой конструкции, внешнего и внутреннего теплообмена излучением.

Для увеличения теплоотводящей мощности СТР КА на ГСО, на радиационных панелях установлен жидкостный тракт, который соединяет «северную» и «южную» панели. Основное назначение жидкостного тракта – перенос солнечного поглощенного потока с освещенной солнцем панели на неосвещенную, что позволяет увеличить эффективную площадь радиатора КА и увеличить теплоотвод от КА.

Для современных теплонагруженных КА применяются комбинированные СТР, включающая подсистему тепловых труб, встроенных в сотовые «Северную» и «Южную» панели модуля целевой аппаратуры (МЦА), резервированный ЖК, ЭО и пассивные средства [75].

Оба ЖК работают одновременно (в режиме «нагруженного» резерва) и гидравлически не связаны друг с другом.

Тепловой поток от оборудования МЦА равномерно распределяется по поверхности внутренней обшивки панели с помощью ТТ. Далее, посредством теплопроводности и излучения, тепловой поток передается на внешнюю обшивку панелей, с которой излучается в космическое пространство.

Тепловой поток от оборудования модуля служебных систем (МСС) передается жидкому теплоносителю посредством теплопередачи за счет прокачки теплоносителя через встроенные в приборную панель платформы жидкостные коллекторы. Циркуляция жидкого теплоносителя в трактах СТР осуществляется электронасосным агрегатом.

Жидкий теплоноситель, проходя по трактам «Северной» и «Южной» панелей, передает тепло на внешнюю обшивку панелей (служащую радиационной поверхностью), с которой и излучается в космическое пространство.

ЖК позволяет обеспечить:

- отвод тепловой мощности от оборудования платформы и передачу его на радиационные панели модуля МЦА;
- интерфейс с подсистемой ТТ в зонах контакта ЖК со структурой ТТ;
- передачу избыточной тепловой мощности между Северной и Южной панелями модуля МЦА;
- обеспечение возможности проведения испытаний в вертикальном положении спутника.

ЖК имеет следующие основные характеристики:

✓ расходная теплоемкость в ЖК в установившемся режиме составляет не менее: $\rho \cdot m \cdot c_p \geq 160 \text{ Вт/К}$, где

- ρ – плотность теплоносителя (кг/м^3);

- c – удельная теплоемкость теплоносителя (Дж/кг·К);
- m – массовый расход теплоносителя ($\text{м}^3/\text{с}$);
- ✓ коэффициент теплопередачи k между поверхностью полки профиля и жидким теплоносителем составляет не менее $35 \text{ Вт/м} \cdot \text{°С}$.

Прокладка ЖК по панелям полезной нагрузки обеспечивает тепловой интерфейс с подсистемой ТТ.

Схема теплового интерфейса между ЖК и ТТ показана на рисунке 1.9.

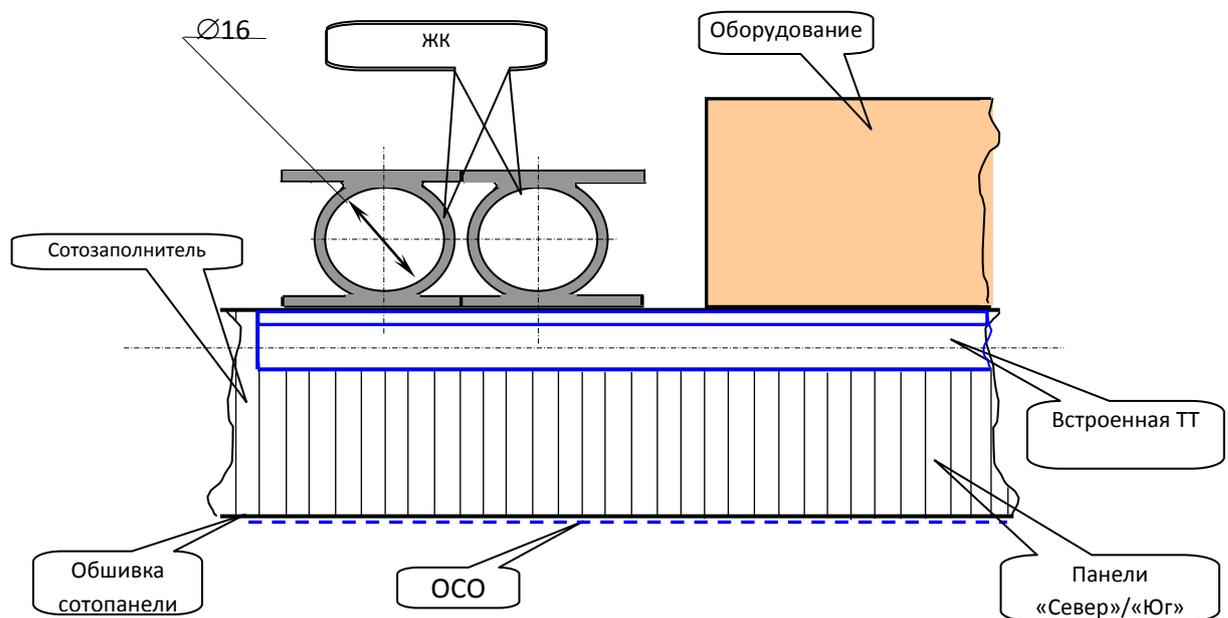


Рисунок 1.9 – Схема теплового интерфейса между ЖК и ТТ

Упрощенная схема соединения элементов жидкостного контура спутника приведена на рисунке 1.10.

Жидкий теплоноситель, проходя по трактам «Северной» и «Южной» панелей, передает тепло на внешнюю обшивку панелей (служащую радиационной поверхностью), с которой и излучается в космическое пространство.

Отвод тепла от тепловыделяющих элементов оборудования производится на основании конкретного оборудования, с которого за счет контактного теплообмена передается к внутренней обшивке сотовопанели со встроенными ТТ и

далее теплопроводностью по сотозаполнителю передается на внешнюю обшивку сотопанели, с которой излучается в космическое пространство.

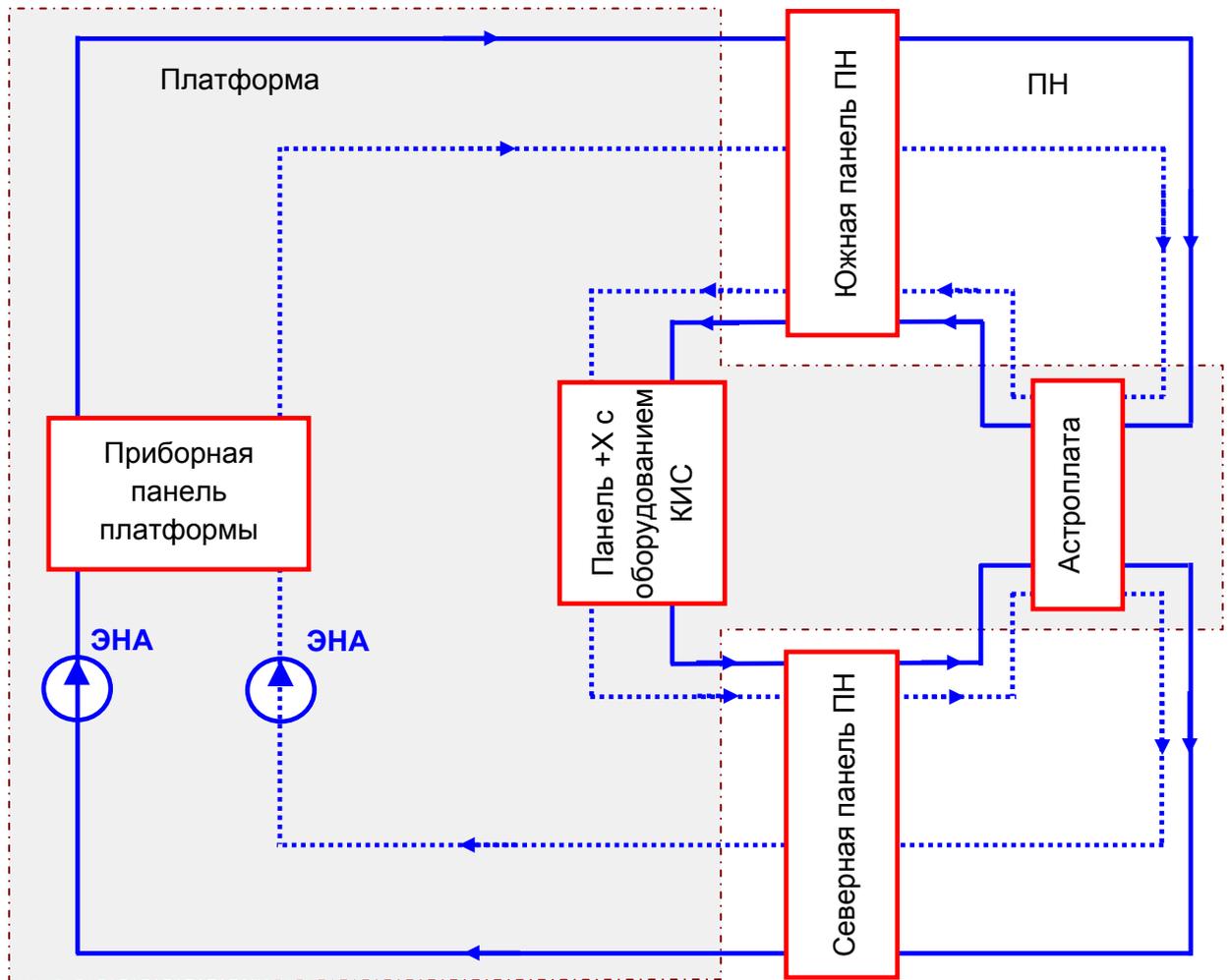


Рисунок 1.10 – Упрощенная схема соединения элементов жидкостного контура

КА

Т.е. в данном варианте исполнения в качестве радиатора-излучателя используется наружная поверхность сотопанелей.

Применение комбинированной системы терморегулирования с отводом тепла в жидкость от тепловых труб выгодно сочетает преимущества жидкостных и теплотрубных систем. Жидкостный контур охлаждает приборы модуля служебных систем и далее выводится на внутреннюю поверхность излучающих панелей со встроенными тепловыми трубами, обеспечивая, таким образом, тепло-

вую связь между противоположными излучающими панелями. Для аппаратов, которые работают на геостационарной орбите, это большое преимущество, поскольку в течение года спутник длительное время повернут то одним, то другим боком к солнцу и в результате одна из панелей может быть значительно нагрета, а другая сильно охлаждена. При тепловой же связи температуры выравниваются, и обе панели работают с наибольшей отдачей. Таким образом, смешанные схемы на основе тепловых труб и жидкостного контура – ближайшее будущее систем терморегулирования.

Расчётные методики систем терморегулирования на базе тепловых труб негерметичных космических аппаратов не позволяют учитывать конвективный теплоперенос между «северной» и «южной» панелями осуществляемый жидкостным контуром комбинированной системы терморегулирования. Поэтому возникает необходимость постановки и решения новых задач, связанных с созданием математических моделей промежуточной конвективной теплопередачи жидкостным контуром, которые дополнительно позволят оценивать влияние геометрических и теплофизических параметров жидкостного контура на характеристики системы терморегулирования в целом.

1.6 Элементы систем терморегулирования герметичных космических аппаратов

1.6.1 Элементы жидкостного тракта

Электронасосный агрегат (ЭНА)

ЭНА предназначен для обеспечения циркуляции теплоносителя в жидкостном контуре СТР. ЭНА состоит из корпуса, в котором расположены два центробежных насоса с обратным клапаном. Крыльчатка каждого насоса жестко закреплена на валу электродвигателя, фланец которого приварен к корпусу ЭНА. Каждый электродвигатель соединен с помощью кабеля со своим коммутатором.

Входной и выходной штуцеры корпуса ЭНА сваркой соединяются с трубопроводами СТР.

В условиях эксплуатации по целевому назначению один из насосов работает непрерывно, другой находится в холодном резерве.

В составе каждого электродвигателя для контроля вращения вала имеется таходатчик, позволяющий получить сигналы двух типов:

телеметрический сигнал по постоянному напряжению, пропорциональному частоте вращения вала;

переменный сигнал, снимаемый с фазы, по частоте пропорциональный частоте вращения вала.

При подаче электропитания на один из электроприводов вал электродвигателя и жестко закрепленная на валу крыльчатка начинают вращаться, тем самым создавая на выходе из ЭНА поток жидкости с определенным напором и расходом.

Внешний вид ЭНА с преобразователями показан на рисунке 1.11.



Рисунок 1.11 – Внешний вид ЭНА с преобразователями

Компенсатор объема

Компенсатор объема предназначен для поддержания рабочего давления в ЖК СТР при изменении температуры жидкого теплоносителя, для хранения

запаса теплоносителя и компенсации утечек теплоносителя из ЖК при существующих нормах негерметичности [69].

Компенсатор объема представляет собой цилиндрическую емкость с полусферическими днищами, внутренняя полость которой разделена сильфоном на две емкости: газовую и жидкостную. Газовая полость заполнена газом Хладон-141В, а жидкостная полость связана с ЖК СТР [69].

На цилиндрической части корпуса компенсатора установлен ЭО (основной и резервный).

Образующийся при повышении температуры теплоносителя в ЖК избыточный объем теплоносителя поступает в жидкостную полость и сжимает сильфон компенсатора объема. При понижении температуры сильфон компенсатора объема под воздействием давления газа растягивается и вытесняет необходимое количество теплоносителя в ЖК СТР, поддерживая давление теплоносителя в ЖК, равным давлению газа в газовой полости компенсатора [69].

В условиях штатной эксплуатации на орбите компенсатор объема работает непрерывно. Внешний вид компенсатор объема показан на рисунке 1.12.

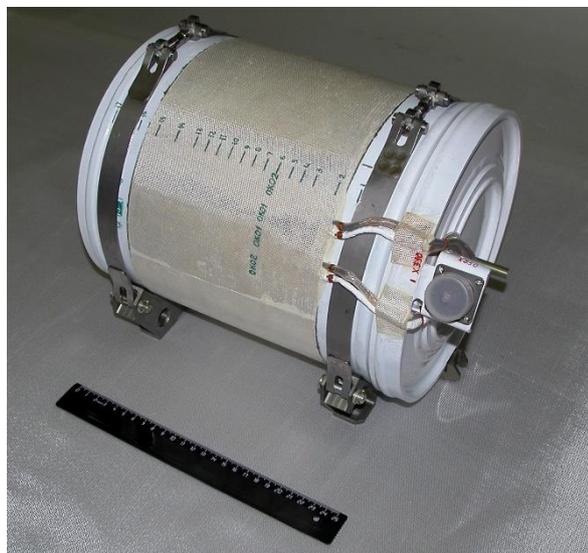


Рисунок 1.12 – Внешний вид компенсатора объёма

Вентили

Вентили предназначены для перекрытия определенных участков жидкостного тракта для обеспечения необходимого направления движения

теплоносителя во время заправки СТР и при наземных испытаниях платформы и спутника.

Конструктивно вентиль содержит сильфонный узел, клапан которого связан с маховиком, вращением которого обеспечивается положение вентиля «открыто» или «закрыто».

При штатной работе на орбите проходные вентили в СТР открыты, а концевые вентили – герметично закрыты и герметично заглушены (две последовательных зоны герметизации).

Фильтр

Фильтр предназначен для предотвращения попадания механических частиц в ЖК СТР в случае их образования в полости компенсатора объема СТР.

Фильтр представляет собой металлическую сетку в два слоя.

Соединительные трубопроводы

Соединительные трубопроводы предназначены для соединения между собой элементов ЖК СТР в одно целое. Стыки между концами трубопроводов и элементами жидкостного контура герметично соединены сваркой. Трубопроводы изготавливаются из алюминиевых сплавов.

Внутренний диаметр соединительных трубопроводов – 12 - 16мм.

Жидкий теплоноситель

В качестве жидкого теплоносителя в ЖК СТР используется жидкость ЛЗ-ТК-2 на основе изооктана с ингибирующими добавками для придания смазывающих свойств и повышения устойчивости к ионизирующему излучению.

Основные теплофизические характеристики жидкого теплоносителя при температуре 20°C приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Основные теплофизические характеристики жидкого теплоносителя

| Теплофизические характеристики | Значение |
|---|-------------------------|
| удельная теплоемкость, Дж/кг·°C | 1850 |
| удельная теплопроводность, Вт/м·°C | 0,15 |
| плотность, кг/м ³ | 710 |
| температура кипения при рабочем давлении в ЖК СТР, °C | 98 |
| рабочий диапазон, °C | от минус 100 до плюс 90 |

Разъемы гидравлические

Разъемы гидравлические предназначены для соединения или разъединения жидкостного тракта, в котором они установлены, без слива теплоносителя из него и обеспечивают разъемную гидравлическую связь жидкостного тракта ПН с жидкостным трактом МСС или наземных устройств.

Разъемы гидравлические включают в себя подпружиненные обратные клапаны, герметично закрывающие их жидкостные тракты и конструктивные элементы герметизации мест соединения разъемов гидравлических между собой.

Достаточная степень герметичности мест соединения разъемов гидравлических между собой обеспечивается одним резиновым кольцом. Для повышения надежности обеспечения герметичности при заключительных операциях со спутником в стык между разъемами гидравлическими дополнительно устанавливается второе резиновое кольцо и металлическая прокладка. Таким образом в условиях эксплуатации по целевому назначению стыки между разъемами гидравлическими имеют три последовательные зоны герметизации.

Трубка Вентури

Трубка Вентури совместно с присоединенной к ней телеметрической системой измерения перепада давлений предназначена для измерения расхода теплоносителя в жидкостном контуре СТР.

Система измерения перепада давлений состоит из индуктивного преобразователя перепада давлений и блока усиления.

Трубка Вентури конструктивно представляет собой канал переменного сечения, к которому в максимальном и минимальном проходных сечениях присоединены полости индуктивного преобразователя перепада давлений, разделенные диафрагмой. Индуктивный преобразователь кабелем соединен с блоком усиления.

При изменении расхода теплоносителя через трубку Вентури изменяется перепад давлений между ее максимальным и минимальным сечениями и, следовательно, на диафрагме преобразователя, и она изменяет свое положение.

Это приводит к соответствующему изменению величины сигнала на выходе из блока усиления и, следовательно, на входе системы телеметрических измерений спутника.

Трубка Вентури совместно с системой измерения перепада давлений обеспечивает измерение расхода теплоносителя в жидкостном контуре СТР в диапазоне от 0 до 225 см³/с. Погрешность измерения расхода теплоносителя не превышает 2 %.

1.6.2 Электрообогреватели

Электрообогреватели предназначены для поддержания температуры элементов КА в требуемых диапазонах.

Электрообогреватели устанавливаются на панелях МПН и МСС, радиаторах, кронштейнах и радиаторах приборов СОС, компенсаторах объема, межблочных трубопроводах системы коррекции.

Каждый ЭО состоит из двух нагревательных элементов, (основного и резервного), выполненных в виде отдельных секций. Нагревательные элементы выполняются из константановой ленты или нихромовой проволоки. Схема установки секций ЭО и датчиков температуры приведена на рисунке 1.13.

На элементе КА с ЭО устанавливаются резервированные датчики для контроля температуры.

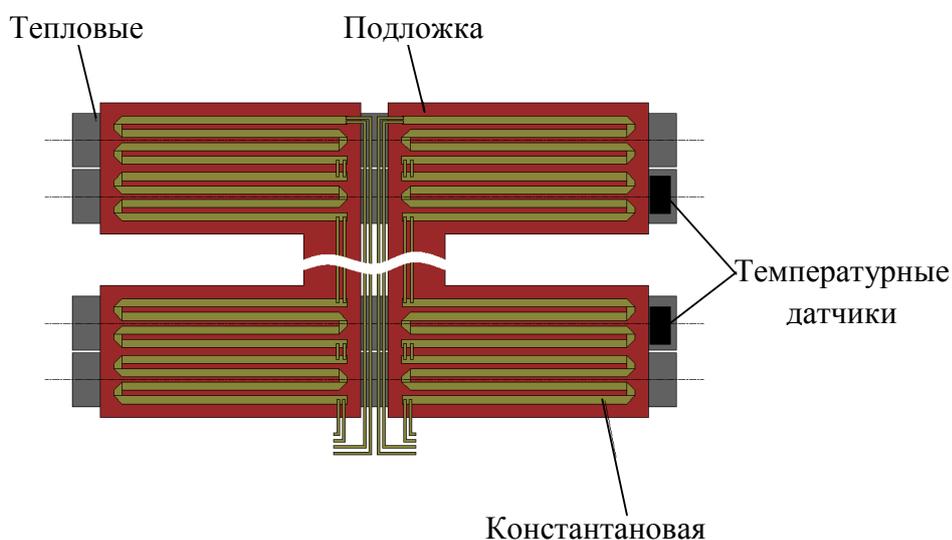


Рисунок 1.13 – Схема установки секций ЭО и датчиков температуры

1.6.3 Тепловые трубы

Тепловая труба состоит из участка испарения и участка конденсации. В случае необходимости, обусловленной внешними требованиями, труба может иметь еще одну зону – адиабатный участок, разделяющий испаритель и конденсатор [40]. В поперечном сечении видно, что тепловая труба состоит из стенки корпуса, фитиля и парового канала (рисунок 1.14).

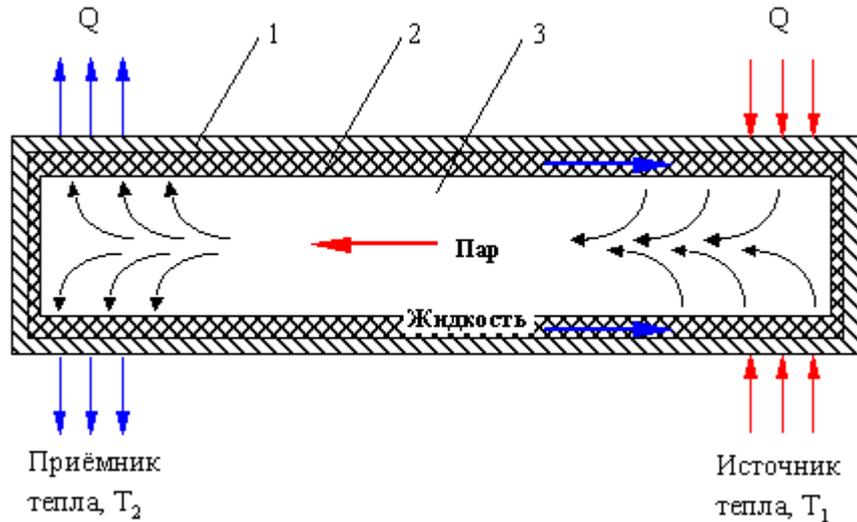


Рисунок 1.14 – Классическая тепловая труба

Классическая тепловая труба (см. рисунок 1.14) представляет собой вытянутый в длину герметичный, как правило, тонкостенный металлический сосуд (1), внутренние стенки которого выложены капиллярно-пористым материалом – так называемым фитилём (2). Фитиль имеет малую толщину и пропитан рабочей жидкостью. Внутренний объём (3), свободный от фитиля, заполнен паром этой жидкости и является паровым каналом

Тепловая труба представляет собой замкнутую систему, которая обладает эффективной теплопроводностью, значительно превышающей теплопроводность однородного стержня из любого известного материала, имеющего такие же размеры. Это свойство достигается за счет испарения жидкости во внутреннем пространстве трубы, последующего переноса пара к другой ее части, конденсации

пара и возвращении конденсата в испаритель при помощи капиллярного фитиля, т.е. за счет молярного характера процесса переноса тепла.

Основным теплоносителем, используемым в тепловых трубах КА, является аммиак.

Эффективность тепловой трубы часто определяется с помощью понятия «эквивалентная теплопроводность». Теплопередающая способность тепловой трубы может быть очень большой; в тепловых трубах на литии при температуре 1500 °С в осевом направлении может быть передан тепловой поток 10–20 кВт/см². При соответствующем выборе рабочей жидкости и материала корпуса могут быть созданы тепловые трубы для работы в интервале температур от 4 до 2300 К [90].

Цилиндрические тепловые трубы применимы во многих случаях, но для удовлетворения специальных требований могут быть созданы трубы других конфигураций [90].

Кроме высокой теплопроводности тепловая труба характеризуется:

- очень высокой эффективной теплопроводностью;
- способностью действовать как трансформатор теплового потока;
- изотермичностью поверхности при низком термическом сопротивлении [90].

Поверхность конденсации тепловой трубы в этом случае работает практически при постоянной температуре. Если на некотором участке возникает местный тепловой сток, то количество конденсирующегося в этом месте пара увеличивается и за счет этого температура поддерживается на прежнем уровне [90].

Основные ограничения тепловых труб связаны: при низких температурах – с действием вязкостных сил, а при повышенных температурах – со срывом капель рабочей жидкости с поверхности фитиля под действием парового потока, в других случаях – с недостаточным капиллярным напором и кризисом теплоотдачи в испарительной зоне (запариванием фитиля) [90].

1.6.4 Терморегулирующие покрытия

Терморегулирующие покрытия (ТРП) являются одним из средств пассивного терморегулирования КА. Они наносятся на внешние поверхности элементов конструкции аппаратов, в том числе радиаторов СТР и служат для обеспечения заданного диапазона температур элементов конструкции, уменьшения нерегулируемых внешних теплопритоков и обеспечения работоспособности радиаторов в условиях эксплуатации.

Основные характеристики ТРП следующие:

- состав и схема нанесения;
- технология нанесения;
- физико-механические свойства;
- начальные оптические и терморadiационные свойства (коэффициенты A_S и ε), в том числе спектральные коэффициенты отражения ρ_λ в диапазоне от 0.3 до 20 мкм;
- оценка изменения коэффициента A_S в условиях эксплуатации (в основном для покрытий класса «солнечный отражатель»).

Классификация ТРП:

по соотношениям оптических и терморadiационных свойств (коэффициенты A_S и ε) ТРП подразделяются на следующие классы:

- «истинные отражатели» (ИО): $A_S \rightarrow 0$; $\varepsilon \rightarrow 0$;
- «солнечные отражатели» (СО): $A_S \rightarrow 0$; $\varepsilon \rightarrow 1$;
- «истинные поглотители» (ИП): $A_S \rightarrow 1$; $\varepsilon \rightarrow 1$;
- «солнечные поглотители» (СП): $A_S \rightarrow 1$; $\varepsilon \rightarrow 0$.

По составу и способу нанесения (технологии) различают:

- лакокрасочные покрытия (ЛКП),
- силикатные покрытия,
- покрытия типа «металл-диэлектрик»,
- гальванохимические;
- покрытия вакуумного напыления.

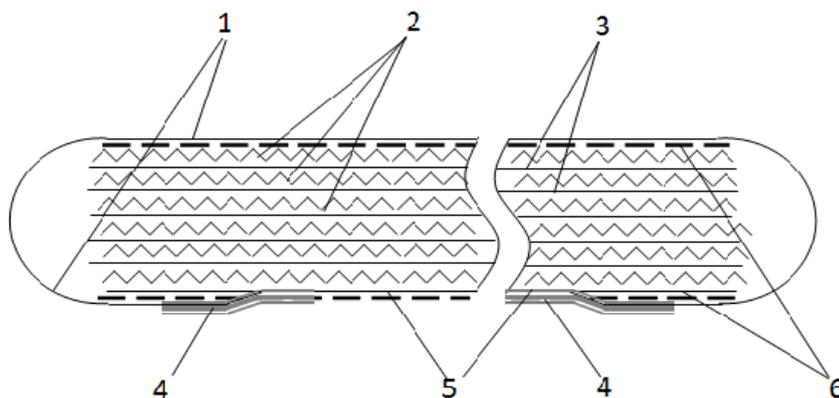
К внешним покрытиям КА предъявляется ряд требований, основными из которых являются оптические и терморadiационные характеристики, их стабильность в условиях хранения и эксплуатации КА в космическом пространстве, технологичность (в том числе доступность технологии нанесения), физико-механические свойства (прочность, адгезия и др.), малый вес (поверхностная плотность), ремонтоспособность и др.

Существуют справочные данные для различных типов ТРП, из которых выбираются ТРП, отвечающие предъявляемым требованиям.

1.6.5 Экранно-вакуумная теплоизоляция

Экранно-вакуумная теплоизоляция является одним из наиболее распространенных и надежных средств пассивного терморегулирования в системах обеспечения теплового режима КА. Применение ЭВТИ обеспечивает возможность существенно снизить интенсивность теплообмена элементов конструкции и оборудования космического аппарата с окружающей средой, то есть уменьшить (по абсолютной величине) тепловые потоки, поступающие к элементам конструкции и оборудованию от Солнца, Земли и излучаемые наружной поверхностью аппарата в космическое пространство. Параметрами, определяющими эффективность ЭВТИ, являются ее термическое сопротивление ($R_{ЭВТИ}$) и время достижения этого значения при вакуумировании в космосе [11].

Конструктивно ЭВТИ выполняется в виде отдельных матов, пакетов, спиральной намотки, изготовленных по раскрою, учитывающему геометрию внешней поверхности защищаемого объекта. Структура ЭВТИ приведена на рисунке 1.15.



- 1 – внешний наружный экран; 2 – прокладки; 3 – внутренние экраны;
 4 – лента с односторонним липким слоем; 5 – внешний внутренний экран;
 6 – напыление алюминием

Рисунок 1.15 – Структура ЭВТИ

Основные результаты экспериментальных и теоретических исследований представлены в ОСТ – 92 – 1380 –83, по которому требуемое (по тепловому расчету) термическое сопротивление ЭВТИ подбирается соответствующим количеством слоев (экранов) и плотностью их укладки.

Однако, при установке ЭВТИ на поверхности сложной конфигурации приведенные значения термических сопротивлений ЭВТИ нередко существенно отличаются от теоретических данных, причем, в основном в сторону снижения значений $R_{ЭВТИ}$ в конкретных условиях эксплуатации на КА.

Одним из фактов снижения эффективности ЭВТИ при установке на КА является наличие в реальной конструкции большего числа технологических стыков матов ЭВТИ, швов, клапанов различного назначения, и пр. [26].

Принципиальная схема ЭВТИ разрабатывается на начальных этапах проектирования КА. В последующий период проводится ее уточнение по результатам конструктивной проработки. Принципиальная схема ЭВТИ выполняется в соответствии с компоновкой (или компоновочной схемой) и определяет поверхности и зоны КА, которые должны быть закрыты ЭВТИ. В схеме указывается требуемый вид ЭВТИ в зависимости от ожидаемых

температурных условий на поверхности теплоизоляции в той или иной зоне ее расположения.

Одним из определяющих параметров температурных условий эксплуатации ЭВТИ являются термооптические характеристики ее наружного (облицовочного) слоя, подверженного тепловому воздействию солнечной радиации [68].

Облицовочный слой ЭВТИ одновременно является одним из элементов пассивного терморегулирования и его термооптические характеристики часто определяют не только тепловой поток через ЭВТИ (по величине и направлению), но и температурный диапазон эксплуатации объектов терморегулирования [68].

Газы, образующиеся внутри многослойной теплоизоляции при дегазировании ее элементов, могут значительно ухудшить теплофизические характеристики изоляции, если пространство внутри изоляции не будет сообщаться с окружающей средой. Удовлетворительным способом разрешения этой проблемы является перфорация радиационных экранов. Однако для перфорированных радиационных экранов испускательная способность увеличивается. Поэтому необходимо использовать оптимальную степень перфорирования экранов, когда обеспечивается достаточное дренирование внутренних объемов и, в то же время, не происходит значительного ухудшения испускательной способности радиационных экранов. Однако одной оптимальной относительной площади отверстий еще не достаточно для того, чтобы гарантировать малое давление внутри пакета ЭВТИ. При свободномолекулярном режиме течения длина пути от отверстия в одном слое до отверстия в следующем слое должна быть по возможности более короткой. В результате, важным параметром является число отверстий на единицу площади. Для того, чтобы при той же самой степени перфорирования увеличить число отверстий, необходимо уменьшить диаметр отверстий.

1.7 Цель и задачи исследования

Системы терморегулирования космических аппаратов – это сложные комплексные системы, включающие в себя структурно функциональные элементы: тепловые трубы, оптические покрытия, нагреватели, теплоизоляцию, сложные многоэлементные контуры жидкостного и воздушного охлаждения.

В настоящее время в России и за рубежом наблюдается тенденция к росту габаритов и энерговооруженности космических аппаратов. Так для современных спутников связи энергопотребление составляет 15 кВт, в перспективе до 20 кВт. Принятый в мировой практике срок службы аппаратов определяется 15 годами активного существования, причем срок ограничивается не техническим ресурсом, а низкими тактико-техническими характеристиками полезной нагрузки в сравнении с сегодняшним днём [48].

На современном научно-техническом и технологическом этапе развития космического машиностроения явные преимущества имеют конструктивно-компоновочные схемы космических аппаратов негерметичного исполнения [41].

Массовое совершенство негерметичной конструкции высокомошных космических аппаратов на геостационарной орбите достигается применением комбинированных систем терморегулирования, в которых помимо тепловых труб для увеличения теплоотводящих мощностей, на радиационных панелях предусмотрен жидкостный контур, соединяющий «северную» и «южную» панели. Основное назначение жидкостного тракта – перенос солнечного поглощенного потока и бортового тепловыделения на неосвещенную солнцем радиационную панель [75].

В связи с тем, что надежная опытно-конструкторская отработка СТР требует создания уникальной и дорогостоящей экспериментальной базы, что связано со значительными материальными и временными затратами, расчетно-теоретические методы анализа и прогноза оптимального теплового режима, эффективности СТР играют определяющую роль в решении задачи повышения

достоверности прогноза при снижении объёма испытаний для верификации и отработки конструкции.

В приборных отсеках космических аппаратов бортовая аппаратура устанавливается на сотовых панелях с расположенными внутри них тепловыми трубами.

На сегодняшний день математические модели, разработанные для циркуляционных систем терморегулирования герметичных космических аппаратов и систем терморегулирования на базе тепловых труб негерметичных космических аппаратов, не учитывают конвективный теплоперенос между «северной» и «южной» панелями осуществляемый жидкостным контуром комплексной системы терморегулирования, отсюда нет возможности оценки влияния режимных, геометрических и теплофизических параметров жидкостного контура на характеристики системы терморегулирования.

При разработке перспективных конструктивно-компоновочных схем приборных отсеков геостационарных космических аппаратов возникла необходимость постановки и решения новых задач, связанных с созданием расчетно-математических моделей промежуточной конвективной теплопередачи жидкостным контуром, что приводит к усложнению и увеличению числа уравнений в системе базовых балансов структурно-функциональной модели СТР.

Принципы обеспечения теплового режима космических аппаратов основываются на тщательной проработке компоновки бортовой аппаратуры и оптимизации элементов системы терморегулирования. В связи с этим возникла необходимость разработки расчетных методов прогнозирования теплофизических характеристик системы терморегулирования, позволяющих на этапе эскизной проработки проекта космического аппарата разрабатывать системы терморегулирования, имеющие оптимальные проектные характеристики: минимальную массу, энергопотребление, высокую надежность и ресурс работоспособности в течение длительного срока активного существования космического аппарата.

Учитывая вышеизложенное, целью данной работы является теоретическое и экспериментальное исследование процессов теплообмена и теплопередачи в системах терморегулирования космических аппаратов, разработка математической модели и программно-алгоритмического обеспечения проектирования и конструирования систем терморегулирования.

В соответствии с поставленной целью задачи определяются в следующем:

1. Оценка современного состояния и анализ существующих методов расчета в области конструирования и проектирования систем теплового обеспечения космических аппаратов.

2. Проведение термобалансных испытаний СТР негерметичного КА с целью получения экспериментальных данных для подтверждения достоверности разрабатываемой математической модели и программно-алгоритмического обеспечения.

3. Создание математической модели комплексной теплопередачи между сотовыми панелями через тепломассообменный жидкостный контур СТР КА с учетом эквивалентных термических сопротивлений по областям сложной топологии.

4. Создание алгоритма и программы проектного расчета системы терморегулирования с жидкостным контуром, проведение сравнительного анализа численных и экспериментальных исследований теплоэнергетических состояний СТР в зависимости от конструктивных и режимных определяющих параметров.

2 Методология проведения экспериментальной отработки

2.1 Термобалансные испытания космических аппаратов

Из года в год все более сложные задачи решаются с помощью автоматических и пилотируемых космических аппаратов (КА). Усложняются конструкции КА, при этом особое значение приобретает проблема обеспечения надежности КА, которая во многом определяется его тепловым режимом. Очевидно, что без качественного и всестороннего экспериментального исследования теплового режима спутников в условиях, близких к эксплуатационным, невозможно создать высоконадежные аппараты.

