

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»
МАИ (НИУ)

На правах рукописи



Гончаров Константин Анатольевич

**МЕТОД ТЕПЛОФИЗИЧЕСКОГО ПРОЕКТНОГО АНАЛИЗА
КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ
ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ**

Специальность 2.5.14.
«Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
Академик РАН,
доктор технических наук, профессор
Алифанов Олег Михайлович

Москва - 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
Глава 1 Обеспечение стабильного «Запуска» циркуляции теплоносителя	16
1.1 Обеспечение запуска циркуляции в испарителе	16
1.2 Соотношение объемов	26
1.3 КТТ с несколькими конденсаторами	28
1.4 КТТ с несколькими испарителями	40
Глава 2 Обеспечение устойчивости циркуляции теплоносителя	40
2.1 Диаграмма состояния теплоносителя в КТТ	40
2.2 Пульсации массового расхода и давления в контуре	41
2.3 Тепломассобмен в КПС испарителей КТТ	47
2.4 Вторичная капиллярная структура	52
Глава 3 Теплофизический проектный анализ КТТ	60
3.1 Последовательность теплофизического проектного анализа КТТ	59
3.2 Выбор теплоносителя	60
3.3 Выбор конструктивных параметров, определение предельной мощности и термического сопротивления КТТ	73
3.4 Расчет термического сопротивления КТТ	76
3.5 Математическая модель КТТ с учетом динамики	81
3.6 Программа для расчета КТТ	84
3.7 Результаты расчета КТТ в динамике	85
3.8 Верификация модели КТТ в динамике	88
Глава 4 Экспериментальная отработка и практическое применение КТТ	96
4.1 Летный эксперимент с КТТ на КА «Гранат»	96
4.2 Летный эксперимент с КТТ на STS-87	102
4.3 Летный эксперимент с КТТ на STS-107	104
4.4 Практическое применение КТТ	106
4.5 Применение КТТ в КА «Обзор-О»	108
4.6 Применение КТТ в КА «Ямал-200»	110
4.7 Применение КТТ в КА МИМ-1 «Рассвет»	115

4.8 Применение КТТ в КА «Электро-Л».....	120
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	121
Список обозначений.....	124
Список литературы.....	125
ПРИЛОЖЕНИЕ	142
Акты внедрения результатов диссертационной работы.....	143

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Контурные тепловые трубы (КТТ) являются новым классом теплопередающих устройств. Термин «контурные тепловые трубы» предложен в конце 90-х годов. КТТ - двухфазные контуры с отдельными каналами для жидкости и пара, капиллярным насосом, выполняющим роль испарителя, и с компенсационной полостью - резервуаром, имеющей тепловую и гидравлическую - капиллярную связь с испарителем. Потребность в появлении КТТ возникла из-за необходимости устранения недостатков и расширения сферы использования классических тепловых труб. Низкий капиллярный напор, большое гидравлическое сопротивление по жидкости, встречное движение потоков жидкости ограничивают мощность тепловых труб, положение в поле гравитации и массовых сил. Разделение потоков пара и конденсата позволяет избежать недостатков классических тепловых труб, существенно увеличить теплопередающую способность и длину переноса теплоты, увеличить капиллярный напор, что позволяет использовать КТТ в произвольном положении в поле гравитации.

До появления идеи контурных тепловых труб существовали устройства для передачи и преобразования тепловой энергии с двухфазным теплоносителем, капиллярным насосом и отдельными каналами для жидкости и пара, с резервуаром для компенсации объема жидкости, заполняющего отдельные элементы контура. Концепция устройств предложена американским инженером и ученым Edward J. Kroliczek [1] и названа Capillary Pump Loop (CPL). CPL требует активного контроля за температурой и давлением в резервуаре и в контуре. Концепция CPL оказалась сложной, ненадежной и не нашла широкого распространения. После многих лет исследований, наземных и летных экспериментов промышленность отказалась от применения CPL в реальных системах КА.

В отличие от CPL КТТ имеют тепловую и гидравлическую связь с резервуаром - компенсационной полостью (КП) и не нуждаются в активном

контроле положения фронта раздела жидкость – пар в элементах контура. КТТ ведут себя как классические тепловые трубы – пассивно.

В конце 70-х годов прошлого века созданы первые образцы «антигравитационных» тепловых труб. Название устройства получили за способность передавать тепло сверху вниз в условиях гравитации без применения дополнительных источников энергии. Гравитация способствовала подаче жидкого теплоносителя из КП к испарителю. Большое количество различных образцов антигравитационных тепловых труб успешно испытано и применено в наземных условиях для охлаждения тепловыделяющих элементов в радиоэлектронике, компьютерной технике, на транспорте, на подводных лодках и ракетах.

Капиллярно-пористая структура (КПС) в КТТ размещена локально, в зоне подвода тепла - испарителе, чтобы путь движения жидкого теплоносителя в КПС оказался минимальным. Низкое гидравлическое сопротивление по жидкости в сравнении с тепловыми трубами традиционных конструкций позволяет использовать КПС с малым размером пор и создавать высокий капиллярный напор. Капиллярный напор растет обратно пропорционально диаметру пор, гидравлическое сопротивление жидкости в КПС растет заметно быстрее. Необходим компромисс между параметрами при выборе размера пор. В КТТ диаметр пор составляет 1 мкм и меньше. Схема антигравитационной тепловой трубы, разработанной в Екатеринбурге в конце семидесятых годов прошлого века, представлена на Рисунке 1 [2].

Паровая и жидкая фазы теплоносителя разделены в транспортной зоне КТТ. Зона генерации пара в КПС максимально приближена к теплоподводящей поверхности, эвакуация пара организована по специальной системе пароотводящих каналов. Движение жидкой фазы теплоносителя и теплового потока направлены навстречу друг другу, реализован принцип «обратного мениска».

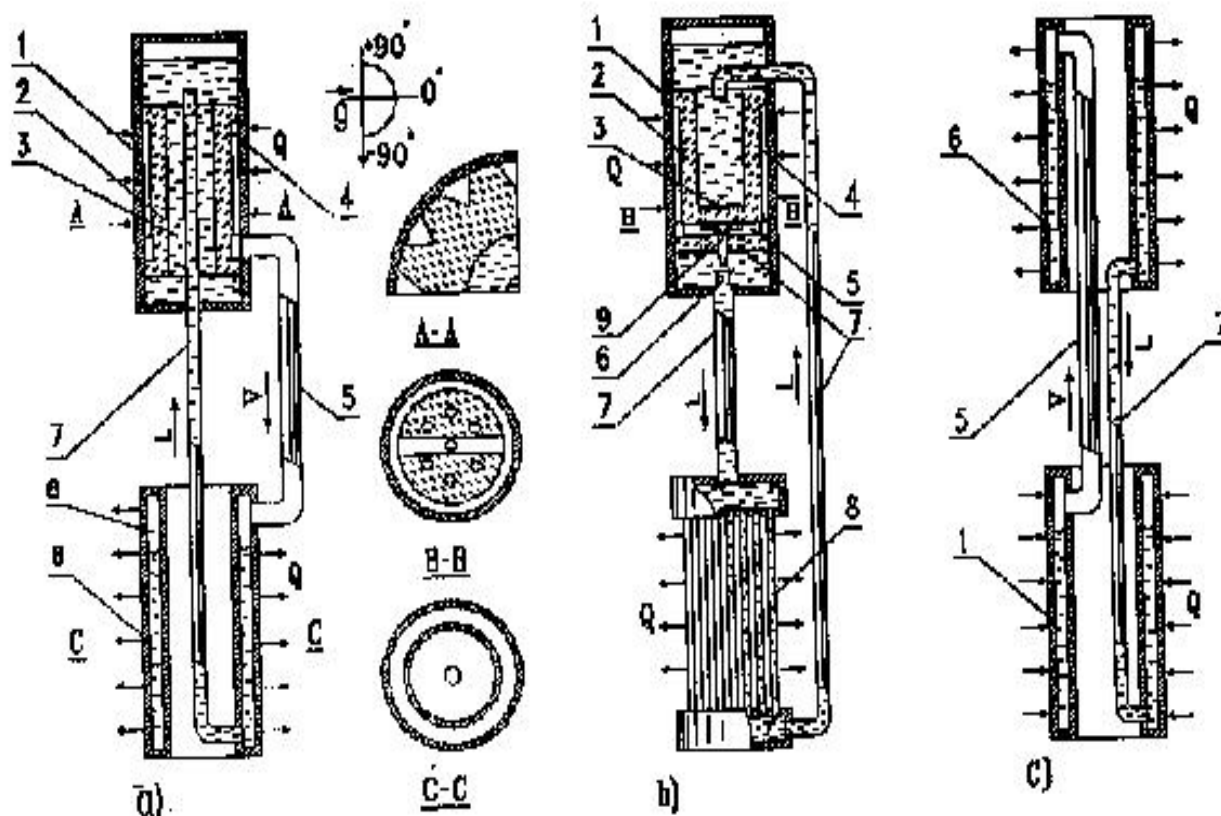


Рисунок 1 - Схема антигравитационной тепловой трубы

1 – испаритель (капиллярный насос); 2 – капиллярная структура; 3 – компенсационная полость (гидроаккумулятор); 4 – паротводные каналы; 5 – паропровод (паровая линия); 6 – конденсатор; 7 – конденсатопровод (жидкостная линия); 8 – теплообменник-охладитель

При создании КТТ и двухфазных контуров с капиллярным насосом (ДФК КН) решены вопросы конструирования, моделирования, технологии изготовления капиллярно-пористых структур для использования в условиях гравитации. При использовании КТТ в системах обеспечения теплового режима (СОТР) космических аппаратов (КА) требуется обеспечить безотказное функционирование устройств в условиях невесомости, при изменяющихся тепловых условиях в испарителе и конденсаторе. Запуск процесса тепломассообмена в КТТ и устойчивая циркуляция теплоносителя являются основными проблемами создания устройств для космического применения.

Решение перечисленных проблем требует анализа и исследования динамично меняющихся тепловых и механических процессов движения теплоносителя в КТТ.

Необходимо обеспечить гидравлическую капиллярную связь жидкости в КП с испарителем в условиях невесомости и в различном положении КТТ в поле тяжести, обеспечить надежное смачивание испарителя жидкой фазой теплоносителя при различных ориентациях, в условиях невесомости и при изменяющихся условиях теплообмена.

Существенным моментом доказательности работоспособности КТТ является экспериментальная отработка. Экспериментальные данные, полученные в наземных условиях и с борта КА, являются необходимым условием для верификации разработанных математических моделей и конструкций КТТ.

Широкое применение нового класса теплопередающих устройств требует положительного опыта летной эксплуатации новых устройств в служебных системах КА.

Исследования процессов теплопереноса, протекающих в гетерогенных средах, составляют одну из наиболее значимых и актуальных задач современной теплофизики и являются центральными при решении фундаментальных проблем фазовых превращений при создании систем терморегулирования. За последние десятилетия достигнут заметный прогресс, связанный с разработкой и применением новых теплопередающих систем с капиллярными насосами, новейших аналитических и экспериментальных методик исследования процессов парообразования и теоретических подходов моделирования.

Степень разработанности темы исследования

Первые идеи и прототипы контурных тепловых труб разработаны в Свердловске Герасимовым Ю.Ф. и его учениками - Майдаником Ю.Ф. и Кисеевым В.М. [3 - 13] в конце 70-х годов прошлого века как «антигравитационные» тепловые трубы. Из названия следует, что устройства предназначены для работы в условиях гравитации. Устройства получили название за способность передавать тепло сверху вниз в условиях гравитации. Гравитация помогала решить вопрос подачи жидкого теплоносителя из КП к испарителю. Опытные образцы антигравитационных тепловых труб успешно применялись в наземных условиях для охлаждения тепловыделяющих элементов в

радиоэлектронике, на транспорте, на подводных лодках и ракетах. Решены многие задачи конструктивного и технологического характера [14 - 48]. Название «контурные» устройства получили в 90-е.

Разработке и исследованию применению КТТ, как одного из перспективных элементов СОТР КА уделялось большое внимание в АО ВНИИЭМ - Яценко Е.Е. [46], ИВТ АН - Ковалев С.А., Соловьев С.Л [47]. ПАО РКК «Энергия» - Никонов А.А., Сургучев О.В., Елчин А.П. и к.т.н. Басов А.А. [48], в АО «НПО Лавочкина» к.т.н. Тулин Д.В., Балыкин М.А., к.т.н. Панин Ю.В., Коржов К.Н., к.т.н. Кочетков А.Ю., к.т.н. Котляров Е.Ю [49], в КБ ПО «Полет» - к.т.н. Пиюков С.А. [50]. Работы по созданию КТТ и отдельных элементов - испарителя, конденсатора, транспортных каналов - проводились иностранными учеными: в Германии: MBV ERNO - R. Muller, OHB Systems - R. Schlitt [51], в Бельгии: ЕНР - S. van Oost, G. Bekaert, во Франции: Alcatel space - T. Tjijtachardja, в Голландии: ESTEC ESA - W. Supper [52], в США: NASA – Ku J., Nortrop Grumman - M. Nikitkin, Thermacore inc. - D. M. Ernst, M. Rosenfeld и другими исследователями [53].

Исследования в области эффективной передачи тепловой энергии с помощью КТТ и совершенствование СОТР КА с применением КТТ остаются актуальными. Тепло и массообмен при фазовом переходе жидкость-пар занимают особое место среди физических явлений, используемых в природе и технике. Большинство теоретических предположений о характере работы двухфазных теплопередающих систем требуют экспериментального подтверждения в конкретных условиях эксплуатации в связи с наличием множества влияющих на процессы факторов. Достаточно сложно предсказать особенности функционирования двухфазных устройств в условиях отсутствия гравитации.

Необходимо активно развивать новые экспериментальные и теоретические методы в изучении капиллярно-пористых сред и процессов тепломассопереноса в замкнутых контурах. Стремительно расширяется круг объектов применения и исследования двухфазных контуров, включающий сложные устройства с многообразием терморегулирующих функций.

На функциональные параметры тепловых систем на основе тепловых труб существенное влияние оказывают силы гравитации. Несмотря на повышенное внимание к новому классу теплопередающих устройств и значительное количество публикаций, технические решения, позволяющие создать надежно работающие КТТ в условиях невесомости, не разработаны.

Надежность системы обеспечения теплового режима (СОТР) космических аппаратов (КА) полностью зависит от безотказного функционирования и надежности КТТ. Обеспечение устойчивых «запуска» КТТ и циркуляции теплоносителя в условиях невесомости и при различных температурных условиях является одной из основных проблем при разработке КТТ для космического применения. Для обеспечения устойчивой работы КТТ в условиях невесомости, а также в поле знакопеременных перегрузок, характерных для СТР КА, необходимо смоделировать процессы тепломассообмена, происходящие внутри основной и вторичной капиллярных структур, сформулировать требования к конструкции.

Существенное снижение стоимости проектирования и создания КТТ, как элементов СОТР КА, достигается применением качественного моделирования процессов тепломассопереноса и гидравлики, как в отдельных элементах, так и в устройстве в целом. Приведенное в литературе математическое моделирование теплофизических процессов в КТТ проводилось упрощенными аналитическими или численными методами без корректного физического и математического отображения основных процессов тепломассообмена в контуре. Необходимо разработать математические модели и программы расчета, позволяющие моделировать КТТ в динамике. Существовавшие математические модели строились на предполагаемом распределении пара и жидкости по длине контура, не вычисляли положение фронта раздела пар-жидкость. Модели ограничены в определении динамических и переходных характеристик КТТ и не обладали необходимой достоверностью.

Экспериментальные данные, полученные с борта КА, являются необходимыми для подтверждения достоверности разработанных математических моделей и созданных конструкций КТТ. Новые технические решения следует

многократно испытывать как до использования на космических объектах, так и непосредственно в космосе. Важным элементом доказательности соответствия параметров КТТ расчетным значениям являются летные эксперименты. Летные эксперименты с положительными результатами работы КТТ в условиях микрогравитации до начала работы автора отсутствовали.

Первые попытки применить антигравитационные тепловые трубы в космосе в условиях невесомости, проведенные в НПО ПМ [54], трижды закончилась неудачей. На Рисунке 2 представлен экспериментальный модуль с КТТ НПО ПМ.

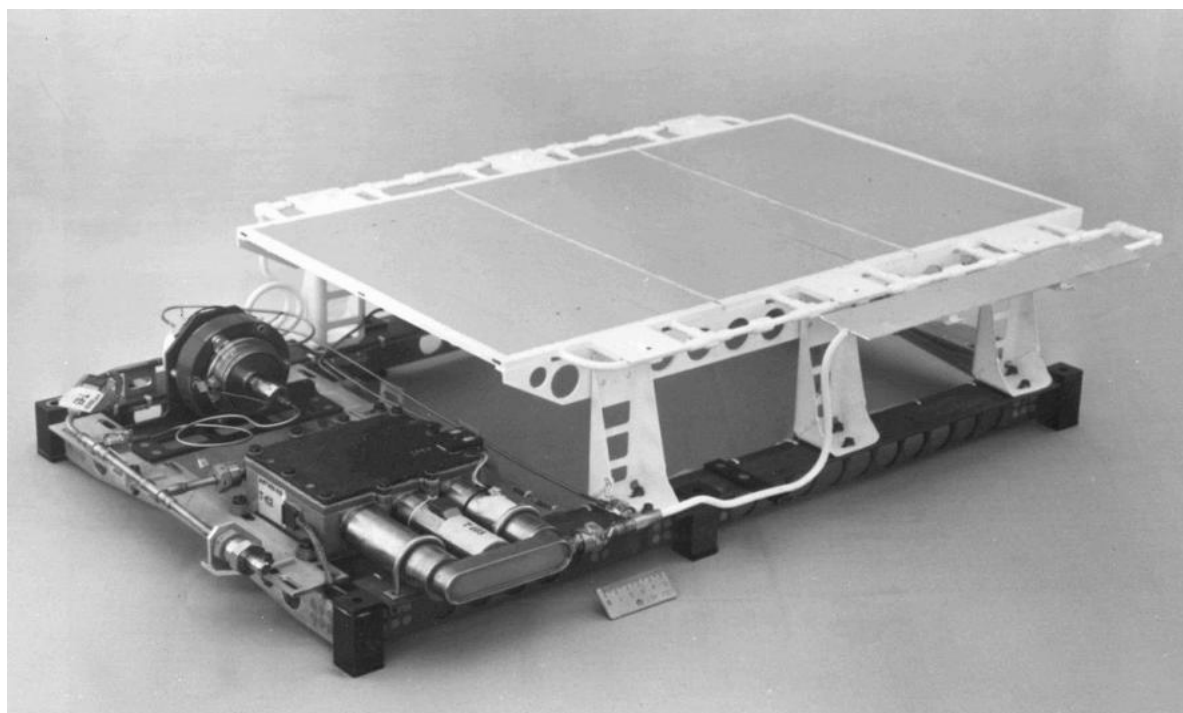


Рисунок 2 – Экспериментальный модуль с КТТ НПО ПМ

Три параллельных испарителя с никелевой капиллярной структурой объединены общей компенсационной полостью с вторичной капиллярной структурой из ячеистого материала ВПЯМ. Радиатор с присоединенными параллельными участками конденсатора КТТ покрыт терморегулирующим покрытием класса «Солнечный отражатель».

1 ноября 1989 г. запущен эксперимент с КТТ, разработанной НПО Прикладной Механики. Эксперимент поставлен на космическом аппарате «Горизонт». КТТ не работала в невесомости, несмотря на хорошие результаты испытаний на Земле.

Вследствие большой стоимости экспериментальные данные, позволяющие подтвердить возможность создания КТТ с обеспечением стабильности тепломассопереноса для условий микрогравитации, являются уникальными.

Без решения перечисленных проблем невозможно создание надежно работающих КТТ для космического применения, обеспечивающих требуемые температурные параметры аппаратуры.

Являясь одной из основных служебных систем, СОТР определяет надежность и ресурс КА. Разработка КТТ для современных КА, работающих в экстремальных условиях космической среды, характеризующейся высоким вакуумом, радиационными, электромагнитными, ультрафиолетовыми излучениями, метеоритными потоками, воздействием ускорений, вибраций, резким перепадом температур между солнечной и теневой сторонами КА, является актуальной и сложной технической задачей. Создание эффективных КТТ связано с учетом требований к метеоритной и радиационной стойкости. Исследования в данном направлении продолжаются.

Цель и задачи работы

Целью диссертации является разработка метода теплофизического проектного анализа КТТ для космического применения, создание КТТ для космического применения.

Для достижения цели в диссертации поставлены следующие задачи:

1. Разработать способы обеспечения запуска тепломассообмена в КТТ в условиях гравитации и невесомости.
2. Обеспечить устойчивую циркуляцию теплоносителя при изменяющихся условиях тепломассообмена.
3. Разработать метод теплофизического проектного анализа, включающий математическую модель динамических процессов тепломассообмена в КТТ;
4. Разработать и создать экспериментальные образцы КТТ, провести экспериментальную отработку в условиях наземных и летных испытаний подтвердить результаты расчетов экспериментальными данными;

5. Реализовать первый положительный опыт применения нового класса теплопередающих устройств в служебных СОТР КА.

Научная новизна

1. Разработаны и проанализированы новые способы обеспечения запуска тепломассообмена в КТТ в условиях гравитации и невесомости.
2. Впервые определены ограничения на соотношение объемов конструктивных элементов КТТ и массу теплоносителя.
3. Впервые разработаны требования к вторичной капиллярной структуре (ВКС), предложена конструкция ВКС, обеспечивающая устойчивую циркуляцию теплоносителя в условиях гравитации и невесомости.
4. Разработан новый метод теплофизического проектного анализа, включающий математическую модель КТТ, позволяющую определить движение двухфазного теплоносителя при изменяющихся условиях теплообмена.
5. Созданы экспериментальные образцы КТТ. Впервые проведена серия успешных летных экспериментов, включая первый в мире успешный эксперимент с КТТ на борту КА «Гранат». Проведены исследования параметров КТТ в условиях наземных и летных испытаний КТТ. Подтверждена разработанная концепция КТТ в условиях невесомости.
6. Реализован первый опыт успешного применения КТТ в космической технике. Разработаны рекомендации по проектированию, созданию и применению КТТ в служебных СОТР КА.

Теоретическая значимость работы

В результате проведенного теплофизического проектного анализа разработаны основные принципы проектирования КТТ для космического применения, методы обеспечения запуска тепломассообмена, конструктивные решения для устойчивой циркуляции теплоносителя в невесомости при изменяющихся условиях тепломассообмена.

Созданная математическая модель КТТ позволяет определить движение двухфазного теплоносителя при изменяющихся условиях теплообмена, оценить величину пульсаций расхода и давления.

Практическая значимость работы

В результате теплофизического проектного анализа, экспериментальной отработки в наземных условиях и в условиях невесомости создан и успешно применен в космосе новый класс теплопередающих устройств - контурные тепловые трубы.

Разработана и верифицирована математическая модель КТТ, позволяющая определить параметры движения двухфазного теплоносителя при изменяющихся условиях теплообмена, повысить надежность СОТР на основе КТТ. Программа расчета КТТ на основе созданной модели применена на предприятиях ракетно-космической отрасли промышленности.

Созданные при непосредственном участии автора КТТ применены для служебных систем обеспечения тепловых режимов 41 космического аппарата, 192 КТТ успешно функционируют в составе КА. Отказов в полете не зафиксировано.

Методология и методы исследования

Поставленные задачи исследованы с использованием методов математического моделирования процессов тепломассообмена в теплообменных аппаратах различных типов, на базе основополагающих законов тепломассообмена с помощью расчетно-аналитических методов. Для автоматизации расчетов и построения графических зависимостей создана программа, использующая общепризнанные численные методы. Проведены расчетные и экспериментальные исследования, математическая обработка полученных данных.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся:

1. Способы обеспечения запуска тепломассообмена в КТТ, ограничения на соотношение объемов конструктивных элементов КТТ и массу теплоносителя.

2. Концепция вторичной капиллярной структуры, обеспечивающая устойчивую циркуляцию теплоносителя.

3. Метод теплофизического проектного анализа, включающий математическую модель КТТ, позволяющую определить параметры движения двухфазного теплоносителя при изменяющихся условиях теплообмена.

4. Подтверждение метода теплофизического проектного анализа результатами наземной и летной экспериментальной отработки КТТ.

5. Опыт успешного применения КТТ в служебных СОТР КА.

Степень достоверности результатов подтверждается использованием математических моделей, основанных на теориях тепломассообмена и термодинамики, сравнением результатов численных расчетов с результатами экспериментальной отработки. Результаты расчетов подтверждены экспериментальными данными в наземных условиях и условиях невесомости.

Апробация результатов. Основные результаты работы доложены и обсуждены на международных и всероссийских научных конференциях: 5-й и 4-й Российских национальных конференциях по теплообмену (Москва, 2014, 2010), International Conference on Environmental Systems (ICES 2016, 2010, 2006, 2001), International Heat Pipe Conference (ИНПС 2021, 2018, 2016, 2013, 2012, 2010, 2007, 2004, 2002, 1999, 1997), опубликованы в российских и международных научных журналах. Дважды докладывались на расширенном Ученом совете ИТФ УрО РАН.

Публикации. Список научных трудов по теме диссертации составляет 30 наименований, в том числе 11 научных работ в изданиях Перечня ВАК РФ по специальности 2.5.14. получено 2 авторских свидетельства СССР, 8 патентов РФ на изобретение, 2 патента РФ на полезную модель.

Личный научный вклад автора

Исследования, результаты которых отражены в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Исследования

включают постановку проблемы на основании изучения литературных источников и разработок исследователей как в нашей стране, так и за рубежом. Проведен теплофизический проектный анализ КТТ. Определены основные принципы обеспечения работоспособности КТТ как в поле тяжести, так и в невесомости, разработаны методы обеспечения запуска тепломассообмена и устойчивой циркуляции. Разработана математическая модель, основанная на фундаментальных уравнениях тепломассообмена. Разработаны опытные образцы КТТ и проведена экспериментальная отработка как в поле тяжести, так и в невесомости. Реализован первый опыт успешного применения КТТ в служебных СОТР КА.

Автор выражает глубокую признательность и благодарность:

- научному руководителю, Академику РАН, профессору кафедры МАИ Алифанову Олегу Михайловичу за большую методическую помощь в подготовке работы;

- заместителю генерального конструктора НПО Лавочкина Моишееву Александру Александровичу за поддержку и помощь в организации экспериментальной отработки КТТ;

- помощнику проректора по международным связям, доценту кафедры ТМПУ ФГБОУ ВО "НИУ "МЭИ", к.т.н., Савченковой Наталье Михайловне за консультации при создании программы расчета КТТ и оформлении работы;

- доценту кафедры 614 ФГБОУ ВО МАИ (НИО) Антонову Виктору Алексеевичу за замечания при создании алгоритма численного метода решения системы дифференциальных уравнений.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы. Работа изложена на 140 страницах, включает 1 таблицу и 87 рисунков. В списке используемой литературы 138 наименований.

ГЛАВА 1 ОБЕСПЕЧЕНИЕ СТАБИЛЬНОГО «ЗАПУСКА» ЦИРКУЛЯЦИИ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ

1.1 Обеспечение запуска циркуляции в испарителе

Основной проблемой при разработке КТТ космического назначения является обеспечение гарантированного «запуска» циркуляции теплоносителя, устойчивой работы в условиях невесомости и в поле знакопеременных перегрузок. Для понимания проблемы рассмотрим механизм тепломассообмена в КТТ в упрощенном виде. Схема КТТ приведена на Рисунке 1.1

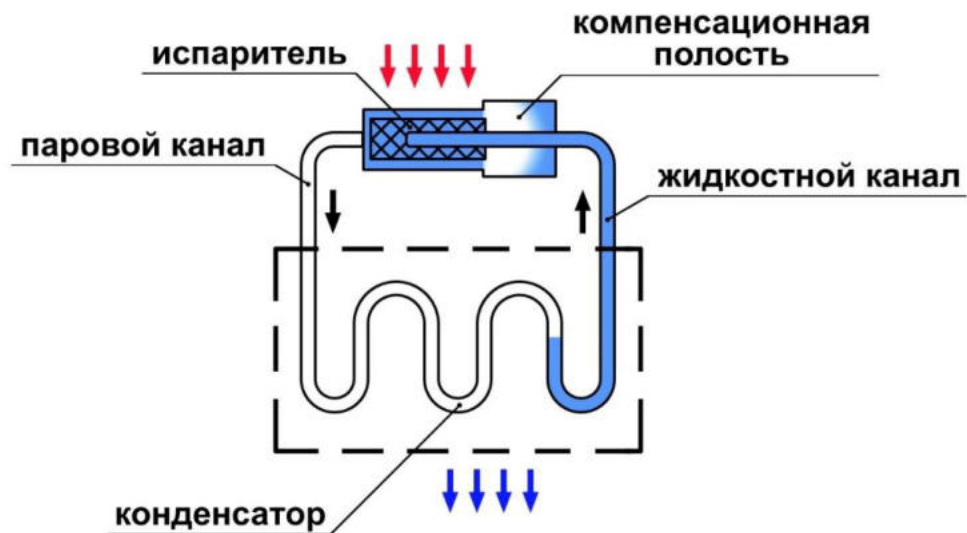


Рисунок 1.1 - Схема КТТ

Циркуляция теплоносителя в КТТ обеспечивается капиллярными силами пористой структуры, размещенной в испарителе. На поверхности КПС происходит парообразование под действием подводимого к поверхности испарителя тепла. Появление менисков на поверхности пористой структуры приводит к возникновению капиллярных сил. Капиллярный напор в КТТ, как и в других тепловых трубах, определяется уравнением Лапласа.

$$\Delta P_c = \frac{\sigma \cos \theta}{2r} \quad (1.1)$$

При условии, что подвод тепла к испарителю равен отводу в конденсаторе, циркуляция теплоносителя выравнивается и стабилизируется. Массовый расход

теплоносителя в стационарном режиме пропорционален подводимому тепловому потоку и обратно пропорционален теплоте парообразования теплоносителя. В КТТ, в отличие от классических тепловых труб, существует перегретый пар в испарителе и переохлажденный конденсат в конденсаторе. С учетом теплоемкостей паровой и жидкостной фазы теплоносителя массовый расход в КТТ в стационарном режиме определяется следующим выражением:

$$G = \frac{Q_e}{r + c_{pv}(t_e - t_v) + c_{pl}(t_e - t_c)}, \quad (1.2)$$

где Q_e - тепловой поток в испарителе (Вт);

r – теплота парообразования (Дж/кг);

t_e, t_v - температура пара в зоне испарения и в паровом канале соответственно,

t_c – температура теплоносителя на выходе из конденсатора,

c_{pv} и c_{pl} – удельные теплоемкости пара и жидкости соответственно.

При отсутствии гравитации и неконденсирующегося газа (НГ) внутри КТТ поток теплоносителя вызывает постоянное гидравлическое сопротивление, которое компенсируется капиллярным напором. Установившаяся разница давлений снаружи и внутри испарителя предопределяет постоянную разницу температур между зонами испарения и конденсации. В предположении, что транспортные зоны изолированы от теплообмена с окружающей средой, конденсат поступает в испаритель с той же температурой, при которой выходит из конденсатора.

Разница давлений между поверхностью испарения в испарителе и паром в компенсационной полости (КП) КТТ - движущий напор - расходуется на гидравлические сопротивления движущегося теплоносителя в жидкой и паровой фазе в элементах контура. При стационарном режиме работы КТТ сумма всех потерь давления в контуре не превышает капиллярного напора, определяемого по уравнению (1.1). Капиллярный напор существует на границе раздела фаз теплоносителя пар-жидкость. Для возникновения движущей силы в контуре – капиллярного напора – необходимо наличие раздела фаз пар-жидкость. В классических тепловых трубах в каждом сечении по длине трубы имеется жидкая

и паровая фаза и проблема с «запуском» циркуляции теплоносителя отсутствует. При подводе или отводе тепла в любой точке классической тепловой трубы происходит фазовое превращение теплоносителя. В КТТ процессы тепломассобмена происходят иначе.

В качестве теплоносителя в тепловых трубах используются простые вещества высокой чистоты. Чистота теплоносителя необходима для исключения НГ, которые мешают процессам тепломассопереноса в тепловых трубах. Чистые вещества обладают метастабильным состоянием – перегретой жидкости или переохлажденного пара [55]. Для теплоносителя «аммиак» или «вода» метастабильное состояние перегретой жидкости достигает нескольких градусов.

В обычных, классических тепловых трубах – Рисунок 1.2 - тепло подводится от стенки, через капиллярную структуру, смоченную теплоносителем, метастабильное состояние помогает – жидкость не вскипает у стенки, а испаряется внутри трубы на разделе фаз.

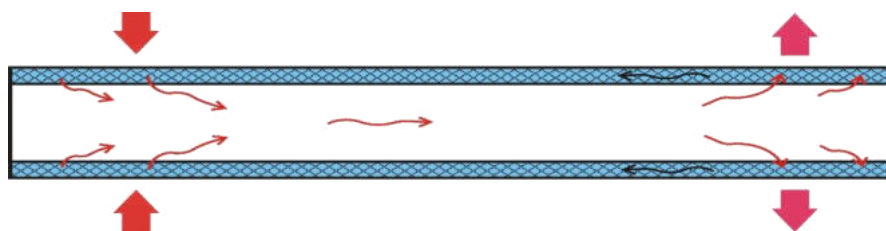


Рисунок 1.2 - Схема классической ТТ

При повышении плотности теплового потока перегрев жидкости у стенки приводит к вскипанию в капиллярной структуре. Явление называется пределом по кипению. Чем больше величина метастабильного состояния перегретой жидкости, тем более высокую плотность теплового потока выдерживает тепловая труба. Величина плотности теплового потока, являющаяся пределом по кипению (1.3), предложена Marcus в 1972 г. Величина метастабильного перегрева жидкости определяется по выражению (1.4), предложенному Hsu в 1962г.

$$q_B = \frac{2k_{eff,w}\Delta t_{sh}}{d_i \ln\left(\frac{d_i}{d_v}\right)} \quad (1.3)$$

$$\Delta t_{sh} = \frac{3.06\sigma t_s}{\rho_v h_{fg} \delta} \quad (1.4)$$

В испарителе КТТ в отличие от классических тепловых труб направление теплового потока обратно направлению движения жидкого теплоносителя. Тепловой поток движется от стенки испарителя через зону пароотводящих каналов навстречу жидкому теплоносителю. В КТТ отсутствует ограничение по кипению, нет предела по плотности теплового потока. В экспериментах достигнуты значения для воды - до 250 Вт/см^2 [46]. Автором достигнуты значения плотности теплового потока в испарителе КТТ для аммиака – до 180 Вт/см^2 .