Вследствие возможного значительного отклонения действительных теплофизических характеристик КА от расчетных и невозможности при проведении расчета учесть все составляющие, влияющие на тепловой режим КА и его элементов, окончательное заключение о тепловом состоянии оборудования при штатной эксплуатации может быть сделано только на основании проверки работоспособности в наземных условиях всей системы терморегулирования (СТР) КА, при достаточно точной имитации теплового взаимодействия КА с окружающей космической средой. Таким образом, термовакуумная отработка представляет собой комплекс расчетно-методических, экспериментальных и конструкторских работ по обеспечению и уточнению заданных технических характеристик системы терморегулирования, подтверждение проектных значений параметров теплообмена и уточнение возможных условий функционирования КА [25].

Условия, создаваемые в имитационных установках — термобарокамерах при проведении тепловакуумной отработки, и ее методические особенности, определяются задачами, решаемыми при отработке конкретного КА с учетом особенностей траектории и целей его полета. Как показывает практика, эти задачи могут быть разбиты на три группы [7]:

1. Задачи по определению предельных температур конструкции и оборудования КА в процессе его эксплуатации, а также задачи по оценке способности системы терморегулирования КА обеспечить тепловой режим в заданном диапазоне изменений внешних и внутренних нагрузок (подтверждение работоспособности элементов конструкции КА в заданных температурных диапазонах).

2. Задачи по определению основных теплофизических характеристик КА и его отдельных элементов в условиях испытаний и сравнение их с значениями, полученными расчетным путем (расчетный прогноз). К основным теплофизическим характеристикам КА можно отнести холодопроизводительность радиационных поверхностей, тепловые потери, время ввода в заданный тепловой режим и время, в течение которого сохраняется и поддерживается заданный тепловой режим при отказе отдельных элементов СТР;

3. Задачи по проверке герметичности жидкостного контура СТР КА. Контроль герметичности в космической отрасли служит не только для определения качества сборочных соединений (сварки, пайки, склейки, соединения с уплотнениями), но и для контроля качества материалов, из которых изготовлен КА [58]. Даже малая негерметичность жидкостного контура СТР может привести к негативным последствиям, например:

– к паразитному кинетическому импульсу, приводящему к изменению параметров орбиты вследствие реактивного действия крайне малой струи;

– выходу из строя электронасосного агрегата вследствие снижения или отсутствия расхода теплоносителя в жидкостном контуре СТР, что приведет к снижению теплоотводящей способности СТР.

Данные задачи решаются на этапе проведения термобалансных испытаний КА в период которых осуществляется отработка и контроль статического и динамического долговременного теплового баланса КА в условиях штатного функционирования полезной нагрузки комплексной имитации динамики изменения факторов воздействия космического пространства на штатной орбите КА.

При разработке методики наземных термобалансных испытаний необходимо, как минимум, решить три задачи:

- определение «достаточной» точности в имитации теплового воздействия окружающей среды космического пространства на КА;
- выбор технических средств для осуществления имитации теплового воздействия окружающей космической среды на КА;
- определение минимальной продолжительности термовакуумных испытаний для каждой фазы полета КА [58].

Без решения данных задач всегда имеется опасность выбора или необоснованно высокой точности имитации и большой длительности термовакуумных испытаний, что может всю проблему испытаний вследствие технических и экономических трудностей завести в тупик, или слишком грубой имитации и получения ошибочных данных о тепловом состоянии КА в полете.

Задача имитации с «достаточной» точностью параметров космической среды, является самой главной. Наиболее важными теплофизическими характеристиками окружающей космической среды являются:

- интенсивность солнечного излучения S_0 ($\text{Вт}/\text{м}^2$), спектральный состав и угловое распределение;
- интенсивность S_k , E_k ($\text{Вт}/\text{м}^2$) и спектральный состав отраженного от поверхности Земли солнечного излучения и собственное излучение Земли (для низколетящих КА);
- оптические коэффициенты A_s и ϵ космического пространства;
- температура и давление космического пространства [58].

Точная имитация указанных теплофизических характеристик окружающей среды и коэффициентов облученности поверхности КА с этой средой в наземных условиях из-за технических и экономических затруднений нередко оказывается невозможной, а в ряде случаев – просто ненужной. Необходимо обеспечить достаточно точную имитацию, под которой понимается имитация с «допустимой» погрешностью, не вызывающей существенного отличия температуры элементов КА при испытаниях от их температуры в полете.

Экспериментальные данные показывают, что термобалансные испытания могут с достаточной точностью проводиться при следующих условиях [58]:

- давление в термобарокамере (ТБК) не более 5×10^{-5} мм рт.ст.;
- температура окружающего пространства не выше минус 180°C ;
- коэффициенты стенок ТБК $A_s \geq 0,9$ и $E \geq 0,9$;
- интенсивность имитации солнечного потока не менее 1440 Вт/м^2 , с неоднородностью до $\pm 15\%$, непараллельностью до 4 градусов и спектром близким к Солнечному ($\lambda \geq 0,2 \text{ мкм}$);
- инфракрасное излучение от имитаторов тепловых потоков до $1,8 \text{ кВт/м}^2$.

Основным этапом при проведении наземной экспериментальной отработки является проведение термобалансных испытаний летной модели КА.

Целью термобалансных испытаний является квалификация проекта тепловой подсистемы спутника «Amos-5».

Задачи, решаемые при термобалансных испытаниях на уровне КА:

- исследование термобаланса комбинированной СТР спутника и определение запасов СТР при имитации предельных значений внешних и внутренних тепловых нагрузок, характерных для орбитальных условий;
- верификация (а при необходимости и корреляция) тепловой математической модели спутника для разработки в дальнейшем уточненного летного прогноза температур спутника.

Необходимость коррекции тепловой математической модели должна быть определена в результате сравнения расчетного прогноза максимальных и минимальных температур спутника, вычисленных для режимов испытаний и фактических значений измеренных температур в местах установки температурных датчиков. При выявлении различий, превышающих погрешности, определяемые неточностью имитации внешних условий и погрешностями измерений, должна быть проведена коррекция тепловой математической модели для получения удовлетворительного совпадения ($\pm 2^{\circ}\text{C}$).

В ходе термобалансных испытаний имитируется функционирование спутника на орбите. Имитация функционирования спутника на орбите включает деградацию свойств радиационных поверхностей, сезонные условия (изменение солнечной постоянной и угла между направлением на Солнце и осями спутника), условия затенения, условия экстремальных (в части тепловой мощности оборудования) вариаций рабочих режимов в течение срока службы спутника.

Основные этапы термобалансных испытаний:

- участок выведения – создание температурных условий, соответствующих холодному случаю конца участка выведения, холодный старт (включается часть оборудования платформы);

- холодный случай – режим минимальной внешней и внутренней тепловой нагрузки;

- горячий случай – режим максимальной внешней и внутренней тепловой нагрузки;

- режим живучести.

В ходе термобалансных испытаний также выполняется:

- проверка расхода рабочей жидкости в жидкостном контуре спутника;

- проверка электрических интерфейсов;

- контроль электрических параметров ЭО;

- контроль телеметрии;

- контроль исполнения команд управления;

- проверка резервирования;

- проверка алгоритмов управления от ПО СТР.

Имитация воздействия на КА внешних тепловых потоков, аналогичных воздействующим на летный КА при штатном функционировании, производится на основании анализа условий функционирования изделия спутника «Amos-5» на различных этапах эксплуатации.

При движении по геостационарной орбите спутник может на некоторое время оказаться в тени Земли. Это явление имеет значение, поскольку питание

КА осуществляется от солнечных батарей, так что попадание в области тени Земли лишает бортовое оборудование энергоснабжения, энергию приходится накапливать в аккумуляторах либо на время затенения прерывать работу системы связи. Затенение вызывает также резкое изменение теплового режима КА. Поэтому длительность затенения и время его наступления имеют важное значение.

Поскольку плоскость геостационарной орбиты (плоскость экватора) и плоскость орбиты Земли при ее движении вокруг Солнца не совпадают (см. рисунок 2.1), большую часть года геостационарный КА вообще не попадает в тень Земли: при нахождении «за Землей» спутник находится выше (или ниже) линии Солнце – Земля (см. рисунок 2.2(а)). Лишь в периоды, близкие к осеннему или весеннему равноденствию, затенение становится возможным, поскольку спутник, пересекая плоскость орбиты Земли, находится на прямой Солнце – Земля (см. рисунок 2.2(б)).

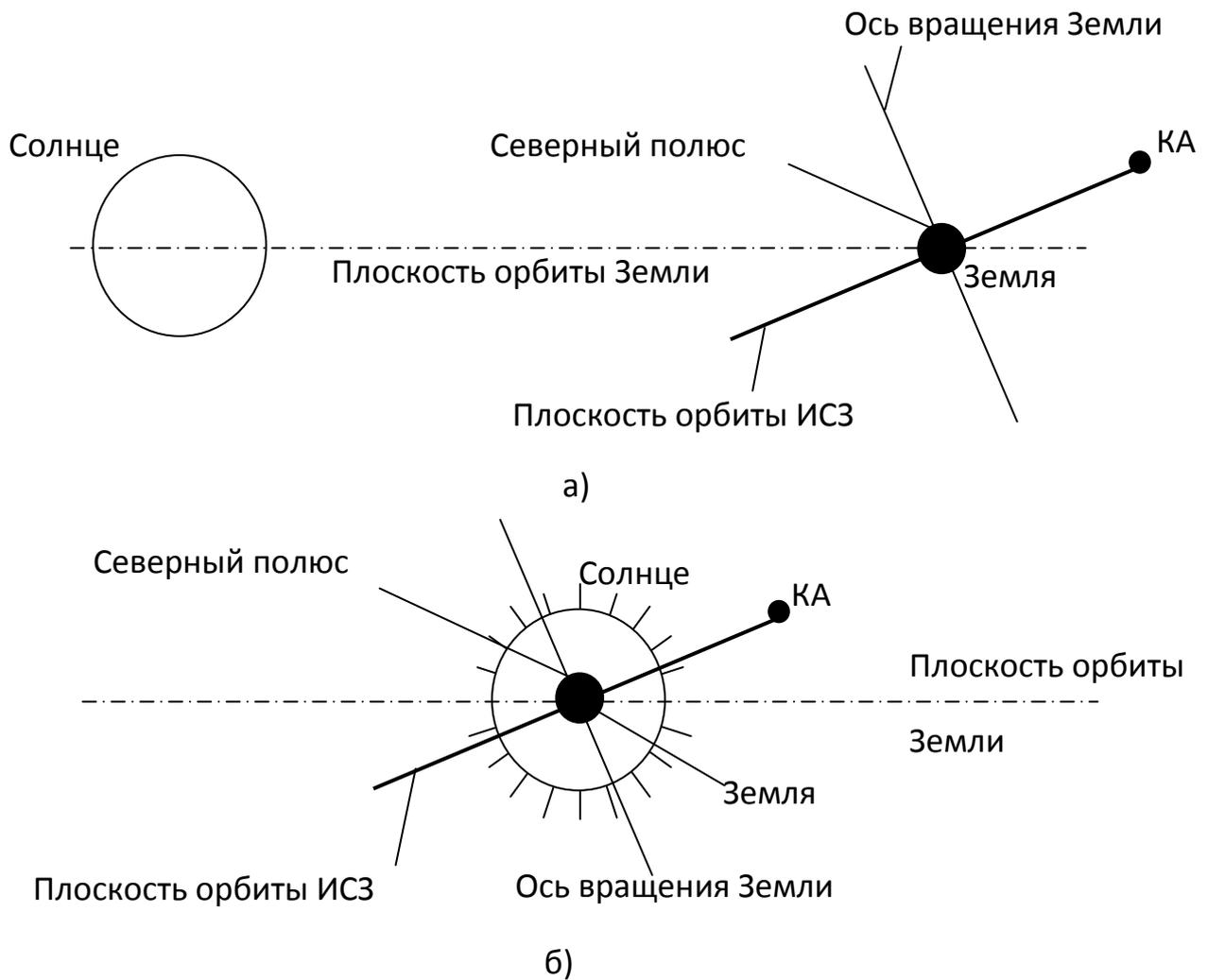
Затенение может наступить один раз за период обращения Земли, т. е. за сутки, время затенения связано с местным временем для той долготы, на которой расположен геостационарный КА. Из рисунка 2.2 видно, что в подспутниковой точке во время затенения должна быть ночь.

Затенение геостационарного КА возникает только в периоды длительностью менее 1,5 месяцев, близкие к осеннему и весеннему равноденствию и по времени не превышает 1ч. 12 мин. в сутки.

Радиационные поверхности геостационарного КА, при его штатной эксплуатации, обычно расположены параллельно плоскости экватора, для обеспечения минимального поглощенного солнечного теплового потока. Поэтому во время орбитального функционирования максимальный угол между плоскостью радиатора и направлением на Солнце составляет $23,5^\circ$ (в периоды летнего и зимнего солнцестояния).



Рисунок 2.1 – Траектория вращения Земли вокруг Солнца



а) – Земля в точке летнего солнцестояния;

б) – Земля в точке весеннего равноденствия.

Рисунок 2.2 – Взаимное расположение плоскостей орбит Земли и геостационарного КА

Таблица 2.1 – Параметры расчетных случаев режима работы СТР

| Параметры, определяющие расчетные случаи | | Орбитальное функционирование | |
|--|---------------------------|------------------------------|---------------------|
| | | «холодный» случай | «горячий» случай |
| Орбита | Геостационарная | + | + |
| | | | |
| Интенсивность солнечного излучения | $S_0=1420 \text{ Вт/м}^2$ | | + |
| | $S_0=1360 \text{ Вт/м}^2$ | + | |
| Угол падения солнечного излучения на радиационную поверхность | $\alpha=23.5^\circ$ | | + |
| | $\alpha=0^\circ$ | + | |
| | $\alpha=40^\circ$ | | |
| Оптические коэффициенты ТРП | Начало САС | + | |
| | Конец САС | | + |
| Тепловыделение оборудования | Максимальное | | + |
| | Минимальное | + | |

Ввиду возможности существования режимов функционирования изделия «спутника «Amos-5» с различными комбинациями значений и изменений тепловых нагрузок, ТБИ проводились для экстремальных сочетаний тепловых нагрузок. При этом режимы ТБИ обозначаются как режимы «горячий случай» или «холодный случай».

Термобаланс режимов орбитального функционирования проводится при стационарном (т.е. неизменном в течение каждого отдельного режима) воздействии внешних и внутренних тепловых нагрузок. Режим продолжается до выполнения условия $dT/dt \leq 0.5^\circ\text{C/ч}$ в течение 2-х часов для определенной группы критических температурных датчиков КА.

В горячем случае имитируются условия соответствующие концу САС в периоды зимнего и летнего солнцестояния (коэффициент поглощения солнечного излучения A_s – максимальный, коэффициент черноты ε – минимальный).

В горячем случае соответствующем периоду зимнего солнцестояния внешние тепловые потоки на панель $-Z$ должны соответствовать плотности

поглощенного теплового потока 168 Вт/м^2 , что соответствует поглощенной плотности теплового потока в конце САС в период зимнего солнцестояния (с учетом потоков от БС). Внешние тепловые потоки на панель $+Z$ должны равняться нулю. Внешние тепловые потоки на панели $\pm Y$ и $\pm X$ должны соответствовать средним тепловым потокам от Солнца за период обращения по витку в период зимнего солнцестояния.

В горячем случае соответствующем периоду летнего солнцестояния Внешние тепловые потоки на панель $+Z$ должны соответствовать плотности поглощенного теплового потока 157 Вт/м^2 , что соответствует поглощенной плотности теплового потока в конце САС в период летнего солнцестояния (с учетом потоков от БС). Внешние тепловые потоки на панель $-Z$ должны равняться нулю. Внешние тепловые потоки на панели $\pm Y$ и $\pm X$ должны соответствовать средним тепловым потокам от Солнца за период обращения по витку в период летнего солнцестояния.

В холодном случае действующий тепловой поток на радиационные поверхности СТР равен нулю. Задаются минимальные значения оптических коэффициентов, которые соответствуют условиям равенства и начала САС (A_s – минимальный, ε – максимальный).

Включение штатного оборудования, особенно высоковольтного, также предъявляет требования к давлению внутри КА. А наличие газовой составляющей в порах металла, электрорадиоизделий и экранно-вакуумной тепловой изоляции обязано предусматривать предварительный процесс обезгаживания для исключения электронной волны – стримера в случае возникновения вакуума низкой степени, как это может произойти, если будет осуществлена подача питания на борт необезгаженного аппарата.

Для контроля давления в зоне размещения оборудования, в НГПО КА должны быть установлены 10 датчиков давления (5 основных, 5 резервных). Данные датчики устанавливаются на расстоянии не менее 150 мм от оборудования ПН.

Термобалансные испытания спутника проводятся в термовакуумной камере, имеющей в своем составе:

- систему вакуумирования;
- имитатор «черного», «холодного» космоса;
- источники инфракрасного излучения (ИКИ);
- систему обеспечения ориентации обрабатываемого КА (специальные стенды, поворотные устройства и т.п.);
- систему регистрации температурных параметров;
- систему управления тепловыми имитаторами, электрообогревателями и оборудованием КА.

На рисунке 2.3 приведена фотография модели КА «Луч-5А» производства АО «ИСС» установленной в вертикальную ТБК «КВУ-400»

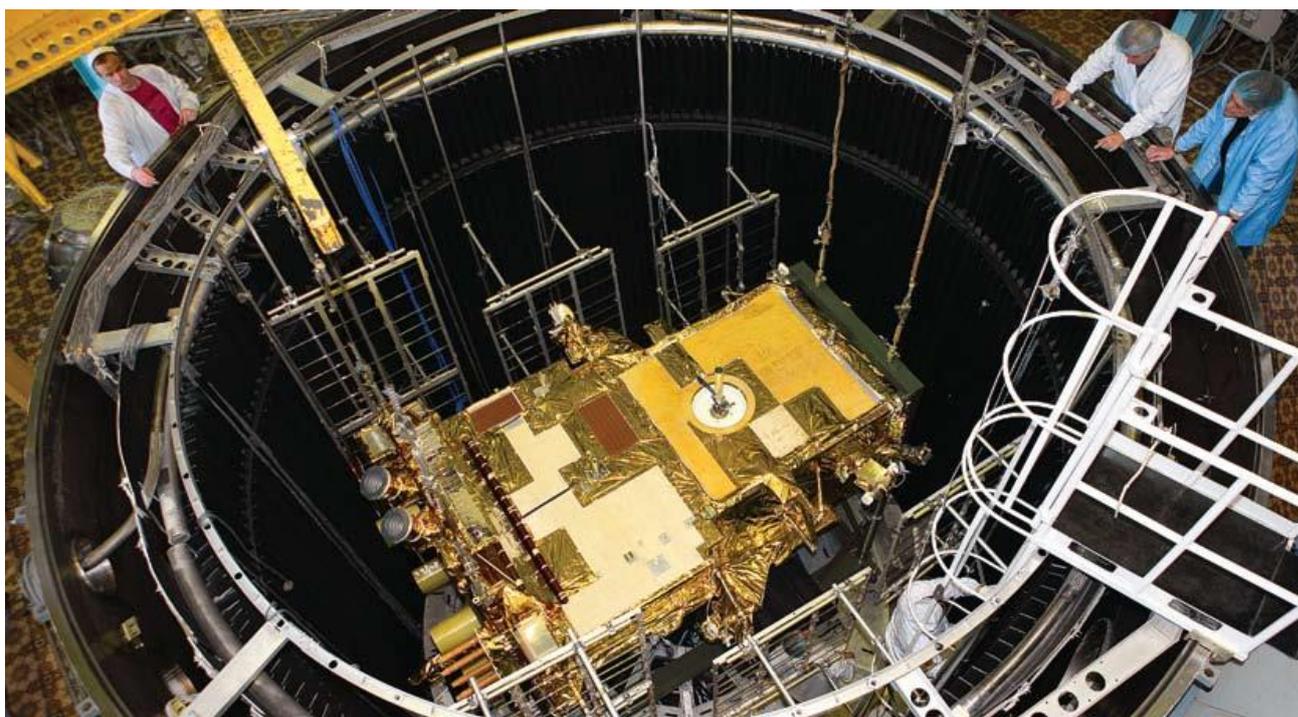


Рисунок 2.3 – Модель КА «Луч-5А» производства АО «ИСС» установленная в вертикальную ТБК «КВУ-400»

На рисунке 2.4 приведена фотография горизонтальной ТБК в АО «ИСС» «ГВУ-600».

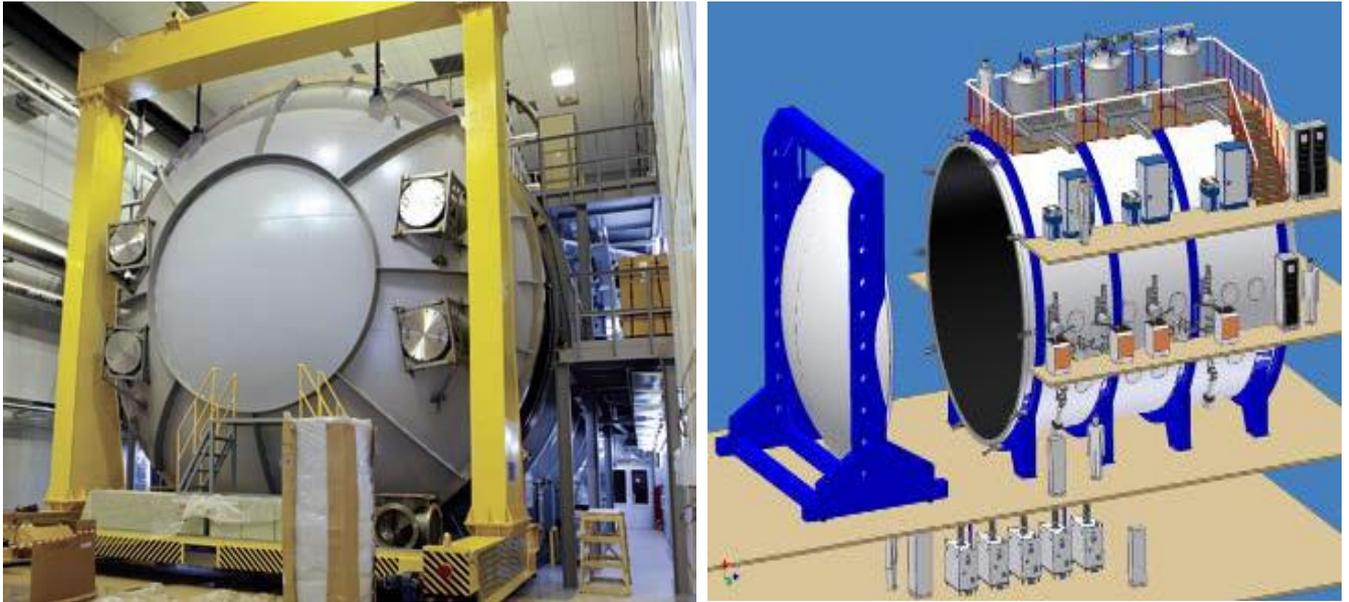


Рисунок 2.4 – Горизонтальная вакуумная установка «ГВУ-600»

Система вакуумирования ТБК предназначена для вывода камеры на рабочий режим по давлению и поддержание этого режима в течение длительного времени при наличии газоотделения от объекта испытаний, ТБК и периодических газовых выбросов [58].

Имитатор «черного», «холодного» космоса включает в себя криогенные экраны, охлаждаемые жидким азотом, и систему подачи жидкого азота. Зачерненные со стороны объекта испытаний криогенные экраны, представляющие собой оребренные трубки в виде шевронных профилей, обеспечивают имитацию «черного», «холодного» космоса при прокачке по ним жидкого азота [58].

Имитатор инфракрасного излучения должен обеспечивать необходимую интенсивность и равномерность имитируемых тепловых потоков. При этом имитатор должен обеспечивать минимальное затенение его конструкцией криогенных экранов от объекта испытаний, а также достаточно малые фоновые потоки от выключенных источников излучения [58].

Имитация солнечных тепловых потоков на элементы КА осуществляется с помощью панелей ИТП типа 154.6630-100, 154.6630-300, размещенных как показано на рисунке 2.5.

Изменение мощности внешнего теплового потока должно осуществляться с помощью регулирования подачи питания на ИТП 154.6630-100, -300 от системы управления мощностью.

Источником теплового потока являются галогенные лампы КГТ220-1000-1 с нитью накаливания. Лампы установлены на рамочную конструкцию, образуя панель (рисунок 2.6).

В панели 154.6630-100 установлено 20 ламп, электрически объединенных в 2 секции, каждая из которых содержит 10 ламп и является объектом регулирования.

В панели 154.6630-300 установлено 10 ламп, электрически объединенных в одну секцию, являющуюся объектом регулирования.

Мощность, подаваемая на каждую секцию, регулируется в диапазоне от 0 до 2500 Вт. Регулирование осуществляется изменением напряжения.

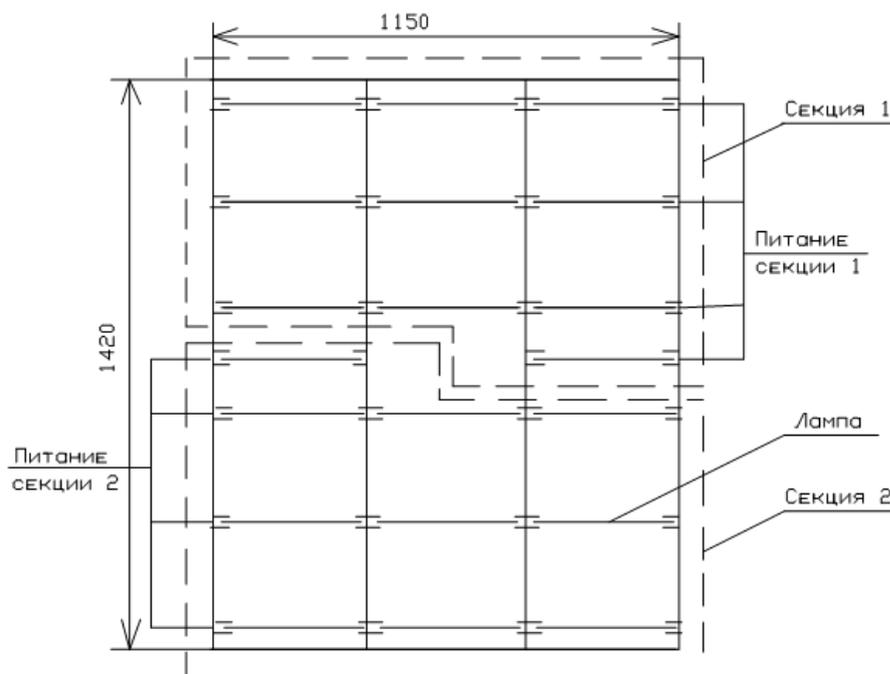


Рисунок 2.5 – Панель ИТП 154.6630-100

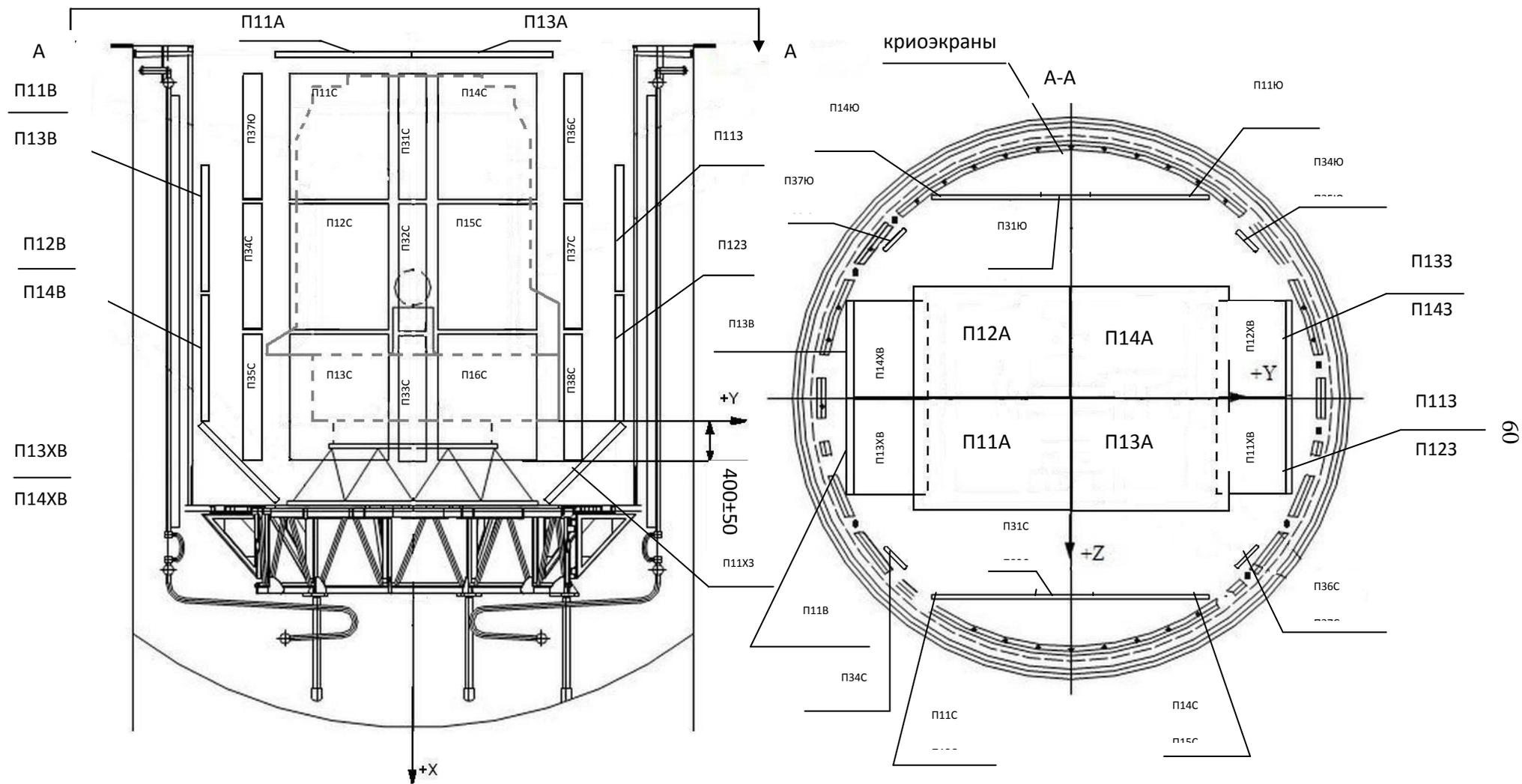


Рисунок 2.6 – Схема размещения ИТП в вертикальной ТБК

Для определения мощности ИТП соответствующей основным этапам ТБИ используются специальные технологические датчики температуры («датчики шпионы») имеющие степень черноты лицевой поверхности обращенной к секции ИТП $\varepsilon \geq 0.92$. Остальные стороны датчиков теплоизолированы. Исходя из температуры данных датчиков плотность теплового потока вычисляется по формуле:

$$Q = \varepsilon \cdot 5.67 \cdot F \cdot \left(\frac{T}{100} \right)^4 \quad (\text{Вт} / \text{м}^2)$$

Зоны расположения датчиков показаны на рисунках 2.7 – 2.11.

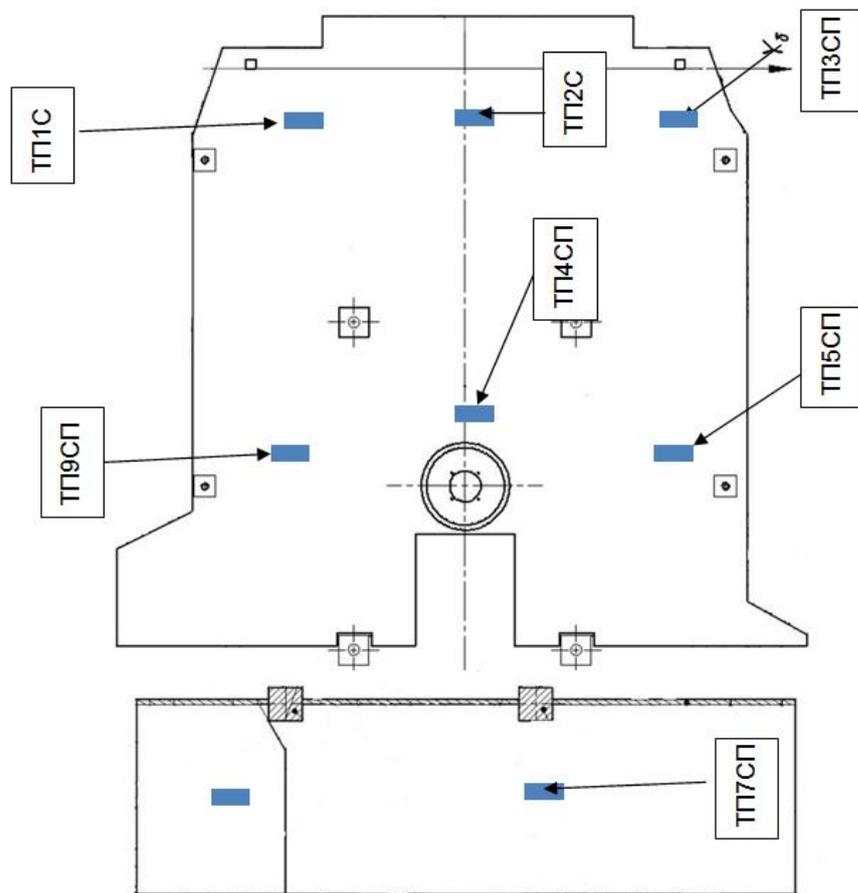


Рисунок 2.7 – Расположение датчиков температуры для контроля теплового потока на панели +Z МЦА и платформы

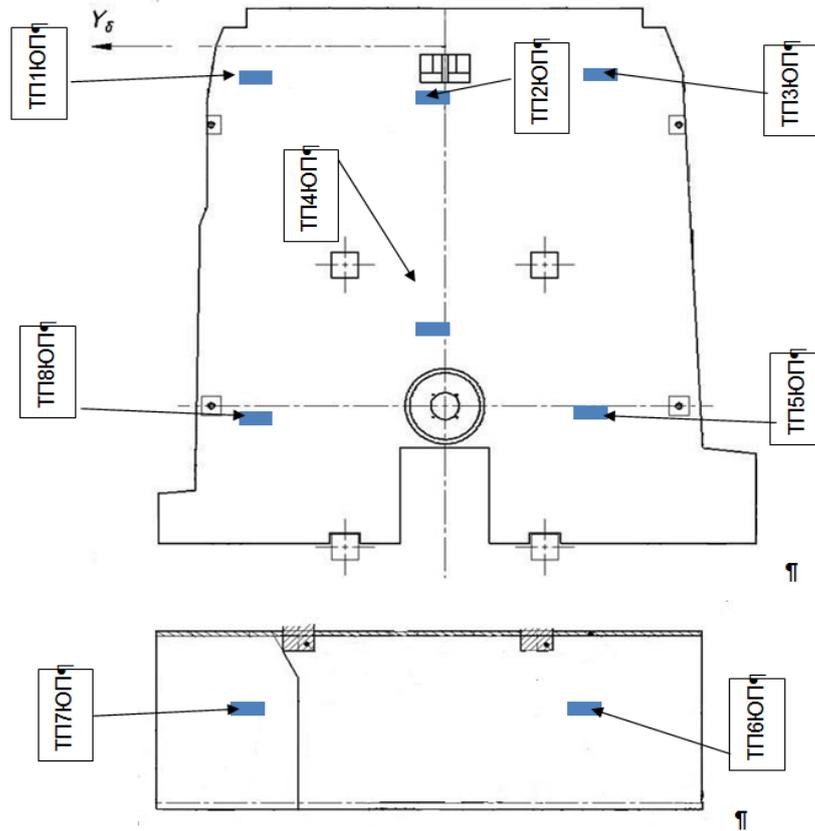


Рисунок 2.8 – Расположение датчиков температуры для контроля теплового потока на панели $-Z$ МЦА и платформы

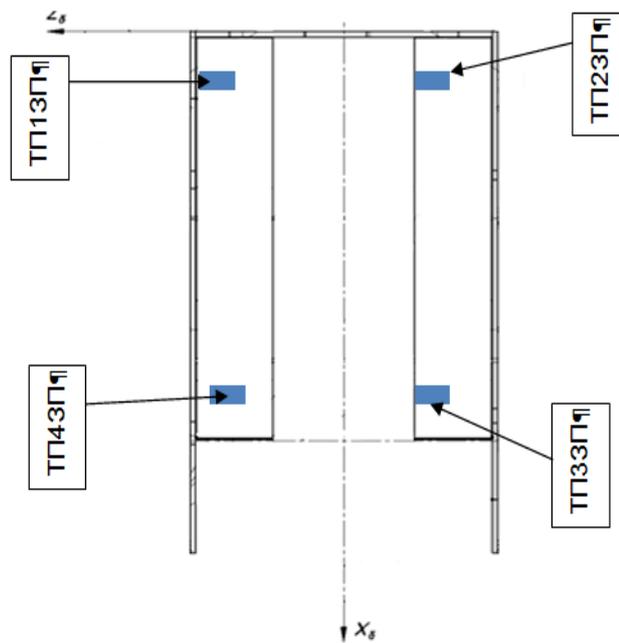


Рисунок 2.9 – Расположение датчиков температуры для контроля теплового потока на панель $+Y$

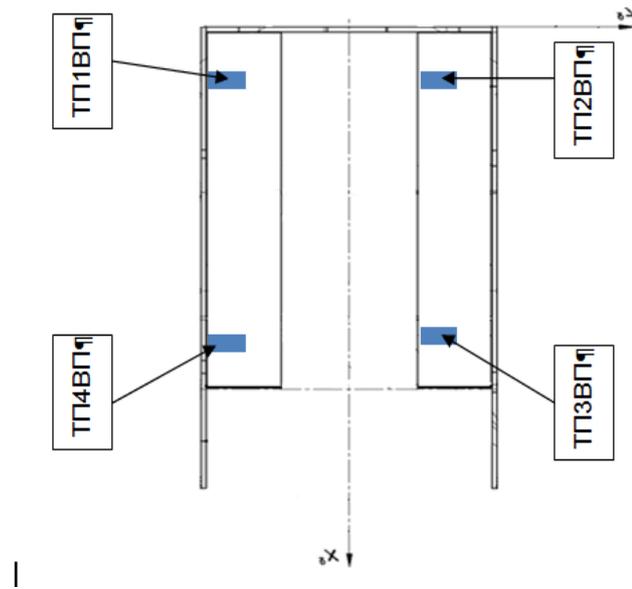


Рисунок 2.10 – Расположение датчиков температуры для контроля теплового потока на панель –Y

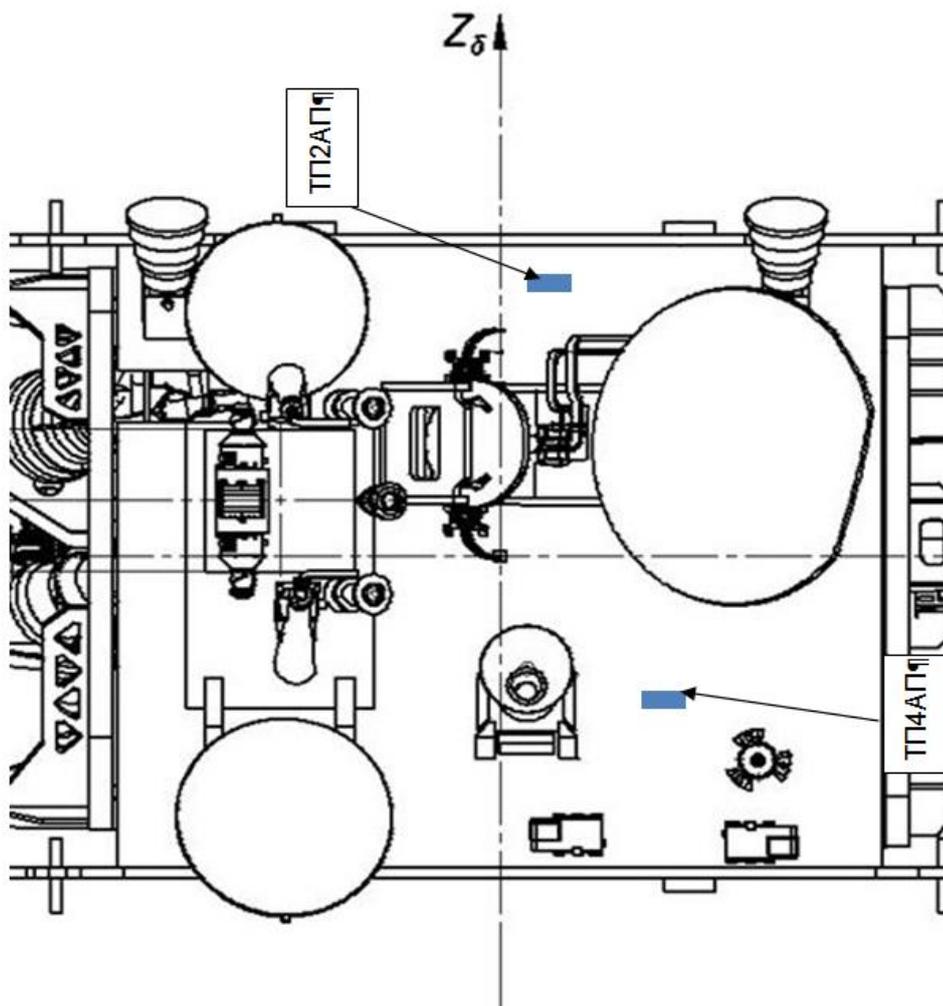


Рисунок 2.11 – Расположение датчиков температуры для контроля теплового потока на астроплату

При проведении режимов ТБИ имитировалось тепловое влияние конструктивных элементов, отсутствующих при испытаниях, на элементы испытываемого изделия, либо на его часть (блок, фрагмент). Также обеспечивалось минимальное тепловое влияние элементов испытательной оснастки на фрагменты испытываемого объекта.

Внутри жидкостного тракта СТР тепло передается с рабочим телом за счет механизмов его теплоемкости. В процессах передачи тепла от оборудования в тракт и из тракта в космическое пространство задействованы механизмы теплоотдачи, теплопроводности и теплового излучения [80].

Расход теплоносителя оказывает существенное влияние на производительность контура:

- определяет количество перенесенного с потоком теплоносителя тепла;
- определяет затраты энергии на привод насоса;
- от величины расхода зависят потери на трение и местные сопротивления в тракте;
- расход определяет кинематические параметры рабочего тела, от которых зависит величина коэффициента теплоотдачи.

Низкие значения массового расхода могут привести к падению производительности СТР и возникновению зон кипения теплоносителя в магистралях. Высокие значения расходов могут быть неэффективными, если установившиеся в системе конвективные тепловые потоки не превосходят собственной теплоемкости теплоносителя. Для каждой конструктивной схемы СТР можно определить оптимальный расход.

При сопоставлении различных схем компоновочных схем СТР и выборе оптимальной наиболее часто применяется критерий удельной массоэнергетической характеристики – отношение массы системы к ее холодопроизводительности (кг/кВт).

С целью снижения массы СТР выполняют с жидкостными трактами с параллельными ветвями (в этом случае в СТР применяют менее мощный электронасосный агрегат (ЭНА) с небольшой массой и жидкостный тракт СТР

выполняют с внутренним диаметром, меньшим, чем при последовательном соединении, что также снижает объем и, следовательно, массу теплоносителя в СТР) [71].

В общем случае при наземных испытаниях (в т.ч. при контроле качества изготовления) и орбитальном функционировании контроль работы СТР (контроль нормального функционирования СТР) осуществляется телеметрическими измерениями температур различных участков жидкостного тракта СТР, определением суммарного расхода теплоносителя в жидкостном тракте на основе данных телеметрических измерений, которые при нормальной работе СТР должны удовлетворять требуемым (заданным) нормам [71].

В случае наличия в жидкостном тракте параллельных ветвей также необходимо по данным телеметрических измерений подтверждать, что величины расходов теплоносителя в параллельных ветвях удовлетворяют требуемым нормам: как правило, жидкостные тракты параллельных ветвей должны быть выполнены таким образом, чтобы в каждой параллельной ветви расход теплоносителя был бы близок к половине суммарного расхода теплоносителя в жидкостном тракте (равной, например, $45 \text{ см}^3/\text{с}$). В связи с тем, что знание высокоточной величины расхода теплоносителя в параллельной ветви важно для более достоверного прогноза и диагностики величин коэффициентов полезного действия приборов, установленных на этой ветви, была предложена методика, обеспечивающая с высокой точностью (с погрешностью до 5%) определять величины расходов теплоносителя в параллельных ветвях по сравнению с известным способом с погрешностью до 20% [71]. Принципиальная схема измерения величины расходов теплоносителя в параллельных ветвях жидкостного контура приведена на рисунке 2.12.

Метод определения расхода теплоносителя в параллельных ветвях жидкостного тракта основан на изменении температур на выходе из ветвей в зависимости от расхода. Это изменение сказывается на температуре теплоносителя после смешения двух потоков [71].

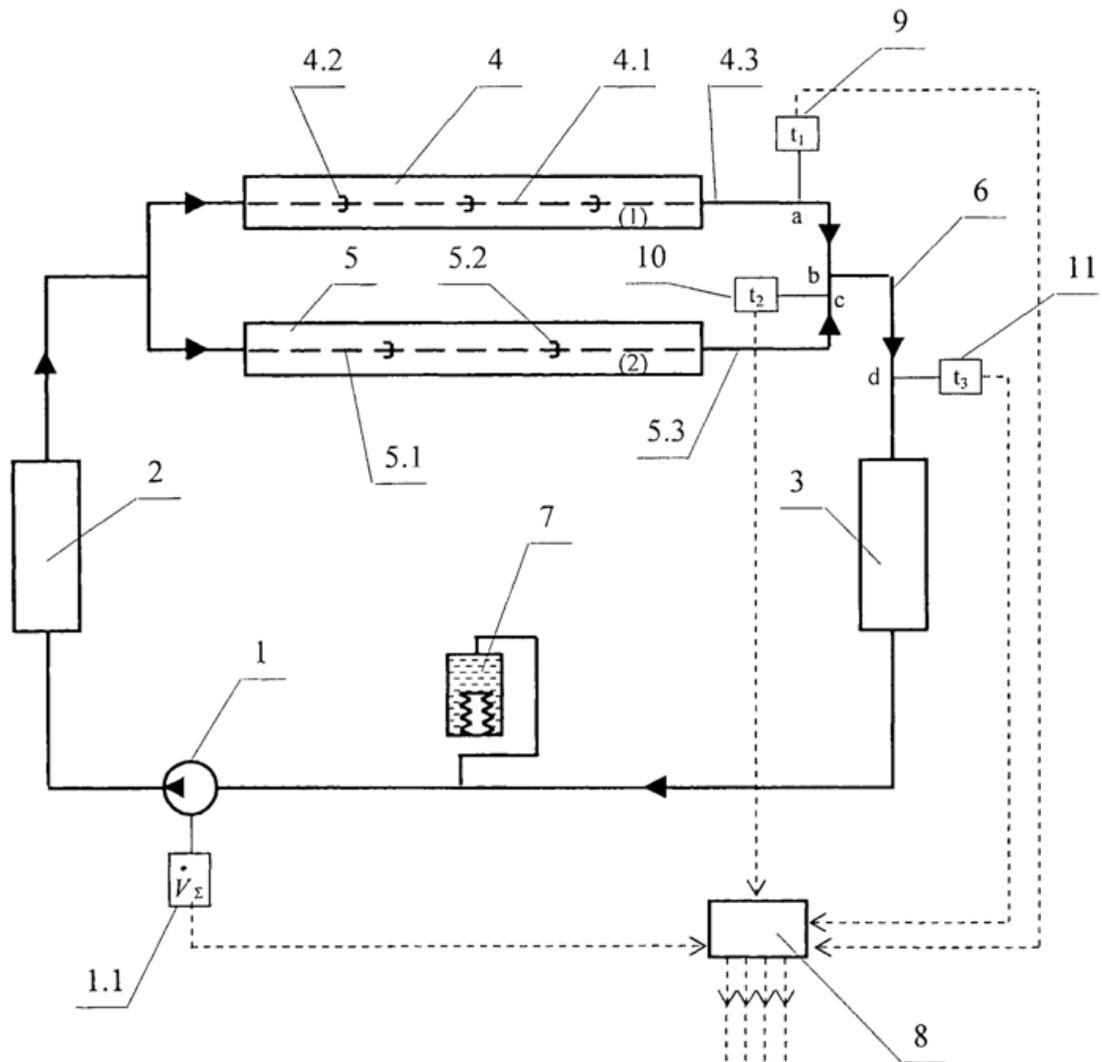


Рисунок 2.12 – Принципиальная схема измерения величины расходов теплоносителя в параллельных ветвях жидкостного контура

1 – электронасосный агрегат (ЭНА); 2, 3 – северная и южная сотовые приборные панели с встроенными последовательно соединенными жидкостными коллекторами; 4, 5 – сотовые панели (расположенные между панелями 2, 3), на которых с обеих сторон установлены приборы спутника, а в сотовых панелях под ними размещены коллекторы 4.1 и 5.1, которые в каждой панели между собой соединены стыками 4.2 и 5.2 монтажной сваркой; в общем случае фактические суммарные длины и гидравлические сопротивления коллекторов в каждой панели отличны друг от друга; жидкостные тракты панелей образуют две параллельные ветви, которые на их входах и выходах (4.3 и 5.3) гидравлически объединены и являются частью жидкостного тракта 6 СТР; 7 – гидроаккумулятор; 8 – система

телеметрических измерений; 1.1 – датчик суммарного расхода теплоносителя; 9, 10, 11 – датчики температуры; б – точка смешения двух потоков теплоносителя, идущих из первой (1) и второй (2) ветвей жидкостного тракта СТР; а, с, d – точки измерения температур жидкостного тракта датчиками температур t_1 , t_2 , t_3 , установленных на выходах первой и второй ветвей и на общем выходе.

Действительные значения расходов теплоносителя в параллельных ветвях жидкостного тракта с учётом транспортных запаздываний при измерениях датчиками температур определялись по следующей методике [71]:

Процесс смешения двух жидкостей с разными температурами может быть описан уравнением:

$$t_3 = \frac{t_1 \dot{m}_1 + t_2 \dot{m}_2}{\dot{m}}, \quad (2.1)$$

где общий массовый расход определяется как:

$$\dot{m} = \dot{m}_1 + \dot{m}_2. \quad (2.2)$$

С учетом выражений (2.1) и (2.2) получим:

$$\dot{m}_1 = \dot{m} \left(\frac{t_3 - t_2}{t_1 - t_2} \right). \quad (2.3)$$

Перейдя к объемному расходу $\dot{V} = \frac{\dot{m}}{\rho}$, получим выражение:

$$V_1 = V_{\Sigma} \left(\frac{t_3 - t_2}{t_1 - t_2} \right). \quad (2.4)$$

Действительные значения расходов теплоносителя в параллельных ветвях жидкостного тракта с учётом транспортных запаздываний при измерениях датчиками температур определялись по следующей методике:

1. Осуществляют сборку КА, в том числе сборку жидкостного тракта СТР 6 на конструкции КА; на жидкостном тракте на выходах 4.3 и 5.3 из параллельных ветвей, встроенных в сотовые панели 4 и 5, и на жидкостном тракте после точки смешения двух потоков теплоносителя устанавливают датчики температуры t_1 , t_2 , t_3 .

2. Определяют объемы теплоносителя в жидкостных трактах участков ab, bc, bd.

3. Участки жидкостного тракта ab, bc, bd, содержащие датчики температуры t_1, t_2, t_3 , покрывают теплоизоляцией (чтобы снизить утечки тепла в космическое пространство: это обеспечивает повышение точности измерения расходов теплоносителя в параллельных ветвях).

4. При наземных испытаниях и в условиях орбитального функционирования КА включают в работу СТР (включают в работу ЭНА1), затем включают в работу приборы КА и при стабилизированном режиме работы приборов КА периодически контролируют работу СТР, используя показания телеметрических датчиков суммарного расхода теплоносителя 1.1 и температуры жидкостного тракта 9, 10, 11 (теплоносителя, циркулирующего в нем), для чего в некотором промежутке времени (например, в течение 2-3 минут) непрерывно (с частотой опроса, например, 0,5 с) фиксируют телеметрические данные по величинам суммарного расхода теплоносителя \dot{V}_Σ , температур теплоносителя на выходах параллельных ветвей – t_1, t_2 и после точки смешения – t_3 .

5. Выбирают момент времени в середине промежутка времени (τ_0), указанного в п.4.

6. Определяют величины расходов теплоносителя в параллельных ветвях для момента времени по п.5 (τ_0) по формулам:

$$\dot{V}_1 = \dot{V}_\Sigma \cdot \left(\frac{{}^t 3(\tau_0 + V_{bd} / \dot{V}_\Sigma)^{-t} 2(\tau_0 - V_{bc} / \dot{V}_{li})}{{}^t 1(\tau_0 - V_{ab} / \dot{V}_{li})^{-t} 2(\tau_0 - V_{bc} / \dot{V}_{li})} \right)$$

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_\Sigma - \dot{V}_1.$$

7. Сравнивают измеренные телеметрические данные $t_1, t_2, t_3, \dot{V}_\Sigma$ с допустимыми нормами. Затем, если указанные параметры удовлетворяют требуемым нормам, сравнивают полученные в п.6 данные по расходам теплоносителя в параллельных ветвях: они должны отличаться от половины измеренного суммарного расхода не более, чем $|\pm 5\%|$.

8. Если определенные данные по величинам расхода теплоносителя через параллельные ветви не удовлетворяют вышеуказанному требованию, выполняют

второе приближение, взяв при осуществлении повторных расчетов по п.6 за расчетную величину $\dot{V}_{ii} = \dot{V}_{1-n.6}$.

9. Выполняют операцию п.7.

10. Если результаты операций п.7 и п.9 положительны, то это означает, что СТР функционирует нормально.

Таким образом, в результате реализации данной методики при контроле работы СТР КА была, повышена точность определения величин расходов теплоносителя в параллельных ветвях жидкостного тракта СТР.

В процессе испытаний система измерения камеры обеспечивала регистрацию всех задаваемых и контролируемых параметров КА и испытательного оборудования.

В качестве датчиков температуры применялись термометры сопротивления ТМ 293. Данные термометры имеют предельную допустимую погрешность в диапазоне от минус 196°С до плюс 100°С не более $\pm 0,1$ °С.

Регистрация показаний термометров сопротивления, установленных на элементах изделия, производилась с помощью программы ПО «СУИТП» (разработка АО «ИСС»). Погрешность регистрации температурных параметров не превышала $\pm 0,5\%$ от их диапазонов измерения. Питание и регулирование мощностей секций электроподогрева осуществлялось через регуляторы системы управления термобарокамеры. Контроль мощности, тока и напряжения секций производился через ПК. Поддержание заданной мощности всех обогревателей и тепловых имитаторов обеспечивалось с отклонением $\pm 1\%$ от номинала.

Космический летательный аппарат «Amos-5» представляет из себя сложный в тепловом отношении спутник с комбинированной системой терморегулирования (СТР) на основе тепловых труб, жидкостного контура и электрообогревателей, поэтому для обеспечения процесса испытаний была разработана испытательная схема, включающая в себя стенд с устройством горизонтирования с точностью ± 5 минут. Особенность этой установки заключается в том, что при помощи регулировочных винтов тепловые трубы, вшитые в сотовый блок, выставляются в горизонт и в условиях земной

гравитации начинают работать более эффективно, отводя излишнее тепло и распределяя его равномерно по радиационной поверхности.

При проведении режимов ТБИ регистрация параметров происходила непрерывно с частотой обновления одна секунда, что позволяло с достаточной точностью отслеживать темп изменения показателей. Применение мнемосхем в процессе проведения испытаний дало возможность визуально наблюдать изменение температурных полей по элементам конструкции, что значительно оптимизировало тепловое прогнозирование и позволило сэкономить энергоресурсы и хладагент (азот).

Применение панелей ИТП выборочного нагрева позволило удерживать температурные показатели в гарантированных диапазонах в жестких рабочих режимах.

3 Комплексная теплопередача между сотопанелями с тепломассообменной СВЯЗЬЮ

3.1 Тепловой баланс спутника

Тепловой режим КА, его внешних узлов и элементов формируется в специфических условиях космического пространства: под воздействием лучистых потоков, вакуума, невесомости.

Лучистые потоки космического пространства включают в себя прямое и отраженное от планет излучение Солнца, собственную тепловую радиацию планет и излучение открытого космического пространства, для которого условно принята температура 3–4 К и коэффициент черноты равный единице. Вакуум в космосе приводит к тому, что внешний теплообмен КА осуществляется только излучением [58].

Различные виды притока тепла к элементу внешней поверхности КА зависят от ориентации КА относительно Солнца, местоположения его на орбите, физических свойств атмосферы и поверхности Земли [25].

Отвод тепла от КА определяется его тепловым излучением в космос. Излучение самого космического пространства составляет относительную величину порядка 10^{-8} от тепловой радиации спутника, т. е. пренебрежимо мало.

Кроме внутреннего тепловыделения КА и перечисленных выше факторов, которые составляют основной энергетический баланс спутника, существуют такие факторы, как микрометеоритное вещество и пыль планетарного происхождения, ультрафиолетовое и рентгеновское излучения Солнца, протоны «солнечного ветра», которые оказывают косвенное воздействие на тепловой режим объекта, изменяя свойства его внешних поверхностей (величину теплообмена с космосом).

Солнце является основным мощным источником энергии в нашей планетарной системе. Солнечная энергия частично отражается от поверхности планеты и её атмосферы, а частично поглощается и затем переизлучается в

инфракрасной области спектра. Таким образом, излучение Солнца и планет создает сложное поле переменных тепловых потоков, падающих на поверхность КА. В зависимости от ориентации аппарата относительно Солнца и Земли, на соответствующие участки поверхности КА падают различные лучистые тепловые потоки. При более углубленном анализе следует также учитывать и лучистый теплообмен между отдельными элементами поверхности спутника сложной конфигурации.

В общем случае полный тепловой поток Q_{Σ} , поглощенный участком поверхности космического аппарата, может быть представлен следующим образом:

$$Q_{\Sigma} = Q_S + Q_{nl}^{cob} + Q_{nl}^{omp} + Q_{KA}^{cob} + Q_{KA}^{omp} + Q_{KA}^{внутр}, \quad (3.1)$$

где: Q_S – поток солнечной радиации (излучение в видимой части спектра);

Q_{nl}^{cob} – поток собственного (инфракрасного) излучения Земли;

Q_{nl}^{omp} – поток отраженной Землей солнечной радиации (спектр солнечного излучения);

Q_{KA}^{cob} – поток инфракрасного излучения, поступающий от других участков поверхности КА (поток переизлучения);

Q_{KA}^{omp} – поток солнечной радиации (прямой и отраженный Землей), поступающий на участок поверхности КА после отражений другими участками (поток переотражения);

$Q_{KA}^{внутр}$ – тепловой поток, поступающий к рассматриваемой поверхности от внутренних источников тепла.

В некоторых случаях можно пренебречь отражением участками поверхности аппарата инфракрасного излучения. Указанное допущение возможно, когда материалы поверхности КА имеют покрытия с малым значением спектрального коэффициента излучения в видимой части спектра и с большим в инфракрасной. Следовательно, инфракрасное излучение будет поглощаться почти полностью, а в переотражении будет участвовать только излучение в видимой

части спектра – излучение Солнца, поступающее на поверхность КА непосредственно или отраженное поверхностью Земли.

Последнее допущение дает возможность разделить задачу на внутреннюю и внешнюю. К внутренней задаче относится определение потоков, зависящих от температурного поля космического аппарата $Q_{КА}^{cob}$ и $Q_{КА}^{внутр}$. Внешняя задача сводится к определению составляющих, не связанных с температурами участков поверхности – Q_S , Q_{nl}^{cob} , Q_{nl}^{omp} , $Q_{КА}^{omp}$ и может рассматриваться независимо от внутренней задачи.

Основной вклад в тепловое излучение Солнца вносит область спектра от 0,2 до 2 мкм, где сосредоточено 94 % энергии Солнца. Ввиду того, что полет КА происходит на расстоянии от Солнца, составляющем миллионы километров, поток солнечной радиации, падающий на участок поверхности КА, представляет собой поток практически параллельных лучей. Поэтому его величина может быть определена следующим образом:

$$Q_S = A_S S_0 F_M, \quad (3.2)$$

где F_M – «площадь миделя», или проекция рассматриваемого участка на плоскость, перпендикулярную направлению солнечных лучей;

A_S – коэффициент поглощения солнечного излучения;

S_0 – солнечная постоянная.

В случае сложной геометрии КА расчет площадей миделя представляет собой трудоемкую задачу из-за необходимости учета взаимных затенений различных частей поверхности.

Расчет внешних тепловых потоков производится в соответствии с условиями эксплуатации КА и заданной программой ориентации. При этом определяется диапазон внешних тепловых нагрузок с учетом взаимного переизлучения элементов КА.

Для обеспечения теплового баланса и разработки схемы внешнего теплообмена КА, необходимо знание максимального и минимального количества энергии, которое падает на поверхность аппарата, в том числе и на его

радиационные поверхности. Должна быть известна преимущественная ориентация с указанием, что другие могут быть кратковременными. При этом необходимо рассмотреть тепловые потоки и для других ориентаций с целью определения необходимых ограничений по времени нахождения в них.

Для КА на геостационарной орбите доля потока инфракрасного излучения Земли и отраженного ею потока солнечной радиации пренебрежимо мала по сравнению с прямым потоком солнечной радиации (в связи с большой высотой геостационарной орбиты: $H=36000$ км). Поэтому для данного типа КА рассчитывают прямой солнечный поток, поток переотражения другими участками поверхности КА прямого солнечного излучения и поток переизлучения другими участками поверхности КА (инфракрасное излучение).

Исходя из выше сказанного, уравнение теплового баланса для радиационной поверхности сотовой панели геостационарного КА, с учетом падающего на нее солнечного теплового потока и тепловыделения приборов, размещенных на внутренней стороне панели:

$$Q_{\text{внутр}} + Q_S = \varepsilon_p \sigma_0 F_p T_p^4, \quad (3.3)$$

где $Q_{\text{внутр}}$ – энергия тепловыделения приборов, Вт;

Q_S – солнечный тепловой поток, Вт;

ε_p – степень черноты излучения радиационной поверхности;

$\sigma_0 = 5,67 \times 10^{-8}$ – постоянная излучения, [Вт/м²·град⁴];

F_p – площадь радиационной поверхности, м²;

T_p – температура радиационной поверхности, К.

Расчетная схема для определения внешнего солнечного теплового потока на радиатор приведена на рисунке 3.1.

Солнечный тепловой поток:

$$Q_S = A_S \cdot S_0 \cdot F_M, \quad (3.4)$$

где A_S – коэффициент поглощения солнечной радиации;

S_0 – солнечная постоянная, Вт/м²;

F_M – площадь миделя радиационной поверхности (проекция радиационной поверхности на плоскость, перпендикулярную солнечному потоку),
 $F_M = F_p \cdot \cos(\alpha)$.

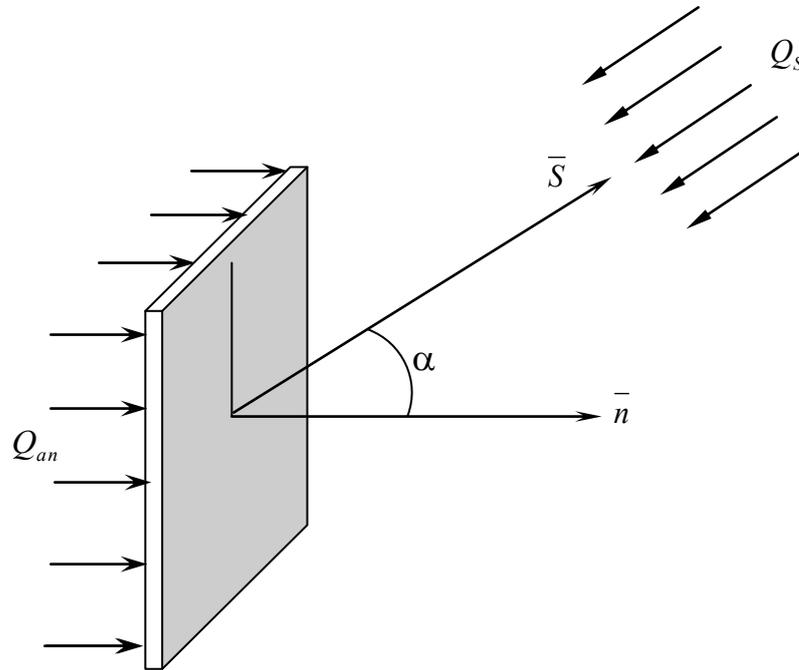


Рисунок 3.1 – Расчетная схема определения внешнего солнечного теплового потока на радиатор

Необходимая площадь радиационной теплоотводящей поверхности оценивается по зависимости:

$$F_p = \frac{Q_{an}}{\varepsilon_p \sigma_0 \eta_p \varphi_{p-k} T_p^4 - \frac{1}{2} A_S S_0 \cos(\alpha) - \varepsilon_{np-BC} \sigma_0 \varphi_{p-BC} (T_{BC}^4 - T_p^4)}, \quad (3.5)$$

где Q_{an} – тепловыделение аппаратуры;

ε_p – степень черноты излучения радиационной поверхности;

A_S – коэффициент поглощения солнечного излучения радиационной поверхности;

σ_0 – постоянная излучения;

η_p – КПД радиатора;

φ_{p-k} – коэффициент облученности радиатора при лучистом теплообмене между радиатором и космическим пространством;

T_p – температура радиационной поверхности;

S_0 – солнечная постоянная;

α – угол между нормалью радиатора и направлением на Солнце;

ε_{npP-BC} – приведенная степень черноты излучения при лучистом теплообмене радиатора и панелей солнечных батарей;

φ_{P-BC} – коэффициент облученности радиатора при лучистом теплообмене между радиатором и панелями солнечных батарей;

T_{BC} – температура поверхности панелей солнечных батарей.

3.2 Математическая модель системы терморегулирования

3.2.1 Общая постановка задачи на уровне системы

Как известно математическое описание теплотехнических систем строится на четырех основных уравнениях, в различных интерпретациях составляющих основу технической гидромеханики и рассматривающих течение сжимаемых жидкостей с теплообменом. Ниже эти уравнения представлены в двух формах – дифференциальной и интегральной:

– уравнение движения:

$$\rho \frac{d\bar{W}}{dt} = \rho \bar{F} - grad(p) \quad \text{– (уравнение движения);} \quad (3.6)$$

$$\frac{\rho W^2}{2} + p + \Delta H_{nom} = const \quad \text{– (уравнение механической энергии),}$$

где ρ – плотность, W – скорость, F – сила, p – статическое давление, ΔH_{nom} – потери напора.

– уравнение неразрывности:

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho div(\bar{W}) = 0; \quad \rho SW = const; \quad (3.7)$$

где S – площадь сечения канала;

- уравнение сохранения энергии в термодинамических параметрах:

$$\rho \frac{dh}{dt} = Wgradp + \mu D + \rho \frac{dq}{dt}; \quad (3.8)$$

$$\Delta U = A + \Delta Q \text{ (I закон термодинамики);}$$

где μD – работа сил вязкости; $Wgradp$ – работа сил давления; h – энтальпия; q – удельный тепловой поток; U – внутренняя энергия; Q – тепловой поток;

- уравнение состояния (в общем виде)

$$f(p, \rho, T) = 0. \quad (3.9)$$

Четыре уравнения содержат четыре независимых физических величины: p, ρ, W, T , таким образом, система является замкнутой. Эти уравнения универсальны и могут быть применены к описанию любых процессов в теплотехнических системах.

Рассмотрим теперь уравнения (3.6 – 3.9) на уровне СТР КА со встроенными ТТ и ЖК. Уравнение движения в этом случае будет отражать барометрический баланс в системе – равенство давлений, производимых насосами, и давлений, теряемых на сопротивлениях.

Уравнение сохранения энергии на уровне системы – первый закон термодинамики для рабочего цикла: тепло, отведенное от КА в космическое пространство, равно сумме внешних тепловых потоков поглощенных поверхностью КА и тепла от работающей аппаратуры КА.

Уравнение неразрывности замкнутой системы СТР выразится постоянством массового расхода в гидравлическом контуре.

Последнее уравнение – уравнение состояния запишем в общем виде.

Система уравнений описывающая в общем виде работу СТР КА приведена в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Система уравнений СТР

| | |
|------------------------------|---|
| Уравнение движения | $\Delta p_{насоса} = \Delta p_{потерь}$ |
| Уравнение сохранения энергии | $Q_{изл} = Q_{внутр} + Q_{внеш}$ |
| Уравнение неразрывности | $\dot{m} = const$ |
| Уравнение состояния | $f(p, \rho, T) = 0$ |

По сути уравнения на уровне системы СТР отражают балансы характерных для нее величин – давления (барометрический баланс, гидравлическая энергия), тепловой энергии (теплоэнергетический баланс). Эти два баланса энергий связаны между собой уравнением неразрывности и уравнением состояния. Таким образом, для решения системы уравнений должны сойтись два баланса энергии – барометрический и теплоэнергетический.

3.2.2 Построение системы уравнений комплексной теплопередачи в системах терморегулирования космических аппаратов

Тепловой режим современных негерметичных КА и его элементов описывается системой уравнений комплексной теплопередачи.

Под комплексной теплопередачей понимается передача тепла одновременно более чем одним способом теплообмена (теплопроводностью, конвекцией и излучением).

В основе данной системы уравнений лежит описание теплового состояния каждого элемента структурно функциональной модели КА уравнением теплового баланса, а тепловые связи (коэффициенты теплообмена) однозначно определяют характер и интенсивность теплообмена каждого элемента, как с окружающей средой, так и с остальными элементами.

Ввиду конструктивной сложности элементов КА тепловые связи в таких системах, как правило, описывают интенсивность сложной теплопередачи, т. е. перенос тепла более чем через одну границу теплообмена.

Для формулирования базовых принципов формирования системы уравнений комплексной теплопередачи в СТР КА, рассмотрим тепловые модели для различного числа границ по изотермическим поверхностям и способов теплообмена.

Ввиду того что система комплексной теплопередачи в СТР привязана к реальным конструкциям, построение системы производится на конечных объемах.

На рисунке 3.2 приведена тепловая модель участка сотовой панели тепловой режим которого определяется поглощенным солнечным потоком и излучением в открытый космос.

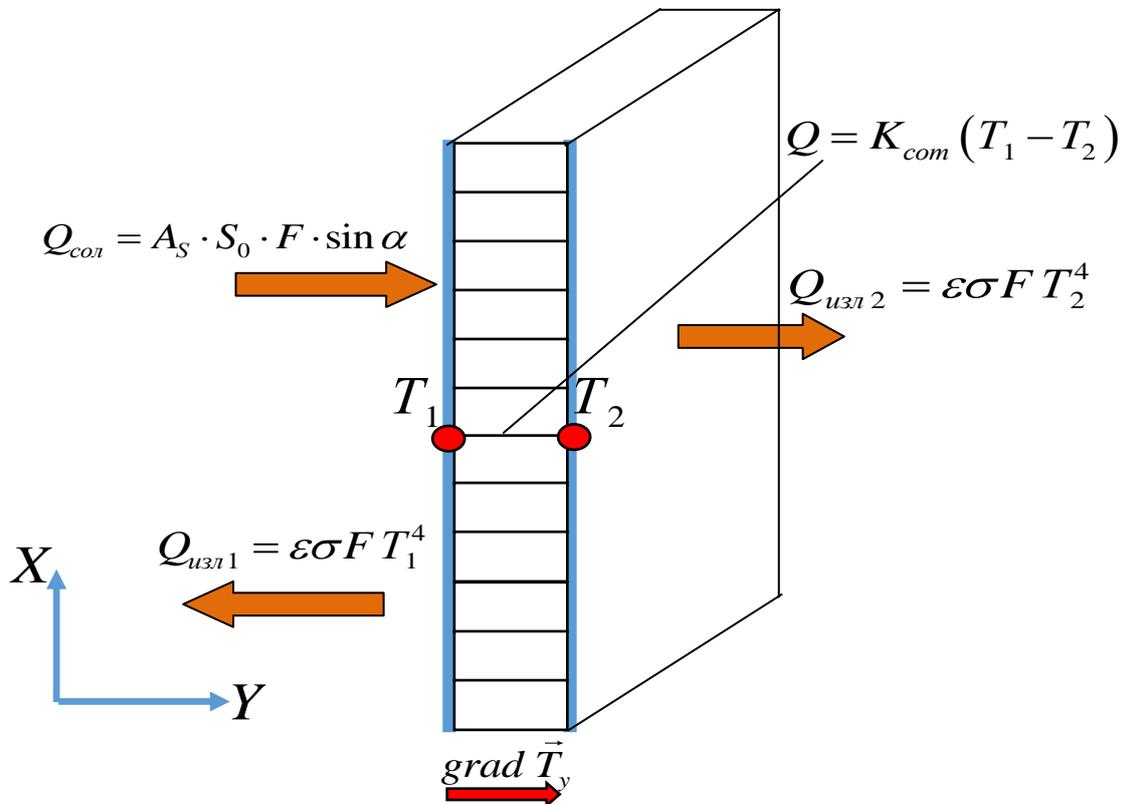


Рисунок 3.2 – Определение теплового режима поглощенным солнечным потоком и излучением в открытый космос

Выделим в тепловой модели участка сотовой панели две изотермические плоскости совпадающие с граничными поверхностями T_1 и T_2 (см. рис. 3.2). Рассмотрим тепловой баланс каждой поверхности.