Метастабильное состояние перегретой жидкости отрицательно влияет на «запуск» циркуляции теплоносителя в КТТ. При полностью заполненном жидкостью испарителе капиллярный напор отсутствует, и циркуляция теплоносителя не возникает. Если все элементы испарителя КТТ перед началом работы заполнены жидкостью, существует проблема «запуска» циркуляции теплоносителя – основной недостаток концепции КТТ. Проблема с «запуском» не только возможна – она вероятна и должна быть учтена при проектировании КТТ [56 - 58].

При подводе тепла к испарителю КТТ возникает «паразитный» тепловой поток Q_r из испарителя в КП, как показано на Рисунке 1.3.

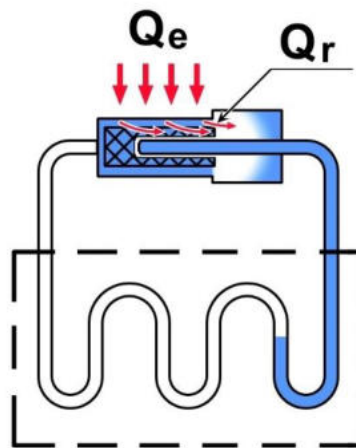


Рисунок 1.3 - Паразитный тепловой поток в КП

В общем упрощенном случае величина паразитного теплового потока определяется следующим выражением (1.5):

$$Q_r = \frac{2\lambda_w \pi l_w (t_e - t_r)}{\ln\left(\frac{R_w}{r_w}\right)} \quad (1.5)$$

Если все элементы испарителя перед подачей тепловой мощности полностью заполнены жидкостью, то после подачи тепловой мощности в испарителе возникает перегретая жидкость и испаритель не генерирует пар. В испарителе не возникает раздела пар-жидкость и капиллярный напор не вызывает «запуск» циркуляции теплоносителя. Вследствие наличия тепловой связи между испарителем и КП тепловой поток передается всем элементам испарителя и в КП. Происходит плавный разогрев испарителя. Процесс продолжается до достижения критической температуры теплоносителя и разрушения корпуса КТТ.

Запуск возможен, если температура испарителя превышает температуру теплоносителя в КП на величину, превышающую метастабильное состояние перегретой жидкости.

$$t_e - t_r > \Delta t_{sh} \quad (1.4)$$

где Δt_{sh} – величина метастабильного состояния перегретой жидкости.

Значение величины метастабильного состояния перегретой жидкости зависит от типа самой жидкости, чистоты жидкости и корпуса КТТ, параметров поверхности, с которой контактирует теплоноситель при нагреве – шероховатости, химического и физического состояния. Точного аналитического решения величина метастабильного состояния не имеет. Экспериментально автором определено, что для типичных конструкций испарителей КТТ для аммиака Δt_{sh} составляет от 2°С до 3°С.

Для «запуска» КТТ необходимы мероприятия, приводящие к возникновению первого парового пузырька в испарителе и возникновению раздела фаз пар-жидкость в испарителе. Для испарителей КТТ необходимо стремиться к увеличению термического сопротивления между поверхностью подвода тепла и КП. Увеличения термического сопротивления можно достичь конструктивно-технологическими решениями. Создание оптимального испарителя КТТ – сложная техническая задача - испаритель КТТ выполняет 4 функции:

- собственно испаритель для преобразования жидкой фазы в пар;
- капиллярный насос для обеспечения циркуляции в контуре;
- гидравлический затвор для предотвращения попадания пара в КП;

- тепловой затвор для снижения паразитного теплового потока.

Возможности конструкторов разработчиков ограничены - улучшение одной из функций испарителя приводит к ухудшению других.

Для КТТ, в которой определены основные параметры испарителя предложены следующие способы «запуска»:

1. Увеличение темпа нагрева испарителя.
2. Установка локального нагревателя в испарителе.
3. Увеличение теплоемкости КП.
4. Установка в КП теплового аккумулятора с плавящимся материалом.
5. Отвод тепла от КП радиатором или холодными элементами конструкции КА.
6. Механическое воздействие на жидкий теплоноситель в испарителе, вызывающее кавитационный эффект.
7. Резкое снижение давления пара теплоносителя в компенсационной полости на величину, соответствующую Δt_{sh} .
8. Применение термоэлектрического микрохолодильника на основе элемента Пельтье (ТЭМХ) между КП и испарителем, обеспечивающего охлаждение КП с передачей тепловой мощности на испаритель.

На практике автором использованы все перечисленные выше конструктивные решения, наибольшее распространение получило последнее, с использованием ТЭМХ. Проанализируем каждый из предложенных выше методов.

Темп нагрева испарителя dt_e/dt иногда заменяют параметром «минимальная мощность запуска» $Q_{min} = C_e dt_e/dt$, где C_e – полная теплоемкость испарителя. Для преодоления метастабильного состояния для каждого конструктивного исполнения испарителя существует такое значение мощности, которое приведет к перегреву стенки испарителя на величину, превышающему возможное значение метастабильного состояния жидкости. Чем меньше размеры испарителя, тем выше плотность теплового потока, и тем меньше нужна мощность. Порог «запуска» существует у каждой КТТ. На практике не всегда возможно увеличить темп нагрева испарителя. Чаще всего в космической технике, в отличие от охлаждения силовой

электроники, к испарителю КТТ присоединена значительная теплоемкость охлаждаемой аппаратуры или фрагмента СОТР, кратно превышающая теплоемкость самого испарителя C_e . Выделяемая охлаждаемой аппаратурой тепловая мощность разогревает испаритель и присоединенную теплоемкость, что снижает темп нагрева. А именно темп нагрева испарителя dt_e/dt , а не подводимая мощность, приводит к нагреву испарителя относительно теплоносителя в КП и появлению первого пузырька в испарителе.

Эксперименты с КТТ показывают, что иногда при малых плотностях теплового потока в испарителе парообразование происходит не в зоне контакта КПС с греющей стенкой испарителя, а внутри КПС. В этом случае пар движется в КП и в жидкостной канал, и циркуляция в КТТ устойчиво происходит в обратном направлении. Пар движется по жидкостному каналу в конденсатор, а жидкость возвращается в испаритель по паровому каналу. При увеличении плотности теплового потока теплоноситель у стенки испарителя вскипает, и циркуляция теплоносителя меняет направление - переворачивается, принимая свое нормальное, ожидаемое состояние.

Увеличение мощности тепловыделения аппаратуры используется как один из самых простых способов «запуска» КТТ. Для случаев с малой теплоемкостью охлаждаемой аппаратуры и высоким тепловыделением такое решение возможно.

2. Установка электрического нагревателя с высокой плотностью теплового потока в локальной зоне испарителя создает необходимый перегрев жидкости и помогает решить проблему «запуска». Применение локального нагревателя требует наличия датчиков, определяющих температуры в элементах КТТ, программного обеспечения, анализирующего показания датчиков, и исполнительного органа, управляющего нагревателем. Нагреватель необходимо включать только для «запуска» КТТ. Наличие постоянно включенного нагревателя нежелательно по соображениям экономии бортовой электроэнергии и снижения максимальной мощности КТТ. Кажущийся простым метод оказывается на практике достаточно сложным и ненадежным. Пусковой нагреватель мало применяется в реальных системах.

3. Увеличение теплоемкости КП - хорошее решение. Позволяет снизить значение мощности для «запуска» циркуляции в КТТ. Особенно эффективно для испарителей малого размера. Так, увеличение теплоемкости КП в 2 раза без учета теплоемкости находящегося в КП теплоносителя позволяет пропорционально снизить значение мощности «запуска». Увеличение теплоемкости КП приводит к увеличению массы КТТ, что для элементов космической техники нежелательно. Увеличение теплоемкости КП не решает проблему, а снижает вероятность отсутствия запуска.

4. Установка в КП теплового аккумулятора с плавящимся материалом позволяет на определенное время стабилизировать температуру КП – идентично решению по п. 3. Тепловой аккумулятор аналогичен на некоторое время присоединенной теплоемкости близкой по величине к бесконечности. Данное решение имеет меньшую массу по сравнению с п. 3, но также не решает проблему, а делает ее меньше, снижает вероятность отсутствия запуска.

5. Тепловое соединение КП с радиатором или холодными элементами конструкции - хорошее решение и способно полностью устранить проблему «запуска», если вблизи с испарителем есть холодный элемент для теплоотвода. Данное решение всегда используется, если технически возможно реализовать. Необходимо помнить, что для «запуска» нужно отводить от испарителя единицы, а иногда десятки Вт мощности при температуре, не превышающей верхнюю границу рабочего диапазона температур КТТ.

6. Механическое воздействие на жидкий теплоноситель в испарителе, вызывающее кавитационный эффект, например применение пьезоэлектрического элемента на испарителе – хорошее решение. Метод механического воздействия получил название «колчетто» - щелчок.

Данное решение можно сравнить с решением по п. 2. Метод механического воздействия требует наличия датчиков, определяющих температуры в элементах КТТ, программного обеспечения, анализирующего показания датчиков и исполнительного органа, управляющего пьезоэлементом или иным элементом механического воздействия. Необходимо помнить, что метастабильное состояние

является энергетически устойчивым состоянием до достижения определенного значения перегрева, и малые пузырьки газа, возникающие вследствие кавитационного эффекта, без определенного перегрева жидкости в испарителе рекомбинируют и растворяются в жидкости. Данное решение применялось только при наземных испытаниях КТТ.

7. Резкое снижение давления пара теплоносителя в компенсационной полости на величину, соответствующую Δt_{sh} возможно с помощью механического увеличения объема КП, например с применением сильфона с электромеханическим приводом. Данный способ связан с применением сильфона или мембраны, а также механического привода. Возможно соединение КП с дополнительным объемом, содержащим теплоноситель с низким давлением путем открывания вентиля. Для космической техники способы управления КТТ с движущимися электромеханическими элементами считаются ненадежными по сравнению с пассивными устройствами.

8. Применение термоэлектрического микрохолодильника на основе элемента Пельтье (ТЭМХ) между КП и испарителем, обеспечивающего охлаждение КП с передачей тепловой мощности на испаритель, получило наибольшее распространение как надежный способ запуска КТТ. Большинство КТТ, примененных в реальных системах КА, содержат ТЭМХ. Чтобы подтвердить эффективность предложенного способа «запуска» КТТ достаточно сказать, что ТЭМХ применен на 177 из 192 запущенных в космос КТТ, созданных автором.

Схема испарителя с установленным ТЭМХ показана на Рисунке 1.4. Способ с ТЭМХ является комбинацией способов по п.2 и п.5. Тепло отводится от КП на холодный спай ТЭМХ и вместе с электрической мощностью, которая преобразуется ТЭМХ в тепловую, подводится к локальной зоне испарителя. Экономный с точки зрения энергетики данный способ требует применения минимум 2 датчиков, определяющих температуры в элементах КТТ, программного обеспечения, анализирующего показания датчиков и исполнительного органа, управляющего ТЭМХ.

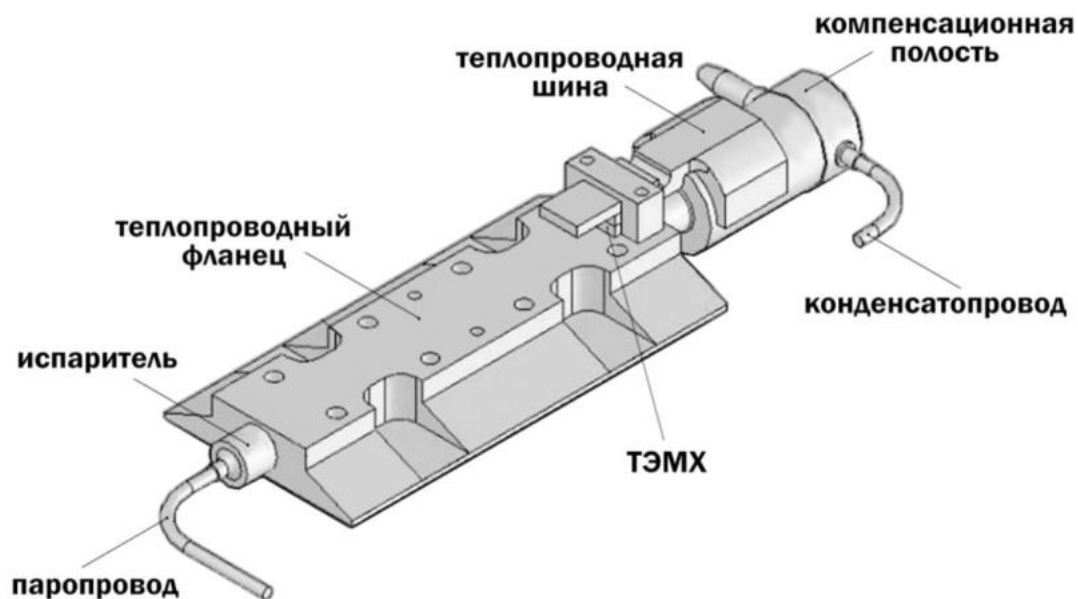


Рисунок 1.4 - Схема испарителя с ТЭМХ

Данный способ оказался удачным техническим решением. Способ не уменьшает проблему «запуска», а полностью ее решает. Дополнительная функция в виде подачи напряжения на ТЭМХ в обратной полярности позволяет получить управляемую КТТ с регулируемыми параметрами. Вопрос регулирования КТТ не входит в объем настоящей работы.

ТЭМХ является модулем, в котором последовательно соединены десятки полупроводниковых элементов. ТЭМХ является ненадежным и запрещен к применению в космической технике во многих странах и космических компаниях. Учитывая, что ТЭМХ является резервным устройством и требует использования краткосрочно в случае, если «запуск» циркуляции в КТТ не произойдет естественным путем, надежность такого метода достаточна.

На практике автором использованы все перечисленные выше способы «запуска» КТТ и для них разработаны соответствующие конструктивные решения. Наибольшее распространение получил способ 8 с использованием ТЭМХ.

Способы 6 и 7 до настоящего времени не нашли применения в реальных СОТР, хотя успешно опробованы в лабораторных условиях.

1.2 Соотношение объемов

Проблема «запуска» циркуляции теплоносителя в КТТ не ограничивается проблемой создания первого пузырька в испарителе и фронта раздела пар-жидкость, образующего капиллярный напор. Второе условие для успешного «запуска» КТТ – наличие жидкой фазы теплоносителя в основной капиллярно – пористой структуре испарителя. Наличие жидкой фазы теплоносителя не позволяет КПС пересохнуть до начала и во время функционирования КТТ. При создании КТТ для космического применения необходимо соблюдать определенные соотношения объемов для конструктивных элементов КТТ и массы заправки [59].

Для анализа соотношения объемов элементов КТТ автором предложена и реализована следующая концепция, основанная на возможном распределении жидкой и паровой фаз теплоносителя при двух наиболее неблагоприятных условиях. Рисунок 1.5.

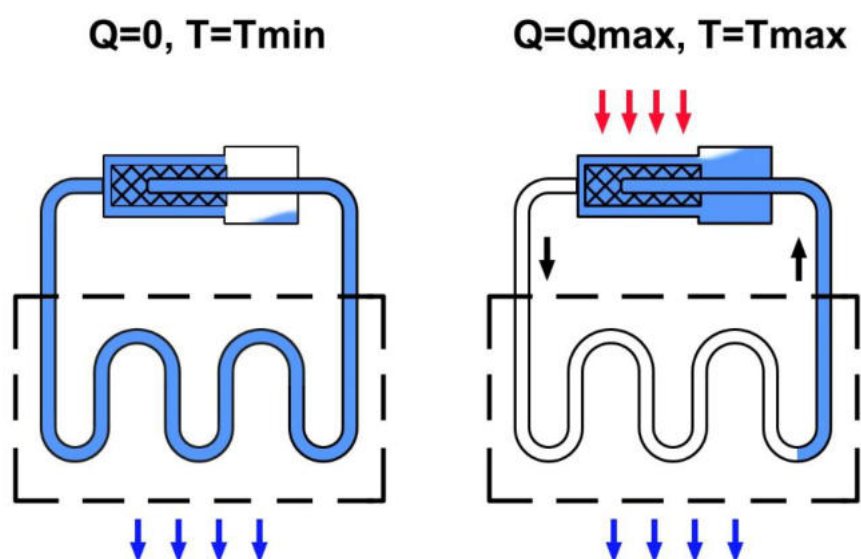


Рисунок 1.5 - Распределение фаз теплоносителя в предельных случаях

«Холодный» случай характеризуется минимальной температурой и нулевой мощностью, подводимой к испарителю. В этом случае возможно заполнение всех элементов КТТ, кроме КП, жидкой фазой теплоносителя. При минимальной температуре жидкая фаза теплоносителя обладает максимальной плотностью. Объем КП и масса заправленного теплоносителя в этом случае должны быть достаточными,

чтобы небольшое количество жидкой фазы содержалось в КП при условии, что все остальные внутренние объемы КТТ полностью заполнены жидкой фазой.

«Горячий» случай характеризуется максимальной температурой и максимальной мощностью, подводимой к испарителю. В «горячем» случае должна быть обеспечена возможность освобождения паропровода и конденсатора от жидкой фазы теплоносителя. При максимальной температуре жидкая фаза теплоносителя обладает минимальной плотностью. Для исключения возможности пересыхания испарителя, объем КП и масса заправленного теплоносителя должны быть достаточными, чтобы в КП сохранялся ненулевой объем с паровой фазой теплоносителя.