Тепловой солнечный поток $Q_{\text{сол}}$ поглощенный изотермической поверхностью T_1 частично излучается в открытый космос $Q_{\text{изл1}}$, а частично посредством теплопроводности передается поверхности T_2 :

$$A_s \cdot S_0 \cdot F_1 \cdot \sin \alpha + \frac{\lambda \cdot F}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) - \epsilon \cdot \sigma \cdot F_1 \cdot T_1^4 = 0 \quad (3.10)$$

В изотермической плоскости T_2 кондуктивный тепловой поток от поверхности T_1 излучается в открытый космос $Q_{\text{изл2}}$:

$$\frac{\lambda F}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) - \varepsilon \cdot \sigma \cdot F_2 \cdot T_2^4 = 0 \quad (3.11)$$

В итоге получаем систему из двух уравнений теплового баланса:

$$\begin{cases} A_s \cdot S_0 \cdot F_1 \cdot \sin \alpha + \frac{\lambda F}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) - \varepsilon \cdot \sigma \cdot F_1 \cdot T_1^4 = 0 \\ \frac{\lambda F}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) - \varepsilon \cdot \sigma \cdot F_2 \cdot T_2^4 = 0 \end{cases} \quad (3.12)$$

Два уравнения (3.10) и (3.11) в системе (3.12) одновременно выполняются относительно двух искомым переменных T_1 и T_2 . Анализ переменных, составляющих уравнения (3.10) и (3.11) приведен в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Переменные системы уравнений (3.12)

| Независимые определяющие переменные | Конструктивные размеры |
|-------------------------------------|--|
| Зависимые переменные | $Q_{\text{сол}}$ – количество поглощенного солнечного тепла $Q_{\text{изл}}$ – количество отведенного тепла в следствие излучения $K_{\text{сот}}$ – коэффициент теплопередачи сотозаполнителя |
| Постоянные | λ – теплопроводность материала ε – степень черноты поверхности A_s – коэффициент поглощения солнечного излучения σ – постоянная Стефана-Больцмана |
| Неизвестные | T_1, T_2 |

Решая численно данную систему нелинейных уравнений теплового баланса можно найти неизвестные T_1 и T_2 .

Число неизвестных независимых переменных в данной теплопередающей системе, использующей механизм теплопроводности и излучения минимально равно 2, поскольку градиент температур определен при наличии двух неравных температур.

Следует отметить, что в рассматриваемом случае число неизвестных в системе (3.12) совпадает с числом выделенных изначально изотермических поверхностей.

На рисунке 3.3 приведена тепловая модель фрагмента КА, тепловой режим которого определяется поглощенным солнечным потоком, излучением в открытый космос, а также конвективным теплопереносом. Рассмотрим случай одномерной задачи, когда возникающий градиент температур вдоль оси X не учитывается.

Ввиду отсутствия дополнительных внешних и внутренних тепловых нагрузок закон сохранения энергии запишется аналогично предыдущему примеру.

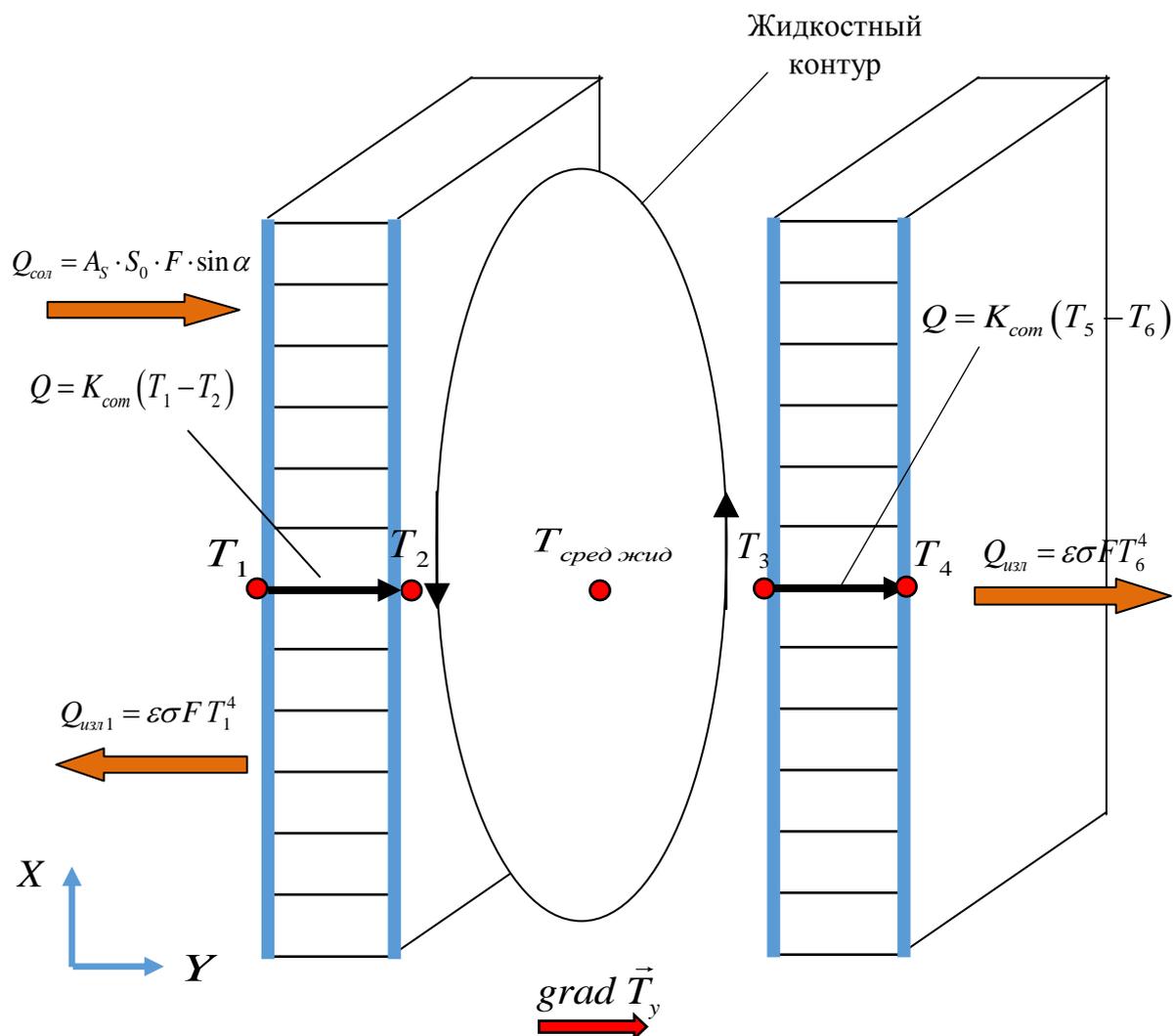


Рисунок 3.3 – Тепловая модель фрагмента КА

Выделим в тепловой модели четыре изотермические плоскости совпадающие с граничными поверхностями T_1 , T_2 , T_3 , T_4 (см. рис. 3.3). Рассмотрим тепловой баланс каждой поверхности.

Тепловой солнечный поток $Q_{\text{сол}}$ поглощенный изотермической поверхностью T_1 частично излучается в открытый космос $Q_{\text{изл1}}$, а частично посредством теплопроводности передается поверхности T_2 :

$$As \cdot S_0 \cdot F_1 \cdot \sin \alpha + \frac{\lambda \cdot F_{12}}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) - \varepsilon \cdot \sigma \cdot F_1 \cdot T_1^4 = 0 \quad (3.13)$$

В изотермической плоскости T_2 кондуктивный тепловой поток от поверхности T_1 посредством теплоотдачи передаётся в жидкостный контур СТР:

$$\frac{\lambda F_{12}}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) - (\alpha \cdot F_{\text{жк}}) \cdot (T_2 - T_{\text{сред}}) = 0 \quad (3.14)$$

В изотермической плоскости T_3 тепловой поток подводимый теплоотдачей жидкостного контура от поверхности T_2 посредством теплопроводности передается поверхности T_4 :

$$(\alpha F_{\text{жк}}) \cdot (T_{\text{сред}} - T_3) - \frac{\lambda F_{12}}{\delta} \cdot (T_3 - T_4) = 0 \quad (3.15)$$

В изотермической плоскости T_4 кондуктивный тепловой поток от поверхности T_3 излучается в открытый космос $Q_{\text{изл2}}$:

$$\frac{\lambda F_{34}}{\delta} \cdot (T_3 - T_4) - \varepsilon \cdot \sigma \cdot F_{34} \cdot T_4^4 = 0 \quad (3.16)$$

Тогда система уравнений комплексной теплопередачи примет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} As \cdot S_0 \cdot F_1 \cdot \sin \alpha + \frac{\lambda F}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) - \varepsilon \cdot \sigma \cdot F_1 \cdot T_1^4 = 0; \\ \frac{\lambda F_{12}}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) - (\alpha \cdot F_{\text{жк}}) \cdot (T_2 - T_{\text{сред}}) = 0; \\ (\alpha \cdot F_{\text{жк}}) \cdot (T_{\text{сред}} - T_3) - \frac{\lambda F_{12}}{\delta} \cdot (T_3 - T_4) = 0; \\ \frac{\lambda F_{34}}{\delta} \cdot (T_3 - T_4) - \varepsilon \cdot \sigma \cdot F_{34} \cdot T_4^4 = 0. \end{array} \right. \quad (3.17)$$

В данной системе ввиду наличия двух процессов теплоотдачи помимо выделенных четырёх изотермических поверхностей T_1 , T_2 , T_3 , T_4 присутствует параметр $T_{\text{сред}}$, который характеризует среднюю температуру гидравлического тракта. На первый взгляд, кажется, что систему необходимо дополнить

отдельным уравнением, которое будет выполняться относительно параметра $T_{\text{сред}}$. Введем дополнительную виртуальную изотермическую плоскость, которая соответствует средней температуре жидкостного контура СТР и рассмотрим её тепловой баланс.

Тепловой поток подводимый теплоотдачей от изотермической плоскости T_2 передаётся также теплоотдачей изотермической плоскости T_3 :

$$(\alpha_2 F_{\text{жск}}) \cdot (T_2 - T_{\text{сред}}) - (\alpha_3 F_{\text{жск}}) \cdot (T_{\text{сред}} - T_3) = 0 \quad (3.18)$$

Рассмотрим соотношение (3.18) в виде системы уравнений:

$$\begin{cases} Q = (\alpha_2 F_{\text{жск}}) \cdot (T_2 - T_{\text{сред}}); \\ Q = (\alpha_3 F_{\text{жск}}) \cdot (T_{\text{сред}} - T_3) \end{cases} \quad (3.19)$$

Запишем систему (3.19) через удельный тепловой поток:

$$\begin{cases} q = \alpha_2 \cdot (T_2 - T_{\text{сред}}); \\ q = \alpha_3 \cdot (T_{\text{сред}} - T_3) \end{cases} \quad (3.20)$$

Выразим из первого уравнения системы (3.20) параметр $T_{\text{сред}}$:

$$T_{\text{сред}} = -\frac{q}{\alpha_2} + T_2 \quad (3.21)$$

Подставим соотношение (3.21) во второе уравнение системы (3.20):

$$q = -\alpha_3 \cdot \left(\frac{q}{\alpha_2} + T_2 - T_3 \right) \quad (3.22)$$

Совершив простые преобразования получим уравнение для удельного теплового потока, которое одновременно выполняется относительно двух переменных T_2 и T_3 :

$$q = \left(\frac{\alpha_2 \alpha_3}{\alpha_2 + \alpha_3} \right) \cdot (T_2 - T_3). \quad (3.23)$$

Приведенные выше выражения показывают, что параметр $T_{\text{сред}}$ является зависимым, т. е. выразив параметр $T_{\text{сред}}$ через неизвестные температуры изотермических поверхностей T_2 и T_3 и решая численно систему нелинейных уравнений теплового баланса (3.17) можно найти неизвестные T_1 и T_4 .

Отметим, что в рассмотренном случае число неизвестных в системе (3.17) также как и в первом случае совпадает с числом выделенных изначально изотермических поверхностей.

Для апробирования методологического подхода рассмотрим случай на одном процессе теплопередачи теплопроводностью через фрагмент сотовой панели (рисунок 3.4).

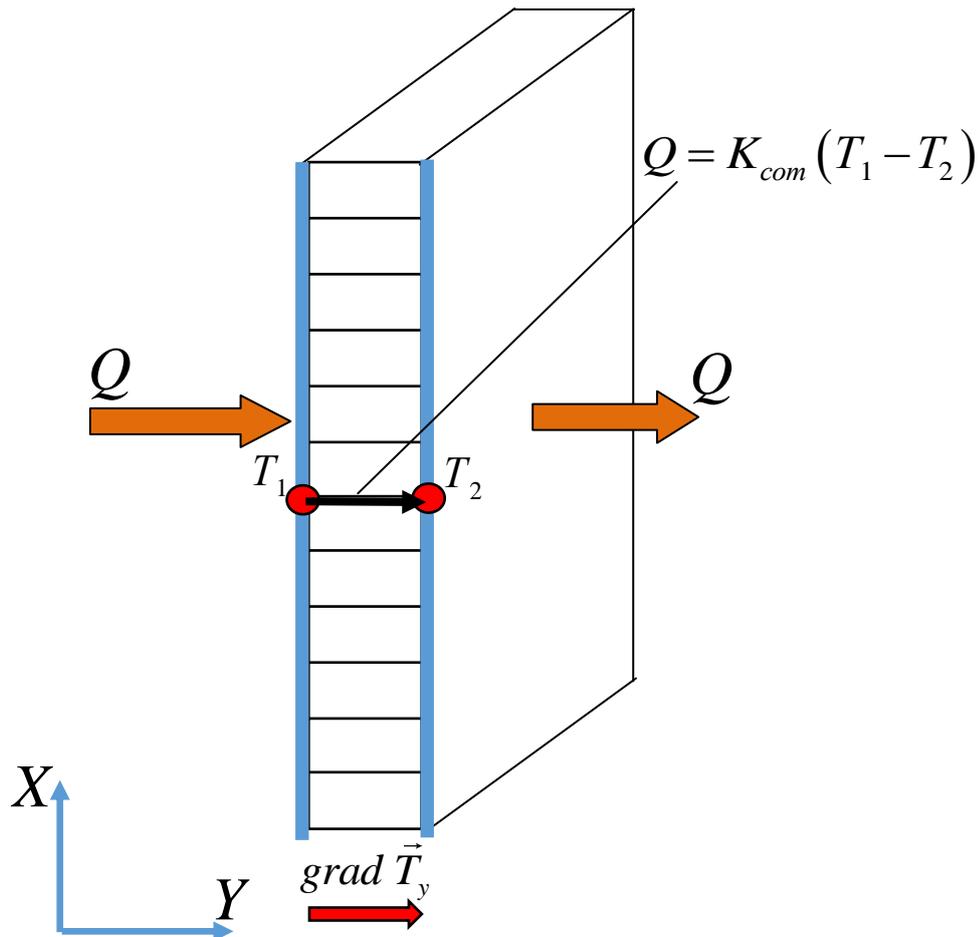


Рисунок 3.4 – Процесс теплопередачи теплопроводностью через фрагмент сотовой панели

Выделим на участке 2 изотермические плоскости, совпадающие с граничными поверхностями T_1 и T_2 . Рассмотрим тепловой баланс каждой поверхности.

Тепловой поток Q_{col} подводимый к изотермической поверхности T_1 теплопроводностью передается поверхности T_2 :

$$Q_{\text{сол}} - \frac{\lambda F_{12}}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) = 0 \quad (3.24)$$

В изотермической плоскости T_2 кондуктивный тепловой поток от поверхности T_1 вследствие теплопроводности:

$$\frac{\lambda F_{12}}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) - Q = 0 \quad (3.25)$$

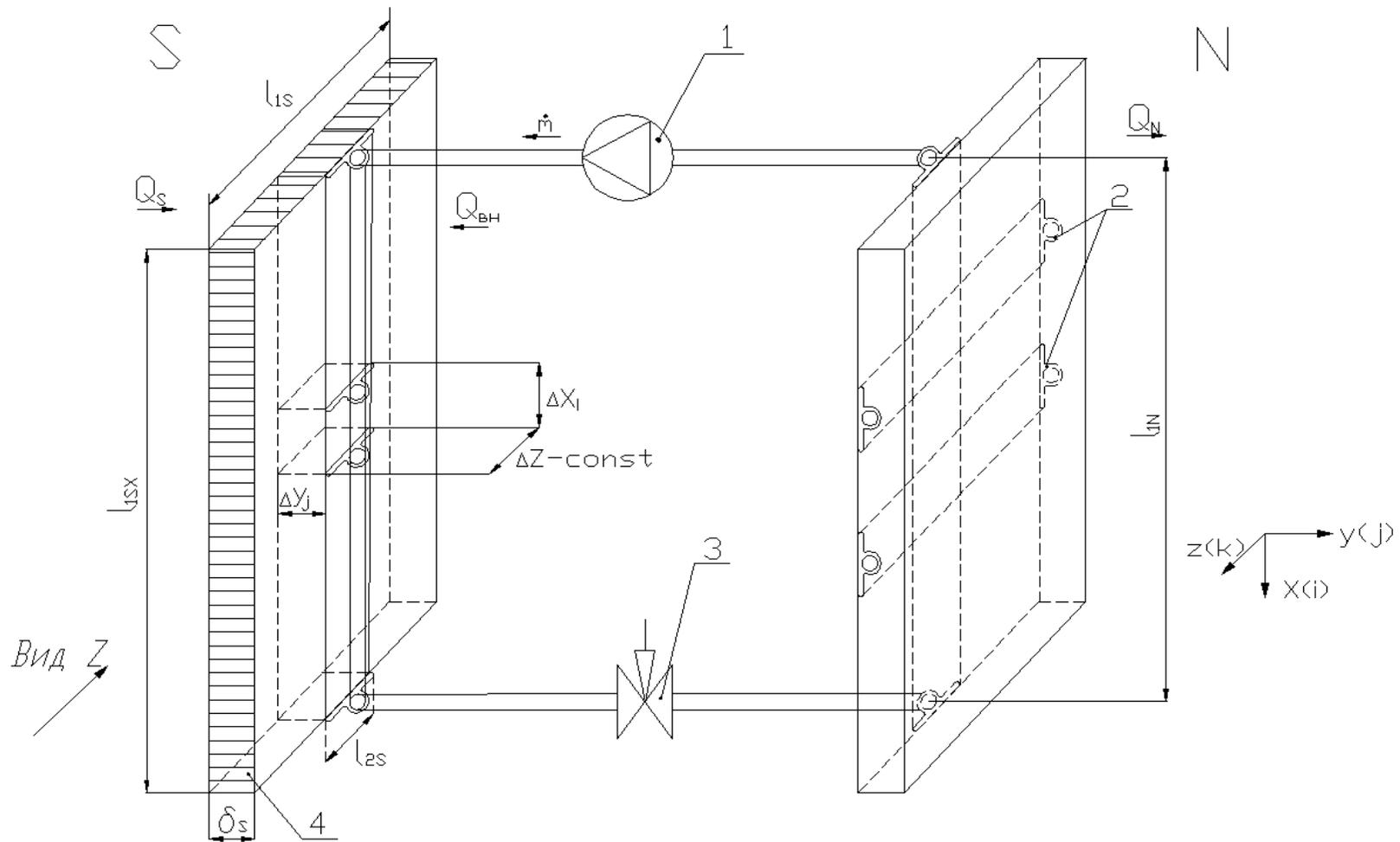
В итоге получаем систему из двух уравнений теплового баланса, которая сводится к тривиальному решению:

$$\begin{cases} Q_{\text{сол}} - \frac{\lambda F_{12}}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) = 0 \\ \frac{\lambda F_{12}}{\delta} \cdot (T_1 - T_2) - Q = 0 \end{cases} \quad (3.26)$$

Рассмотренные случаи являются одномерными. Но в практике теплового проектирования зачастую необходимо учитывать многомерный теплоперенос, в частности в жидкостном контуре помимо поперечного теплопереноса (вдоль оси Y) нужно знать минимальную и максимальную температуру вдоль вектора скорости, что объясняется необходимостью проверки давления насыщенных паров для контроля процесса возможного вскипания теплоносителя. Данная задача расчета продольного градиента температур жидкостного контура может быть решена путём совместного численного интегрирования уравнений движения и энергии по его длине, с учетом топологии распределённых и позиционных тепловых нагрузок.

3.2.3 Двухмерная тепловая модель

На рисунке 3.5 приведена расчетная двумерная тепловая модель СТР с N и S сотовыми панелями и встроенными в них ЖК. Тепловой режим СТР определяется позиционной тепловой нагрузкой от приборов КА, равномерно распределенным по внешней обшивке солнечным тепловым потоком, излучением в открытый космос, а также конвективным теплопереносом в ЖК СТР. Рассмотрим случай двумерной задачи, когда учитываются возникающие градиенты температур в поперечном (ось Y) и продольном направлениях (ось X), при этом кондуктивной теплопередачей внутри обшивок и вдоль оси X профиля ЖК СТР пренебрегаем.



1 – компрессор; 2 – тепловые трубы; 3 – дроссельный вентиль; 4 – сотопанель

Рисунок 3.5 – Расчетная двумерная тепловая модель СТР

Рассмотрим процесс двумерной комплексной теплопередачи в виде баланса теплоприема с южной панели (Q_S) внутренних источников тепла ($Q_{внут}$) и теплосброса с северной панели (Q_N), баланс является частным случаем уравнения сохранения энергии (3.8)

$$Q_S + Q_{вн} = Q_N \quad (3.27)$$

где Q_S – тепловой поток последовательно проходящий через изотермические поверхности (рисунок 3.6): 1 – внешняя поверхность южной панели с температурой T_1 ; 2 – внутренняя поверхность южной отопительной панели с температурой T_2 ; 3 – условная внутренняя поверхность жидкостного контура с температурой T_3 ; 4 – поверхность по среднему поперечному сечению канала жидкостного контура с температурой хладагента T_4 .

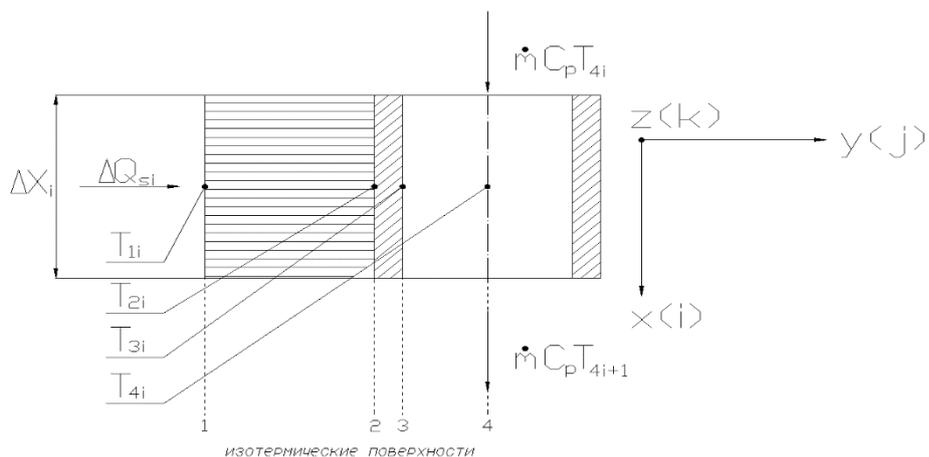


Рисунок 3.6 – Вид $Z_{i,j}$ элемента с учетом зонального теплопритока с приборов КА

Очевидно, что тепловой поток Q_S , проходя через поверхности 1-2-3, аккумулируется массовым потоком \dot{m} жидкостного контура, последовательно (интегрально) вдоль контактной длины l_{IS} жидкостного контура южной панели. Следует отметить, что поверхности 1-2-3-4 формируются конструктивно различными граничными поверхностями, термодинамическими свойствами материалов и видами теплоотдачи. Кроме того температуры $T_1 - T_4$ являются индикативными величинами, т. е. необходимыми для сравнения с предельно

допустимыми значениями, например температура хладагента T_4 необходима для оценки кавитационного запаса жидкостного контура.

В конечно разностной форме теплопередача на i -м участке южной панели (рисунок 3.6) определяется следующей системой уравнений процессов:

1. В поверхность 1 панели S входит тепловой поток от солнца:

$$(+)\ A_s \cdot S_0 \cdot \Delta F_{12} \cdot \sin \alpha ,$$

где A_s – коэффициент поглощения солнечной радиации;

S_0 – солнечная постоянная, Вт/м²;

F_{12} – площадь радиационной поверхности;

α – угол между нормалью радиационной поверхности и направлением на Солнце.

Излучаются обратно в открытый космос:

$$(-)\ \varepsilon_1 \sigma_0 \Delta F_{12i} T_1^4 ,$$

где ε_1 – степень черноты излучения радиационной поверхности;

$\sigma_0 = 5,67 \times 10^{-8}$ – постоянная излучения, [Вт/м²·град⁴];

F_{12} – площадь радиационной поверхности, м²;

T_1 – температура радиационной поверхности, К.

Внутри сотовой панели отводится теплопроводностью тепловой поток величиной:

$$(-)\ \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) ,$$

где λ_{12} – теплопроводность материала сотового заполнителя;

δ_{12} – расстояние между поверхностями 1-2.

Тепловой баланс для поверхности 1 запишется как:

$$A_s \cdot S_0 \cdot \Delta F_{1i} \cdot \sin \alpha - \varepsilon_1 \sigma_0 F_{12i} T_{1i}^4 - \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) = 0 ; \quad (3.28)$$

формально тепловой поток на элементе поверхности ΔF_{12i} определяется:

$$\Delta Q_{Si} = A_s \cdot S_0 \cdot \Delta F_{1i} \cdot \sin \alpha - \varepsilon_1 \sigma_0 F_{12i} T_{1i}^4 = \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) ; \quad (3.29)$$

2. В изотермическую поверхность 2 теплопроводностью подводится тепловой поток от отопительной панели

$$(+)\frac{\lambda_{12}\Delta F_{12i}}{\delta_{12i}}\cdot(T_{1i}-T_{2i}),$$

и отводится также теплопроводностью к внутренней поверхности (3) (рисунок 3.6) жидкостного контура

$$(-)\frac{\lambda_{23}\Delta F_{23i}}{\delta_{23i}}(T_{2i}-T_{3i}),$$

где λ_{23} – теплопроводность материала сотового заполнителя;

δ_{23} – расстояние между поверхностями 2-3.

Тепловой баланс для поверхности 2 выражается уравнением

$$\frac{\lambda_{12}\Delta F_{12i}}{\delta_{12i}}(T_{1i}-T_{2i})-\frac{\lambda_{23}\Delta F_{23i}}{\delta_{23i}}(T_{2i}-T_{3i})=0 \quad (3.30)$$

где ΔQ_{Si} – суть один из членов (3.30).

3. В поверхность 3 подводится рассмотренный в (3.30) теплопроводный тепловой поток

$$(+)\frac{\lambda_{23}\Delta F_{23i}}{\delta_{23i}}(T_{2i}-T_{3i}),$$

а отводится уже конвективный тепловой поток в жидкостный контур

$$(-)\alpha_i\Delta F_{34i}\cdot(T_{3i}-T_{4i}),$$

где α_i – коэффициент теплоотдачи.

Уравнение баланса по поверхности 3 примет вид

$$\frac{\lambda_{23}\Delta F_{23i}}{\delta_{23i}}(T_{2i}-T_{3i})-\alpha_i\Delta F_{34i}(T_{3i}-T_{4i})=0 \quad (3.31)$$

Сгруппируем уравнения балансов по поверхностям 1-2-3 в систему:

$$\begin{aligned} A_S \cdot S_0 \cdot \Delta F_{1i} \cdot \sin\alpha - \varepsilon_1 \sigma_0 F_{12i} T_{1i}^4 - \frac{\lambda_{12}\Delta F_{12i}}{\delta_{12i}}(T_{1i}-T_{2i}) &= 0 \\ \frac{\lambda_{12}\Delta F_{12i}}{\delta_{12i}}(T_{1i}-T_{2i}) - \frac{\lambda_{23}\Delta F_{23i}}{\delta_{23i}}(T_{2i}-T_{3i}) &= 0 \\ \frac{\lambda_{23}\Delta F_{23i}}{\delta_{23i}}(T_{2i}-T_{3i}) - \alpha_i\Delta F_{34i}(T_{3i}-T_{4i}) &= 0. \end{aligned} \quad (3.32)$$

Обратим внимание, что (3.32) при известной температуре хладагента на i -м элементе T_{4i} полностью определена по числу неизвестных – T_{1i}, T_{2i}, T_{3i} , система (3.32) – основа маршевого алгоритма при интегрировании по длине жидкостного контура южной панели

$$Q_S = \sum_{i=0}^{i=4} \Delta Q_{Si}.$$

Изменение температур $T_{1i}, T_{2i}, T_{3i}, T_{4i}$ формирует проекцию градиента температуры на поперечную ось $y(j)$ (рисунок 3.6). Проекция градиента температур на продольную ось $x(i)$ формируется балансом тепловой мощности поступившей в процессе теплоотдачи через боковую поверхность (3) элементарного расчетного i -объёма (рисунок 3.6) и разности тепловых мощностей потока хладагента через поперечные сечения на выходе и входе элементарного расчетного объёма жидкостного контура на шаге ΔX_i :

$$\Delta Q_{Si} = \dot{m} C_p (T_{4i} - T_{4i+1}), \quad (3.33)$$

где \dot{m} – массовый расход хладагента в жидкостном контуре

C_p – теплоёмкость,

тогда температура на входе в следующий расчетный объём определится:

$$T_{4i+1} = \frac{\Delta Q_{Si}}{\dot{m} C_p} + T_{4i}.$$

Задаваясь T_{40} – на входе в жидкостный контур южной панели, задаваясь значениями теплофизических, геометрических и режимных определяющих параметров на шаге интегрирования просчитываем систему (3.32; 3.33) относительно неизвестных температур $T_{1i}, T_{2i}, T_{3i}, T_{4i}$ по оси $x(i)$ на длине l_{is} (рисунок 3.5) – длина теплового контакта магистрали жидкостного контура с сотовой панелью. Очевидно, что интегральная тепловая мощность с южной панели, включая радиацию и внутренние источники тепла определяется из выражения аналогичному (3.33) с учетом (3.27)

$$Q_{\Sigma S} = Q_S + Q_{enS} = \dot{m} C_p \cdot (T_{4n} - T_{40}) \quad (3.34)$$

где T_{40} – температура хладагента на входе, а T_{4n} – на выходе жидкостного контура, $Q_{внS} = Q_{вн}$ – тепло от внутренних источников подводимых в жидкостный контур по длине теплового контакта l_{is} (рисунок 3.5) со стороны южной панели, Q_s – радиационная составляющая теплопритока. Следует отметить, тепло от внутренних источников $Q_{внS}$ физически формируется из двух составляющих:

$$Q_{внS} = Q_{вн.тр} + Q_{вн.тт.} \quad (3.35)$$

где $Q_{вн.тр}$ – мощность потерь на трение в жидкостном контуре, переходящая в тепло хладагента;

$Q_{вн.тт.}$ – зональная тепловая мощность транслируемая тепловой трубой от работающих приборов КА, причем температура тепловой трубы, площадь зоны контакта и её координаты по длине l_s должны быть определены в расчетной схеме (позиция 2 рисунок 3.5).

Рассмотрим расчетный случай с учетом зонального теплопритока от приборов КА через контакт тепловой трубы – $\Delta l_{is} = \Delta l_{тт}$ (рисунок 3.7).

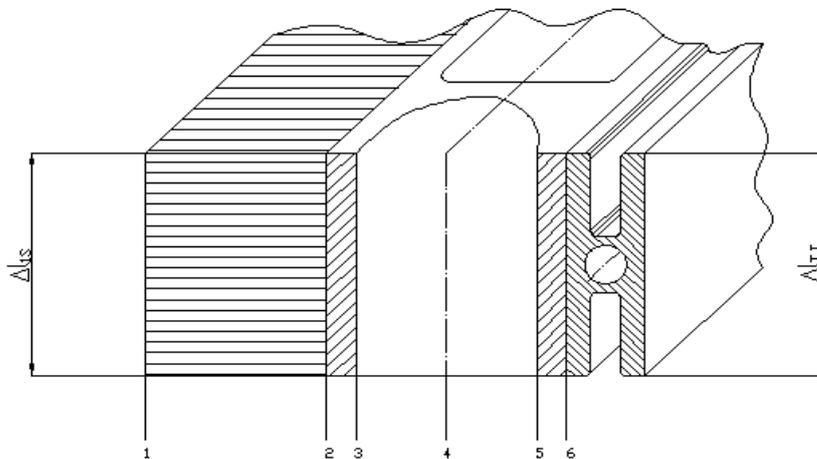


Рисунок 3.7 – Вид Z_{i-j} элемента с учетом зонального теплопритока с приборов КА

Допускаем, что, как и в случае радиационной константы, зональная тепловая мощность задана и равномерно распределена по площади контакта тепловой трубы на конечной длине жидкостного контура $\Delta l_{is} = \Delta l_{тт}$, тогда подводимая зональная тепловая мощность на шаге интегрирования определяется

как: $\Delta q_{TT} \cdot \Delta F_{65}$. Обратим внимание, что в расчетной схеме введены дополнительные изотермические поверхности моделирующие теплопередачу в зоне контакта тепловой трубы: поверхности 6 и 5 (рисунок 3.7) соответственно система дополнится двумя уравнениями:

$$\begin{aligned} q_{TT} \cdot \Delta F_{65i} - \frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} \cdot (T_{6i} - T_{5i}) &= 0; \\ \frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} \cdot (T_{6i} - T_{5i}) - x_i \Delta F_{54i} \cdot (T_{5i} - T_{4i}) &= 0 \end{aligned} \quad (3.36)$$

Система (3.32 и 3.36) – полностью определена по числу неизвестных. Зональный внутренний тепловой поток на шаге интегрирования определяется одним из членов (3.36), например:

$$\begin{aligned} \Delta Q_{вн.ТТi} = x_i \Delta F_{54i} \cdot (T_{5i} - T_{4i}) &= \frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} \cdot (T_{6i} - T_{5i}) \text{ или} \\ \Delta Q_{вн.ТТi} = q_{TT} \cdot \Delta F_{65i} &= \frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} \cdot (T_{6i} - T_{5i}) \end{aligned} \quad (3.37)$$

Тепловой приток от внутреннего трения на шаге интегрирования эквивалентен потерям на трение:

$$\Delta Q_{вн.тр.i} = \Delta H_{тр} \cdot \dot{m} = \lambda_{тр} \cdot \frac{\Delta x_i}{d_i} \cdot \frac{g_{cp}^2}{2} \quad (3.38)$$

где $\lambda_{тр}$ – коэффициент гидравлического трения;

Δx_i – шаг интегрирования;

d_i – гидравлический диаметр;

g_{cp}^2 – среднерасходная скорость хладагента в жидкостном тракте;

\dot{m} – массовый расход.