Объем компенсационной полости – резервуара - V_r , исходя из предложенной концепции, определяется по следующей упрощенной формуле, не учитывающей распределение температуры по длине контура и распределение пленки жидкой фазы теплоносителя в конденсаторе при максимальной мощности (1.6):

$$V_r \geq (V_e + V_l) \cdot \frac{(\rho_{L1} - \rho_{L2})}{\rho_{L2}} + (V_v + V_c) \cdot \frac{(\rho_{L1} - \rho_{V2})}{\rho_{L2}} \quad (1.6)$$

где: V_e - объем капиллярной структуры испарителя;

V_l – объем жидкостного канала;

V_v - объем парового канала;

V_c – объем конденсатора;

ρ_{L1} - плотность жидкости при $T=T_{\min}$;

ρ_{L2} - плотность жидкости при $T=T_{\max}$;

ρ_{V1} - плотность пара при $T=T_{\min}$;

ρ_{V2} - плотность пара при $T=T_{\max}$.

Знак $\geq$ в уравнении (1.6) означает, что существует определенная неточность, которая связана с принятыми допущениями, с допусками на изготовление деталей и узлов, а также с резервным объемом в КП для возможного образования неконденсирующегося газа (НГ). Уравнение не учитывает наличие пленки жидкого конденсата в конденсаторе. При хорошем уровне технологии по опыту автора рекомендуется установить запас объема V_{cc} в размере 10%. Окончательный вид

соотношения объемов КТТ для инженерных расчетов выглядит следующим образом:

$$V_r = 1,1 \cdot (V_{ev} + V_l) \cdot \frac{(\rho_{L1} - \rho_{L2})}{\rho_{L2}} + (V_v + V_c) \cdot \frac{(\rho_{L1} - \rho_{V2})}{\rho_{L2}} \quad (1.7)$$

Масса заправляемого теплоносителя определяется из любого случая, показанного на Рисунке 1.6. Для исключения возможных ошибок рекомендуется использовать расчет массы заправляемого теплоносителя по холодному случаю, если в контуре не предусмотрено регулирование и по горячему случаю, если такое регулирование предусмотрено. Для КТТ без регулирования формула для расчета массы заправляемого теплоносителя представлена ниже (1.19):

$$m = (V_{ev} + V_v + V_c + 0,1 \cdot V_r) \cdot \rho_{L1} + (0,9 \cdot V_r) \cdot \rho_{V1} \quad (1.8)$$

При выборе объемов элементов КТТ и определении массы заправки необходимо учитывать минимальную температуру старта и возможную максимальную температуру при максимальной мощности. Сокращение рабочего диапазона температур позволяет уменьшить размеры и массу КП.

При расчете массы заправляемого теплоносителя для протяженных конденсаторов необходимо дополнительно учитывать пленку жидкости в конденсаторе. При протяженных конденсаторах малого диаметра, которые характерны для космических радиаторов, объем пленки жидкости в конденсаторе составляет значительную часть общего количества. Приведенные выше уравнения не позволяют вычислить количество жидкости в конденсаторе. Более точный расчет объема компенсационной полости и массы заправки теплоносителем дает модель КТТ и программа расчета, описываемые в третьей главе работы.

Многократными экспериментами подтверждено, что такие объемы контура и массы заправки позволяют создавать устройства с гарантированным содержанием жидкости в КП, что обеспечивает возможность запуска в любых температурных условиях.

1.3 КТТ с несколькими конденсаторами

Концепция КТТ позволяет создавать устройства с несколькими конденсаторами, соединенными параллельно, последовательно или по параллельно

– последовательной схеме. Количество конденсаторов и схема соединения не имеет существенного значения [60].

При создании КТТ с несколькими конденсаторами расчет объема КП и массы заправки по уравнениям (1.18) и (1.19) необходимо производить в предположении, что объем конденсатора V_c равен сумме объемов всех конденсаторов КТТ.

На Рисунках 1.6 и 1.7 представлена КТТ с тремя параллельными конденсаторами. При соединении конденсаторов по параллельной схеме необходимо обеспечить равное или близкое гидравлическое сопротивление, парировать падение давления за счет гидростатического столба в условиях гравитации. При испытаниях КТТ в наземных условиях достаточно сложно обеспечить равное падение давления в параллельных конденсаторах. В жидкостных и газовых контурах для этой цели используются настраиваемые дроссели или регулируемые вентили. В КТТ можно применить такое решение. В двухфазной системе задачу выравнивания давлений в параллельных конденсаторах можно решить проще.

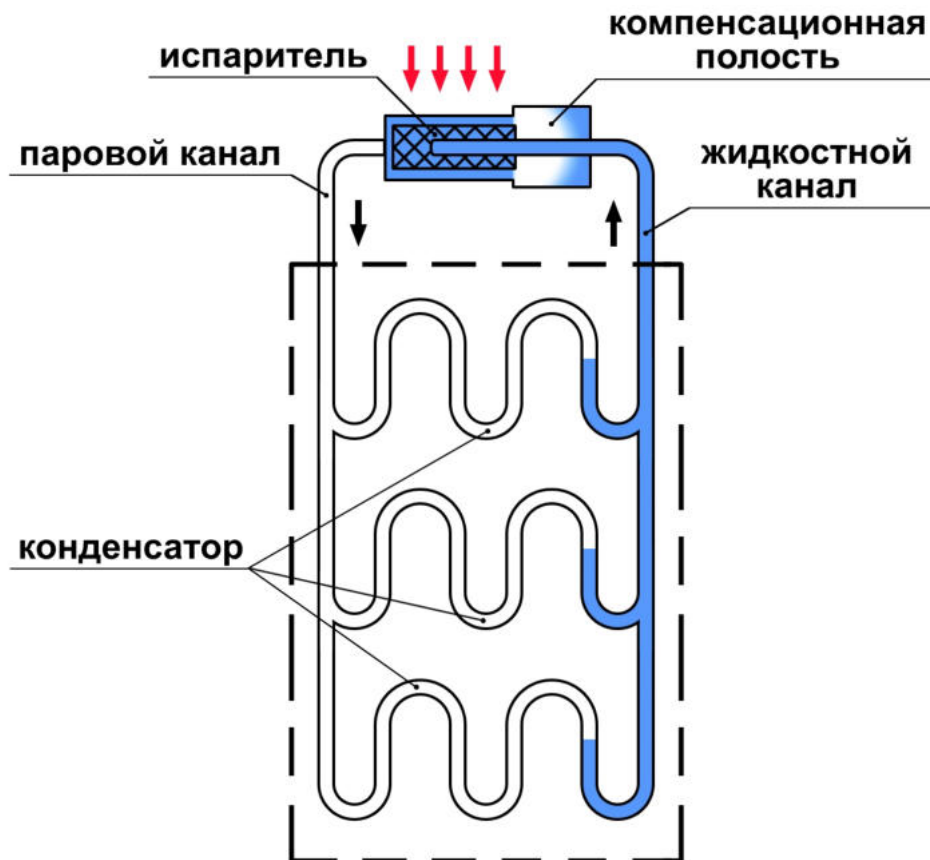


Рисунок 1.6 – Схема КТТ с параллельными конденсаторами

Для выравнивания ситуации с распределением давления в параллельных ветвях конденсатора предложено устанавливать капиллярные изоляторы в конце каждой ветви. Капиллярный изолятор представляет собой пористую структуру с относительно большим размером пор и малым гидравлическим сопротивлением по жидкости. Капиллярные изоляторы должны иметь капиллярный напор, достаточный для компенсации разницы гидравлических и гидростатических различий в параллельных ветвях конденсатора и не создавать значительного дополнительного сопротивления в контуре.

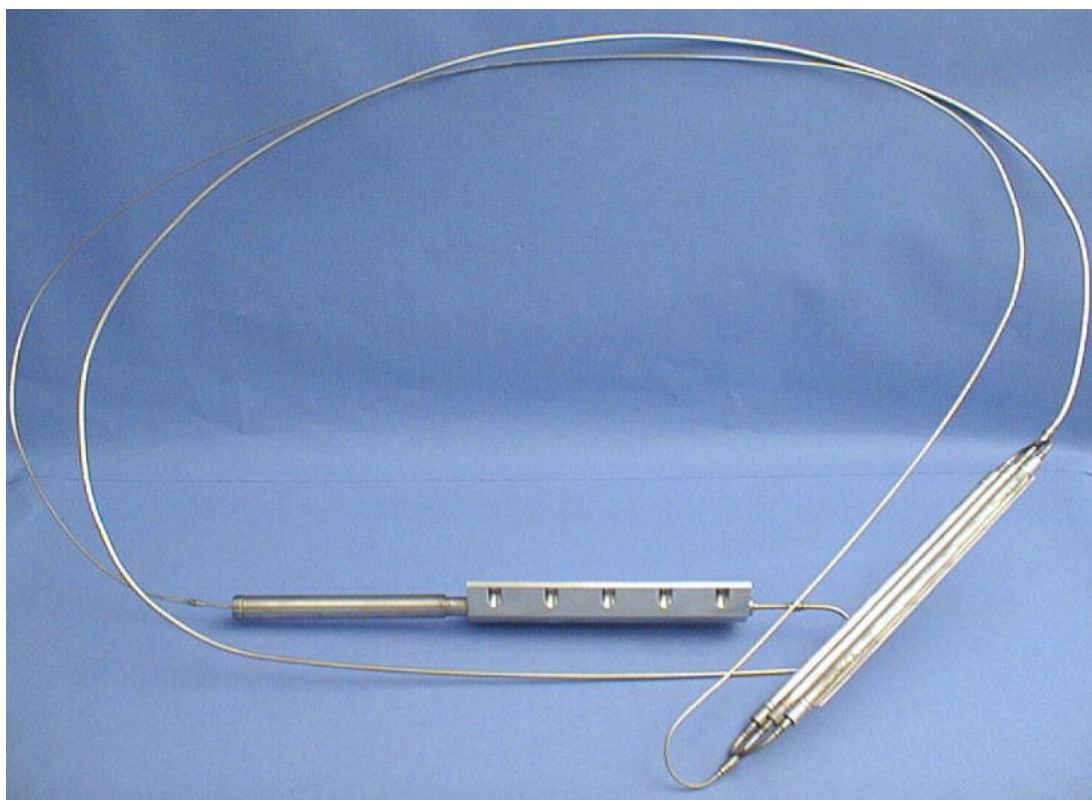


Рисунок 1.7 - КТТ с тремя параллельными конденсаторами

Размер пор такого изолятора должен обеспечивать капиллярный напор, который компенсирует разницу в падении давления параллельных ветвей конденсатора. Капиллярный изолятор должен иметь малое гидравлическое сопротивление по жидкости чтобы не увеличивать общее гидравлическое сопротивление контура. Установка капиллярного изолятора в конце каждой параллельной ветви конденсатора позволяет пропустить жидкую фазу теплоносителя из конденсатора в конденсатопровод и заблокировать пропускание паровой фазы. Капиллярные изоляторы позволяют избежать неравномерного

распределения жидкой и паровой фазы теплоносителя в параллельных ветвях конденсатора и повысить общую эффективность конденсатора.

В представленной на Рисунке 1.7 КТТ конденсатор состоит из трех параллельных секций, расположенных рядом, для обеспечения развитой поверхности контакта с радиатором. В конце каждой секции конденсатора установлен капиллярный изолятор в виде сетки 625 меш., что обеспечивает одинаковую работу конденсаторов в произвольном положении в поле тяжести и равномерный теплоотвод.

1.4 КТТ с несколькими испарителями

КТТ можно создавать также с несколькими испарителями, установленными параллельно [61, 62]. Количество испарителей в КТТ ограничено рабочим температурным диапазоном и размером компенсационной полости. На Рисунке 1.8 представлена расчетная схема распределения фаз теплоносителя в многоиспарительной КТТ.

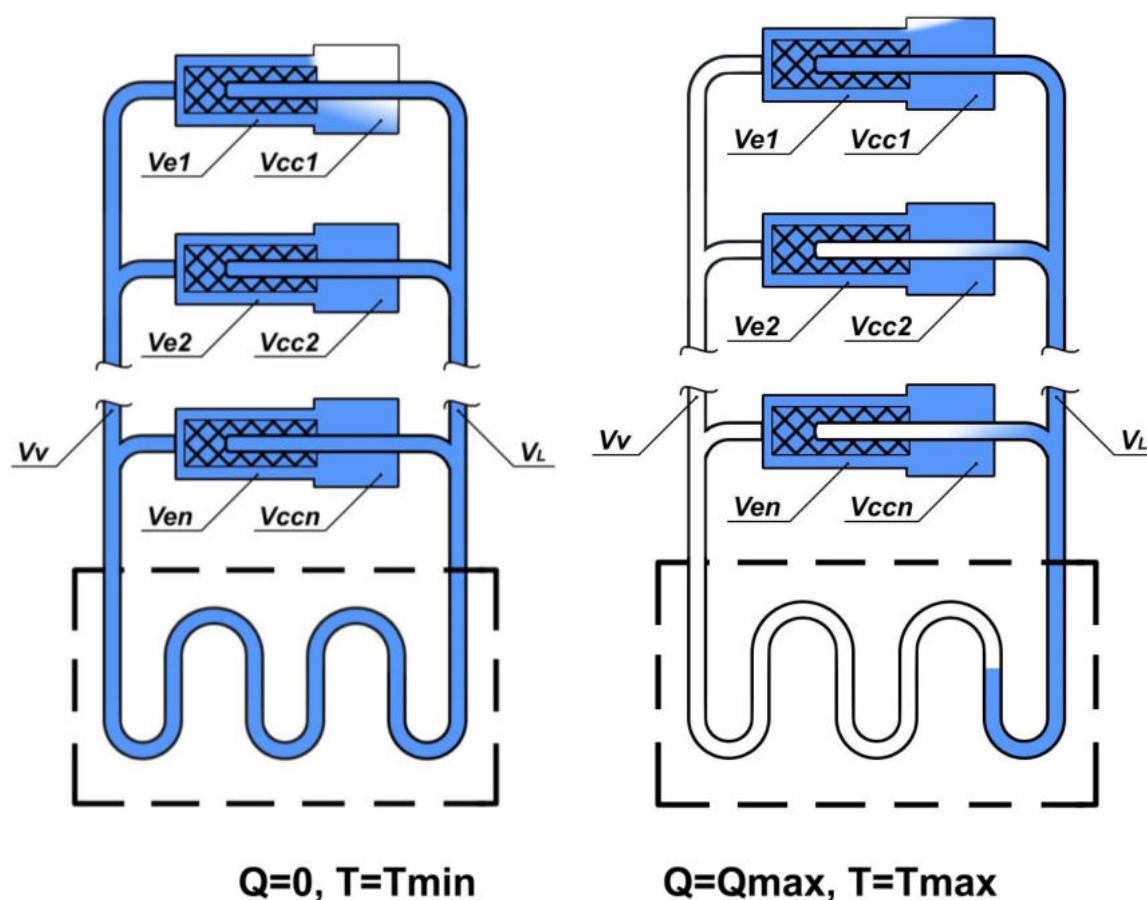


Рисунок 1.8 - Распределение фаз теплоносителя в многоиспарительной КТТ

Понимание соотношения объемов и концепции распределения фаз теплоносителя по элементам КТТ позволяет проектировать многоиспарительные устройства, работающие по принципу КТТ. Для этого необходимо предположить два наихудших случая распределения фаз теплоносителя. Предположим, что мы создаем устройство с некоторым количеством испарителей (n) и произвольным количеством конденсаторов, общий объем которых равен V_c . Общий подход к проектированию устройств с точки зрения выбора объемов КП представлен на Рисунке 1.8.

В наихудшем холодном случае количество теплоносителя должно быть достаточно, чтобы заполнить все объемы КТТ, за исключением одной из компенсационных полостей, в которой должно оставаться небольшая часть жидкой фазы для обеспечения смачивания КПС испарителя.

В горячем случае объемов КП должно быть достаточно, чтобы вместить в себя жидкую фазу теплоносителя после освобождения парового канала и конденсатора с учетом изменения плотностей жидкой и паровой фазы. При этом в КП должен оставаться небольшой объем, учитывающий технологические допуски на размеры КТТ, точность на массу заправленного теплоносителя и возможный НГ.

Из этой концепции вытекает следующее упрощенное соотношение, определяющее объем минимальной единичной компенсационной полости в многоиспарительной КТТ с параллельным соединением испарителей. В предположении, что все КП имеют одинаковый размер:

$$V_{cc_i} = \frac{(V_v + V_c) \cdot (\rho_{L_1} - \rho_{V_2}) + \left(\sum_{i=1}^n V_{ev_i} + V_l \right) \cdot (\rho_{L_1} - \rho_{L_2})}{n \cdot \rho_{L_2} - (n-1) \cdot \rho_{L_1}} \quad (1.9)$$

Для увеличения количества испарителей и рабочего диапазона температур необходимо увеличивать объёмы компенсационных полостей.

Анализ возможного количества параллельных испарителей в КТТ проведен на примере КТТ с теплоносителем аммиак длиной 2 м и мощностью до 500 Вт. На Рисунке 1.9 представлены результаты анализа возможного количества

параллельных испарителей (n) в зависимости от рабочего диапазона температур и объемов компенсационных полостей.