С учетом (3.29; 3.37; 3.38) суммарный тепловой поток на шаге интегрирования запишется как

$$\Delta Q_{\Sigma i} = \Delta Q_{Si} + \Delta Q_{вн.тр.i} + \Delta Q_{вн.ТТi} \quad (3.39)$$

Тогда аналогично случаю простой радиационной тепловой нагрузки (3.33) из баланса тепловых мощностей

$$\Delta Q_{i\Sigma} = \dot{m} C_p \cdot (T_{4i} - T_{4i+1}) \quad (3.40)$$

температура на входе в следующий расчетный (элементарный) объем определяется

$$\Delta T_{4i+1} = \frac{\Delta Q_{i\Sigma}}{\dot{m}C_p} + T_{4i}.$$

С учётом того, что температуры по периметру поперечного сечения внутренней поверхности канала жидкостного контура – величина среднеинтегральная, последнее уравнение в (3.36) заменить на $T_{3i} = T_{5i}$, тогда запись (3.36) упростится

$$\begin{aligned} q_{TT} \cdot \Delta F_{65i} - \lambda_{65} \Delta F_{65i} \cdot (T_{6i} - T_{5i}) &= 0; \\ T_{3i} &= T_{5i} \end{aligned} \quad (3.41)$$

Учитывая все обозначения, принятые выше (3.27.....3.41) окончательно запишем уравнения теплоэнергетического баланса по южной панели:

$$\begin{aligned} A_s \cdot S_0 \Delta F_{12} \sin \alpha - \varepsilon \cdot \sigma \cdot \Delta F_{12i} \cdot T_{1i}^4 - \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) &= 0; \\ \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) - \frac{\lambda_{23} \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{2i} - T_{3i}) &= 0; \\ \frac{\lambda_{23} \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{2i} - T_{3i}) - \alpha_i \Delta F_{34i} (T_{3i} - T_{4i}) &= 0; \\ T_{3i} - T_{5i}; \\ q_{TT} \cdot \Delta F_{65i} - \lambda_{65} \Delta F_{65i} (T_{6i} - T_{5i}) &= 0; \\ \Delta Q_{\Sigma S_i} = \Delta Q_{S_i} + Q_{\text{вн.мп.}i} + Q_{\text{вн.ТТ}i}; \end{aligned} \quad (3.42)$$

$$\Delta Q_{S_i} = A_s \cdot S_0 \Delta F_{1i} \sin \alpha - \varepsilon \cdot \sigma \cdot \Delta F_{1i} \cdot T_{1i}^4 = \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i});$$

$$Q_{\text{вн.ТТ}i} = q_{TT} \cdot \Delta F_{65i} = \frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} (T_{6i} - T_{5i});$$

$$Q_{\text{вн.мп.}i} = \lambda_{\text{мп}i} \frac{x_i}{d_i} \frac{g_{\text{сп}i}^2}{2} \cdot \dot{m};$$

$$\Delta Q_{i\Sigma} = \dot{m} C_p \cdot (T_{4i} - T_{4i+1})$$

$$\Delta Q_{\Sigma S} = Q_S + Q_{\text{вн.}S} = \dot{m} C_p (T_{4S_n} - T_{4S_0}).$$

При известных определяющих параметрах и теплофизических свойств материалов комплекс уравнений (3.42) позволяет вести численное

интегрирование по длине l_{1S} теплового контакта жидкостного контура южной панели с итоговым результатом $\Delta Q_{\Sigma S}$ (3.34) и технически доступным для измерения полем температур T_{ji} .

Для северной панели сохраним все методологические подходы и обозначения, привязанные к конструктивным (изотермическим) поверхностям: T_1 – температура на внешней поверхности сотопанели; T_2 – на внутренней и т.д. Солнечная радиация снижается (в нашем расчетном случае обнуляется). Интегрирование ведется в направлении среднерасходной скорости по линии теплового контакта жидкостного контура Δl_{1N} со стороны северной панели. Произведем необходимую инверсию знаков и оговоренные дополнения преобразуем (3.42) в теплоэнергетический комплекс теплового баланса на северной панели:

$$\begin{aligned}
 & -\varepsilon \cdot \sigma \cdot \Delta F_{12i} \cdot T_{1i}^4 + \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{2i} - T_{1i}) = 0; \\
 & -\frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{2i} - T_{1i}) + \frac{\lambda_{23} \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{3i} - T_{2i}) = 0; \\
 & -\frac{\lambda_{23} \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{3i} - T_{2i}) - \alpha_i \Delta F_{34i} (T_{4i} - T_{3i}) = 0; \\
 & \quad T_3 - T_5; \\
 & q_{TT} \cdot \Delta F_{65i} - \lambda_{65} \Delta F_{65i} (T_{6i} - T_{5i}) = 0; \\
 & \Delta Q_{\Sigma Ni} = -\Delta Q_{Ni} + Q_{\text{вн.мп.i}} + Q_{\text{вн.ТТi}}; \tag{3.43} \\
 & \Delta Q_{Ni} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot \Delta F_{12i} \cdot T_{1i}^4 = \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{2i} - T_{1i}); \\
 & Q_{\text{вн.ТТi}} = q_{TT} \cdot \Delta F_{65i} = \frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} (T_{6i} - T_{5i}); \\
 & Q_{\text{вн.мп.i}} = \lambda_{\text{мп.i}} \frac{x_i}{d_i} \frac{\varrho_{\text{сп.i}}^2}{2} \cdot \dot{m}; \\
 & Q_{\Sigma Ni} = \dot{m} C_p (T_{4i} - T_{4i+1}); \\
 & \Delta Q_{\Sigma N} = Q_N + Q_{\text{вн.N}} = \dot{m} C_p (T_{4N0} - T_{4Nn}).
 \end{aligned}$$

Необходимо обратить внимание, что если внутренние источники тепла незначительны, то по северной панели идёт однозначное снижение температуры.

При совместном интегрировании теплоэнергетических балансов (3.42 и 3.43) обязательное условие

$$\Delta Q_{\Sigma N} + \Delta Q_{\Sigma S} = 0, \quad (3.44)$$

(см. последние уравнения в (3.42) и (3.43)) выполняется при равенстве перепадов температур

$$T_{4Sn} - T_{4S0} = T_{4N0} - T_{4Nn},$$

или в ином изложении – температура хладагента на выходе теплового контакта жидкостного контура одной панели в основном определяет температуру на входе в другой:

$$T_{4Sn} \approx T_{4N0}; \quad T_{4S0} \approx T_{4Nn}, \quad (3.45)$$

уточнение возможно при конкретной топологии гидравлического тракта жидкостного контура вне длин теплового контакта на панелях и гидравлических потерь в электронасосном агрегате и регулирующем дросселе (рисунок 3.5).

3.2.4 Определяющие тепловые сопротивления

Большая часть уравнений комплексной теплопередачи по южной (3.42) и северной панели (3.43) содержат конечные (интегральные) разности температур, что позволяет использовать для теплопередачи одномерную, часто используемую аналогию теплового сопротивления:

$$Q = \frac{\Delta T}{R_T},$$

аналога закона Ома для электрической цепи [87]. Для систем интегральных уравнений (3.42; 3.43) с достаточно сложными топографическими границами и связями (рисунок 3.5) обоснования и использования комплекса теплового сопротивления, представляется компромиссом счетной реализацией системы (3.42; 3.43; 3.44; 3.45), моделирующей СТР КА.

Рассмотрим последовательно, в усложнении граничных и режимных условий, типичные (применяемые в конструкции реальных СТР КА) виды тепловых сопротивлений. Примем, что основным одномерным тепловым эквивалентом (рисунок 3.8) является процесс теплопередачи – способом теплопроводности от плоскости F_1 до плоскости F_2 , причем величины плоскостей не равны: $F_1 = l_{1s} \cdot \Delta x_i > F_2 = l_{2s} \cdot \Delta x_i$, что соответствует расчетному случаю (рисунок 3.5) теплопередачи с поверхности южной сотовой панели – $F_1 = l_{1s} \cdot l_{1sx}$ на поверхность теплового контакта жидкостного контура с южной стороны $F_2 = l_{2s} \cdot l_{1sx}$; $F_1 > F_2$; $l_{1s} > l_{2s}$.

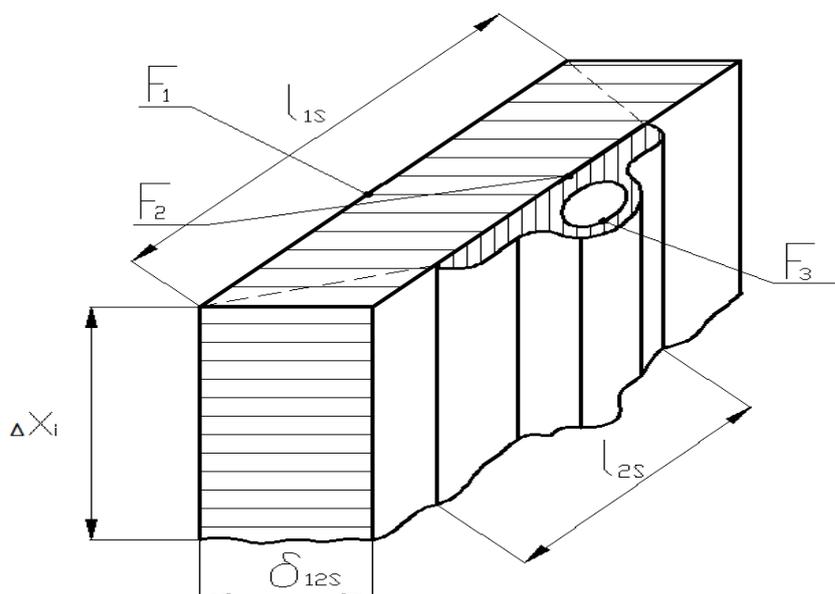


Рисунок 3.8 – Фрагмент контура теплопередачи для вычисления теплового эквивалент

Запишем одномерное уравнение теплопроводности на конечной длине тела интегрирования Δx_i :

$$\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot l_s \cdot \Delta x_i} = -\frac{dT}{dS}, \quad (3.46)$$

Отметим, что l_s в первом приближении (в случае эквивалента теплового сопротивления) есть линейная функция от толщины δ , с граничными значениями

$l_s = l_{1s}$ при $\delta=0$; $l_s = l_{2s}$ при $\delta=\delta_s$. Пусть $l_s = a + b \cdot \delta$, тогда $l_{1s} = a$; $l_{2s} = l_{1s} + b \cdot \delta$; $b = \frac{l_{2s} - l_{1s}}{\delta_s}$, а линейная функция имеет вид

$$l_s = l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{\delta_s} \cdot \delta. \quad (3.47)$$

Уравнение (3.45) есть общая связь для (3.44) в случае неравных неадиабатных поверхностей при теплопроводности. С учетом (3.47) преобразуем (3.46) и разделим переменные

$$\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{d\delta}{\left[l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{\delta_s} \cdot \delta \right]} = -dT, \quad (3.48)$$

для интегрирования (3.48) необходимо произвести замену переменных

$$-\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{\delta_s}{l_{2s} - l_{1s}} \cdot \frac{d \left[l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{\delta_s} \cdot \delta \right]}{\left[l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{\delta_s} \cdot \delta \right]} = dT \quad (3.49)$$

Интеграл для (3.49) на границах $\delta|_0^{\delta_s}$ и $T|_{T_{1i}}^{T_{2i}}$ имеет вид

$$-\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{\delta_s}{l_{2s} - l_{1s}} \cdot \left[\ln \frac{1}{\left[l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{\delta_s} \cdot \delta \right]} \right] \Bigg|_0^{\delta_s} = T_{2i} - T_{1i}, \text{ или}$$

$$-\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{\delta_s}{l_{2s} - l_{1s}} \cdot \left[\ln \frac{1}{\left[l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{\delta_s} \cdot [\delta_s] \right]} - \ln \frac{1}{\left[l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{\delta_s} \cdot [0] \right]} \right] = T_{2i} - T_{1i},$$

после преобразований и сокращений имеем

$$-\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{\delta_s}{l_{2s} - l_{1s}} \cdot \left[\ln \frac{1}{l_{2s}} - \ln \frac{1}{l_{1s}} \right] = T_{2i} - T_{1i},$$

$$\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{\delta_s}{l_{2s} - l_{1s}} \cdot \ln \left(\frac{l_{2s}}{l_{1s}} \right) = T_{2i} - T_{1i} \quad (3.50)$$

Для конечного теплового потока (3.50) преобразуется

$$\Delta Q_i = \frac{T_{2i} - T_{1i}}{R_{\lambda i}} = \frac{T_{2i} - T_{1i}}{\frac{\delta_{s12}}{\lambda \cdot \Delta x_i \cdot (l_{2s} - l_{1s})} \cdot \ln\left(\frac{l_{2s}}{l_{1s}}\right)}, \quad (3.51)$$

где эквивалентное термическое сопротивление на шаге интегрирования Δx_i в случае неравных граничных неадиабатных поверхностей имеет вид:

$$R_{\lambda 12i} = \frac{\delta_{s12}}{\lambda \cdot \Delta x_i \cdot (l_{2s} - l_{1s})} \cdot \ln\left(\frac{l_{2s}}{l_{1s}}\right). \quad (3.52)$$

Приведение термического сопротивления от поверхности F_2 к поверхности F_3 (что соответствует поверхности полки $F_2 = l_{2s} \cdot \Delta x_i$, и внутренней поверхности $F_3 = \pi \cdot d_i \cdot \Delta x_i$ жидкостного теплообменного контура) к эквивалентному виду (3.52) требует проведение предварительных численных расчетов, поскольку поверхности F_2 и F_3 неэквидистантны, а поверхность F_3 – существенно нелинейна (круговой цилиндр). Для номенклатуры используемых профилей (рисунок 3.9) величины l_{2s} и l_{3s} известны.

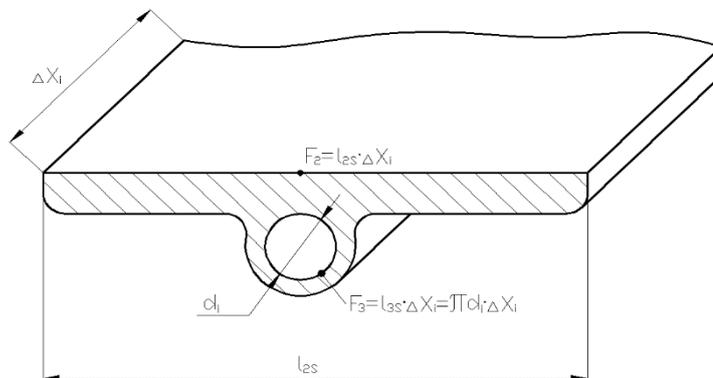


Рисунок 3.9 – Расчетная схема для определения коэффициента комплексной теплопередачи

Воспользуемся методом конечных элементов и определим термическое сопротивление $R_{\lambda 23} = \frac{\Delta T}{Q}$ в области реальных тепловых мощностей, затем с помощью известных l_{2s} и l_{3s} определим эквивалентную толщину из выражения подобному (3.52), при этом для удобства пересчета приравняем $\Delta x_i = 1$ м (т.е.

будем оценивать тепловую мощность приведенную к погонному метру), тогда при полученных расчетно-термических сопротивлениях $R_{\lambda 23}$ возможно получить толщину эквивалентного термического сопротивления δ_{S23} из выражения (3.52):

$$\delta_{S23} = \frac{\lambda \cdot (l_{S3} - l_{S2}) \cdot R_{\lambda 23}}{\ln\left(\frac{l_{S3}}{l_{S2}}\right)}, \quad (3.53)$$

а шаговое термическое сопротивление примет вид:

$$R_{\lambda 23i} = \frac{\delta_{S23}}{\lambda \cdot \Delta x_i \cdot (l_{S3} - l_{S2})} \cdot \ln\left(\frac{l_{S3}}{l_{S2}}\right), \quad (3.54)$$

аналогично $R_{\lambda 65i}$.

Завершающее термическое сопротивление – сопротивление конвективной теплоотдачи в тепломассообменный жидкостный контур из последнего члена (3.32):

$$x_i \cdot \Delta F_{34i} \cdot (T_{3i} - T_{4i}) = Q_i,$$

где $\Delta F_{34i} = \Delta x_i \cdot l_{3S}$, имеем

$$R_{\lambda 34i} = \frac{1}{x_i \cdot l_{3S} \cdot \Delta x_i}, \quad (3.55)$$

$x_i = f(Nu)$ – локальный коэффициент теплоотдачи.

3.2.5 Интегрирование уравнения механической энергии по длине тепломассообменного жидкостного контура

Как уже было рассмотрено выше, влияние интеграла механической энергии на приращение тепловой мощности в тепловых балансах (3.42; 3.43) оценивается достаточно скромным диссипативным членом (3.38), интегрально по жидкостному контуру менее 100 Вт на фоне киловатт транслируемой тепловой мощности. Однако специальные требования по кавитационному запасу (гарантированное превышение над давлением насыщенных паров) определяют необходимость интегрирования, поскольку на участке роста температуры, что

требует повышения статического давления, может происходить его снижение за счет гидравлических потерь и местного скоростного напора.

На рисунке 3.5 жидкостный контур включает в себя теплоконтактные участки панелей l_{1S} l_{1N} , электронасосный агрегат (позиция 1) с известной напорной и энергетической характеристикой, расчетной точкой по расходу – \dot{m} [кг/сек], регулирующим дросселем (позиция 3). Целью интегрирования является определение статического давления. Примем во внимание, что полное давление на выходе из насоса есть величина постоянная

$$H_n^* = H_n^{cm} + \frac{g_{cp}^2}{2}, \quad (3.56)$$

где H_n^{cm} – статический напор;

$\frac{g_{cp}^2}{2}$ – динамический напор;

g_{cp} – среднерасходная скорость.

С учетом потерь на трение по длине и местные сопротивления выражение (3.56) принимает вид

$$H_n^* = \frac{P_n^{cm} - P_\phi}{\rho} + \frac{g_{cpi}^2}{2} + \sum_{i=1}^n \lambda \frac{\Delta x_i}{d_i} \cdot \frac{g_{cpi}^2}{2} + \sum_{i=1}^n \zeta_m \frac{g_{cpi}^2}{2}, \quad (3.57)$$

где P_ϕ – фоновое давление в контуре, задаваемое конденсатором объема;

P_n^{cm} – статическое давление на выходе из насоса;

ρ – плотность;

λ – коэффициент гидравлического трения. Табличная величина, зависящая от числа Re;

Δx_i – шаг интегрирования по длине жидкостного контура;

d_i – текущий диаметр;

ζ_m – коэффициент местного сопротивления – $\zeta_m = f(\text{геом.}, \text{Re})$.

Статическое давление на шаге интегрирования определится выражением:

$$P_i^{cm} = \rho \cdot H_n^* + P_\phi - \rho \cdot \frac{g_{cpi}^2}{2} - \rho \sum_{i=1}^n \lambda \cdot \frac{\Delta x_i}{d_i} \cdot \frac{g_{cpi}^2}{2} - \rho \sum_{i=1}^n \zeta_i \cdot \frac{g_{cpi}^2}{2} \quad (3.58)$$

Из выражения (3.58) видно, что снижение статического давления происходит за счет динамического напора и потерь на трение.

3.3 Определение расчетного соотношения для локального коэффициента теплоотдачи в теплообменном жидкостном контуре

Проанализируем установившийся ламинарный поток на участке круглой цилиндрической трубы жидкостного контура. Учтем, что в теории конвективного теплообмена [86] для интегральной характеристики процессов пристеночной теплоотдачи используется понятие толщины потери энергии (или толщины температурного пограничного слоя), определяемое выражением для прямолинейного участка потока запишется:

$$\delta_t = \int_0^{\delta} \frac{u}{U} \cdot \left(1 - \frac{T - T_0}{T_s - T_0} \right) dy, \quad (3.59)$$

где δ – толщина пограничного слоя;

u – скорость по толщине пограничного слоя;

$U = u|_{y=\delta}$ – скорость на внешней границе пограничного слоя (скорость в ядре потока);

T – температура по толщине пограничного слоя;

T_0 – температура на внутренней стенке, $T_0 = T|_{y=0}$;

$T_s = T|_{y=\delta}$ – температура в ядре потока (на границе пограничного слоя) см. рисунок

3.10.

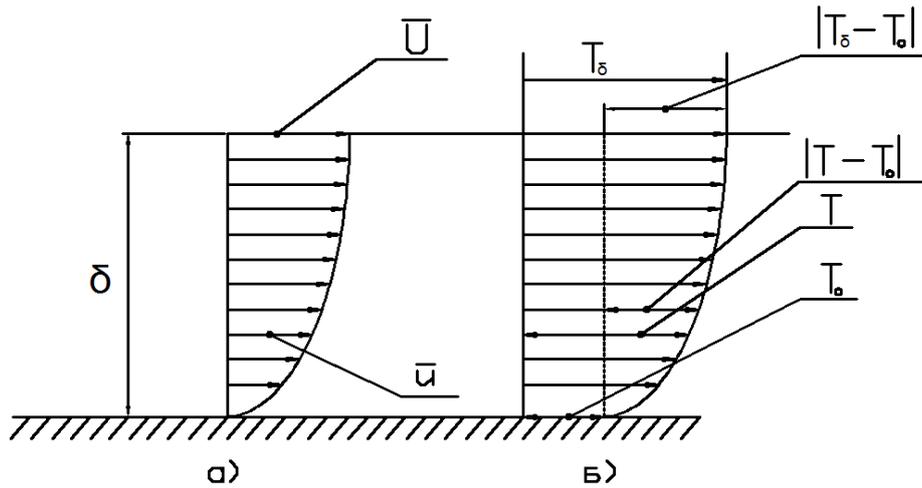


Рисунок 3.10 – Расчётные схемы: а – динамический пограничный слой, б – температурный пограничный слой

В большинстве расчетно-аналитических исследований делается допущение о равенстве температурного и динамического пограничного слоя при $Pr=1$, при этом вариативные части профилей идентичны:

$$f\left(\frac{u}{U}\right) = \left(\frac{T - T_0}{T_s - T_0}\right), \quad (3.60)$$

следовательно, зная функцию $f\left(\frac{u}{U}\right)$ можно определить $f(T)$.

Функцию распределения скорости определим используя основные уравнения движения в граничных условиях круглой прямолинейной трубы [37], воспользуемся цилиндрической системой координат показанной на рисунке 3.11.

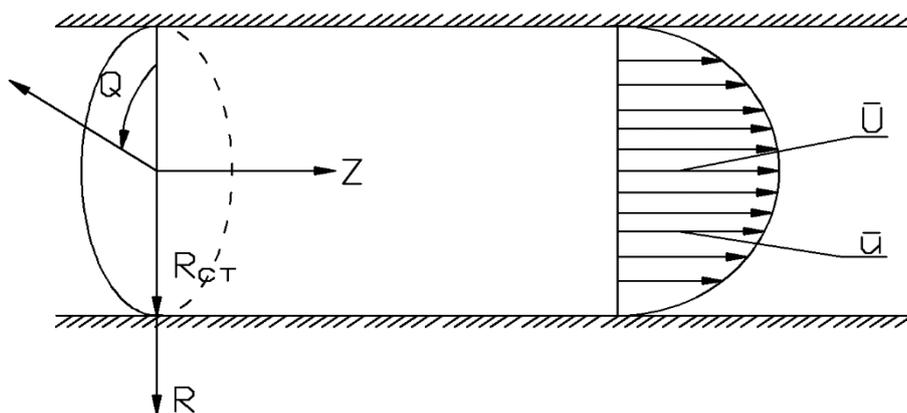


Рисунок 3.11 – Система координат и расчетная схема течения в круглой трубе

Предполагаем, что линии тока прямые линии параллельные оси Z , тогда

$$U_R = U_\varphi = 0; \quad U_z \neq 0. \text{ Уравнение неразрывности} \quad \frac{\partial U_R}{\partial R} + \frac{1}{R} \frac{\partial U_\Theta}{\partial \Theta} + \frac{\partial U_z}{\partial Z} + \frac{U_R}{R} = 0$$

преобразуется к виду $\frac{\partial U_z}{\partial Z} = 0$.

Из условия об осесимметричности следует, что члены уравнений движения $\frac{\partial}{\partial \Theta}$ и $\frac{\partial^2}{\partial^2 \Theta}$ равны нулю.

Пренебрегая действием объёмных сил \bar{F} уравнение Навье-Стокса в цилиндрических координатах [52]:

$$\begin{aligned} U_R \frac{\partial U_R}{\partial R} + \frac{U_\Theta}{R} \frac{\partial U_R}{\partial \Theta} + U_z \frac{\partial U_R}{\partial Z} - \frac{U_\Theta^2}{R} &= F_R - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial R} + \mu \left(\frac{\partial^2 U_R}{\partial R^2} + \frac{1}{R^2} \frac{\partial^2 U_R}{\partial \Theta^2} + \frac{\partial^2 U_R}{\partial Z^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial U_R}{\partial R} - \frac{2}{R^2} \frac{\partial U_\Theta}{\partial \Theta} - \frac{U_R}{R^2} \right), \\ U_R \frac{\partial U_\Theta}{\partial R} + \frac{U_\Theta}{R} \frac{\partial U_\Theta}{\partial \Theta} + U_z \frac{\partial U_\Theta}{\partial Z} + \frac{v_R U_\Theta}{R} &= F_\Theta - \frac{1}{\rho R} \frac{\partial P}{\partial \Theta} + \mu \left(\frac{\partial^2 U_\Theta}{\partial R^2} + \frac{1}{R^2} \frac{\partial U_\Theta}{\partial \Theta^2} + \frac{\partial^2 U_\Theta}{\partial Z^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial U_\Theta}{\partial R} - \frac{2}{R^2} \frac{\partial U_R}{\partial \Theta} - \frac{U_\Theta}{R^2} \right), \\ U_R \frac{\partial U_z}{\partial R} + \frac{U_\Theta}{R} \frac{\partial U_z}{\partial \Theta} + U_z \frac{\partial U_z}{\partial Z} &= F_z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial Z} + \mu \left(\frac{\partial^2 U_z}{\partial R^2} + \frac{1}{R^2} \frac{\partial^2 U_z}{\partial \Theta^2} + \frac{\partial^2 U_z}{\partial Z^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial U_z}{\partial R} \right) \end{aligned}$$

существенно упростятся:

$$\begin{aligned} \frac{\partial P}{\partial R} &= 0; \\ \frac{\partial P}{\partial \Theta} &= 0; \\ -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial Z} + \mu \left(\frac{\partial U_z}{\partial R^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial U_z}{\partial R} \right) &= 0. \end{aligned}$$

Учитывая выражение для дифференциала произведения последнее уравнение преобразуется к виду:

$$\frac{1}{R} \frac{d}{dR} \left(R \frac{dU}{dR} \right) = \frac{1}{\mu} \frac{dP}{dZ},$$

поскольку $\frac{1}{\mu} \frac{dP}{dZ}$ – константа при интегрировании по R , проинтегрируем левую и правую часть:

$$\int \frac{d}{dR} \left(R \frac{dU}{dR} \right) dR = \int R \left(\frac{1}{\mu} \frac{dP}{dZ} \right) dR,$$

получим:

$$R \frac{dU}{dR} = \frac{R^2}{2} \left(\frac{1}{\mu} \frac{dP}{dZ} \right) + C_1.$$

Возьмём повторный интеграл:

$$\int \frac{dU}{dR} dR = \int \frac{R}{2} \left(\frac{1}{\mu} \frac{dP}{dZ} \right) dR + \int \frac{C_1}{R} dR,$$

и окончательно имеем:

$$U = \frac{1}{4\mu} \frac{dP}{dZ} R^2 + C_1 \ln R + C_2 \quad (3.61)$$

Видно, что при $R \rightarrow 0$ выражение $U \rightarrow -\infty$, что не имеет физического смысла, следовательно C_1 приравняем к нулю и ищем C_2 из граничных условий $U(R_{cm}) = 0$ – равенство скорости нулю на стенке трубы, где R_{cm} – радиус трубы, тогда

$$C_2 = -\frac{1}{4\mu} \frac{dP}{dZ} R_{cm}^2, \quad (3.62)$$

и выражение для распределения скорости принимает вид:

$$U = \frac{1}{4\mu} \frac{dP}{dZ} (R^2 - R_{cm}^2), \quad (3.63)$$

Учтём, что на оси ($R=0$) скорость имеет максимальное значение:

$$\bar{U} = -\frac{1}{\mu} \frac{dP}{dZ} R_{cm}^2 \quad (3.64)$$

В относительном виде выражение для распределения скорости при ламинарном течении имеет вид:

$$\frac{u}{\bar{U}} = 1 - \frac{R^2}{R_{cm}^2} \quad (3.65)$$

В теории пограничного слоя обычно используют координату y (внутренняя нормаль к стенке)

$$y = R_{cm} - R, \quad (3.66)$$

причем, если течение установившееся, пограничные слои сомкнуты по оси трубы,

$$\delta = R_{cm} \quad (3.67)$$

Используя выражения (3.66) и (3.67) закон распределения параметра скорости по толщине пограничного слоя ламинарного потока примет вид:

$$\frac{u}{\bar{U}} = 1 - \left(1 - \frac{y}{\delta} \right)^2 \quad (3.68)$$

С учётом (2) закон распределения температурного пограничного слоя аналогичен:

$$\frac{T - T_0}{T_\delta - T_0} = 1 - \left(1 - \frac{y}{\delta}\right)^2 \quad (3.69)$$

Выражение для интегрального соотношения уравнения энергии (далее – уравнение энергии) температурного пограничного слоя имеет вид [6]:

$$\frac{1}{H_\varphi} \frac{\partial(\delta_{i\varphi})}{\partial(\varphi)} + \frac{1}{H_\psi} \frac{\partial(S_{i\psi})}{\partial\psi} + \frac{1}{H_\varphi} \frac{1}{H_\psi} \frac{\partial H_\psi}{\partial\varphi} S_{i\varphi} + \frac{1}{H_\varphi H_\psi} \frac{\partial H_\varphi}{\partial\psi} \delta_{i\psi} = \frac{\alpha}{\rho C_p U} - \frac{\tau\varphi_0(1 + \varepsilon^2)}{\rho C_p (T_\delta - T_0)}, \quad (3.70)$$

где $St = \frac{\alpha}{\rho C_p U}$ – критерий Стантона.

Примем допущение: радиус кривизны линии тока $R_{кр} \rightarrow \infty$, что соответствует прямой линий тока;

диссипативным членом $\frac{\tau\varphi_0}{\rho C_p} \left(\frac{1 + \varepsilon^2}{T_\delta - T_0}\right)$ в уравнении (3.70) пренебрегаем, поскольку

тепловой эквивалент трения, будет учитываться при совместном интегрировании уравнений движения и энергии по длине контура. Учитывая, что коэффициенты

Ламе $H_\varphi = H_\psi = \frac{dS_i}{dX_i} = 1$ тогда $\frac{\partial H_\varphi}{\partial\psi} = \frac{\partial H_\psi}{\partial\varphi} = 0$. Для одномерного течения члены с

$\frac{\partial}{\partial\psi} = 0$. С учётом сделанных допущений уравнение энергии температурного

пограничного слоя для линейного потока примет вид:

$$\frac{\partial}{\partial\varphi}(\delta_{i\varphi}) = \frac{\alpha}{\rho C_p U} = St \quad (3.71)$$

Уравнение (3.71) не определено по числу переменных, очевидно, что необходимо установить соотношение $\alpha = f(\delta)$, так называемый закон теплообмена, аналогичный закону трения $\tau_{0\varphi} = f(\delta_\varphi)$ динамического пограничного слоя. Учтём закон Ньютона-Рихмана:

$$q_0 = \alpha(T_\delta - T_0) \quad (3.72)$$

С другой стороны известно, что теплоотдача происходит теплопроводностью на границе $y=0$:

$$q_0 = \lambda \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right) \Big|_{y=0} = \alpha (T_\delta - T_0) \quad (3.73)$$

Поскольку T_δ, T_0 – температура $y = \delta, y = 0$, постоянные (заданные) величины, то для определения α необходимо знать функцию распределения $T = f(y)$ и определить её производную при $y=0$ (на стенке).

Воспользуемся полученным профилем (3.69):

$$\frac{T - T_0}{T_\delta - T_0} = 1 - \left(1 - \frac{y}{\delta}\right)^2$$

и преобразуем (3.73)

$$\alpha = \frac{\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=0}}{T_\delta - T_0}, \text{ т.к. } T_\delta \text{ и } T_0 - \text{const, тогда}$$

$$\alpha = \lambda \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{T - T_0}{T_\delta - T_0} \right) \Big|_{y=0} \quad (3.74)$$

Производная $\frac{\partial}{\partial y}$ с учётом (3.68) принимает вид:

$$\frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{T - T_0}{T_\delta - T_0} \right) \Big|_{y=0} = \frac{\partial}{\partial y} \left[1 - \left(1 - \frac{y}{\delta}\right)^2 \right] \Big|_{y=0} = -2 \left(1 - \frac{y}{\delta}\right) \left(-\frac{1}{\delta} \right) \Big|_{y=0} = \frac{2}{\delta} \left(1 - \frac{y}{\delta}\right) \Big|_{y=0} = \frac{2}{\delta} \quad (3.75)$$

Определим связь между толщиной температурного пограничного слоя $\delta_{i\varphi}$ (толщиной потери энергии) и толщиной пограничного слоя δ . Учтём выражения (3.59), (3.68), (3.69)

$$\delta_{i\varphi} = \int_0^\delta \frac{u}{U} \left(1 - \frac{T - T_0}{T - T_\delta} \right) dy = \int_0^\delta \left(1 - \left(1 - \frac{y}{\delta}\right)^2 \right) \left(1 - \frac{y}{\delta} \right) dy, \quad (3.76)$$

проведём замену переменных: $Z = 1 - \frac{y}{\delta}$; $dZ = -\frac{dy}{\delta}$ и проведём интегрирование $Z_1 = 1$; $Z_2 = 0$. Тогда интеграл (3.76) принимает вид:

$$\delta_{i\varphi} = -\delta \int_1^0 (1 - Z^2) Z^2 dZ = \delta \left(\frac{Z^5}{5} \Big|_1^0 - \frac{Z^3}{3} \Big|_1^0 \right), \quad (3.77)$$

окончательно имеем соотношение толщин

$$\delta_{i\varphi} = \frac{2\delta}{15} \quad (3.78)$$

С учётом (3.78) соотношение (3.75) принимает вид:

$$\frac{d}{dy} \left(\frac{T - T_0}{T_\delta - T_0} \right) \Big|_{y=0} = \frac{4}{15} \frac{1}{\delta_{t\varphi}} \quad (3.79)$$

Коэффициент теплоотдачи α (с учетом 3.74) и критерий Стантона определяются, как функция от толщины температурного пограничного слоя (так называемый закон теплообмена):

$$\alpha = \frac{4}{15} \frac{\lambda}{\delta_{t\varphi}}, \quad (3.80)$$

$$St = \frac{\alpha}{\rho C_p \bar{U}} = \frac{4}{15} \frac{\lambda}{\rho C_p \bar{U} \delta_{t\varphi}} \quad (3.81)$$

Соответственно уравнение энергии (3.71) принимает вид, определенный по числу переменных:

$$\frac{d}{d\varphi} (\delta_{t\varphi}) = \frac{4}{15} \frac{\lambda}{\rho C_p \bar{U} \delta_{t\varphi}} \quad (3.82)$$

Проинтегрируем уравнение (3.82) в пределе от 0 до текущих значений:

$$\int_0^{\delta_{t\varphi}} \delta_{t\varphi} d\delta_{t\varphi} = \int_0^{\varphi} \frac{4}{15} \frac{\lambda}{\rho C_p \bar{U}} d\varphi,$$

$$\frac{\delta_{t\varphi}^2}{2} = \frac{4}{15} \frac{\lambda \varphi}{\rho C_p \bar{U}}.$$

Окончательно получаем выражение для толщины потери энергии температурного пограничного слоя на неустановившемся режиме ($\varphi - \text{var}$):

$$\delta_{t\varphi} = \left[\frac{8}{15} \frac{\lambda \varphi}{\rho C_p \bar{U}} \right]^{0.5} \quad (3.83)$$

Тогда коэффициент конвективной теплоотдачи в круглой трубе на участке неустановившегося течения ($\delta < R_0$) с учётом закона теплообмена (3.80) определяется выражением:

$$\alpha = \frac{4}{15} \frac{\lambda}{\delta_{t\varphi}} = \frac{4\lambda}{15} \left[\frac{15}{8} \frac{\rho C_p \bar{U}}{\lambda \varphi} \right]^{0.5};$$

$$\alpha = \left[\frac{2}{15} \frac{\lambda \rho C_p \bar{U}}{\varphi} \right]^{0.5} \quad (3.84)$$

Примем во внимание, что $\delta = R_0$ на длине $\varphi = \varphi_{уст}$ и далее остаётся постоянной величиной при $R_0 = const$, тогда согласно (3.78)

$$\delta_{i\varphi} = \frac{2}{15} R_0 \quad (3.85)$$

подставляя (3.85) в (3.83) получаем

$$\left(\frac{2}{15} R_0\right)^2 = \frac{8}{15} \frac{\lambda \varphi_{уст}}{\rho C_p \bar{U}},$$

длина участка неустановившегося течения определяется как:

$$\varphi_{уст} = \frac{1}{30} \frac{\rho C_p \bar{U}}{\lambda} R_0^2 \quad (3.86)$$

Коэффициент теплоотдачи на установившемся участке с учётом (3.82) и (3.86) приобретает вид:

$$\alpha = \left[\frac{2}{15} \frac{\lambda \rho C_p \bar{U}}{\varphi_{уст}} \right]^{0.5};$$

$$\alpha = \left[\frac{2}{15} \frac{\lambda \rho C_p \bar{U} 30 \lambda}{\rho C_p \bar{U}} \right]^{0.5};$$

окончательно имеем значение α на установившемся участке:

$$\alpha_{уст} = \frac{2\lambda}{R_0} \quad (3.87)$$

Учтём, что скорость в ядре потока (или на оси трубы, в случае установившегося течения) определяется для ламинарного профиля как удвоенная среднерасходная скорость:

$$\bar{U} = 2U_{cp} = \frac{2\dot{V}}{\pi R_0^2}, \quad (3.88)$$

тогда с учётом (3.88) изменим выражение (3.86):

$$\varphi_{уст} = \frac{1}{30} \frac{\rho C_p R_0^2}{\lambda} \frac{2\dot{V}}{\pi R_0^2},$$

$$\varphi_{уст} = \frac{1}{15\pi} \frac{C_p}{\lambda} \rho \dot{V}, \quad (3.89)$$

где \dot{V} — объёмный расход хладагента.