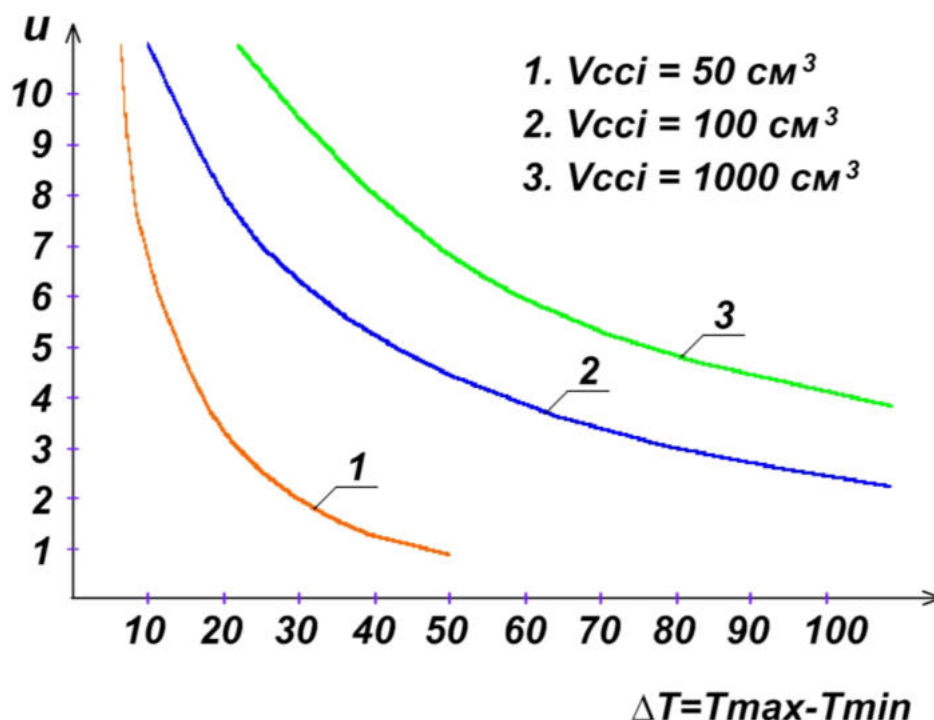


Рисунок 1.9 - Зависимость количества параллельных испарителей от объемов КП и рабочего диапазона температур

Для экспериментального подтверждения предложенной теории созданы и испытаны образцы КТТ с двумя и тремя испарителями. Описания КТТ и результаты испытаний представлены ниже.

На Рисунке 1.10 представлена КТТ с двумя испарителями, не содержащая выделенных конденсаторов. КТТ является «реверсивной» по устоявшейся терминологии. При подводе тепла к одному из испарителей, другой испаритель становится конденсатором, а при изменении - реверсе теплового потока - ситуация меняется, первый испаритель становится конденсатором и наоборот. КТТ получила название «Тяни-Толкай» по аналогии с героем русской сказки.

Реверсивная КТТ содержала испарители с длиной зоны подвода тепла 150 мм, с алюминиевыми теплопроводными фланцами. Диаметр испарителей составлял 17,4 мм. Длина транспортной зоны - 4 м. Рабочий диапазон температур для КТТ от минус 20°C до плюс 60°C. Объем компенсационной полости выбран 120 см³.

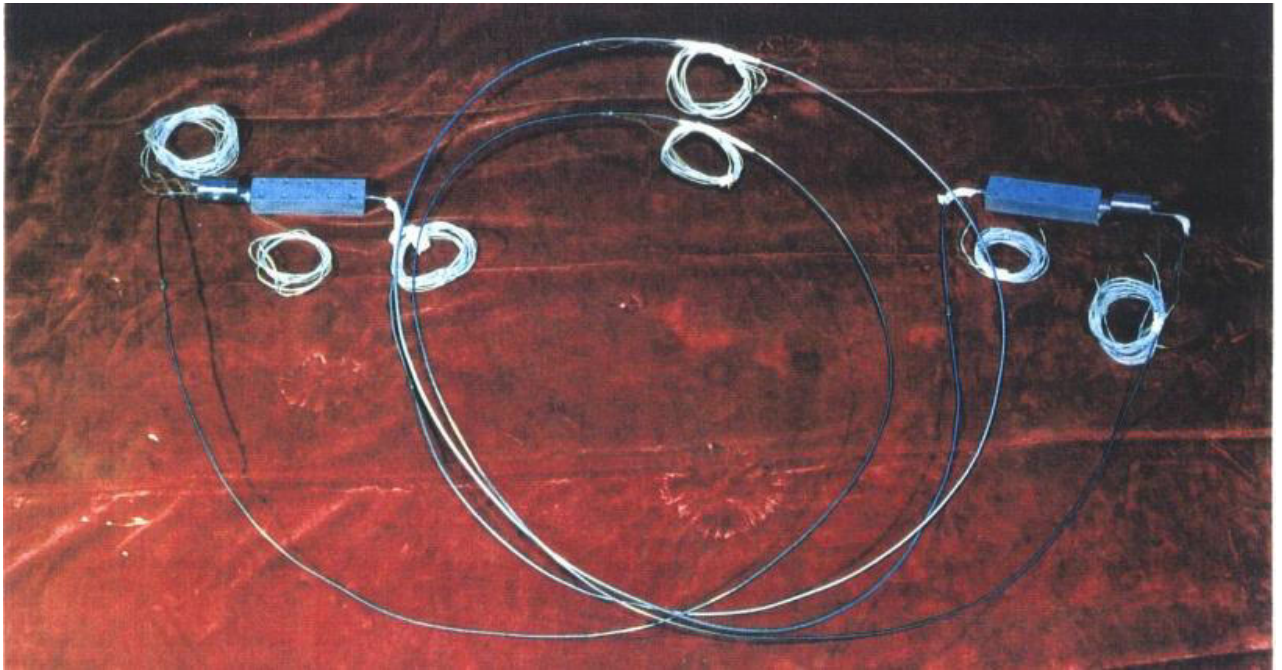


Рисунок 1.10 - Общий вид КТТ с двумя испарителями

На Рисунке 1.11 показаны размеры и расположение термодпар при тепловых испытаниях КТТ.

Испытания КТТ «Тяни-Толкай» проводились в вакуумной камере в горизонтальном положении и при превышении одного испарителя над другим на различные высоты вплоть до полной длины КТТ. Тепловая мощность подводилась и отводилась поочерёдно от каждого из испарителей. Величина тепловой мощности варьировалась от 10 до 360 Вт.

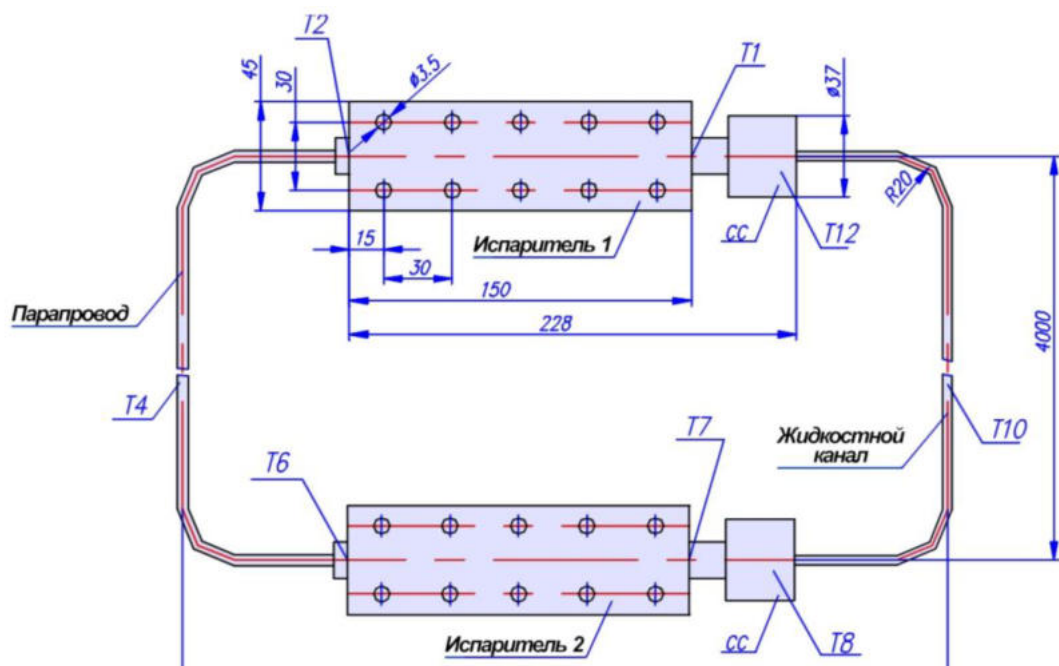


Рисунок 1.11 - Схема КТТ с двумя испарителями

Результаты тепловакуумных испытаний в горизонтальном положении с передаваемой мощностью 360 Вт представлены на Рисунке 1.12 мощность 360 Вт меняется циклически, подается на первый испаритель или на второй.

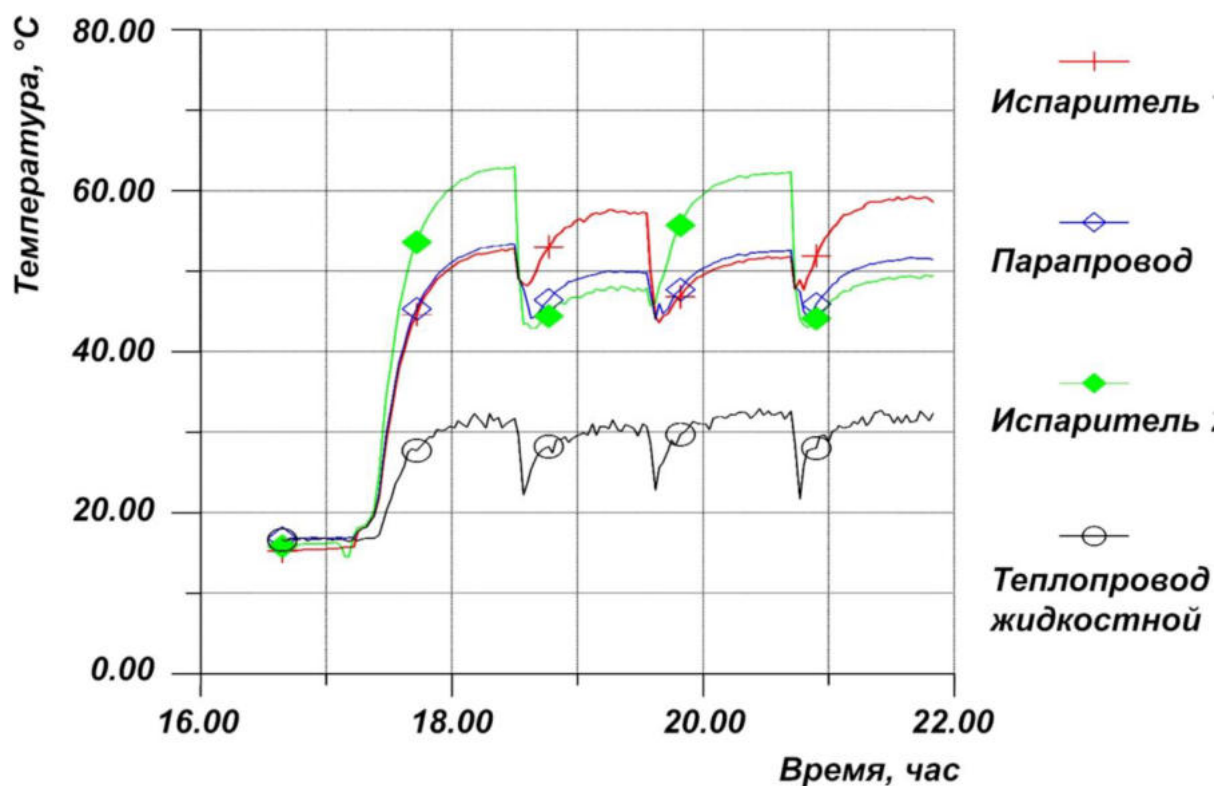


Рисунок 1.12 - Результаты тепловакуумных испытаний КТТ с двумя испарителями

В концепции многоиспарительной КТТ, предложенной автором, при количестве испарителей больше двух любой из испарителей может выполнять функции конденсатора по отношению ко всему контуру и является реверсивным. Многоиспарительная КТТ может содержать обычные конденсаторы, которые отводят тепло и не являются испарителями. При подводе тепла к конденсатору, как и в КТТ с параллельными конденсаторами, тепловой поток не приведет к тепломассобмену внутри КТТ. Конденсаторы являются тепловыми диодами по отношению к контуру - отводят тепло из системы при охлаждении и не передают тепло в систему при нагреве. Примером возможности создания многоиспарительной КТТ стала КТТ с тремя испарителями и двумя конденсаторами, названная «Змей-Горыныч» по аналогии с героем русской сказки. Фотография КТТ представлена на Рисунке 1.13. Схема КТТ и расположение термопар при ее тепловых испытаниях представлена на Рисунке 1.14.

Испарители КТТ «Змей-Горыныч» аналогичны испарителям КТТ «Тяни-Толкай», общая длина КТТ составляла 2 м. Рабочий диапазон температур для КТТ с тремя испарителями выбран от 0°C до 40°C. Объем компенсационной полости составлял 120 см³.



Рисунок 1.13 - КТТ «Змей-Горыныч»

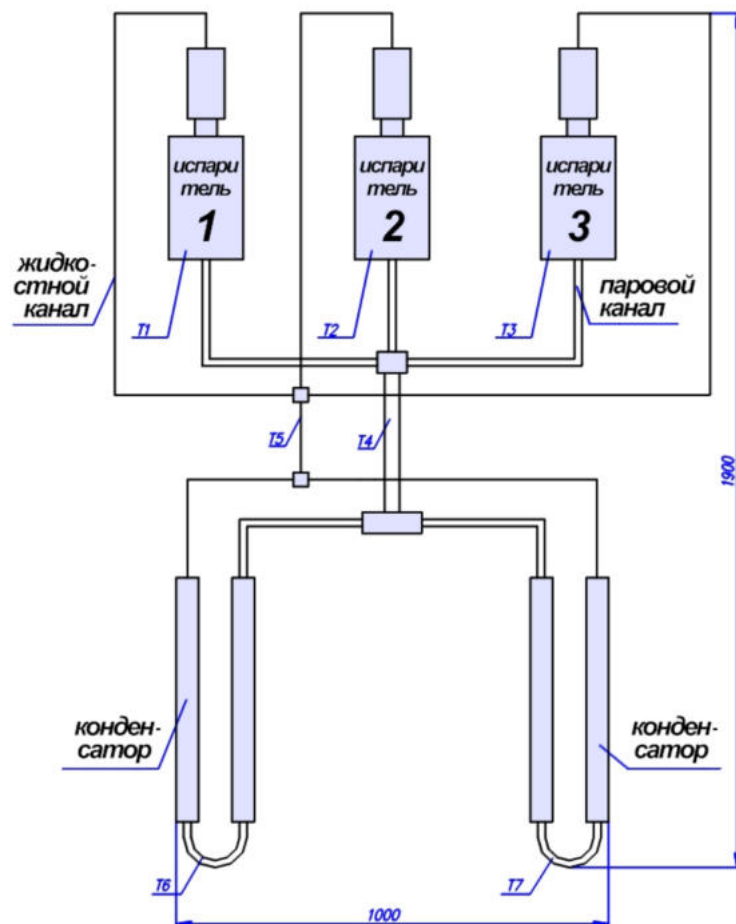


Рисунок 1.14 - Схема КТТ «Змей-Горыныч»

Испытания КТТ «Змей-Горыныч» проводились в трех положениях в поле тяжести:

- горизонтальном,
- вертикальном, испарители вверху с превышением 1,5 м над конденсаторами,
- «боком», когда испарители находятся один над другим, а их оси горизонтальны.

Испытания проводились на атмосферном стенде. Все элементы контура укрывались теплоизоляцией для исключения неучтенных теплопритоков. Мощности на испарителях варьировались в диапазоне от 10 до 200 Вт.

Результаты испытаний в вертикальном положении с превышением испарителей над конденсаторами 1,5 м представлены на Рисунке 1.15.