Учитывая (3.87) определим $\alpha_{уст}$ при иной подстановке

$$\alpha_{ycm} = \left[\frac{2 \lambda \rho C_p 15 \pi \lambda 2 \dot{V}}{15 \rho C_p \dot{V} \pi R_0^2} \right]^{0.5}$$
$$\alpha_{ycm} = \frac{2 \lambda}{R_0} \quad (3.90)$$

результат аналогичен, что косвенно показывает достоверность выкладок.

4 Численные исследования системы терморегулирования с жидкостным контуром

4.1 Определение систем комплексной теплопередачи космического аппарата по реальной топологии, теплофизическим свойствам и режимным характеристикам

Системы комплексной теплопередачи (3.42; 3.43) необходимо определить к виду, позволяющему вести программное численное интегрирование в алгоритме поиска решения по длине средней линии ТМО жидкостного контура. Это означает, что в записи уравнений в качестве переменных должны остаться члены $\Delta x_i; T_{1i} \dots T_{6i}$, все остальное должно быть численно определено по свойствам реального объекта. Все обозначения принимаются согласно расчетной схеме (рисунок 3.5 (а)), данные модели приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Данные по определяющим параметрам

| $\lambda_{12}, \left[\frac{Вт}{К \cdot м} \right]$ | $l_{2S}, [м]$ | $l_{1S}, [м]$ | $\delta_{12}, [м]$ | $l_{1x}, [м]$ |
|---|---------------|---------------|--------------------|---------------|
| 6,0 | 0,02 | 0,18 | 0,03 | 50 |

Приращение площади по поверхности T_1 определяется

$$\Delta F_{12i} = \Delta F_{1i} = \Delta x_i \cdot l_{1S} = 0,18 \Delta x_i \quad (4.1)$$

Для процесса теплопроводности между поверхностями T_1 и T_2 по выражению (3.52) определяем эквивалентное тепловое сопротивление

$$\frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12}} = \frac{1}{R_{\lambda 12i}},$$

$$R_{\lambda 12i} = \frac{\delta_{12}}{\lambda_{12} \cdot \Delta x_i \cdot (l_{2S} - l_{1S})} \cdot \ln \left(\frac{l_{2S}}{l_{1S}} \right) = \frac{0,03}{6,0 \cdot \Delta x_i \cdot (0,02 - 0,18)} \cdot \ln \left(\frac{0,02}{0,18} \right) = \frac{0,06866}{\Delta x_i};$$

$$\frac{\lambda_{12} \cdot \Delta F_{12i}}{\delta_{12}} = \frac{1}{R_{\lambda 12i}} = 14,5645 \Delta x_i \quad (4.2)$$

Для определения выражения для эквивалентного термического сопротивления между поверхностями T_2 и T_3 (3.54) необходимо определить толщину эквивалентного термического сопротивления (3.55), что требует численного определения теплового сопротивления на погонном метре профиля (рисунок 3.7).

В науке и технике постоянно приходится сталкиваться с проблемой расчета систем, имеющих сложную геометрическую конфигурацию и нерегулярную физическую структуру. Компьютеры позволяют выполнять такие расчеты при помощи приближенных численных методов [11]. Метод конечных элементов (МКЭ) является одним из них.

Суть метода следует из его названия. Область, в которой ищется решение дифференциальных уравнений, разбивается на конечное количество подобластей (элементов). В каждом из элементов произвольно выбирается вид аппроксимирующей функции. В простейшем случае это полином первой степени. Вне своего элемента аппроксимирующая функция равна нулю. Значения функций на границах элементов (в узлах) являются решением задачи и заранее неизвестны. Коэффициенты аппроксимирующих функций обычно ищутся из условия равенства значения соседних функций на границах между элементами (в узлах). Затем эти коэффициенты выражаются через значения функций в узлах элементов. Составляется система линейных алгебраических уравнений. Количество уравнений равно количеству неизвестных значений в узлах, на которых ищется решение исходной системы, прямо пропорционально количеству элементов и ограничивается только возможностями ЭВМ. Так как каждый из элементов связан с ограниченным количеством соседних, система линейных алгебраических уравнений имеет разреженный вид, что существенно упрощает её решение. Отметим несколько важных достоинств метода конечных элементов.

1. Метод конечных элементов позволяет построить удобную схему формирования системы алгебраических уравнений относительно узловых значений искомой функции. Приближенная аппроксимация решения при помощи простых полиномиальных функций и все необходимые операции выполняются на

отдельном типовом элементе. Затем производится объединение элементов, что приводит к требуемой системе алгебраических уравнений. Такой алгоритм перехода от отдельного элемента к их полному набору особенно удобен для геометрически и физически сложных систем.

2. Каждое отдельное алгебраическое уравнение, полученное на основе метода конечных элементов, содержит незначительную часть узловых неизвестных от общего их числа. Другими словами, многие коэффициенты в уравнениях алгебраической системы равны нулю, что значительно облегчает ее решение.

3. Задачи, решение которых описывается функциями, удовлетворяющими функциональным уравнениям, носят название континуальных. В отличие от них решение так называемых дискретных задач точно определяется конечным числом параметров, удовлетворяющих соответствующей системе алгебраических уравнений. Метод конечных элементов, так же как и другие численные методы, по существу приближенно заменяет континуальную задачу на дискретную. В методе конечных элементов вся процедура такой замены имеет простой физический смысл. Это позволяет более полно представить себе весь процесс решения задачи, избежать многих возможных ошибок и правильно оценить получаемые результаты.

4. Помимо континуальных задач схема метода конечных элементов применяется для соединения элементов и формирования алгебраических уравнений при решении непосредственно дискретных задач. Это расширяет сферу применения метода.

Применим метод МКЭ реализованный в программном комплексе Ansys для определения термического сопротивления профиля ЖК СТР. На рисунке 4.1 приведена конечно-элементная модель жидкостного тракта СТР:

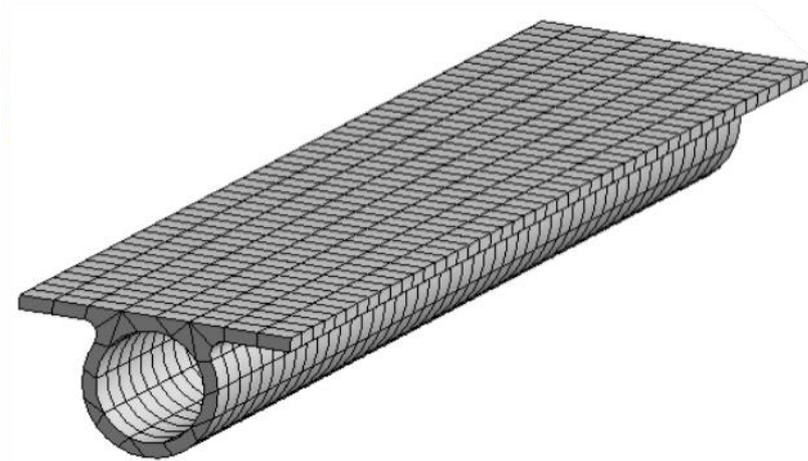


Рисунок 4.1 – Конечно-элементная модель жидкостного тракта СТР

Для решения задачи по определению термического сопротивления поперек сечения трубы приняты следующие граничные условия:

- Тепловой поток приходящийся на полку ЖК: 10 Вт;
- Внутренний диаметр профиля 12 мм;
- Ширина полки профиля 20 мм;
- Толщина стенки 2 мм;
- Постоянная температура на внутренней стенке ЖК 0 °С;
- Коэффициент теплопроводности материала: 155 Вт/К·м.

На рисунке 4.2 приведены результаты стационарного расчета.

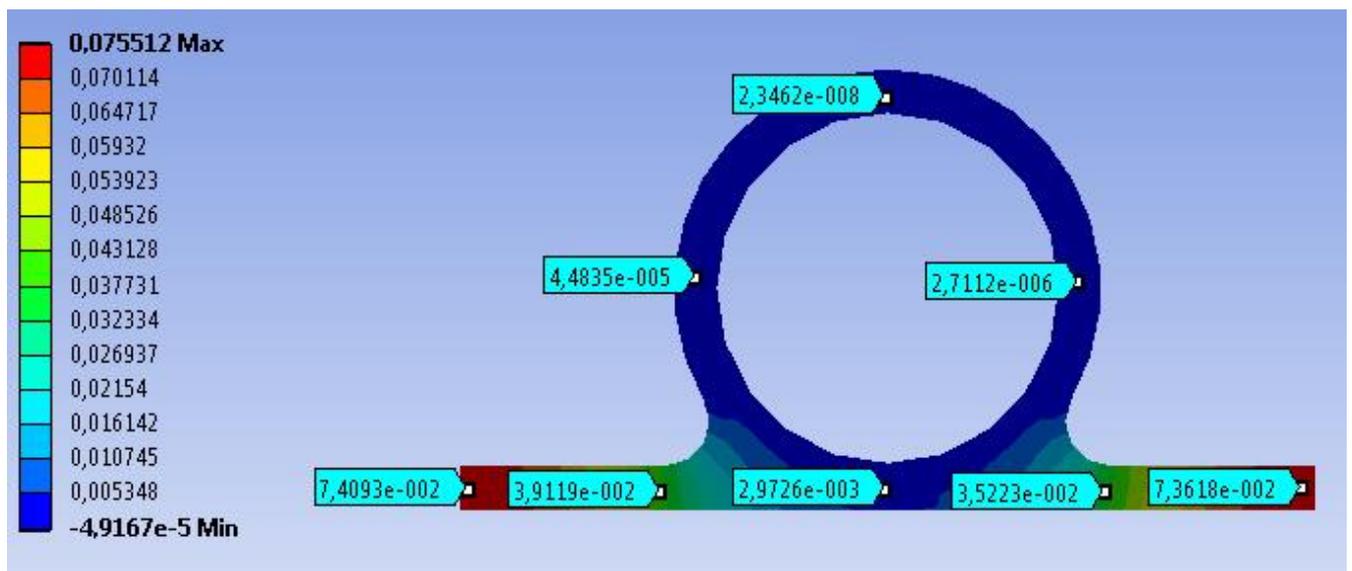


Рисунок 4.2 – Результаты стационарного расчета поля температур

Из приведенного на рисунке 4.2 поля температур следует, что максимальный перепад температур поперек сечения трубы не превышает $0,0755^\circ\text{C}$, причем за счет высокой теплопроводности профиля ЖК перепад по сечению трубы пренебрежимо мал. Отсюда следует, что термическое сопротивление может быть рассчитано по формуле:

$$R_{\lambda S23} = \frac{\Delta T}{Q} = \frac{0,0755}{10} = 7,55 \cdot 10^{-3} \text{ К/Вт}.$$

Для решения задачи по определению термического сопротивления вдоль сечения трубы приняты следующие граничные условия:

- Тепловой поток приходящийся на поперечное сечение одного конца профиля ЖК: 10 Вт;
- Постоянная температура на поперечном сечении другого конца профиля ЖК: 0°C ;
- Внутренний диаметр профиля 12 мм;
- Ширина полки профиля 20 мм;
- Толщина стенки 2 мм;
- Коэффициент теплопроводности материала: $155 \text{ Вт/К}\cdot\text{м}$;
- Длина профиля $l=1\text{м}$;
- Площадь поперечного сечения профиля ЖК: $F=4,6357 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$.

На рисунке 4.3 приведены результаты стационарного расчета поля температур вдоль поперечного сечения трубы.

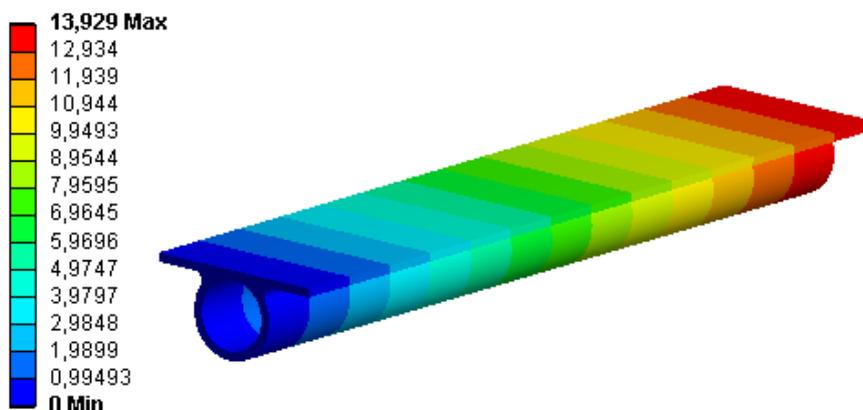


Рисунок 4.3 – Результаты стационарного расчета поля температур вдоль поперечного сечения трубы

В данном случае термическое сопротивление прямо пропорционально зависит от длины рассматриваемого участка профиля. В нашем случае:

$$R_{\lambda S_{23}} = \frac{\Delta T}{Q} = \frac{l}{\lambda \cdot F} = \frac{1}{155 \cdot 4,6357 \cdot 10^{-3}} = 1,392 \text{ К/Вт}.$$

Видно, что коэффициенты термического сопротивления в продольном и поперечном направлениях отличаются \sim в 200 раз. Это означает, что при моделировании СТР основным направлением передачи тепла будет поперечное. При этом продольным направлением в первом приближении можно пренебречь.

Выше приведенные расчеты в качестве граничных условий имели фиксированные температуры полки и поверхности трубы. При этом никак не учитывалась теплоотдача от теплоносителя в стенку. Такой подход дает возможность получить значение теплового сопротивления, обусловленное только механизмом теплопроводности.

Рассмотрим влияние теплоотдачи на значение R . Для этого в качестве граничного условия на стенке трубы укажем конвективный теплообмен с потоком теплоносителя.

Для решения задачи приняты следующие граничные условия:

- тепловой поток приходящийся на полку ЖК: 10 Вт;
- внутренний диаметр профиля 12 мм;
- ширина полки профиля 20 мм;
- толщина стенки 2 мм;
- постоянная температура потока теплоносителя ЖК 0 °С;
- коэффициент теплопроводности материала: 155 Вт/К·м;
- экспериментальная зависимость коэффициента теплоотдачи

теплоносителя от температуры представлена на рисунке 4.4.

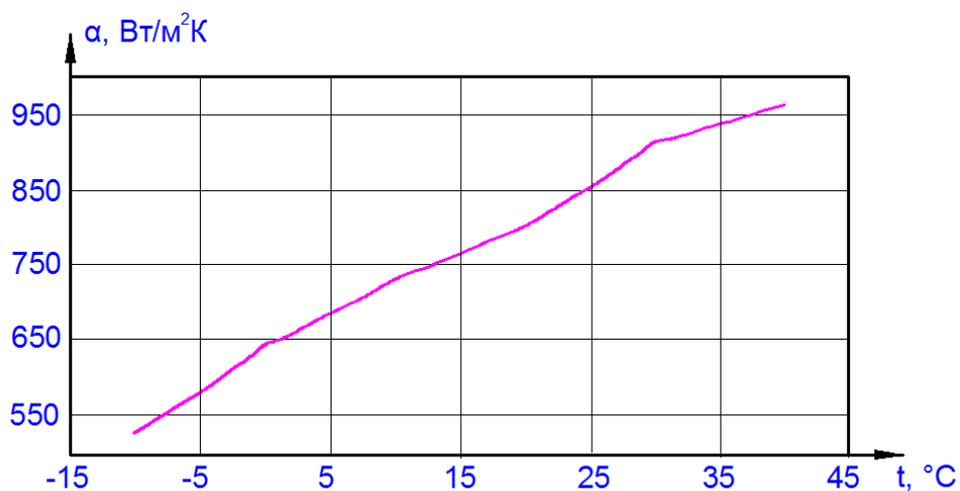


Рисунок 4.4 – Экспериментальная зависимость коэффициента теплоотдачи теплоносителя от температуры

На рисунке 4.5 приведены результаты стационарного расчета поля температур поперечного сечения трубы.

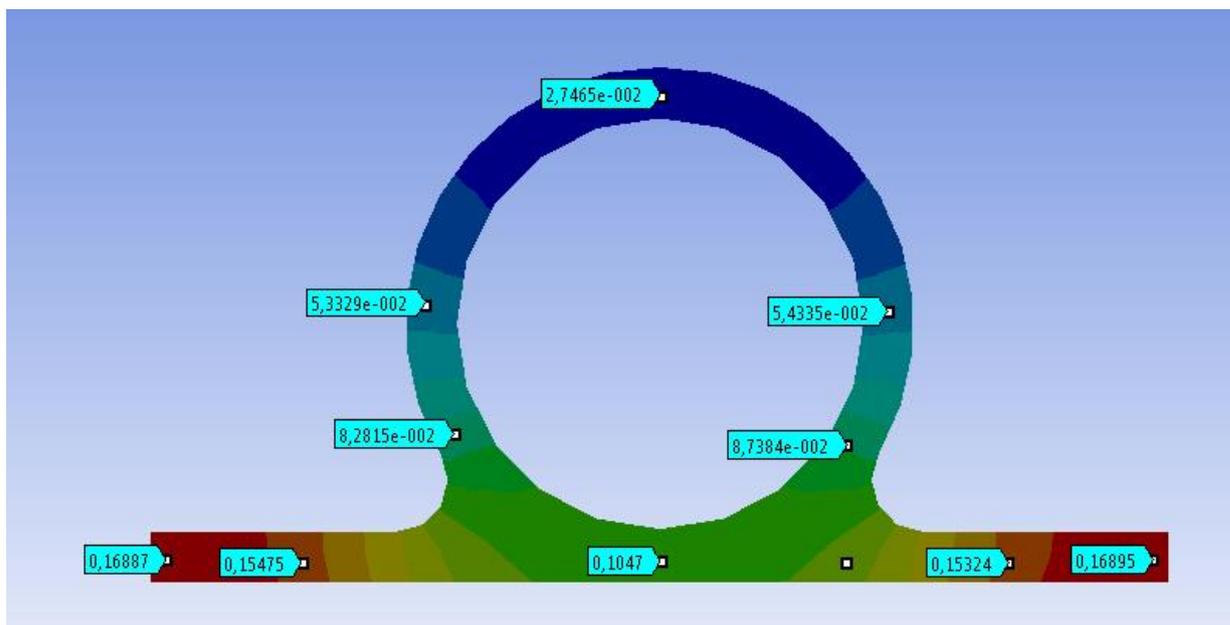


Рисунок 4.5 – Результаты стационарного расчета поля температур поперечного сечения трубы

В результате расчета получились поля температур на поверхности трубы и полки. Для расчета сопротивления значения температуры осреднялись. Термическое сопротивление в этом случае может быть рассчитано по формуле:

$$R_{\lambda S23} = \frac{\Delta T}{Q} = \frac{0,0755}{10} = 7,55 \cdot 10^{-3} \text{ К/Вт.}$$

По результатам расчета составим таблицу 4.2 теплофизических параметров для теплопередачи между поверхностями T_2 и T_3 в обозначениях рисунка 3.7 на погонном метре профиля.

Таблица 4.2 – Теплофизические параметры погонного метра профиля

| $\lambda_{23}, \left[\frac{Вт}{К \cdot м} \right]$ | $l_{2S}, [м]$ | $l_{3S}, [м]$ $l_{3S} = \pi d_3$ | $R_{\lambda S23}, \left[\frac{К}{Вт} \right]$ | $Q_{23}, \left[\frac{Вт}{м} \right]$ |
|---|---------------|-------------------------------------|--|---------------------------------------|
| 155 | 0,02 | 0,0377 | $7,55 \cdot 10^{-3}$ | 10,0 |

Эквивалентная толщина термического сопротивления определяется по выражению (3.53)

$$\delta_{S23} = \frac{\lambda_{23} \cdot (l_{3S} - l_{2S}) \cdot R_{\lambda S23}}{\ln \left(\frac{l_{3S}}{l_{2S}} \right)} = 0,0326 \text{ м} \quad (4.3)$$

Эквивалент термического сопротивления теплопроводности между поверхностями T_2 и T_3 по выражению (3.54) имеет вид

$$R_{\lambda 23i} = \frac{\delta_{S23}}{\lambda_{23} \cdot \Delta x_i \cdot (l_{S3} - l_{S2})} \cdot \ln \left(\frac{l_{S3}}{l_{S2}} \right) = \frac{0,00731}{\Delta x_i},$$

или в обозначении системы (3.42)

$$\frac{\lambda_{23} \cdot \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} = \frac{1}{R_{\lambda 23i}} = 136,8 \Delta x_i \quad (4.4)$$

Для конвективной теплоотдачи с поверхности T_3 на условную поверхность T_4 приращение площади на шаге интегрирования имеет вид

$$\Delta F_{34i} = l_{3S} \cdot \Delta x_i = 0,0377 \Delta x_i \quad (4.5)$$

При зональной теплопередаче поверхность $T_6 - T_5$, параметры аналогичны случаю поверхностей $T_2 - T_3$

$$\Delta F_{65i} = l_{2S} \cdot \Delta x_i = 0,02 \Delta x_i \quad (4.6)$$

$$\frac{\lambda_{65} \cdot \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} = \frac{1}{R_{65i}} = 136,8 \Delta x_i \quad (4.7)$$

Массовый расход системы теплообменного контура для ЛЗТК2 (Изооктан)

$$\dot{m} = \dot{V} \cdot \rho = 100 \cdot 10^{-6} \cdot 710 = 0,071 \text{ кг/с} \quad (4.8)$$

при теплоемкости $C_p = 2060 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}$.

Коэффициент теплоотдачи взят по данным модельных проливов на аналогичных профилях $\alpha = 600 \text{ Вт/м}^2 \cdot \text{К}$.

С учетом значений определяющих параметров система (3.42) тепловых балансов с южной стороны принимает вид

$$\begin{aligned} A_S \cdot S_0 \cdot 0,18 \Delta x_i \cdot \sin \alpha - \varepsilon \cdot \sigma \cdot 0,18 \Delta x_i \cdot T_{li}^4 - 14,5645 \Delta x_i \cdot (T_{li} - T_{2i}) &= 0; \\ 14,5645 \Delta x_i \cdot (T_{li} - T_{2i}) - 136,8 \Delta x_i \cdot (T_{2i} - T_{3i}) &= 0; \\ 136,8 \Delta x_i \cdot (T_{2i} - T_{3i}) - 22,62 \Delta x_i \cdot (T_{3i} - T_{4i}) &= 0; \\ T_{3i} &= T_{5i}; \\ q_{TT} \cdot 0,02 \Delta x_i - 136,8 \Delta x_i \cdot (T_{6i} - T_{5i}) &= 0; \\ \Delta Q_{\Sigma Si} &= \Delta Q_{iS} + \Delta Q_{\text{вн.ТТ}} + \Delta Q_i; \\ \Delta Q_{\text{вн.ТТ}i} &= 136,8 \Delta x_i \cdot (T_{6i} - T_{5i}); \\ \Delta Q_{Si} &= 14,5645 \Delta x_i \cdot (T_{li} - T_{2i}); \\ \Delta Q_{\text{вн.мп.}i} &= \lambda \cdot 32,58 \Delta x_i, \quad \lambda = f(\text{Re}), \quad \text{Re} = 1 \cdot 10^4; \\ \Delta Q_{\Sigma Si} &= 146,26 \cdot (T_{4i} - T_{4i+1}); \\ Q_{\Sigma S} &= 146,26 \cdot (T_{4Sn} - T_{4S0}). \end{aligned} \quad (4.9)$$

Аналогично система балансов с северной стороны

$$\begin{aligned} -\varepsilon \cdot \sigma \cdot 0,18 \Delta x_i \cdot T_{li}^4 + 14,5645 \Delta x_i \cdot (T_{2i} - T_{li}) &= 0; \\ -14,5645 \Delta x_i \cdot (T_{2i} - T_{li}) + 136,8 \Delta x_i \cdot (T_{3i} - T_{2i}) &= 0; \\ -136,8 \Delta x_i \cdot (T_{3i} - T_{2i}) + 22,62 \Delta x_i \cdot (T_{4i} - T_{3i}) &= 0; \\ T_3 &= T_5; \\ q_{TT} \cdot 0,02 \Delta x_i - 136,8 \Delta x_i \cdot (T_{6i} - T_{5i}) &= 0; \\ \Delta Q_{\Sigma Ni} &= -Q_{Ni} + \Delta Q_{\text{вн.ТТ}i} + \Delta Q_{\text{вн.мп.}i}; \\ \Delta Q_{Ni} &= 14,5646 \cdot (T_{2i} - T_{li}); \\ \Delta Q_{\text{вн.ТТ}i} &= 136,8 \Delta x_i \cdot (T_{6i} - T_{5i}); \\ \Delta Q_{\text{вн.мп.}i} &= \lambda \cdot 32,58 \cdot \Delta x_i, \quad \lambda = f(\text{Re}), \quad \text{Re} = 1 \cdot 10^4; \\ \Delta Q_{\Sigma Ni} &= 146,26 \cdot (T_{4i} - T_{4i+1}); \\ Q_{\Sigma N} &= 146,26 \cdot (T_{4N0} - T_{4Nn}). \end{aligned} \quad (4.10)$$

Системы балансов полностью определены и готовы к численному решению.

4.2 Численные исследования характеристик жидкостного контура системы терморегулирования

В настоящее время для расчета систем терморегулирования широко используют программные пакеты, такие как ANSYS, Thermica, ESATAN-TMS, SINDA, Radsol и т.д. [91, 101]. Однако большинство данных программ в качестве основного недостатка имеет свою высокую коммерческую стоимость. Кроме того, для них не всегда возможна интеграция со сторонними приложениями. В плане возможностей проведения оптимизации и моделирования работы подобные программы имеют такие ограничения, как невозможность учета гидравлических особенностей тракта, большие затраты времени на проведение расчетов для заданных граничных и начальных условий.

В связи с этим большую научную и практическую значимость имеет задача разработки и создания собственных эффективных алгоритмов расчета характеристик жидкостного контура системы терморегулирования. Такой подход наряду с обеспечением открытости кода позволит выделить и учесть значимые теплофизические процессы и параметры, оказывающие влияние на работу системы. К таким параметрам, например, относится коэффициент теплоотдачи от жидкости в стенку, учет совместного действия процессов теплового излучения и теплопроводности для радиатора-излучателя и т.д.

Особенностью ЖК СТР, применяемых на космических аппаратах, является его сложная гидравлическая схема, наличие большого числа разводов. Для разработки алгоритма вычислений параметров ЖК СТР в рамках настоящей работы использовался принцип декомпозиции, согласно которому система разбивается на связанные элементы, каждый из которых рассматривается отдельно. В этом случае появляется возможность рассматривать сложные системы с любой топологией.

Каждый составной элемент системы разбивается на КЭ, в пределах каждого КЭ параметры температуры считаются постоянными. Для каждого КЭ решается два баланса: на границе излучающей поверхности РТО и на границе с рабочей

жидкостью. Два баланса позволяют найти значения температуры РТО и теплового потока, воспринятого жидкостью.

Т.к. система является замкнутой, необходимым условием нахождения решения является равенство параметров рабочей жидкости на входе и на выходе контура.

В настоящее время алгоритм описывает одномерные изменения параметров. Этого достаточно для упрощенного моделирования. Двух- и трехмерные случаи целесообразно рассматривать с помощью специализированного ПО (в частности, FreeFem, Code_Saturne и т.д.).

Для расчетного моделирования ЖК СТР в такой постановке необходимо выделить две группы задач:

- верификация алгоритма по результатам сравнения с данными натурального эксперимента.
- получение расчетных характеристик системы с целью ее анализа.

Для решения первой задачи – верификации, используются данные, полученные при стендовых тепловакуумных испытаниях ЖК СТР на предприятии АО «ИСС». Верификация необходима для отработки алгоритма, и по ее результатам можно будет говорить о работоспособности алгоритма.

Вторая задача является приоритетной для исследования. Для моделируемой системы в связи с большим объемом влияющих параметров можно ожидать получение сложных характеристических зависимостей. Главной целью их анализа в рамках исследования по-прежнему остается повышение удельной величины производительности по отношению к массе системы ($\text{Вт}/\text{кг}$), что может быть достигнуто несколькими способами.

4.2.1 Описание моделируемой системы

Постановка задачи исследования предполагает работу расчетного алгоритма для системы ЖК СТР, включающей в себя трубы с текущим внутри рабочим телом, радиаторы-излучатели, панели с размещенным на них тепловыделяющим

оборудованием, насосы для прокачки рабочего тела, систему регулирования расхода, – в различных сочетаниях (имеется в виду количество элементов, способ и последовательность их соединения).

В качестве одного из вариантов исполнения ЖК СТР рассмотрим схему, представленную на рисунке 4.6. Данная схема используется при тепловакуумных испытаниях ЖК СТР для верификации алгоритма. Схема состоит из двух панелей модуля полезной нагрузки (МПН $\pm Z$), двух излучающих панелей ($\pm Z$), включенных в схему параллельно, модуля служебных систем (МСС).

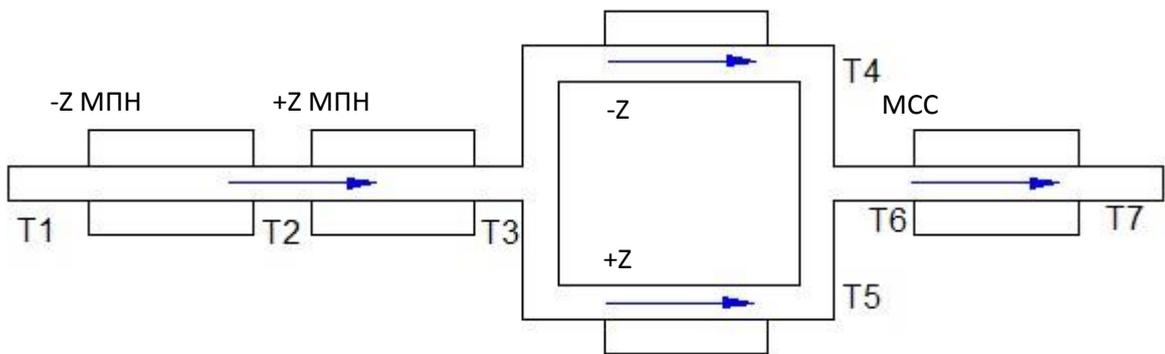


Рисунок 4.6 – Расчетная схема рассматриваемого ЖК СТР

Обозначение панелей $\pm Z$ означает размещение их на южной/северной части КА соответственно. При этом моделируется два случая воздействия на КА солнечной радиации – зимнее солнцестояние (ЗСС) и летнее солнцестояние (ЛСС). В случае ЗСС величина солнечной радиации составляет 137 Вт/м^2 , под воздействие радиации попадают панели $+Z$ и МПН $+Z$. В случае ЛСС величина солнечной радиации составляет 147 Вт/м^2 , под воздействие радиации попадают панели $-Z$ и МПН $-Z$.

В соответствии с проведенными экспериментальными исследованиями (см. главу 2) моделируемая система обладает геометрическими и режимными параметрами, представленными в таблице 4.3.

Участки $-Z$ и $+Z$ соединены в контуре параллельно, массовый расход теплоносителя делится между участками поровну. В конце обоих участков (перед входом в МСС) потоки теплоносителя перемешиваются.

Таблица 4.3 – Геометрические и режимные параметры расчетной схемы

| Участок | Площадь панели | Солнечный поток для ЛСС | Солнечный поток для ЗСС | Тепловыделение приборов | Площадь теплообменной поверхности ЖК |
|---------|----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|--------------------------------------|
| -Z МПН | 8,9 м ² | 147 Вт/м ² | - | 3700 Вт | 1,9 м ² |
| +Z МПН | 8,9 м ² | - | 137 Вт/м ² | 3700 Вт | 1,9 м ² |
| -Z | 1,965 м ² | 147 Вт/м ² | - | - | 0,42 м ² |
| +Z | 1,965 м ² | - | 137 Вт/м ² | - | 0,42 м ² |
| МСС | - | - | - | 915 Вт | - |

Данные испытаний (глава 2), используемые для верификации математической модели, представлены в таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Результаты тепловакуумных испытаний

| Показатель | ЛСС | ЗСС |
|--------------------------------|-------|-------|
| Температура на выходе +Z, С | 31,05 | 28,45 |
| Температура на выходе -Z, С | 30,25 | 31,80 |
| Температура на входе в МПН, С | 31,05 | 32,05 |
| Температура на выходе в МПН, С | 34,80 | 34,80 |

4.2.2 Уравнения системы, влияющие параметры

Для разработки алгоритма расчета был произведен анализ и обоснование привлекаемых к расчету уравнений, а также выделение для моделируемой системы влияющих параметров [1]. В качестве исходных уравнений для моделирования используются те, которые оказывают значимое влияние на теплофизические параметры: температуру, расход, коэффициент теплоотдачи:

- закон Стефана-Больцмана для теплового излучения;
- закон теплоотдачи от стенки ЖК в теплоноситель;
- уравнение теплоемкости теплоносителя;
- уравнение теплопроводности внутри панели от излучающей поверхности до поверхности теплообмена между рабочим телом и теплоносителем;
- уравнение расхода;
- критериальное уравнение для определения коэффициента теплоотдачи.

Анализ групп параметров модели будем производить на основе ее представления в формате черного ящика. В этом случае внимание уделяется не самой форме уравнений и алгоритму расчета (они скрыты в черном ящике), а потокам информации, входящим в ящик и выходящим из него. В отсутствие вероятностных факторов групп параметров будет три: входящие (постоянные в рамках одного расчетного эксперимента), управляющие (влияющие) и выходные. Для рассматриваемого ЖК СТР группировка по параметрам представлена в таблице 4.5. В таблице приведена одна из возможных конфигураций параметров.

Таблица 4.5 – Группировка по параметрам ЖК СТР

| | |
|-------------------------|---|
| X (постоянный параметр) | <ul style="list-style-type: none"> – принятая топология системы, – рабочее тело, – массовый расход. |
| Z (влияющий параметр) | <ul style="list-style-type: none"> – площадь РТО, – величина солнечного потока на РТО, – величина тепловыделений МСС, – величина тепловыделений МПН, – диаметр ЖК. |
| У (выходные параметры) | <ul style="list-style-type: none"> – температура жидкости, – температура РТО, – величина теплового излучения. |

Необходимо отметить, что в зависимости от цели исследования параметры могут переходить из группы X в группу Z и обратно.

4.2.3 Алгоритм вычислений

Для расчета параметров исследуемой системы был разработан алгоритм вычислений. Ключевой особенностью алгоритма является согласование рассчитываемых параметров на границах участков с помощью балансовых уравнений. Для нахождения решения используется метод обобщенного минимума, в котором решение системы уравнений находится путём минимизации невязки. Рассмотрим структуру алгоритма.

1. Граничные условия (эти условия задаются на старте расчетного алгоритма, и остаются постоянными на протяжении расчета):

- площадь излучающей поверхности РТО,
- площадь теплопередающей поверхности,
- коэффициент теплопередачи для панелей,
- расход и теплоемкость рабочего тела,
- величина солнечного потока, потоков тепла от приборов.

2. Параметры на старте расчетного алгоритма (начальные условия. Так как расчет ведется итерационным методом, начальные условия задают точку старта для расчета.)

Для расчета необходимо задать начальное приближение температуры рабочего тела на входе в контур и начальное приближение температуры излучающих поверхностей РТО.

Начальное приближение температуры рабочего тела в алгоритме по умолчанию стоит $-107\text{ }^{\circ}\text{C}$ (температура кристаллизации ЛЗТК-2). Это значение можно корректировать. Расчетный алгоритм принимает это значение за нижнюю границу области допустимых значений. В итерационном процессе этот параметр повышается, до тех пор, пока не сойдутся балансовые уравнения.

По умолчанию начальное приближение температуры излучающих поверхностей РТО равно 0 K ($-273\text{ }^{\circ}\text{C}$). В ходе расчета это значение повышается до тех пор, пока не сойдутся балансовые уравнения.

3. Разбиение системы на конечные элементы

Всю исследуемую систему можно разбить на участки, обладающие смежными граничными условиями по тепло- и массообмену. В качестве таких участков рассматриваются панели $\pm Z$ МПН, панели $\pm Z$ и участок МСС расчетной схемы.

Каждый участок разбивается на конечные элементы, в пределах которых параметры температуры остаются постоянными. От размера конечного элемента зависит точность расчета. Вычислительный эксперимент показал, что удовлетворительную точность можно получить при разбиении участков на 1000 частей.

Необходимо отметить, что в такой постановке возможна интегральная схема решения, когда каждый участок рассматривается целиком. Тогда в качестве определяющего температурного перепада используется логарифмическая разница температур между рабочим телом и стенкой трубы жидкостного контура. Такая схема позволяет быстро получить результат, однако он будет обладать меньшей точностью из-за отсутствия учета изменения теплофизических параметров рабочего тела при изменении температуры.

4. Система уравнений для конечного элемента без подвода тепла (панели $\pm Z$)

Рассмотрим разбиение на конечные элементы участка панели $\pm Z$, на котором происходит передача тепла от рабочего тела в космическое пространство с помощью механизмов теплоотдачи, теплопроводности и излучения (рис. 4.7). Конечный элемент i включает в себя фрагмент трубы; жидкости, в ней находящейся; панели $\pm Z$ и излучающей поверхности. Конечный элемент i имеет связи с элементами $i-1$ и $i+1$: в элементе i используется расчетная температура рабочего тела после его теплообмена на предыдущем $i-1$ элементе. Аналогично для элемента $i+1$ используется температура после его теплообмена на элементе i . Кроме того, фрагменты трубы и панели каждого из $i-1$, i , $i+1$ элементов участвуют в процессе передачи тепла с помощью механизма теплопроводности.

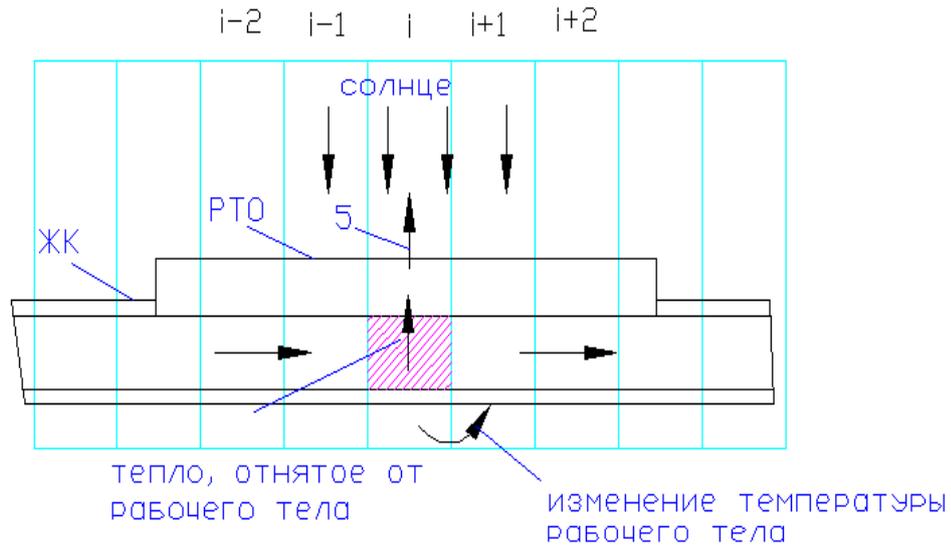


Рисунок 4.7 – Разбиение участка $\pm Z$ панели на конечные элементы

Для расчета участка используются первые три уравнения системы (4.9). При этом неизвестными в системе оказываются температуры излучающей поверхности РТО, на границе сотопанели и трубы, на границе трубы и теплоносителя и самого теплоносителя.

С учетом начальных приближений температуры теплоносителя и РТО, решение системы уравнений на шаге ищется перебором всех $T_{РТО}$, начиная с $T_{РТО} = -273C$ и далее по возрастанию, до тех пор, пока не сойдется баланс энергий.

После нахождения нужной $T_{РТО}$, температура теплоносителя для следующего шага пересчитывается.

$$t_{ЖК}^{i+1} = t_{ЖК}^i + \frac{Q2}{c_{ЖК} \cdot m_{ЖК}} .$$

После того, как были получены параметры температуры теплоносителя ЖК для всех конечных элементов всех участков системы, температура рабочего тела в конце контура сравнивается с температурой рабочего тела в начале. Они должны быть равны. Если это не так, стартовая температура рабочего тела (п. 2) увеличивается и расчет повторяется заново.

5. Система уравнений для конечного элемента в случае наличия подвода тепла со стороны приборов ($\pm Z$ МПН)

Отличительной особенностью участков $\pm Z$ МПН рассматриваемой системы является наличие подвода тепла в жидкостный контур со стороны размещенных на панелях приборов. Для вычислений в этом случае используются первые пять уравнений системы (4.9), описывающие теплообмен в жидкостном контуре с учетом влияния подведенного внутреннего тепла от приборов посредством тепловых труб.

Процесс решения системы уравнений аналогичен предыдущему участку.

6. Алгоритм нахождения решения для замкнутого жидкостного контура. Для расчета задается топологическая схема жидкостного контура, аналогичная рисунку 4.5. Схема представляет собой совокупность последовательно и параллельно соединенных участков, обладающих различными граничными условиями по подводу тепла.

В топологической схеме выбирается начальный участок, с которого начинается расчет. Далее по направлению движения потока теплоносителя ведутся вычисления во всех участках по алгоритмам, описанным в п. 4,5. При этом участки будут обладать смежными граничными условиями по температуре теплоносителя согласно топологической схеме. После прохождения последнего участка сравнивается температура теплоносителя на последнем шаге с ее начальным приближением. Ввиду замкнутости контура они должны быть равны. Если это не так, начальное приближение температуры изменяется и расчет повторяется заново.

Для описанного алгоритма расчета была разработана блок-схема, представленная на рисунке 4.8.

При старте расчета определяются граничные условия и начальные приближения температур рабочего тела и излучающей поверхности. Далее идет разбиение участков на i_{end} конечных элементов. Для каждого конечного элемента определяется коэффициент теплоотдачи и методом итераций решается система уравнений (4.11). Результатом решения является температура излучающей

поверхности и значение тепловых потоков. При переходе к следующему конечному элементу пересчитывается температура рабочего тела.

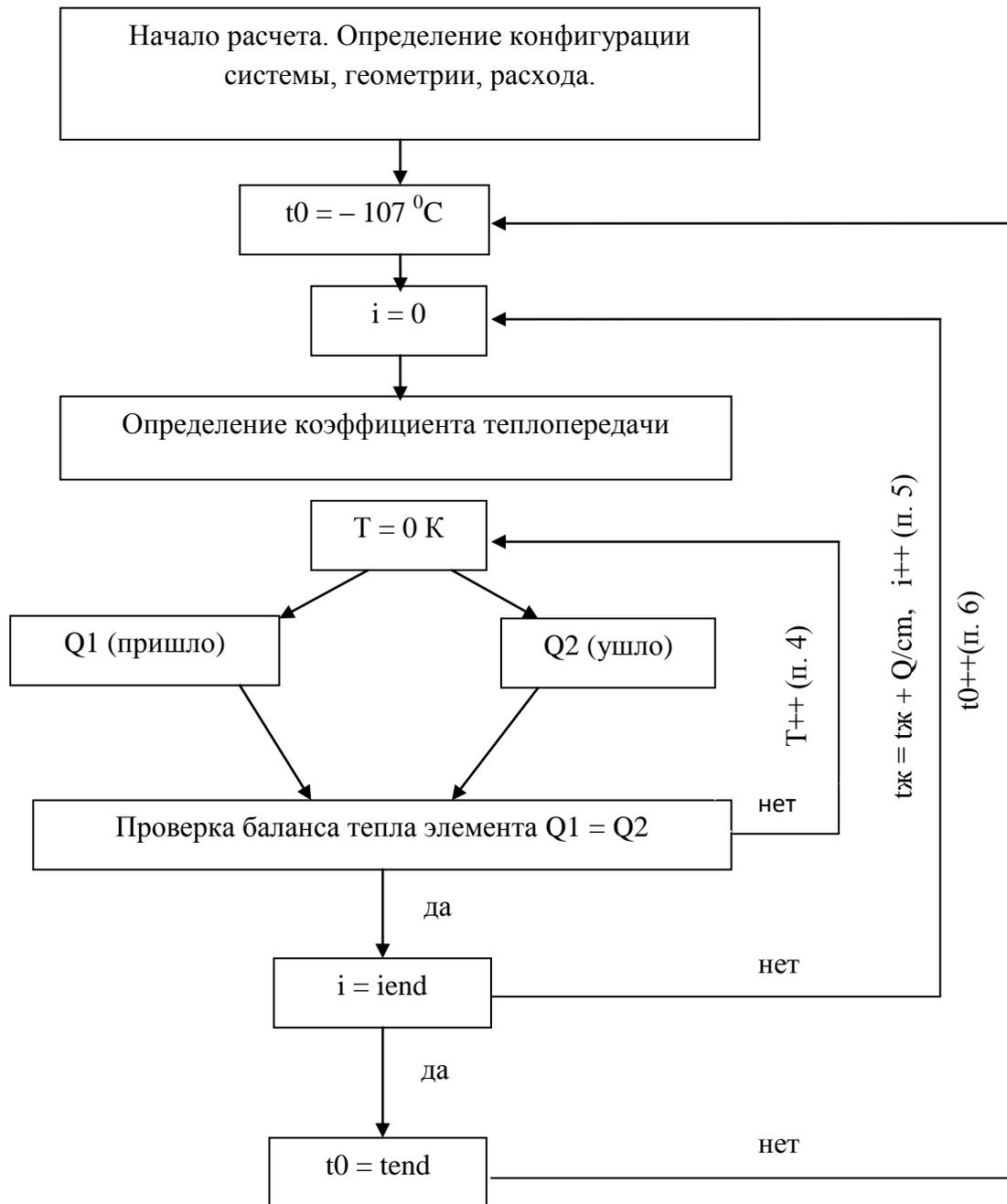


Рисунок 4.8 – Блок-схема алгоритма расчета

После определения параметров на последнем конечном элементе системы проверяется условие равенства температуры рабочего тела в начальном приближении и его расчетного значения. В случае их несовпадения начальное приближение температуры рабочего тела переопределяется, и расчет повторяется заново.

Отличительной особенностью блок-схемы является наличие трех циклов перебора параметров. Программно эти циклы можно реализовать различными способами. В настоящее время циклы реализованы при помощи меток в исходном коде и условных ссылок на них. Среднее время нахождения решения для рассмотренной выше схемы при инкрементах температур $0,01\text{ }^{\circ}\text{C}$ составляет 90 с. на компьютерах средней мощности.

4.2.4 Описание программы моделирования системы

Программирование выполнено на объектно-ориентированном языке Microsoft Visual C# в среде Win 64.

C# относится к семье языков с C-подобным синтаксисом, из них его синтаксис наиболее близок к C++ и Java. Язык имеет статическую типизацию, поддерживает полиморфизм, перегрузку операторов (в том числе операторов явного и неявного приведения типа), делегаты, атрибуты, события, свойства. Язык был разработан в компании Microsoft, как основной язык разработки приложений для платформы Microsoft NET. Компилятор с C# входит в стандартную установку самой NET.

В логическую структуру разработанной программы расчета (рисунок 4.9) входят:

- функции представления, предназначены для ввода исходных данных;
- функции для расчета течения с теплообменом в ЖК СТР;
- функции для расчета передачи тепла между излучающими поверхностями панелей и стенкой ЖК;
- функции для расчета теплофизических свойств рабочего тела и материала панелей в зависимости от температуры;
- функции представления, предназначенные для вывода выходных параметров.

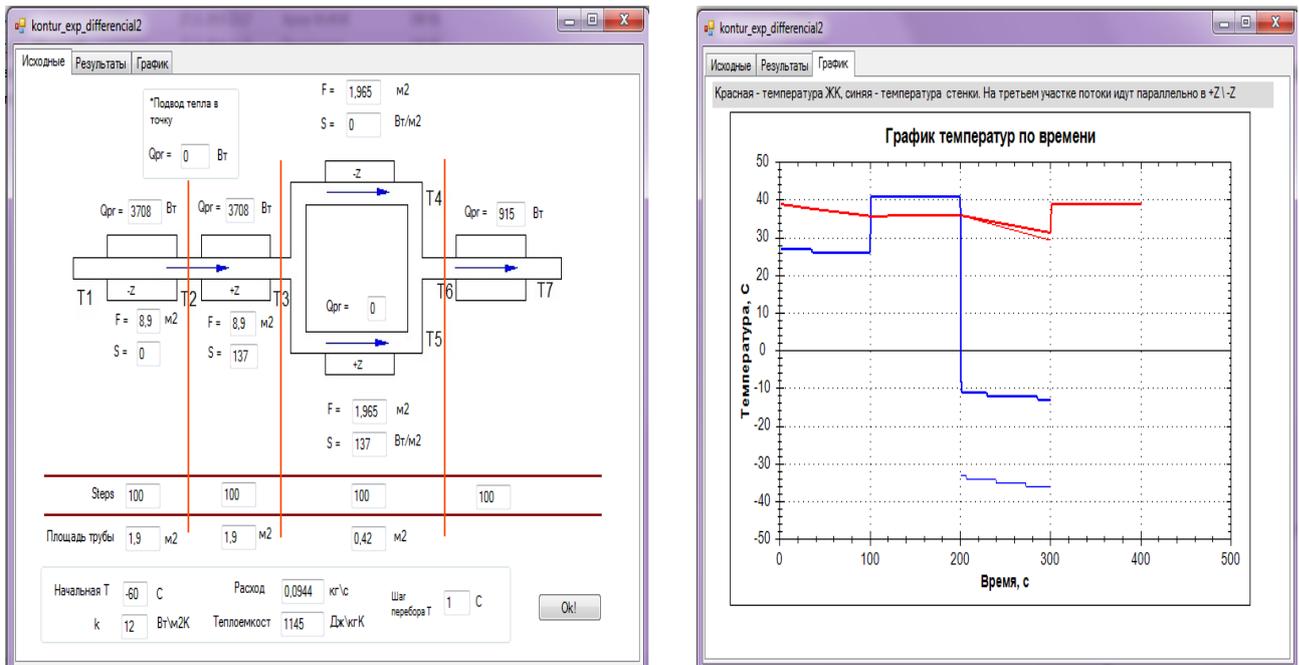


Рисунок 4.9 – Интерфейс программы расчета системы терморегулирования

Программа представляет собой форму, сгенерированную с помощью библиотеки System.Windows.Forms. Форма содержит три вкладки: исходных данных, результатов расчета и графиков. Расчетная функция запускается при нажатии на кнопку «Ок!». После запуска функции происходит определение переменных и присвоение им значений. Затем переменные участвуют в вычислениях по расчетному алгоритму. В конце вычислений выводятся результаты расчета.

В качестве результатов расчета программа позволяет получить:

- суммарные тепловые потоки (излученные, перенесенные рабочим телом, полученные от приборов) по участкам системы.
- параметры температур рабочего тела и излучающей поверхности по длине системы.

Основное преимущество программы – возможность графического вывода температуры рабочего тела и поверхности излучения в привязке к длине жидкостного контура, что позволяет отследить характеристику изменения температур на различных участках системы.

4.2.5 Верификация расчетного алгоритма на основе экспериментальных данных

Для верификации расчетного алгоритма использовались экспериментальные данные, полученные при тепловакуумных испытаниях моделируемой системы (см. Гл. 2). Для сравнения использовались данные расчета и эксперимента двух случаев – ЛСС и ЗСС, приведенные в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Сравнение результатов расчета и эксперимента для ЛСС и ЗСС

| Показатель | ЗСС, таблица | ЗСС, расчет | Отклонение, С | Отклонение, % |
|--------------------------------|---------------------|-------------|---------------|---------------|
| Температура на выходе +Z, С | 28,45 | 27,93 | 0,52 | 1,83 |
| Температура на выходе -Z, С | 31,80 | 30,21 | 1,59 | 5,00 |
| Температура на входе в МПН, С | 32,05 | 31,68 | 0,37 | 1,15 |
| Температура на выходе в МПН, С | 34,80 | 34,82 | -0,02 | -0,057 |
| | ЛСС, эксперимент | ЛСС, расчет | Отклонение, С | Отклонение, % |
| Температура на выходе +Z, С | 31,05 | 30,84 | 0,21 | 0,67 |
| Температура на выходе -Z, С | 30,25 | 28,81 | 1,44 | 4,76 |
| Температура на входе в МПН, С | 31,05 | 29,84 | 1,21 | 3,89 |
| Температура на выходе в МПН, С | 34,80 | 35,29 | 0,49 | 1,41 |

Из сопоставления данных эксперимента с результатами расчета видно, что расхождение расчетных и экспериментальных данных составляет не более 5 %, что в рамках задачи верификации можно считать удовлетворительным. Основной вклад в расхождение вносят следующие факторы:

- точность фиксации показаний температуры в эксперименте ± 1 С, что обусловлено спецификой измерительных приборов и метода измерения;
- в расчете принималась одномерная модель процессов;
- в расчете не учитывалось влияние тепловой инерции стенок трубы и панелей;
- определение коэффициент теплоотдачи по критериальным уравнениям может вносить значительный вклад в ошибку расчета.

В целом, для решения задач настоящего исследования разработанный алгоритм можно признать эффективным. Ниже представлены результаты численных исследований по алгоритму, позволяющие получить характеристики моделируемой системы в зависимости от различных влияющих параметров.

4.2.6 Вычислительный эксперимент по получению характеристик моделируемой системы в зависимости от различных влияющих параметров

Для проведения численных исследований используется план вычислительного эксперимента. План был разработан на основе анализа существенно влияющих параметров из представленных в таблице 4.6. Среди существенно влияющих параметров необходимо отметить расход рабочего тела, величину тепловых нагрузок приборов, площадь излучающих поверхностей. План вычислительного эксперимента представлен в таблице 4.7.

Рассмотрим результаты и выводы по каждому из вычислительных экспериментов, приведенных в плане. Основными расчетными параметрами являются температуры рабочего тела в семи контрольных точках Т1-Т7. Расположение контрольных точек представлено на рисунке 4.6.

Таблица 4.7 – План вычислительного эксперимента

| Параметр | Чем задается | Влияние на систему | Примечание | Эксперимент |
|------------------------------------|----------------------------------|---|--|-------------|
| Тепловое выделение приборов на МПН | Зависит от режима работы прибора | При увеличении мощности приборов растет температура РТО. При увеличении мощности требуется большая холодопроизводительность системы. | Необходимо учитывать сложное взаимодействие тепловых потоков от прибора, от радиации и от ЖК. | 1 |
| Расход рабочего тела | Контролируется насосом | Большой расход выравнивает перепады температур в различных точках ЖК. Отсутствие расхода заставляет все элементы работать автономно друг от друга. | Большой расход является для системы негативным фактором: требуется большой запас РТ и большая мощность насосов для перекачки. | 2 |
| Площадь панелей | Задается конструкцией | Влияние неоднозначно. В зависимости соотношения солнечного и излученного тепла панели может увеличивать или уменьшать производительность системы и среднюю температуру ЖК. | Эффективность конструкции панели оценивается по технико-экономическому показателю Вт\кг. | 3 |
| Тепловое выделение приборов на МСС | Зависит от режима работы прибора | Большое тепловыделение вызывает большой перепад температур в ЖК при прохождении МСС. Большее тепловыделение приводит к необходимости большего теплосброса с РТО, а значит ведет к повышению средней температуры по контуру ЖК. | Оптимальной будет система, которая для широкого диапазона тепловыделений приборов на МСС сохраняет работоспособность и допустимые параметры температуры. | 4 |

Эксперимент 1. Изменение приборной нагрузки МПН –Z

В рамках эксперимента изменялось тепловыделение приборов, размещенных на панели –Z МПН. В качестве уровней нагрузки рассматривались 0%, 50%, 100%, 150% и 200% от базовой нагрузки 3708 Вт из экспериментального

исследования. Расчет проводился для случая ЗСС. Результаты представлены в таблице 4.8 и на рисунке 4.10.

Таблица 4.8 – Результаты вычислений при изменении приборной нагрузки

| № | Нагрузка | T1, °C | T2, °C | T3, °C | T4, °C | T5, °C | T6, °C | T7, °C |
|---|----------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 1 | 0 Вт | 3,74 | -7,24 | -0,96 | -5,85 | -3,58 | -4,71 | 3,74 |
| 2 | 1854 Вт | 23,93 | 17,49 | 20,27 | 14,4 | 16,53 | 15,47 | 23,93 |
| 3 | 3708 Вт | 38,86 | 35,81 | 36,01 | 29,38 | 31,4 | 30,39 | 38,86 |
| 4 | 5562 Вт | 49,90 | 49,37 | 47,68 | 40,45 | 42,42 | 41,44 | 49,90 |
| 5 | 7416 Вт | 58,99 | 60,69 | 57,29 | 49,57 | 51,48 | 50,53 | 58,99 |

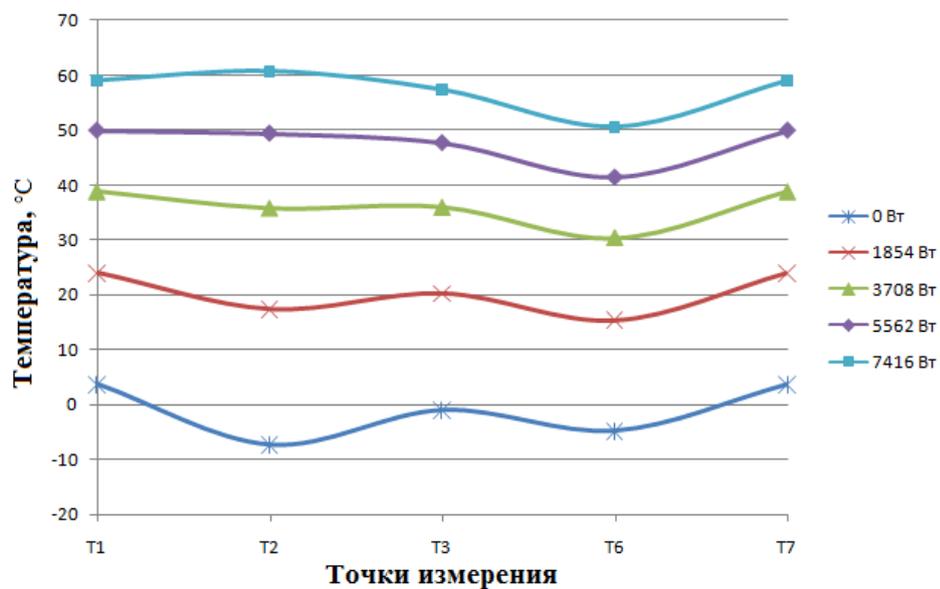


Рисунок 4.10 – Профили изменения температуры по длине ЖК при изменении приборной нагрузки (при построении кривой точки 4 и 5 не учитывались, т.к. они находятся на параллельных ветвях и в сумме (при перемешивании потоков теплоносителя) дают точку 7)

Из рассмотрения результатов эксперимента можно сделать следующие выводы:

1. Видно, что при увеличении нагрузки расчет средняя температура ЖК. Это связано с нагревом жидкости под действием тепла, а также с

необходимостью теплоотвода излучением больших тепловых мощностей, а значит и повышением температуры РТО.

2. При росте тепловой нагрузки меняется характер подвода тепла к ЖК на первом участке: при низких мощностях жидкость охлаждается, при больших нагревается. Равновесие в процессе наступает при мощности прибора ~5600 Вт. При этом излучается тоже 5600 Вт. При этом температура РТО сравнивается с температурой ЖК, а жидкость не получает изменения температуры при протекании через панель.

3. На панели $-Z$ всегда наблюдается охлаждение. Это связано с тем, что там нет тепловой нагрузки от приборов и солнечного излучения, и все тепло излучается в космос.

4. Суммарно на панелях $\pm Z$ в данном эксперименте всегда наблюдается охлаждение жидкости. Это означает, что интенсивность излучения при достигнутых температурах излучающих поверхностей на панелях $\pm Z$ превышает значение солнечного потока.

Эксперимент 2. Изменение расхода теплоносителя

В рамках эксперимента изменялся расход теплоносителя, прокачиваемого через контур. В качестве уровней расхода рассматривались 0%, 50%, 100%, 200% и 400% от базового расхода $100 \text{ см}^3/\text{с}$ из экспериментального исследования. Расчет проводился для случая ЗСС. Результаты представлены в таблице 4.9 и на рисунке 4.11.

Таблица 4.9 – Результаты вычислений при изменении расхода

| № | Расход, $\text{см}^3/\text{с}$ | T1 | T2 | T3 | T4 | T5 | T6 | T7 |
|---|-----------------------------------|-------|-------|-------|--------|-------|-------|-------|
| 1 | 0 | 71,96 | 29,51 | 34,72 | -16,37 | 0,48 | -7,94 | 71,96 |
| 2 | 50 | 41,69 | 35,24 | 35,62 | 22,69 | 26,69 | 24,69 | 41,69 |
| 3 | 100 | 38,86 | 35,81 | 36,01 | 29,38 | 31,4 | 30,39 | 38,86 |
| 4 | 200 | 36,99 | 35,48 | 35,58 | 32,23 | 33,25 | 32,74 | 36,99 |
| 5 | 400 | 35,99 | 35,24 | 35,29 | 33,6 | 34,12 | 33,86 | 35,99 |

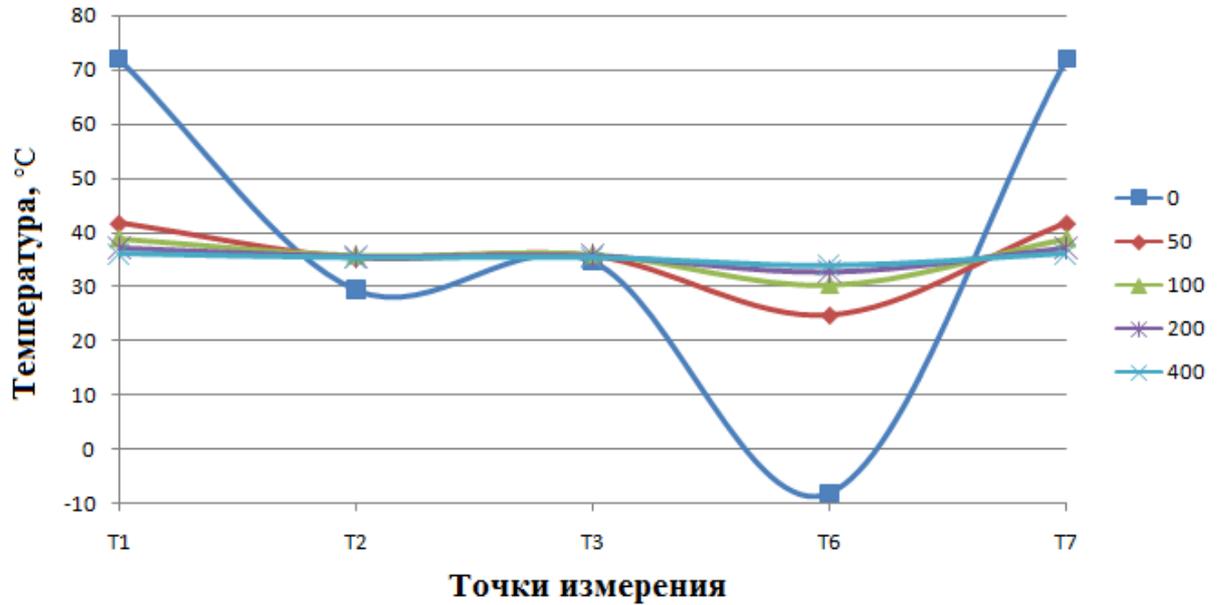


Рисунок 4.11 – Профили изменения температуры по длине ЖК при изменении расхода (при построении кривой точки 4 и 5 не учитывались, т.к. они находятся на параллельных ветвях и в сумме (при перемешивании потоков теплоносителя) дают точку 7)

Из рассмотрения результатов эксперимента можно сделать следующие выводы:

1. Чем меньше расход, тем больше перепад температур по длине ЖК. И наоборот: чем больше расход, тем меньше перепад температур по длине ЖК.
2. При чрезмерных расходах колебания температуры по длине ЖК малоощутимы, система приходит в состояние теплового равновесия для заданной тепловой нагрузки.
3. Сопоставление предыдущих двух пунктов приводит к заключению о том, что для каждого расчетного случая можно определить оптимальное значение расхода, при котором обеспечивается заданная холодопроизводительность, и температурные перепады по длине ЖК допустимы.

Эксперимент 3. Изменение площади РТО для МПН ±Z

В рамках эксперимента изменялись площади радиационных поверхностей на панелях МПН +Z и МПН –Z. В качестве уровней для площади рассматривались

50%, 100%, 150% и 200% от базовой площади 8,9 м² из экспериментального исследования. Эти уровни рассматривались в различных сочетаниях для панелей *МПН +Z* и *МПН -Z*. Расчет проводился для случая ЗСС. Результаты представлены в таблице 4.10 и на рисунке 4.12.

Таблица 4.10 – Результаты вычислений при изменении площади панелей

| № | -Z <i>МПН</i> | +Z <i>МПН</i> | T1 | T2 | T3 | T4 | T5 | T6 | T7 |
|---|----------------------|----------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 1 | 4,45 м ² | 4,45 м ² | 81,95 | 80,87 | 81,61 | 72,59 | 74,38 | 73,48 | 81,95 |
| 2 | 4,45 м ² | 8,9 м ² | 58,97 | 60,67 | 57,27 | 49,55 | 51,46 | 50,51 | 58,97 |
| 3 | 8,9 м ² | 8,9 м ² | 38,86 | 35,81 | 36,01 | 29,38 | 31,4 | 30,39 | 38,86 |
| 4 | 13,35 м ² | 8,9 м ² | 26,95 | 21,17 | 23,45 | 17,43 | 19,53 | 18,48 | 26,95 |
| 5 | 13,35 м ² | 13,35 м ² | 16,89 | 12,64 | 12,95 | 7,43 | 9,6 | 8,58 | 16,89 |
| 6 | 17,8 м ² | 17,8 м ² | 1,96 | -3,12 | -2,83 | -7,64 | -5,35 | -6,48 | 1,96 |

Из таблицы 4.10 и графика рисунка 4.12 видно, что при увеличении площади РТО температура теплоносителя ЖК падает.

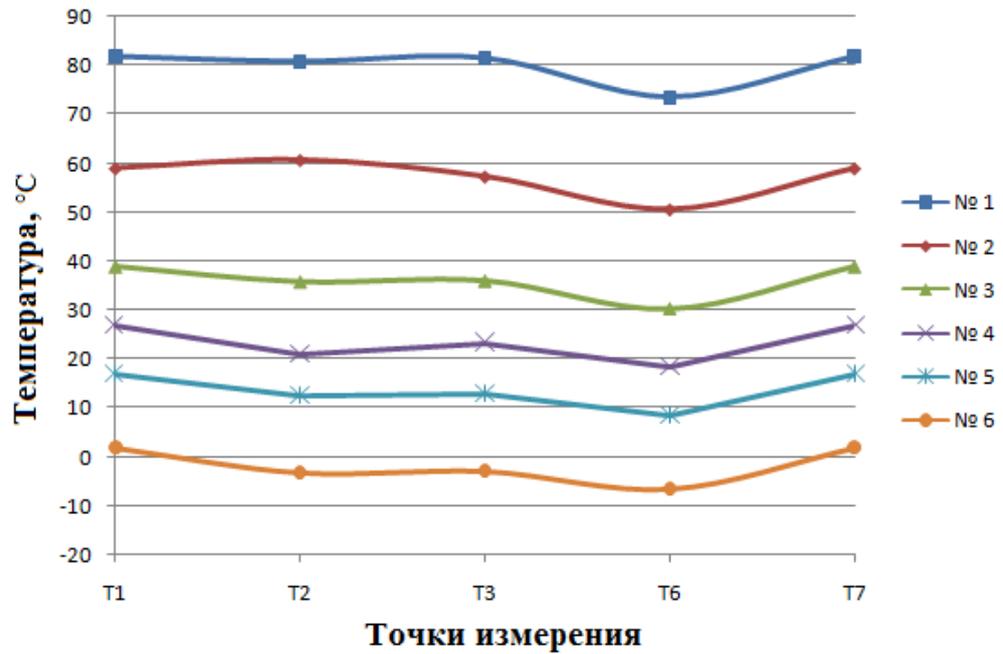


Рисунок 4.12 – Изменение температуры в различных точках ЖК при изменении площади поверхности РТО (номеру кривой соответствует номер расчетных случаев из табл. 4.10.).

Рассмотрим отдельно влияние площади МПН –Z при постоянной площади МПН +Z (таблица 4.11, рисунок 4.13).

Таблица 4.11 – Результаты вычислений при изменении площади МПН –Z

| № | МПН –Z | МПН +Z | T1 | T2 | T3 | T4 | T5 | T6 | T7 |
|---|----------------------|--------------------|----|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 1 | 4,45 м ² | 8,9 м ² | 59 | 60,67 | 57,27 | 49,55 | 51,46 | 50,51 | 58,97 |
| 2 | 8,9 м ² | 8,9 м ² | 39 | 35,81 | 36,01 | 29,38 | 31,4 | 30,39 | 38,86 |
| 3 | 13,35 м ² | 8,9 м ² | 27 | 21,17 | 23,45 | 17,43 | 19,53 | 18,48 | 26,95 |

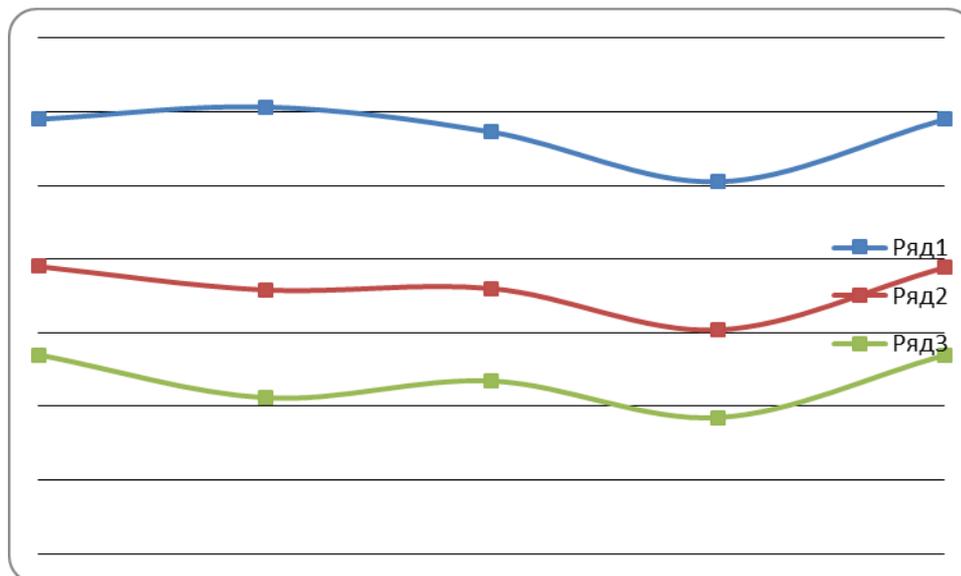


Рисунок 4.13 – Профили изменения температуры по длине ЖК при изменении площади поверхности РТО МПН –Z (номеру ряда соответствует номер эксперимента из таблицы 4.11)

Из рассмотрения результатов эксперимента можно сделать следующие выводы:

1. При изменении площади изменяется характер теплоотвода от ЖК в панели МПН –Z: при малых площадях жидкость нагревается, при больших охлаждается.

2. Чем больше площадь МПН –Z, тем больше тепла уходит из системы с помощью излучения, и тем ниже становится средняя температура ЖК.

Эксперимент 4. Изменение нагрузки МСС

В рамках эксперимента изменялась нагрузка приборов, размещенных в модуле служебных систем МСС. В качестве уровней нагрузки рассматривались 0%, 50%, 100%, 150% и 200% от базовой нагрузки 915 Вт из экспериментального исследования. Расчет проводился для случая ЗСС. Результаты представлены в таблице 4.12 и на рисунке 4.14.