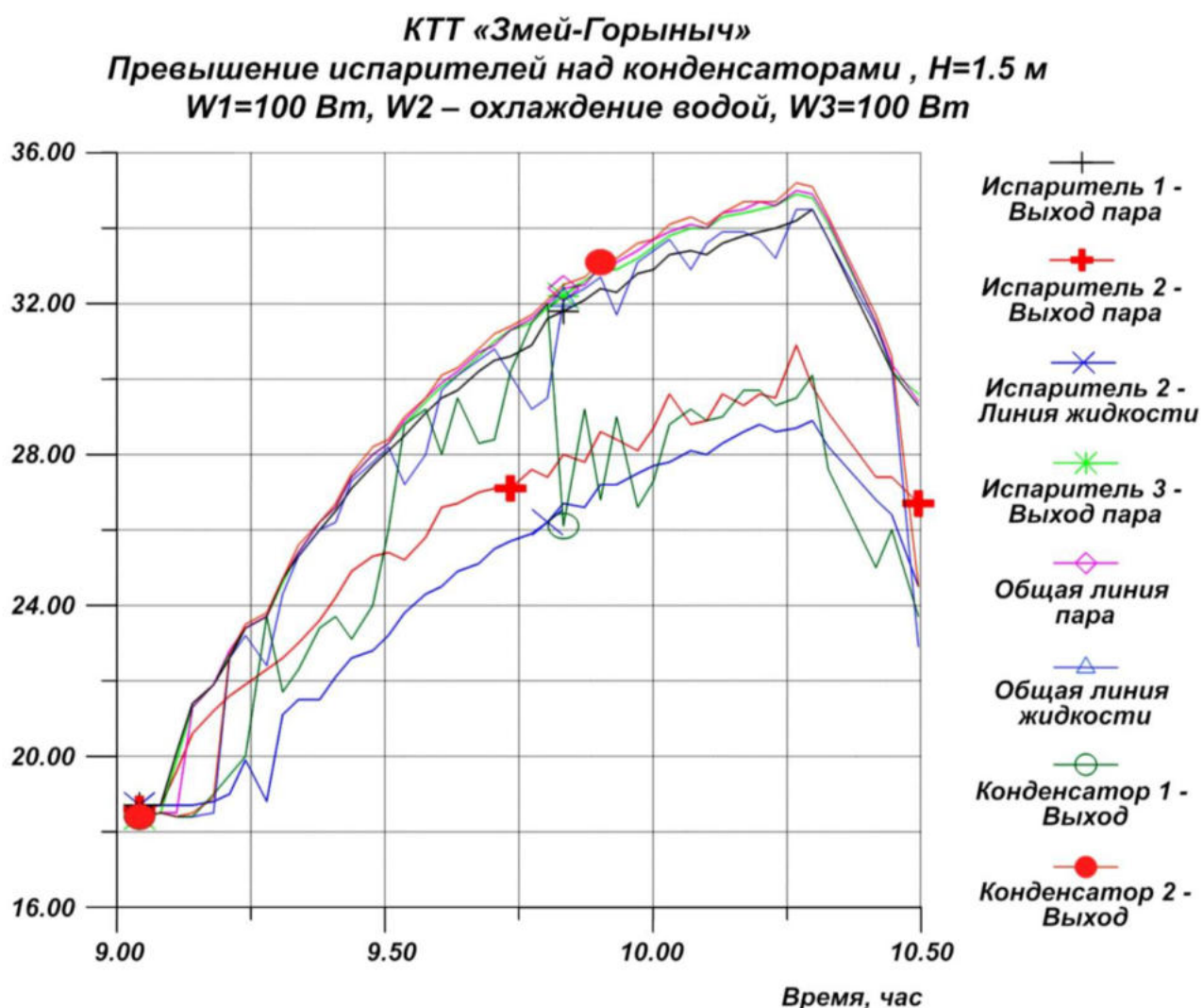


Рисунок 1.15 - Испытания КТТ в вертикальном положении

К испарителям 1 и 3 подводилась мощность 100 Вт, а средний испаритель и конденсаторы охлаждались теплообменниками с проточной водой.

На Рисунке 1.16 представлены результаты испытаний в положении «боком». К испарителям подводилась различная мощность 50, 100 и 200 Вт соответственно, конденсаторы охлаждались водяными теплообменниками.

Испытания показали, что КТТ устойчиво работает во всех положениях в гравитации, при различных тепловых потоках на испаритель, и в ситуации, когда один из испарителей становится конденсатором, тепловой поток на данном испарителе меняет направление.

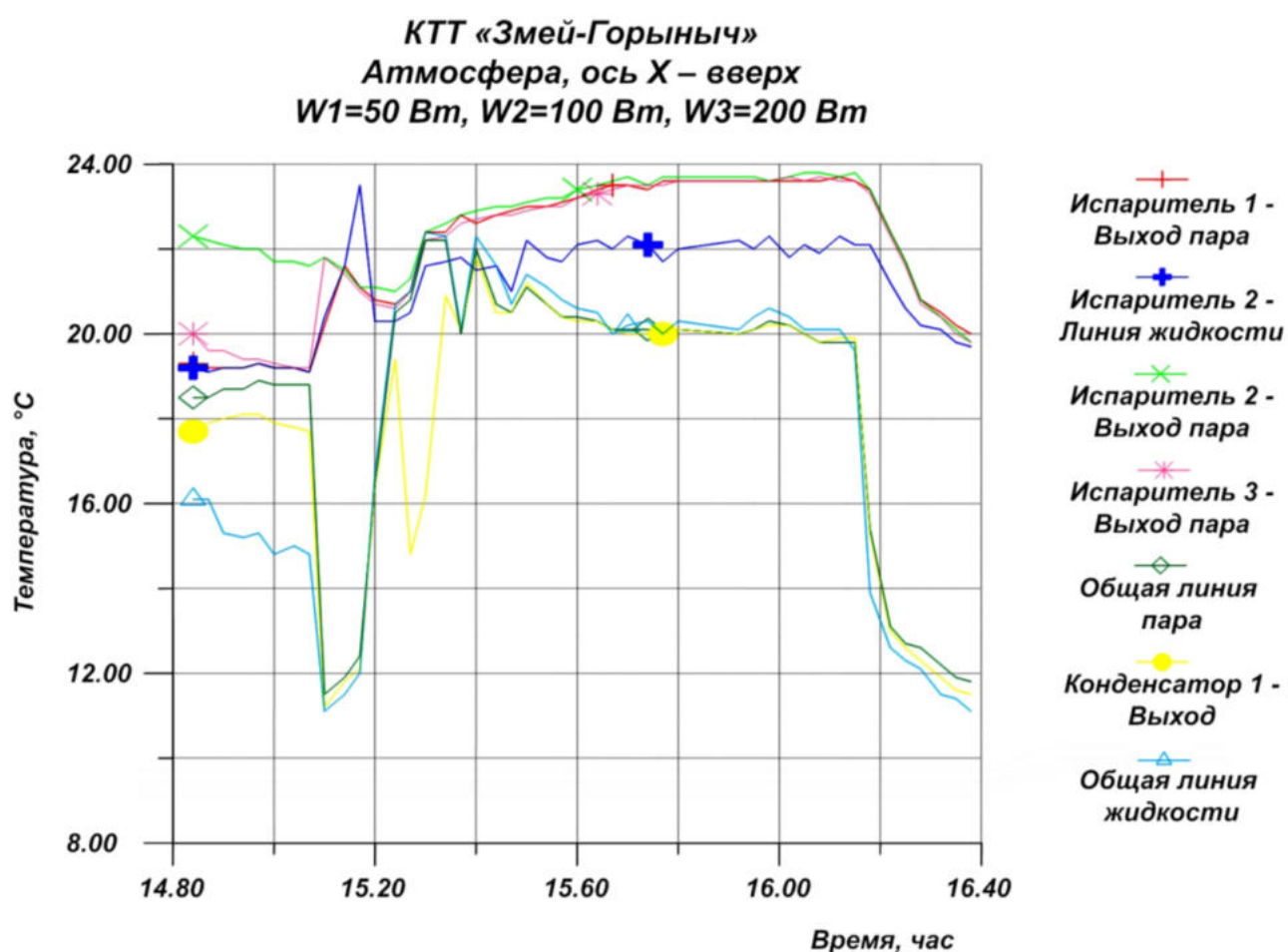


Рисунок 1.16. Испытания КТТ в положении «боком», ось X вверх

Термические сопротивления всех испарителей остаются одинаковыми в пределах погрешности изготовления и измерений во всем диапазоне мощностей и температур. Необходимо отметить, что температура пара на выходе из испарителей одинаковая и не зависит от подводимой к разным испарителям мощности и положения испарителей в пространстве.

Таким образом, наземные испытания созданных КТТ полностью подтвердили предложенную концепцию соотношения объемов в КТТ с одним или несколькими конденсаторами и испарителями. Запуск циркуляции обеспечивался во всех положениях в условиях гравитации и в различных температурных условиях.

ГЛАВА 2 ОБЕСПЕЧЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ЦИРКУЛЯЦИИ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ

2.1 Диаграмма состояния теплоносителя в КТТ

Для анализа устойчивости циркуляции теплоносителя в КТТ необходимо понимать состояние теплоносителя в различных точках контура. Циркуляция теплоносителя в КТТ обеспечивается за счет разности давлений, создаваемой силами поверхностного натяжения теплоносителя в КПС испарителя (1.1). В предположении, что в транспортных зонах теплообмен с окружающей средой отсутствует, конденсат поступает в испаритель с той же температурой, при которой выходит из конденсатора и отсутствуют массовые или гравитационные силы, предложена диаграмма фазовых состояний теплоносителя для стационарного течения в координатах давление – температура (Р-Т диаграмма) - диаграмма рабочего цикла КТТ, Рисунок 2.1.

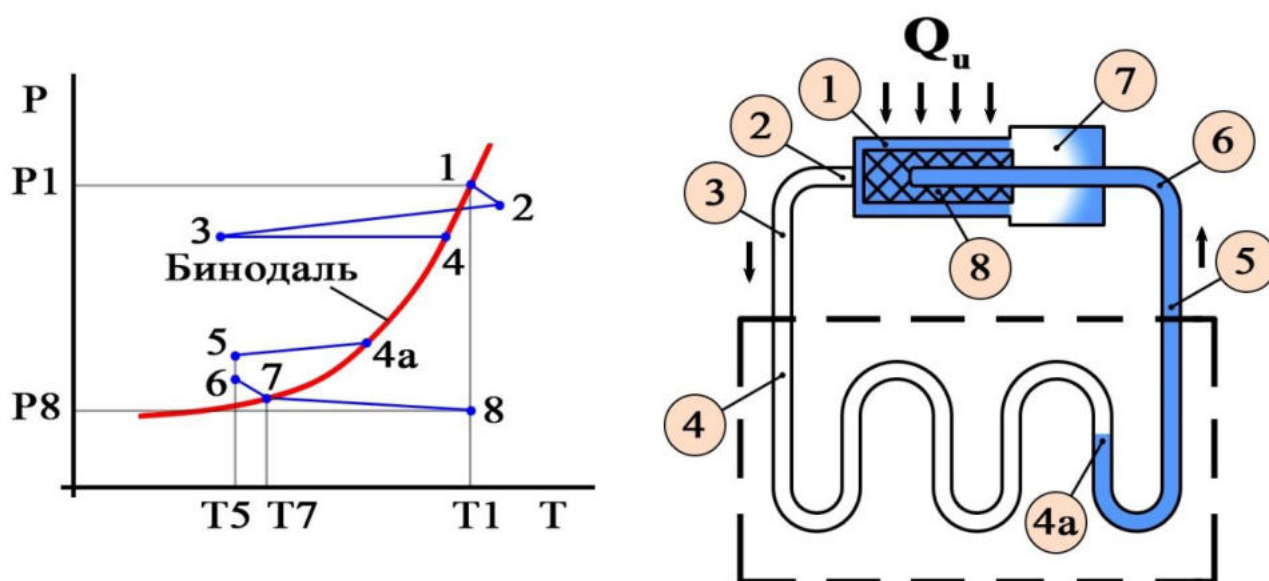


Рисунок 2.1 - Диаграмма рабочего цикла КТТ

Предложенная диаграмма отличается от принятой ранее диаграммы [18] наличием участка 2-3-4. Точка 1 на линии насыщения соответствует параметрам пара над испаряющими поверхностями менисков. Участок 2-3 соответствует движению пара в начале паропровода. Автор экспериментально обнаружил, что на этом участке

происходит переохлаждение пара. Возникает зона с метастабильным состоянием переохлажденного пара.

Для аммиака и пропилена явление переохлажденного пара при ламинарном течении наблюдается на длине паропровода до 400 мм и достигает нескольких градусов. Явление объясняется резким расширением пара при ускорении в паропроводе.

В точке 4 пар конденсируется и возвращается на линию насыщения, где и продолжает находиться вплоть до полной конденсации пара в конденсаторе (4а). После полной конденсации пара жидкая фаза теплоносителя переохлаждается - участок 4а-5 и поступает в конденсатопровод. В конденсатопроводе жидкий теплоноситель движется к КП, участок 5-6, теряя при этом давление. На участке 6-7 теплоноситель движется в КП и внутри испарителя, теряя давление и нагреваясь паразитным тепловым потоком, проникающим из испарителя.

Точка 7 характеризует параметры теплоносителя внутри КП. А вот на участке 7-8, который соответствует движению теплоносителя внутри основной КПС испарителя к поверхности парообразования, поведение теплоносителя неочевидно и заслуживает отдельного исследования. Данный участок детально обсужден в разделе 3 настоящей работы.

Наличие участка в зоне выхода пара из испарителя, который имеет в отдельных случаях температуру ниже, чем в КП, можно использовать для интенсификации процессов тепломассообмена внутри КТТ и для повышения устойчивости циркуляции теплоносителя. Данное явление недостаточно изучено, изучению полученного эффекта следует в будущем уделить внимание.

Анализ термодинамического цикла позволяет определить основные проблемы неразрывности движения теплоносителя, от которых зависит устойчивая циркуляция теплоносителя в контуре.

2.2 Пульсации массового расхода и давления в контуре

В условиях микрогравитации жидкая фаза теплоносителя займет положение в КП, как показано на Рисунке 2.2. Синим цветом показано положение жидкой

фазы теплоносителя. Исследователи ранее отмечали наличие пульсаций теплоносителя в КТТ, пытались объяснить природу и рассчитать параметры пульсаций давления и температуры [63]. Колебательные процессы сглаживались при испытаниях образцов КТТ в атмосферных условиях, теплообмен с окружающей атмосферой искажал характер процессов, происходящих в контуре. Первые же эксперименты в вакууме при отсутствии теплообмена КТТ с окружающей средой проявили существенные значения амплитуд температурных колебаний. Наиболее точное объяснение причин возникновения колебаний и моделирование динамических процессов в КТТ приведено в работах автора [64 - 66].

Пояснение физических процессов, вызывающих пульсации приведено ниже. При изменении теплового потока в испарителе или граничных условий в конденсаторе движение теплоносителя происходит неравномерно, с пульсациями расхода, не одинакового как по времени, так и по различным сечениям в контуре.

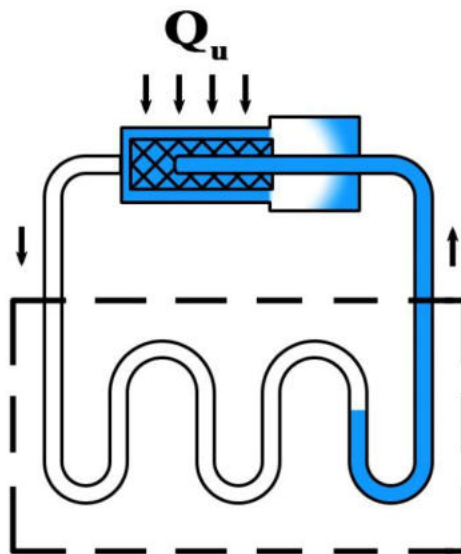


Рисунок 2.2 - Положение жидкой фазы теплоносителя в невесомости

При установившемся процессе циркуляции теплоносителя в отсутствии пульсаций массовый расход теплоносителя определяется выражением (2.1). Массовый расход теплоносителя пропорционален подводимому потоку и обратно пропорционален теплоте парообразования с учетом теплоемкостей паровой и жидкостной фазы теплоносителя.

$$G = \frac{Q_{ev} - Q_r}{L + c_{pv}(t_e - t_v) + c_{pl}(t_e - t_c)} \quad (2.1)$$

В реальности установившегося - стационарного - режима течения в КТТ как правило не существует. Выражение (2.1) справедливо для массового расхода пара из испарителя. Мгновенный расход жидкого теплоносителя из конденсатора в испаритель постоянно меняется. Если пренебречь составляющими теплоемкости жидкости и пара, поток жидкости определяется следующим упрощенным выражением (2.2):

$$\dot{V} \neq \frac{Q_{ev}}{L \cdot p_1} \quad (2.2)$$

$$\int_0^{\infty} \dot{V}(r) dr = \int_0^{\infty} Q_{ev}(\tau) d\tau / L \cdot p_1$$

Поведение жидкости между конденсатором и испарителем аналогично грузу, соединенному пружинами с испарителем и конденсатором. Жидкая фаза теплоносителя в конденсатопроводе, практически несжимаемая и имеющая большую плотность, является грузом, а пружинами является паровая фаза, имеющая малую плотность и способная к упругому сжатию. Если толкнуть груз возникнет колебательный процесс, характеризующийся своей резонансной частотой. По отношению к этой простой картине поведение теплоносителя в контуре КТТ осложняется процессами двухфазного тепломассообмена и гидравлическими сопротивлениями в различных участках контура.

Первая, низкая частота колебаний, связана с колебаниями жидкостного столба в конденсатопроводе между конденсатором и КП. Первая частота пропорциональна передаваемой мощности в КТТ и обратно пропорциональна сечениям транспортных каналов и длине контура. Период колебаний пропорционален времени, в течение которого частица теплоносителя совершает движение по контуру - от конденсатора к КП. Первая частота составляет от нескольких десятков секунд до нескольких минут и хорошо регистрируется термодатчиками и датчиками давления.