Таблица 4.12 – Результаты вычислений при изменении нагрузки МСС

| № | Нагрузка МСС | T1 | T2 | T3 | T4 | T5 | T6 | T7 |
|---|--------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 1 | 0 Вт | 10,75 | 11,69 | 15,31 | 9,6 | 11,38 | 10,75 | 10,75 |
| 2 | 457 Вт | 24,84 | 23,78 | 25,69 | 19,5 | 21,65 | 20,61 | 24,84 |
| 3 | 915 Вт | 38,86 | 35,81 | 36,01 | 29,38 | 31,4 | 30,39 | 38,86 |
| 4 | 1372 Вт | 52,7 | 47,81 | 46,25 | 39,11 | 41,08 | 40,09 | 52,7 |
| 5 | 1830 Вт | 66,7 | 59,8 | 56,3 | 48,85 | 50,76 | 49,80 | 66,7 |

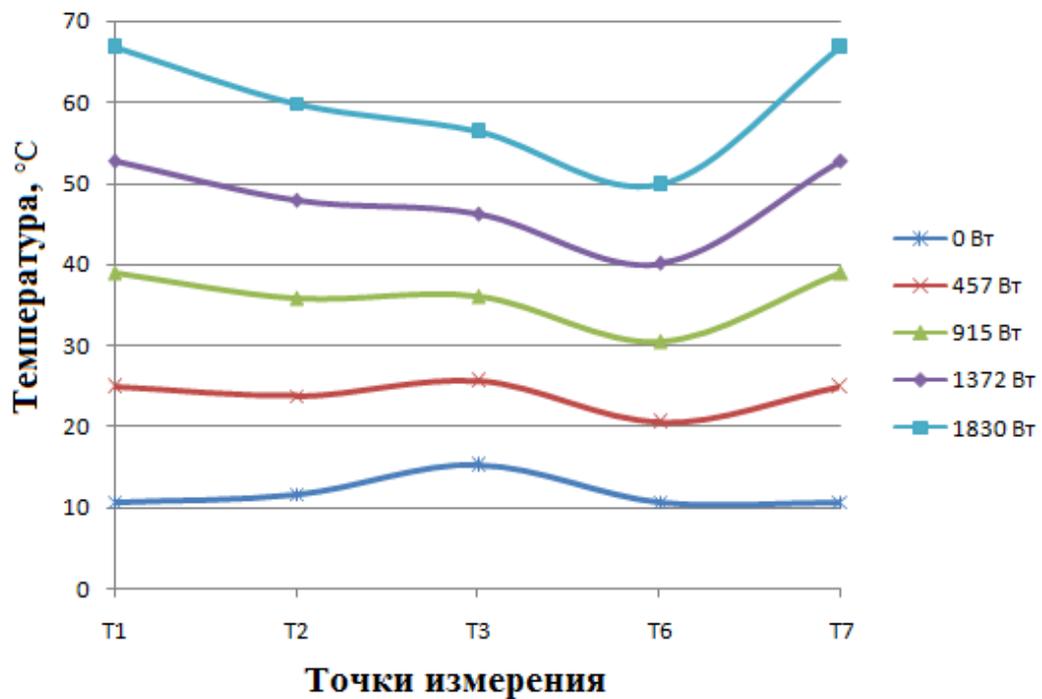


Рисунок 4.14 – Профили изменения температуры по длине ЖК при изменении нагрузки МСС

Нагрузка МСС оказывает на систему влияние, аналогичное нагрузке приборов МПН. Необходимо отметить, что при высоких значениях нагрузки МСС (ряд 4,5) на всех панелях наблюдается охлаждение теплоносителя ЖК, что связано с высокой средней температурой теплоносителя и преобладания теплового излучения с панелей над величиной падающего солнечного излучения.

4.2.7 Выводы по результатам численных исследований характеристик жидкостного контура системы терморегулирования

1. Для одномерной модели жидкостного контура разработана система уравнений, позволяющая найти параметры теплообменных процессов.

2. На основе системы уравнений разработан расчетный алгоритм, позволяющий вести интегрирование по длине контура. Контроль точности решения осуществляется методом невязок по температурам в характерных точках.

3. Алгоритм лег в основу программы расчета, позволяющей получить характеристики контура в численном и графическом форматах.

4. Проведенная верификация алгоритма и программы расчета показала удовлетворительную точность, достаточную для сравнительного анализа различных конструктивных и режимных решений системы терморегулирования.

5. С использованием алгоритма и программы расчета проведена серия вычислительных экспериментов, показавшая гибкость модели, адекватную реакцию на изменение внешних факторов и возможность сравнения параметров СТР по участкам с целью выявления значимых.

Заключение

Диссертация посвящена теоретическому и экспериментальному исследованию процессов теплообмена и теплопередачи в комплексных системах терморегулирования космических аппаратов с жидкостным контуром и тепловыми трубами. В диссертации разработана математическая модель системы терморегулирования в виде дифференциальных уравнений теплового и массового баланса, позволяющих локализовать теплофизические параметры по объёму и длине контура, рассчитывать общеинтегральные параметры системы, проводить моделирование реакций системы на определяющие конструкторские и режимные параметры в области возможной вариативности с целью оптимизации по требуемым критериям. С использованием математической модели разработано программно-алгоритмическое обеспечение.

В ходе исследований были получены следующие результаты:

1. Разработана методика проведения термобалансных испытаний летной модели КА. Ввиду возможности существования режимов функционирования КА с различными комбинациями значений и изменений тепловых нагрузок, ТБИ проводились для экстремальных сочетаний тепловых нагрузок. При этом режимы ТБИ обозначаются как режимы «горячий случай» или «холодный случай».

2. Проведены термобалансные испытания системы терморегулирования, позволившие получить данные для верификации математической модели.

3. Предложен принцип формирования систем дифференциальных уравнений теплопередачи по существенно обоснованным (конструктивно и измерительно) изотермическим поверхностям, позволяющий сформировать модельную систему уравнений, определенную по числу неизвестных параметров. Предложенный способ позволяет учитывать реальную топологию объекта.

4. Разработана математическая модель комплексной теплопередачи между сотовыми панелями через тепломассообменный жидкостный контур СТР КА с учетом эквивалентных термических сопротивлений по областям сложной топологии.

5. Для структуризации систем теплового баланса обоснован и предложен метод приведения нелинейных изотермических неадиабатных поверхностей к линейным изотермическим эквивалентам.

6. На основе решения дифференциального уравнения энергии температурного пограничного слоя предложено соотношение для оценки локального коэффициента теплоотдачи в тепломассообменном жидкостном контуре.

7. Разработано программно-алгоритмическое обеспечение для расчета системы терморегулирования с жидкостным контуром, проведен сравнительный анализ численных и экспериментальных исследований теплоэнергетических состояний СТР в зависимости от конструктивных и режимных определяющих параметров.

8. Проведенная верификация алгоритма показала удовлетворительную точность, достаточную для сравнительного анализа различных конструктивных и режимных решений системы терморегулирования.

9. С использованием алгоритма и программы расчета проведена серия вычислительных экспериментов, показавшая гибкость модели, адекватную реакцию на изменение внешних факторов и возможность сравнения параметров СТР по участкам с целью выявления значимых.

10. Разработанная математическая модель системы терморегулирования позволяет локализовать теплофизические параметры по объёму и длине контура, рассчитывать общеинтегральные параметры системы, проводить моделирование реакций системы на определяющие конструкторские и режимные параметры в области возможной вариативности с целью оптимизации по требуемым критериям.

11. Дальнейшие исследования могут быть посвящены разработке математических моделей СТР КА на основе жидкостного тракта, раскрываемых радиаторов с встроенным двухфазным контуром и промежуточным капиллярным испарителем.

Список литературы

1. Аверченков В.И. Основы математического моделирования технических систем: учеб. пособие / В.И. Аверченков, В.П. Федоров, М.Л. Хейфец. – Брянск: Изд-во БГТУ, 2004. – 271 с.
2. Аксаментов В.А. Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов космических аппаратов / В.А. Аксаментов, С.М. Беднов, С.В. Залетаев, И.А. Зеленов, Р.М. Копяткевич, В.В. Малоземов, Г.С. Мишин, С.Б. Новиков, А.Р. Тарасов, О.В. Сургучев. – Калининград: ГОНТИ, 1992. – 131 с.
3. Алексеев В.А. Обеспечение теплового режима радиоэлектронного оборудования космических аппаратов: Учебное пособие / В.А. Алексеев, В.В. Малоземов. – М.: МАИ, 2001. – 52 с.
4. Алексеев В.А. Тепловые трубы для охлаждения и термостатирования радиоэлектронной аппаратуры / В.А. Алексеев, В.А. Арэфьев. – М.: Энергия, 1979. – 128 с.
5. Амосов П.В. Численное моделирование распределения температуры излучающей пластины // Вестник Кольского научного центра РАН. – 2013. – № 2 (13). – С. 17–21.
6. Андерсен Д. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: В 2-х т. / Д. Андерсен, Дж. Таниехил, Р. Плетчер. – М.: Мир, 1990. – 728 с.
7. Андрейчук О.Б. Тепловые испытания космических аппаратов / О.Б. Андрейчук, Н.Н. Малахов. – М.: Машиностроение, 1982. – 143 с.
8. Атамасов В.Д. Система обеспечения теплового режима космического аппарата: учебное пособие / В.Д. Атамасов, В.И. Ермолаев. – Министерство обороны РФ, 2003. – 71 с.
9. Ашурков Е. А. Математическое моделирование нестационарных теплофизических процессов в отсеках бортовой аппаратуры космических аппаратов / Е.А. Ашурков, В. А. Бураков, А. Г. Козлов, Е. Н. Корчагин // Известия высших учебных заведений. Физика. – 1993. – № 4. – С. 119–128.

10. Барсуков В.В. Математическая модель и экспериментальные исследования режимов пуска нерегулируемых и регулируемых тепловых труб / В.В. Барсуков, В.И. Демидюк, Г.Ф. Смирнов // ИФЖ. – 1978. – Т. 35, № 3. – С. 389–396.

11. Басынин В.В. Методика испытаний по определению термического сопротивления образцов экранно-вакуумной изоляции / В. В. Басынин, Ф. В. Танасиенко // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : тезисы IX Всероссийской научно-практической конференции творческой молодежи (в 2 т.). Красноярск, 08–12 апреля 2013 г. – Красноярск, 2013. – Т. 1. – С. 66–67.

12. Бахвалов Н.С. Численные методы / Н.С. Бахвалов, Н.П. Жидков, Г.М. Кобельков. – М.: Наука, 1987. – 600 с.

13. Блинов Ю.Ф. Методы математического моделирования : учебное пособие / Ю.Ф. Блинов, В.В. Иванцов, П.В. Сербя. – Таганрог: ТТИ ЮФУ, 2012. – Ч. 1. – 42 с.

14. Бураков В. А. Математическое моделирование теплообмена в негерметичном приборном отсеке космических аппаратов / В.А. Бураков, Е. Н. Кочагин, В. П. Кожухов, А. С. Ткаченко, И. В. Щербакова // ИФЖ. – 2000. – Т. 73, № 1. – С. 113–124.

15. Бураков В. А. Математическое моделирование теплообмена модуля полезной нагрузки геостационарных космических аппаратов негерметичного исполнения / В. А. Бураков, В. В. Елизаров, В. П. Кожухов, Е. Н. Корчагин, А. С. Ткаченко, И. В. Щербакова // ИФЖ. – 2004. – Т. 77, № 3. – С. 108–116.

16. Бураков В.А. Тепловая математическая модель негерметичного приборного отсека космических аппаратов / В.А. Бураков, В.В. Елизаров, В.П. Кожухов, Е.Н. Корчагин, А.С. Ткаченко, И.В. Щербакова // Теплофизика и аэромеханика. – 2002. – Т. 9, № 3. – С. 431–443.

17. Васильев Е. Н. Математическое моделирование теплообмена в космических аппаратах негерметичного исполнения / Е. Н. Васильев, В. А. Деревянко, А. В. Макуха и др. // Труды второй Российской национальной

конференции по теплообмену (в 8 т.). Москва, 26–30 октября 1998 г. – Москва, 1998. – Т. 7. – С. 45–48.

18. Васильев Е. Н. Расчет теплообмена в негерметичных космических аппаратах / Е. Н. Васильев, В. А. Деревянко, В. Е. Косенко // Теория и эксперимент в современной физике: сборник научных статей. – 2000. – С. 47–57.

19. Васильев Е.Н. Вычислительное моделирование процессов теплообмена в системах терморегулирования космических аппаратов / Е. Н. Васильев, В. А. Деревянко, Д. А. Нестеров, В. Е. Косенко, В. Е. Чеботарев // Вычислительные технологии. – 2009. – Т. 14, № 6. – С. 19–28.

20. Васильев Е.Н. Математическая модель процессов теплообмена в сотовой панели с тепловыми трубами / Е.Н. Васильев, В.А. Деревянко // Вестник СибГАУ . – 2010. – №2. – С. 4–7.

21. Васильев Е.Н. Математическое моделирование процессов теплообмена в двухфазном контуре терморегулирования с капиллярным насосом / Е.Н. Васильев, А.А. Дектерев // Вестник СибГАУ. – 2008. – № 4. – С. 12–16.

22. Васильев Е.Н. Программный комплекс для расчета температурных полей панелей космических аппаратов негерметичного исполнения / Е.Н. Васильев, В.А. Деревянко // Вестник СибГАУ . – 2009. – №1–2. – С. 8–13.

23. Васильев Л.П. Излучательный радиатор на базе низкотемпературных тепловых труб / Л.П. Васильев, Л.Е. Канончик // ИФЖ. – 1994. – Т. 67, № 1–2. – С. 93–97.

24. Васильев Л.П. Анализ радиационного теплообменника для систем терморегулирования космических аппаратов / Л.П. Васильев, Л.Е. Канончик, В.А. Бабенко // ИФЖ. – 1994. – Т. 67, № 3–4. – С. 261–265.

25. Вшивков А. Ю. Теплофизическая модель 07ТВИ. Методология проектирования аппарата для наземной экспериментальной отработки / А. Ю. Вшивков, И. В. Легостай, С. А. Ганенко, Е. Н. Головенкин // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : тезисы VII Всероссийской научно-практической конференции творческой молодежи, посвященной 50-летию

первого полёта человека в космос (в 2 т.). Красноярск, 11–15 апреля 2011 г. – Красноярск, 2011. – С. 53–54.

26. Вшивков А.Ю. Разработка и термовакуумные испытания тепловых экранов для защиты электропривода механического блока от эффекта «солнечная ловушка» / А.Ю. Вшивков, Ф.В. Танасиенко, Е.Н. Головенкин, Е.В. Юртаев // Вестник СибГАУ. – 2012. – №5 (45). – С. 116–121.

27. Гакал П.Г. Экспериментальный стенд для исследования теплогидравлических процессов в системе терморегулирования телекоммуникационного спутника / П.Г. Гакал, В.И. Рузайкин, Р.Ю. Турна, Д.В. Чайка, В.М. Тимощенко, Н.И. Иваненко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – Вып. 5 (82). – С. 21–30.

28. Ганенко С.А. Особенности системы терморегулирования малого космического аппарата «Юбилейный-2»/С.А. Ганенко, В.В. Басынин, З.А. Казанцев // Исследования наукограда. – 2012. – № 2. – С. 17–19.

29. Голиковская К.Ф. Динамический анализ и частотные характеристики СТР КА / К.Ф. Голиковская, М.В. Краев, О.В. Загар // Вестник СибГАУ. – 2003. – №1. – С. 140–146.

30. Голиковская К.Ф. Выбор и оптимизация параметров системы терморегулирования космического аппарата / К.Ф. Голиковская, М.В. Краев // Материалы международной НПК «Сакс-2001» (в 2 ч.). Красноярск, 01–04 декабря 2001 г. – Красноярск, 2001. – Ч. 2. – С. 156–158.

31. ГОСТ Р 56468 – 2015. Аппараты космические автоматические. Системы обеспечения теплового режима. Общие технические требования. – М., 2015. – 11 с.

32. Делков А. В. Моделирование работы радиатора-излучателя космического аппарата / А. В. Делков, А. А. Ходенков, Ф. В. Танасиенко // Решетневские чтения: материалы XIX Международной научно-практической конференции (в 3 ч.). Красноярск, 10–14 ноября 2015. – Красноярск, 2015. – Ч. 1. – С. 194–195.

33. Делков А. В. Моделирование рабочего процесса системы терморегулирования космического аппарата / А. В. Делков, А. А. Ходенков, Ф. В. Танасиенко, А. А. Кишкин // Решетневские чтения: материалы XVII Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (в 2 ч.). Красноярск, 12–14 ноября 2013 г. – Красноярск, 2013. – Ч. 1. – С. 125–126.

34. Делков А.В. Математическое моделирование однофазной системы терморегулирования космического аппарата / А. В. Делков // Труды XII международной конференции «Актуальные проблемы электронного приборостроения». (в 7 т.). Новосибирск, 02–04 октября 2014 г. – Новосибирск, 2014. – Т. 6. – С. 121–123.

35. Делков А.В. Расчет параметров жидкостного контура системы терморегулирования / А. В. Делков, Ф. В. Танасиенко, А. А. Ходенков // Решетневские чтения: материалы XVIII Международной научной конференции, посвященной 90-летию со дня рождения генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (в 3 ч.). Красноярск, 11–14 ноября 2014 г. – Красноярск, 2014. – Ч. 1. – С. 132–134.

36. Делков А.В. Сравнение прямого и обратного цикла в системах терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения / А.В. Делков, А.А Ходенков, Ю.Н. Шевченко // Вестник СибГАУ, Красноярск, № 4. – 2014. –С. 154–159.

37. Дульнев Г.Н. Применение ЭВМ для решения задач теплообмена / Г.Н. Дульнев, В.Г. Парфенов, А.В. Сигалов. – М.: Высшая школа, 1990. – 207 с.

38. Дульнев Г.Н. Методы расчета теплового режима приборов / Г.Н. Дульнев, В.Г. Парфенов, А.В. Сигалов. – М.: Радио и связь, 1990. – 312 с.

39. Дульнев Г.Н. Тепло- и массообмен в радиоэлектронной аппаратуре. – М., 1984. – 246 с.

40. Дульнев Г.Н. Тепловые трубы в электронных системах стабилизации температуры. / Г.Н. Дульнев, А.П. Беляков. – М.: Радио и связь, 1985. – 96 с.

41. Елизаров В.В. Теплообмен элементов сотовой конструкции негерметичного приборного отсека космических аппаратов с системой терморегулирования на базе тепловых труб : дис. канд. физ.-мат. наук : 01.04.14 : Томск, 2003 – 154 с.
42. Емцев Б.Т. Техническая гидромеханика. – М.: Машиностроение, 1987. – 440 с.
43. Залетаев В.М. Расчет теплообмена космического аппарата / В.М. Залетаев, Ю.В. Капинос, О.В. Сургучев. – М.: Машиностроение, 1980. – 208 с.
44. Замула Г.Н. Об эффективной теплопроводности сотового заполнителя / Г.Н. Замула // Исследования по теплопроводности; под ред. А.В. Лыкова, Б.М. Смольского. – Мн., 1967 – С. 255–261.
45. Зарубин В.С. Температурные поля в конструкции летательных аппаратов (Методы расчета). – М: Машиностроение, 1978. –184 с.
46. Зеленцов В. В. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли: учеб. пособие / В. В. Зеленцов, В. П. Казаковцев. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. – 174 с.
47. Зигель Р. Теплообмен излучением / Р. Зигель, Д.Хауэлл. –М.: Мир, 1975. – 934 с.
48. Зуев А. А. Система терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения / А. А. Зуев, А. А. Кишкин, Ф. В. Танасиенко // Решетневские чтения: материалы XIV Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (в 2 ч.). Красноярск, 10–12 ноября 2010 г. – Красноярск, 2010. – Ч. 1. – С. 111–112.
49. Зуев А.А. Течение с теплоотдачей в полостях вращения энергетических установок космических и летательных аппаратов / А.А. Зуев, А.А. Кишкин, Д.А. Жуйков, М.И. Толстопятов // Вестник СибГАУ. – 2011. – № 7. – С. 63.
50. Карпов А. Математические основы теории систем. Часть 1: Учебное пособие / А. Карпов. – Томск, 2002. – 103 с.

51. Кишкин А. А. Разработка установок-утилизаторов низкопотенциального тепла на основе органического цикла / А.А. Кишкин, Д.В. Черненко, А.А. Ходенков, А.В. Делков, Танасиенко Ф.В. // Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология». – 2013. – № 14 (136). – С. 57–63.
52. Кишкин А.А. Проектная оптимизация теплотехнических систем, работающих по замкнутому контуру / А.А. Кишкин, А.В. Делков, А.А. Зуев, А.А. Ходенков // Вестник СибГАУ. – 2012. – № 5. – С. 34–38.
53. Кобранов Г.П. Внешний теплообмен космических аппаратов / Г.П. Кобранов, А.П. Цветков, А.И. Белов, В.А. Сухнев – М.: Машиностроение, 1977. – 104 с.
54. Козлов Л.В. Моделирование тепловых режимов космических аппаратов и окружающей его среды / Л.В. Козлов, М.Д. Мусинов, А.И. Акишин, В.М. Залетаев, В.В. Козелкин. – М., 1971. – 380 с.
55. Копченова Н.В. Вычислительная математика в примерах и задачах / Н.В. Копченова, И.А. Марон. – М.: Наука, 1972. – 368 с.
56. Косторнов А.Г. Сравнительные исследования теплопередающей способности тепловой трубы с однородной и переменной по длине пористой капиллярной структурой / А.Г. Косторнов, Н.Э. Скрынская, М.И. Черкасов // ИФЖ. – 1994. – Т. 67, № 1–2. – С. 86–92.
57. Кочин Н.Е. Теоретическая Гидромеханика / Н.Е. Кочин, И.А. Кибель, Н.В. Розе; Под ред. И. А. Кибеля. – 6-е изд., испр. и доп. – М.: Физматлит, 1963. – 583 с.
58. Крат С.А. Тепловакуумная отработка космических аппаратов: развитие новых тенденций / С.А. Крат, В.В. Христич // Вестник СибГАУ. – 2010. – №4. – С. 126–129.
59. Кривов Е. В. Двухфазная система терморегулирования с раскрываемыми холодильниками-излучателями спутника связи с повышенной энерговооружённостью / Е. В. Кривов // Молодой ученый. – 2011. – № 1. – С. 35–39.

60. Леонов В.П. Система бортового термостатирования / В.П. Леонов, Т.И. Максимович // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, Сер. «Машиностроение». – 2005. – Спец. выпуск «Холодильная и криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения». С. 149–154.

61. Малоземов В.В. Оптимизация систем терморегулирования космических аппаратов / В.В. Малоземов, Н.С. Кудрявцева. – М.: Машиностроение, 1988. – 134 с.

62. Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов / В.В. Малоземов. – М.: Машиностроение, 1980. – 232 с.

63. Малясов А.А. Системы терморегулирования с двухфазным контуром для перспективных космических станций / А. А. Малясов // Молодежный научно-технический вестник. – 2013. – № 9. – С. 120 – 128.

64. Михайлов В.Ф. Космические системы связи : учеб. пособие / В.Ф. Михайлов, В.И. Мошкин, И.В. Брагин. – СПб., 200. – 174 с.

65. Нечаев М.В. Обоснование системы управления и защиты капельного холодильника-излучателя для реализации заданной циклограммы работы установки / М.В. Нечаев, В.Ю. Нечаев // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, Сер. «Машиностроение». – 2011. – № 3. – С. 70–77.

66. Панин В.Ф. Конструкции с сотовым наполнителем / В.Ф. Панин, Ю.А. Гладков. – М., 1991. – 272 с.

67. Панкратов Б.М. Тепловое проектирование агрегатов. – М.: Машиностроение, 1984. –176 с.

68. Патент 2344972 Российская Федерация, МПК В64G 1/58 (2006.01), D02G 3/12 (2006.01), В32В 5/08 (2006.01). Экранно-вакуумная теплоизоляция космического аппарата / Пожидаев Е. Д. (RU), Саенко В. С. (RU), Тютнев А. П. (RU), Соколов А. Б. (RU); патентообладатель: Московский государственный институт электроники и математики (технический университет) (RU). – № 2007109345/11; заявл. 15.03.07; опубл. 27.01.09, Бюл. № 23.

69. Патент 2369538 Российская Федерация, МПК В64G1/50 (2006.01), F16L51/03 (2006.01). Компенсатор объема жидкостной системы

терморегулирования космического аппарата / Безруких А. Д. (RU); патентообладатель: федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственное объединение прикладной механики» имени академика М.Ф. Решетнева» (RU). – № 22008106509/11; заявл. 19.02.08; опубл. 10.10.09, Бюл. № 28.

70. Патент 2481255 Российская Федерация, МПК В64G1/50 (2013.05). Способ изготовления системы терморегулирования космического аппарата / Халиманович В. И., Лавров В. И., Колесников А. П., Акчурин Г. В., Афонин С. С., **Танасиенко Ф. В.**, Рудько А. А., Анкудинов А. В., Акчурин В. П.; патентообладатель: открытое акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва» (RU). – № 2011133114/11; заявл. 05.08.2011; опубл. 10.05.2013, Бюл. № 13.

71. Патент 2481253 Российская Федерация, МПК В64G1/50 (2013.05). Способ контроля работы системы терморегулирования космического аппарата / Афонин С. С. (RU), Халиманович В. И. (RU), Колесников А. П. (RU), Акчурин В. П. (RU), Лавров В. И. (RU), Акчурин Г. В. (RU), **Танасиенко Ф. В.** (RU), Анкудинов А. В. (RU), Рудько А. А. (RU); патентообладатель: открытое акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва» (RU). – № 2011133101/11; заявл. 05.08.2011; опубл. 10.05.2013, Бюл. № 13.

72. Поварицын М.С. Исследование температурного поля в трехслойной пластине с сотовым наполнителем при несимметричном нагреве / М. С. Поварицын // ИФЖ. – 1961. – Т. 4, № 10. – С. 64–70.

73. Рассамакин Б.М. Нестационарная двумерная модель и анализ неизотермичности поверхностей тепловых труб при неравномерном теплообмене по периметру и длине / Б.М. Рассамакин, Ю.Ю. Хмара // ИФЖ. – 1991. – Т. 60, №6. – С. 885–891.

74. Расчет тепломассообменных аппаратов / [А.А. Бородин и др.] – М.: Изд-во МЭИ, 1996. – 52 с.

75. Рудько А. А. Система терморегулирования космического аппарата на основе тепловых труб и активного жидкостного контура / А. А. Рудько, Е. В. Юртаев, В. В. Двирный // Решетневские чтения: материалы XIV Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (в 2 ч.). Красноярск, 10–12 ноября 2010 г. – Красноярск, 2010. – Ч. 1. – С. 111–112.

76. Семена М.Г. Одномерная нестационарная модель переноса теплоты в тепловых трубах / М.Г. Семена, В.М. Батуркин, Б.М. Рассамакин // Конвективный теплоперенос / под ред. В.И. Толубинского. – Киев. – 1982. – С. 127–134.

77. Танасиенко Ф. В. Вычислительный эксперимент по получению характеристик моделируемой системы терморегулирования космического аппарата / Ф. В. Танасиенко, Ю. Н. Шевченко, А. В. Делков, А. А. Кишкин, М. Г. Мелкозеров // Сибирский журнал науки и технологий. – 2018. – Т. 19, № 2. – С. 233–240.

78. Танасиенко Ф. В. Математическое моделирование процесса теплопередачи в элементах конструкции КА из композиционных материалов на основе углеродного волокна / Ф. В. Танасиенко, Д. О. Шендалев, Е. В. Юртаев, А. А. Рудько // Решетневские чтения: материалы XIX Международной научно-практической конференции (в 2 ч.). Красноярск, 10–14 ноября 2015. – Красноярск, 2015. – Ч. 1. – С. 214–216.

79. Танасиенко Ф.В. Методика теплового расчета электронных приборов космического аппарата, работающих в открытом космосе / Ф. В. Танасиенко, Ю. Н. Шевченко // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : тезисы IX Всероссийской научно-практической конференции творческой молодежи (в 2 т.). Красноярск, 08–12 апреля 2013 г. – Красноярск, 2013. – Т. 1. – С. 78–80.

80. Танасиенко Ф.В. Расчет параметров радиатора космического аппарата со встроенным гидравлическим трактом / Танасиенко Ф. В., Цивилев И. Н. // Решетневские чтения: материалы XIV Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем

академика М. Ф. Решетнева (в 2 ч.). Красноярск, 10–12 ноября 2010 г. – Красноярск, 2010. – Ч. 1. – С. 94–95.

81. Танасиенко Ф.В. Тепловой расчет электронных приборов космического аппарата / Ф. В. Танасиенко, Э. В. Замятина // Решетневские чтения: материалы XVIII Международной научной конференции, посвященной 90-летию со дня рождения генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (в 3 ч.). Красноярск, 11–14 ноября 2014 г. – Красноярск, 2014. – Ч. 1. – С. 158–159.

82. Танасиенко Ф.В. Экспериментальное определение термического сопротивления образцов экранно-вакуумной изоляции / Ф. В. Танасиенко, А. А. Рудько, В. В. Басынин // Решетневские чтения: материалы XVII Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (в 2 ч.). Красноярск, 12–14 ноября 2013 г. – Красноярск, 2013. – Ч. 1. – С. 100–102.

83. Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов / Пер. с англ. под ред. Д. Лукаса. – М.: Мир, 1974. – 543 с.

84. Толстопятов М.И. Прямолинейное равномерное течение газов с теплоотдачей в энергетических установках летательных аппаратов / М.И. Толстопятов, А.А. Зуев, А.А. Кишкин, Д.А. Жуйков, В.П. Назаров // Вестник СибГАУ. – 2012. – № 4. – С. 134–139.

85. Тонкаль В.В. Метод расчета температур в сотовой конструкции при локальном тепловом нагружении / В. В. Тонкаль // 22 Гагаринские чтения: сборник тезисов докладов молодежной научной конференции. Москва, 02–06 апреля 1996 г. – Москва, 1996. – С. 124–125.

86. Фаворский О.Н. Вопросы теплообмена в космосе / О.Н. Фаворский, Я.С. Каданер. – М.: Высш. шк., 1967. – 239 с.

87. Форсайт Дж. Машинные методы математических вычислений / Дж. Форсайт, М. Малькольм, К. Моулер. – М.: Мир, 1980. – 280 с.

88. Хохулин В.С. Комбинаторная математическая модель теплообменной панели // Труды первой Российской национальной конференции по теплообмену (в 8 т.). Москва, 21–25 ноября 1994 г. – Москва, 1994. – Т. 8. – С. 213–217.
89. Чернявский Г.М. Орбиты спутников связи / Г.М. Чернявский, В.А. Бартнев. – М.: Радио и связь, 1978. – 200 с.
90. Чи С. Тепловые трубы: теория и практика. – М.: Машиностроение, 1981. – 207 с.
91. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М: Наука, 1974. – 712 с.
92. Шлыков Ю.П. Контактное термическое сопротивление / Ю.П. Шлыков, Е.А. Ганин. – М.: Энергия, 1977. – 328 с.
93. Юртаев Е. В. Математическая модель расчета потока солнечного излучения, пропускаемого сетчатым антенным рефлектором при движении по орбите / Е. В. Юртаев, А. А. Рудько, Ф. В. Танасиенко // Решетневские чтения: материалы XIX Международной научно-практической конференции (в 2 ч.). Красноярск, 10–14 ноября 2015. – Красноярск, 2015. – Ч. 1. – С. 216–217.
94. Abbas M. Introduction to Code_Aster: Instruction manual / M. Abbas, F. Waeckel. – EDF-R & D/AMA, 2005. – 14 p.
95. Aubry J.-P. Beginning with Code_Aster, A practical introduction to finite element method using Code_Aster Gmsh and Salome. – Framasoft (coll. Framabook) Beginning, 2013. – 357 p.
96. Chang M. Transient behavior of axially grooved heat pipe with thermal energy storage / L.C. Chow, W.S. Chang, M. Morgan // AIAA Papers. – 1990. – № 1754. – P. 1–8.
97. Davies M. Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers / M. Davies. – McGraw-Hill, 2003. – 1952 p.
98. Dechezelles J.J. Design and application of the AS/MBB Spacebus Family / J.J. Dechezelles, D.E. Koelle // AJAA 11 Communication Satellite System. San Diego, USA, March 17–20, 1986. – San Diego, 1986. – P. 688–696.
99. Delcov A.V. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft / A. V. Delcov, A. A. Hodenkov, D. A. Zhuikov // Proceedings of 12th

international conference on actual problems of electronic instrument engineering (in 7 vol.). Novosibirsk, Russia, October 02–04, 2014. – Novosibirsk, 2014.– Vol. 1. – P. 591–593.

100. Delkov A. V. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft / A. V. Delkov, A. A. Kishkin, N. A. Lavrov, F. V. Tanasienko // Chemical and Petroleum Engineering. – 2016. – Vol. 51, № 9. – P. 714–719.

101. Gilmore D.G. Spacecraft thermal control handbook / D.G. Gilmore. – The Aerospace Corporation Press, 2002. – 239 p.

102. Kaya T. Ground testing of heat pipes for spacecrafts thermal control / T. Kaya, J. Ku // AIAA Paper. – 1999. – № 3447. – P. 1–8.

103. Kaya T. Mathematical modeling of loop heat pipes / T. Kaya, T.T. Hoang // AIAA Paper. – 1999. – № 0477. – P. 1–5.

104. Liu X.Q. Numerical analysis of vapor flow in micro heat pipe / X.Q. Liu, G.P. Peterson // AIAA Paper. – 1996. – № 475. – P. 1–6.

105. Ma H.B. Experimental investigation of the thermal capillary limit of a novel micro heat pipe design / H.B. Ma, G.P. Peterson // AIAA Paper. – 1997. – № 979. – P. 1–7.

106. Meseguer, J. Spacecraft thermal control / J. Meseguer, I. Perez-Grande, A. Sanz-Andres. – Woodhead Publishing Limited, 2012. – 413 p.

107. Moschetti B. Heat pipes on Intelsat V-FM 15 design, test and in orbit performance after 6 months operation / B. Moschetti, T. Maciaszek // Sae technical paper series. – 1991. – № 911482. – P. 1–10.

108. Moss T.W. Modeling and performance of a flat plate heat pipe fin space radiator / T.W. Moss, W. J. Bowman // AIAA Paper. – 2000. – № 2282. – P. 1–6.

109. Pastukhov V. G. Miniature loop heat pipes for electronics cooling / V. G. Pastukhov, Yu. F. Maidanik, M. A. Chernyshova // SAE Transactions — Section 1, Journal of Aerospace. – 1999. – № 1983. – P. 483–487.

110. Pelton J.N. Handbook of Satellite Applications / J.N. Pelton, S. Madry, S. Camacho-Lara. – Springer New York Heidelberg Dordrecht, 2013. – 1228 p.

111. Perotto V. Thermal balance of EVRECA thermal model / V. Perotto, S. Tavera // Sae technical paper series. – 1989. – № 1521. – P. 1–7.
112. Ramohalli K. Parametric results for heat transfer across honeycomb sandwich panels / K. Ramohalli // AIAA Paper. – 1981. – № 213. – P.1–2.
113. Reyes A.S. Gas generation test data and life tests of low temperature heat pipes / A.S. Reyes, J.R. Brown, W.S. Chang, R. Ponnappan // AIAA Paper. – 1990. – № 1756.– P. 1 – 8.
114. Shek-se P. Ip. Space-Station Breadboard Beta Gimbal Assembly. Thermal-Vacuum Testing and Analyses / P. Ip. Shek-se // Journal of spacecraft and rockets. – 1996. –Vol. 33, № 5. – P. 686 – 692.
115. Tanasienko F. V. Two-dimensional thermal model of the thermal control system for nonhermetic formation spacecraft / F. V. Tanasienko, Y. N. Shevchenko, A. V. Delkov, A. A. Kishkin // Сибирский журнал науки и технологий. – 2018. – Т. 19. №. 3. – P. 445–451.
116. Vojta J. Thermocontrol system concept of Magion small subsatellite of interball mission / J. Vojta, S. Zuik, V. Baturkin, K. Sckoda, N. Grechina // Actoastronaut. – 1996. – Vol. 39, № 9–12. – P. 971–976.
117. Zaghdoudi M.C. Experimental investigation on the effects of body force environment on flat heat pipes thermal performance / M.C. Zaghdoudi, A. Teyti, C. Sarno // AIAA Paper. – 2001. – № 346. – P. 1–5.