Основной причиной низкочастотных колебаний является временная задержка реакции температуры КП на изменившиеся условия в конденсаторе или испарителе. Жидкая фаза переохлажденного теплоносителя движется по конденсаторопроводу из точки 5 в точку 6, Рисунок 2.1, в течение ненулевого времени. Если условия в испарителе или конденсаторе изменились, то давление в КП изменится только через промежуток времени, в течение которого порция жидкого теплоносителя достигнет точки 6. Изменившаяся температура теплоносителя изменит температуру в КП и соответственно изменит давление в КП, что приведет к перемещению фронта раздела пар-жидкость в конденсаторе. За период времени, в течение которого теплоноситель двигался из конденсатора в КП, условия в конденсаторе изменятся, и величина переохлаждения жидкой фазы теплоносителя в конденсаторе также изменятся. Чем короче транспортная зона и выше скорость движения теплоносителя в жидкостном канале, тем менее заметными будут пульсации, но полностью пульсации не исчезнут.

Амплитуда пульсаций увеличивается при наличии одной или нескольких из трех основных причин:

1. Наличие теплового потока на жидкостной канал или КП из окружающей среды и паразитного теплового потока от испарителя в КП.
2. Наличие гравитационного столба или массовых сил, направленных от испарителя к конденсатору.
3. Наличие НГ в КП.

Все три причины приводят к увеличению переохлаждения жидкой фазы теплоносителя в конденсаторе. Переохлажденная жидкость достигает КП через некоторое время, после чего вызывает конденсацию парового пузыря в КП. Это приводит к ускоренному всасыванию жидкой фазы из конденсатора, сокращению жидкостного участка в конденсаторе и уменьшению величины переохлаждения. Недостаточно переохлажденный конденсат теряет давление, нагревается паразитным тепловым потоком от испарителя и приходит в КП с температурой выше, чем на линии насыщения. Теплоноситель вскипает и увеличивает паровой

пузырь. Жидкость вытесняется из КП в конденсатор, переохлаждение конденсата увеличивается и процесс повторяется.

На Рисунке 2.3 приведены результаты тепловакуумных испытаний КТТ с длиной паропровода и конденсатопровода 0,5 м, конденсатора – 0,5 м, диаметром паропровода, конденсатопровода и конденсатора 2 мм. Мощность 30 Вт. Теплоноситель – аммиак.

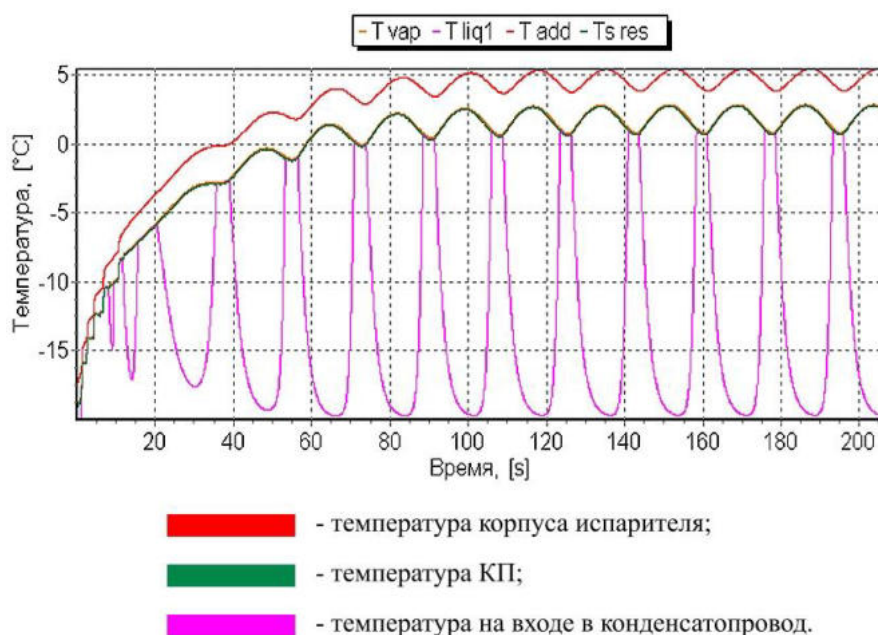


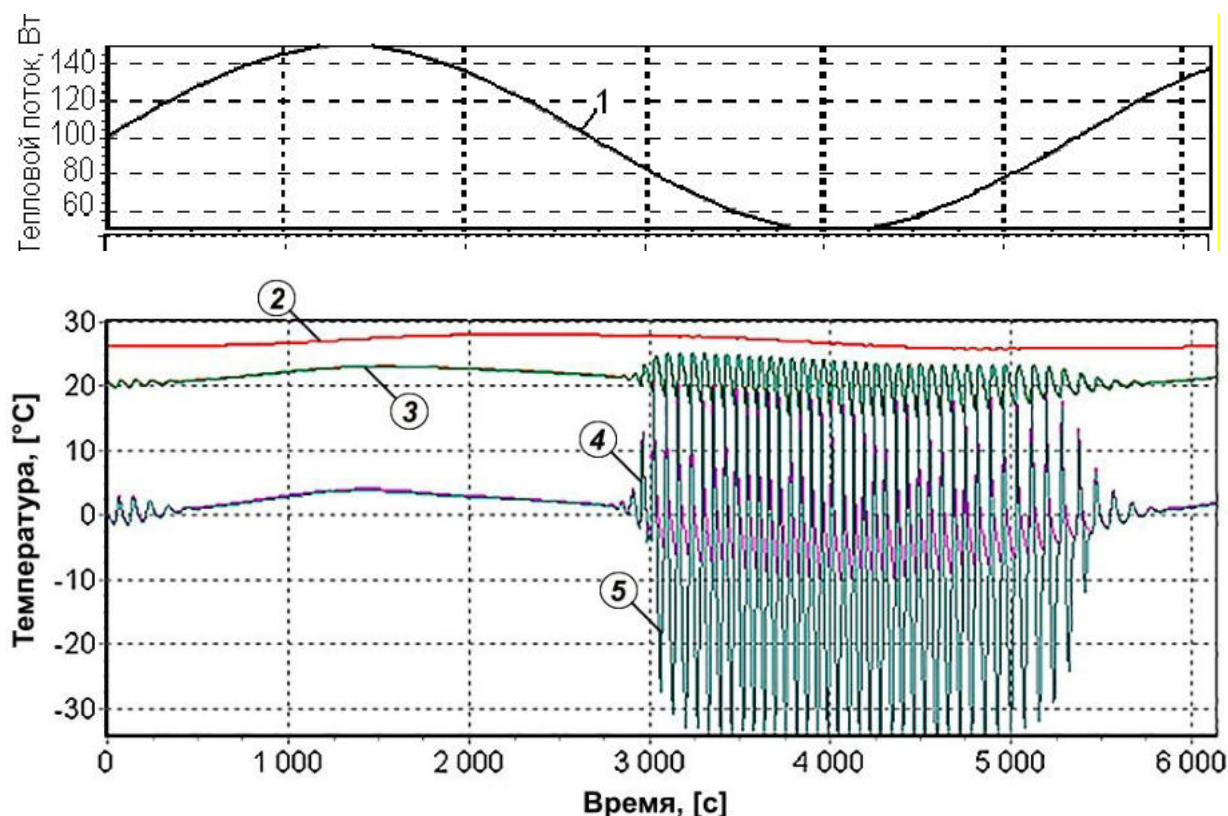
Рисунок 2.3 - Пульсации температур в КТТ

Температура фона выше температуры КТТ приводит к наличию теплопритока на жидкостной канал и КП. Эксперименты показывают, что при наличии теплового потока на КП или на жидкостной канал возникают значительные колебания жидкости, сопровождающиеся попаданием пара из конденсатора в КП и обратным течением жидкости из КП в конденсатор.

Аналогичное явление можно наблюдать при изменении положения КТТ в условиях гравитации [51]. Если при горизонтальном положении КТТ пульсации отсутствуют, то при увеличении превышения испарителя над конденсатором пульсации появляются. Гравитационный столб жидкости $P = \rho gh$ вызывает необходимость увеличить разницу давлений между испарителем и КП, что приводит к понижению температуры в КП и, как следствие, увеличивает паразитный тепловой поток и переохлаждение конденсата в конденсаторе.

Негативным образом влияет также наличие НГ в КТТ [67, 68]. При работе КТТ весь НГ достаточно быстро скапливается в КП и оказывает противодействие движению конденсата. Общее давление смеси газов равно сумме парциальных давлений отдельных газов. При наличии НГ давление в КП равно сумме давлений НГ и пара теплоносителя, что приводит к снижению температуры теплоносителя в КП, увеличивает паразитный тепловой поток и вызывает дополнительное переохлаждение теплоносителя в конденсаторе. Последнее обстоятельство приводит к увеличению амплитуды пульсаций.

Увеличение теплового потока, передаваемой КТТ от испарителя в конденсатор, способствует снижению или полному прекращению пульсаций. На Рисунке 2.4 представлены графики температур в радиаторе с КТТ, характерные для низко летающих спутников с длительностью витка около 70 мин. Хорошо видно, что при нагрузке менее 80 Вт появляются пульсации, а при ее увеличении пульсации исчезают.



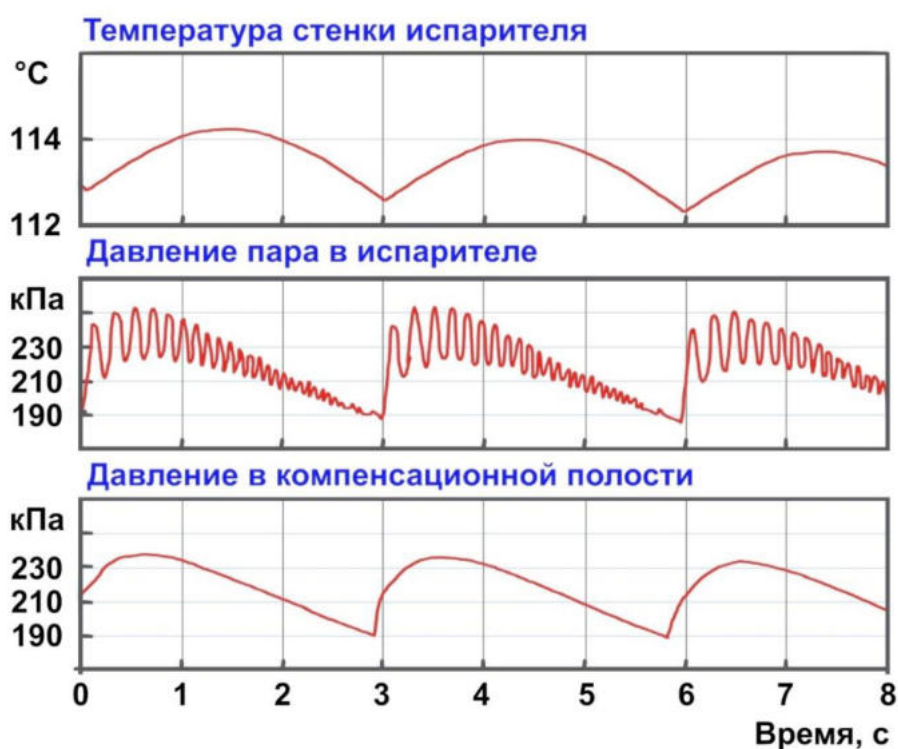
1 - изменение тепловой нагрузки в испарителе; 2 - температура испарителя;
3 - температура КП, 4 - температура конденсатора, 5 – температура жидкости на
входе в КП;

Рисунок 2.4 - Пульсации в КТТ при изменении тепловой нагрузки

Низкочастотные пульсации вредны для работы КТТ, пульсации влияют на точность стабилизации температуры охлаждаемой аппаратуры и приводят к риску пересыхания испарителя. Если частота изменения тепловой нагрузки на испарителе или в конденсаторе КТТ совпадет с собственной частотой колебаний в КТТ возникнет тепловой резонанс, что приведет к пересыханию испарителя КТТ.

Для устранения низкочастотных автоколебаний в КТТ необходимо бороться с источниками колебаний – с тепловыми воздействиями на жидкостной канал и КП, с НГ и с гравитационной составляющей.

Вторая частота пульсаций характерна для движения жидкого теплоносителя между поверхностью испарения в испарителе и КП. Малые расстояния и масса теплоносителя определяют относительно высокую частоту пульсаций, которая составляет доли секунд. Термодатчиками определить высокочастотные пульсации сложно, помогают датчики давления.



t_w - температура стенки испарителя; p_c - давление в КП;

p_n - давление пара в испарителе.

Рисунок 2.5. Среднечастотные и высокочастотные пульсации теплоносителя

Третья частота – это высокочастотные пульсации на поверхности испарителя, связанные с заглублением фронта раздела пар-жидкость в КПС

испарителя. На Рисунке 2.5 представлены графики расчета параметров пульсаций для КТТ с теплоносителем «вода», полученные с использованием математической модели, изложенной в следующем разделе.

2.3 Тепломассообмен в КПС испарителей КТТ

Понимание процессов, происходящих в КПС испарителя, позволяет обеспечить устойчивую циркуляцию теплоносителя в КТТ на малых мощностях и на предельных режимах работы с малыми и большими плотностями теплового потока.

Несмотря на многочисленные исследования, посвященные изучению тепломассобмена в капиллярно - пористых структурах КТТ сталкиваемся с недостаточной изученностью физических явлений, происходящих в контурных тепловых трубах. В первую очередь это касается процессов парообразования в КПС испарителей. Одной из главных особенностей является то, что в испарителях КТТ реализуется парообразование с обратным мениском, когда подвод тепла и отвод образующегося пара производятся с одной стороны структуры, схема представлена на Рисунке 2.6.

Представления различных исследователей о механизмах парообразования в КПС для случая обратного мениска расходятся. Одни авторы предполагают существование взаимопроникающих паровых и жидкостных пор [69 - 72], другие считают, что существует парожидкостный фронт [73 - 77], положение которого изменяется при изменении тепловой нагрузки. Одни считают, что внутренняя поверхность паровых пор покрыта пленкой жидкости, другие считают эту поверхность сухой. Нет единых взглядов на то, какие участки пористой структуры играют определяющую роль в парообразовании, каковы возможные режимы и механизмы тепломассопереноса.

При решении задачи о стационарном тепломассопереносе в КПС с обратным мениском автором получено, что выходное для пара сечение должно быть полностью заполнено жидкостью, по крайней мере, периодически [78, 79]. На основании этого выдвинута гипотеза о пульсирующем характере движения

теплоносителя вблизи сечения подвода тепла, сопровождающегося периодическим осушением КПС и заполнением ее жидкостью. Представленная в [79] модель является развитием стационарной модели и позволяет рассчитать тепломассобмен в испарителе с учетом динамики изменения температур и массового расхода жидкости и пара.

В модели испарителя принято, что КПС является непрерывной, размеры пор пренебрежимо малы по сравнению с толщиной структуры. Пористая структура неоднородна по радиусам пор, в модели принято что закон распределения пор известен.

На Рисунке 2.6 представлены результаты расчета для случая парообразования аммиака в пористой структуре толщиной $\delta = 3$ мм, теплопроводностью 5 Вт/(м·К) , с нормальным распределением пор, средним радиусом пор $\bar{R} = 1$ мкм, максимальным – $R_{\max} = 1,25$ мкм, минимальным – $R_{\min} = 0,75$ мкм. Расчеты проведены при плотности теплового потока $q = 10^5 \text{ Вт/м}^2$.

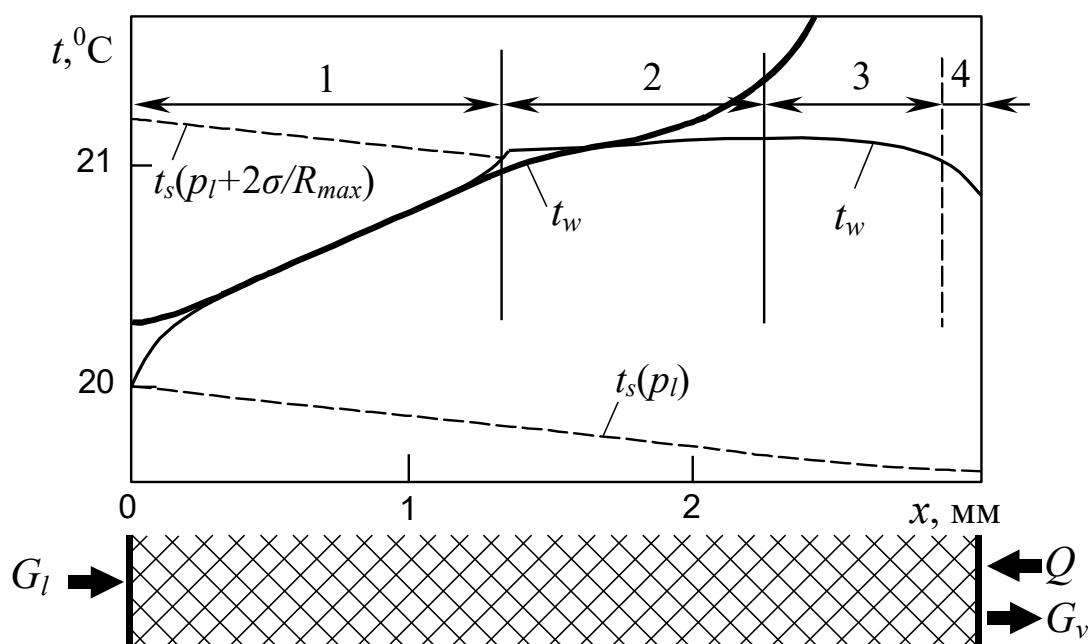


Рисунок 2.6 - Схема подвода и отвода потоков тепла и массы и расчетное распределение температуры по толщине КПС.

Результаты расчетов указывают на существование четырех последовательных зон с разными механизмами переноса тепла и массы.

1. Зона однофазного теплообмена, где отсутствуют условия для парообразования, поскольку $t_f < t_s(p_l + 2\sigma/R_{\max})$.

2. Зона противоточного движения пара и жидкости, в которой происходит конденсация пара на участке при $t_w < t_f$ и испарение на участке при $t_w > t_f$.

В зоне 2 градиент давления пара имеет положительное значение. Зону 2 называют зоной «тепловых микротрубок». При низкой теплопроводности КПС зона 2 оказывает существенное влияние на перенос тепла.

3. Квазистатическая зона прямоточного движения пара и жидкости.

4. Зона пульсирующего теплоносителя, в которой происходит периодическое орошение жидкой фазой, вплоть до полного заполнения сечения КПС жидкостью или осушение КПС. Зона пульсаций видна на Рисунке 2.6 вблизи правого сечения.

Существующие модели парообразования в КПС с обратным мениском предусматривают существование первой и третьей зоны. Режим, реализуемый во второй зоне, ранее не рассматривался. Кроме первой и третьей зон часто рассматривают осушенный слой КПС без жидкости. Расчеты по модели, приведенной в [79], показывают, что при тепловых нагрузках, не превышающих предельной, режим полного осушения пристеночного слоя КПС невозможен.

Четвертая зона получена в результате расчетов и ранее в литературе не упоминалась. Значительные потери давления пара в КПС вблизи выходного сечения приводят к уменьшению разности давлений пара и жидкости, а значит, к росту радиуса пор, заполненных жидкостью. Выходное для пара сечение периодически полностью заполняется жидкостью. После этого давление пара внутри КПС быстро возрастает, что приводит к вытеснению жидкости из выходного сечения. Этот вывод согласуется с результатами визуальных наблюдений и фотографиями распределения жидкости и пара в КПС, представленными в [73]. Об изменении во времени заполнения КПС жидкостью можно судить по представленному на Рисунке 2.7 графику распределения влагонасыщенности теплоносителя по толщине КПС в разные моменты времени.

Основные изменения происходят в крайне правой зоне, составляющей около трех процентов толщины КПС.

Периодическое орошение и осушение этой зоны приводит к образованию обратных течений жидкости, причем пульсации расхода жидкости могут в кратно превосходить расход испаряющейся жидкости. Затопление выходного сечения происходит не за счет дополнительного притока жидкости в КПС, а за счет перераспределения жидкости вблизи выходного сечения, смотри Рисунок 2.7.

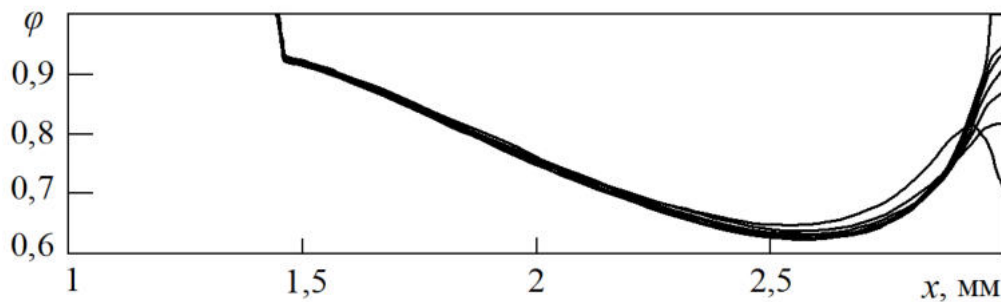


Рисунок 2.7 - Изменение влагонасыщенности теплоносителя по толщине КПС в разные моменты времени при $q = 6 \cdot 10^4 \text{ Вт/м}^2$.

Процессы затопления выходного сечения КПС происходят за сотые доли секунды, между отдельными затоплениями наблюдаются длительные процессы квазистационарной работы. Предельный тепловой поток в КТТ определяется достижением предельной суммы потерь давления. При росте теплового потока принято считать, что происходит заглубление парожидкостного фронта в КПС и когда потеря давления в контуре достигает величины капиллярного напора и происходит пересыхание КПС. Расчеты по предложенной в [79] модели показывают, что такого плавного заглубления фронта раздела пар-жидкость не существует. Медленное затопление выходного сечения связано с возросшим гидравлическим сопротивлением движению жидкости в КПС. Выходное сечение быстро не заполняется из-за нехватки жидкости. Стационарный режим без затопления выходного сечения КПС получен в очень узком диапазоне предельных для испарителя нагрузок от $q = 1,068 \cdot 10^5 \text{ Вт/м}^2$ до $q = 1,072 \cdot 10^5 \text{ Вт/м}^2$. При выходе нагрузки за указанные пределы происходит либо затопление выходного сечения

КПС, либо пересыхание испарителя - быстрое осушение структуры, сопровождающееся резким ростом температуры.

Динамика осушения КПС при превышении предельной нагрузки представлена на Рисунке 2.8.

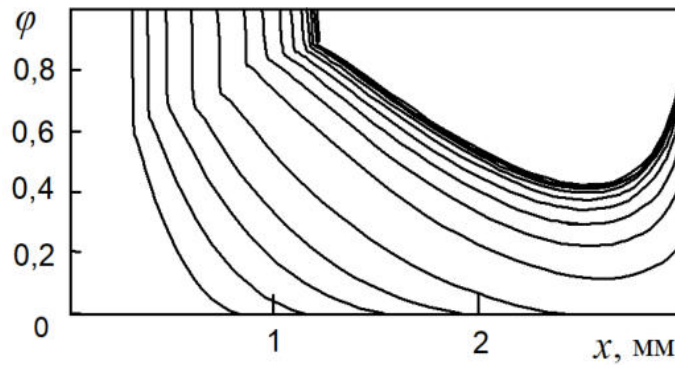


Рисунок 2.8 – Динамика пересыхания КПС.

Распределение влагонасыщенности от времени

В модели существуют определенные допущения, которые приводят к неточности. В частности, приняты фиксированные значения температуры и давления жидкости на левой границе. В реальных условиях температуры и давления являются переменными и определяются работой всех элементов контура.

Принятые в модели формулы для расчета фазовых коэффициентов проницаемости и коэффициента внутренней теплоотдачи могут существенно зависеть от типа пористой структуры. Зависимости подлежат уточнению с использованием экспериментальных данных.

Модель КПС является одномерной. В зоне подвода тепла к КПС всегда содержится пароотводная структура с канавками как в греющей стенке, так и в пористой структуре, которые существенно деформируют выявленную четвертую зону с пульсирующим теплоносителем. Задача в этой области не является одномерной. При затоплении выходного сечения существенную роль играет поперечное движение жидкости. Возникающие при этом поперечные силы вязкого трения в рассмотренной одномерной задаче не учтены, что увеличивает расчетное значение периода пульсаций.

Несмотря на перечисленные допущения и недостатки, предложенная модель позволяет выявить основные механизмы переноса тепла и массы при

парообразовании в КПС контурных тепловых труб. Показано, что существенную роль при этом играют динамические процессы затопления жидкостью и освобождения выходного сечения. Модель позволяет исследовать влияние теплопроводности КПС и вклад различных механизмов теплопереноса, позволяет понять и проанализировать процессы, происходящие при достижении предельной тепловой нагрузки в испарителе КТТ. Модель позволяет анализировать и оптимизировать многослойные КПС и с различными законами распределения пор по радиусам [80]. Понимание процессов, происходящих в КПС испарителя КТТ, имеет непосредственное отношение к обеспечению устойчивой циркуляции теплоносителя при предельных режимах с малыми и большими нагрузками.

2.4 Вторичная капиллярная структура

Принципиальным для работоспособности КТТ условием является наличие двухфазного теплоносителя в КП и частично во внутренней полости испарителя, что приводит к существованию трех границ раздела фаз: в зоне испаряющих менисков в испарителе, в конденсаторе и в КП. Третья граница раздела фаз приводит к появлению дополнительных условий для обеспечения стабильной работоспособности КТТ. Теплоноситель в КП находится с параметрами, характерными для точки 7 диаграммы Р-Т (рис. 2.1). Кажется, что теплоноситель в КП находится в термодинамическом тупике и при стационарном течении теплоносителя не влияет на процесс тепломассообмена в КТТ. К сожалению, в большинстве случаев функционирования КТТ это не так. Теплоноситель в КП перемещается по объему КП, взаимодействует с возвращающейся из конденсатора жидкостью, с внутренней поверхностью основной КПС, стенками КП и зоной гидравлического уплотнения капиллярного насоса. Перечисленные факторы приводят к большому количеству расчетных случаев, вносящих неопределенность в существование неразрывной гидравлической связи между жидкой фазой теплоносителя в КП и внутренней поверхностью основной КПС.

Как сказано выше, в условиях микрогравитации жидкая фаза теплоносителя займет положение в КП, показанное на Рисунке 2.2. Такое положение

теплоносителя объясняется распределением поля температур в КП. Паразитный тепловой поток поступает из испарителя в КП, вызывая нагрев части КП, прилегающей к корпусу испарителя. Испаритель и КП в КТТ представляют собой единую конструкцию и соединены между собой тепловой и гидравлической связями, избежать паразитного теплового потока нельзя, необходимо стремиться к минимизации потока. Тепловой поток, проникающий из испарителя в КП (1.5), компенсируется переохлажденным конденсатом, поступающим из конденсатора.

$$Q_r = \dot{G} \Delta T c_{pl}, \quad (2.3)$$

где ΔT – величина переохлаждения конденсата.

На диаграмме Р-Т, Рисунок 2.1, величина переохлаждения конденсата соответствует линии 4а-5. Чем больше паразитный поток из испарителя в КП – тем больше переохлаждение конденсата требуется, и тем большая зона конденсатора будет занята переохлаждающимся конденсатом. Этот эффект существенно снижает эффективность конденсатора и приводит к увеличению термического сопротивления КТТ в целом.

Поступающий в КП переохлажденный конденсат из жидкостного канала охлаждает примыкающую к конденсаторопроводу зону КП. В условиях микрогравитации жидкая фаза теплоносителя займет положение в наиболее холодной зоне КП, а паровая фаза - в наиболее теплой, наиболее удаленной от испарителя, что и показано на рис. 2.2.

При изменении теплового потока в испарителе, температуры контура или граничных условий в конденсаторе, движение теплоносителя будет происходить неравномерно, с пульсациями расхода, не одинакового как по времени, так и по различным зонам. Неравномерность мгновенного расхода теплоносителя на входе в испаритель (2.2) достигает значительной величины, вплоть до отрицательного значения, когда жидкость течет не из конденсатора в КП, а в обратную сторону. Расход пара из испарителя равномерный и пропорционален передаваемой мощности из испарителя в конденсатор, требует постоянного массового расхода теплоносителя. Внутри КПС испарителя возникает мгновенный дефицит жидкости и вызывает частичное или полное пересыхание испарителя.

Для обеспечения непрерывного смачивания внутренней поверхности КПС жидкой фазой теплоносителя необходимо подать жидкую фазу из дальней зоны КП к внутренней поверхности испарителя. В антигравитационных тепловых трубах эту задачу решает гравитация. В КТТ для космического применения в наземных условиях и в невесомости эту функцию выполняет вторичная капиллярная структура (ВКС) - Рисунок 2.9.

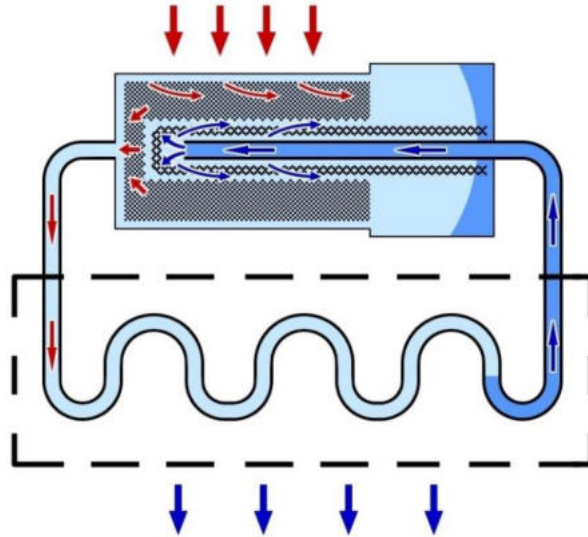


Рисунок 2.9 – Вторичная капиллярная структура

Назначение ВКС - обеспечить надежную гидравлическую связь между жидкой фазой теплоносителя в КП и внутренней поверхностью КПС. Функции ВКС не ограничиваются возможностью подачи жидкой фазы теплоносителя к основной КПС при дефиците массового расхода жидкой фазы теплоносителя из КП, как считают некоторые исследователи. Функции ВКС включают эвакуацию из внутренней части КПС возможных паров теплоносителя и НГ в КП.

Наиболее сложным моментом при проектировании ВКС является определение требований к расходу теплоносителя в ней - ее производительности. Требование получается в результате расчета мгновенного массового расхода теплоносителя в жидкостном канале для наиболее критичных условий функционирования с использованием динамической модели КТТ, изложенной в следующем разделе.

Различные известные виды капиллярных структур, применяемые в классических тепловых трубах, рассматриваемые как альтернативные конструкции для ВКС, показаны на Рисунке 2.10.

Для предварительной оценки предположим, что ВКС должна обеспечить массовый расход теплоносителя, как средний расход по КТТ (1.2). Такое значение расхода подтверждается расчетами и экспериментами. При пульсационном режиме работы КТТ расход в жидкостном канале, подающем теплоноситель в испаритель, может существенно снижаться и даже становиться отрицательным. При этом ВКС должна обеспечивать дефицит жидкого теплоносителя путем подачи из КП.

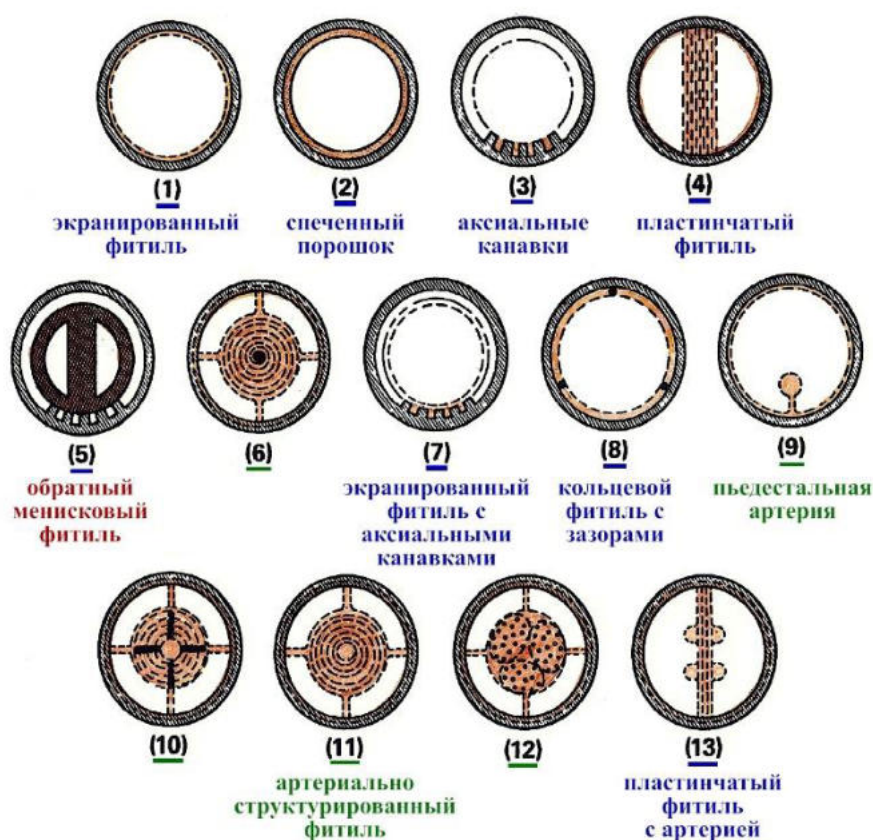


Рисунок 2.10 - Типы капиллярных структур

Внешний диаметр ВКС должен быть не более внутреннего диаметра КПС, а эффективную длину массопереноса - от средней точки испарителя до дальней точки КП - примем равной длине испарителя.

Предварительный анализ расхода теплоносителя требований к капиллярным структурам проведем по уравнению, вытекающему из закона Дарси (2.16).

$$\dot{G} = \Delta P k F / l \mu, \quad (2.4)$$

где: ΔP – полное падение давления в ВКС, равное капиллярному напору;

k – коэффициент проницаемости;

F – площадь сечения ВКС;

l – эффективная длина ВКС;

μ – вязкость жидкого теплоносителя.

Для численной оценки примем длину испарителя 200 мм, внутренний диаметр испарителя 6 мм. Мощность КТТ примем равной 100 Вт, для теплоносителя «аммиак» средний объемный расход составит 0,1 см³/с.

Даже приблизительный анализ требований к ВКС показывает, что гомогенные ВКС из пористых материалов и структуры с аксиальными канавками не соответствуют требованиям задачи по порядкам величины.

Артериальные структуры могут быть использованы для ВКС в небольших испарителях, до 200 мм. Гарантированно задача решается только с реализацией концепции миниатюрной КТТ внутри испарителя основного контура, что предложено и реализовано автором.

ВКС в виде контурной трубы имеет следующую конструкцию - Рисунок 2.11.

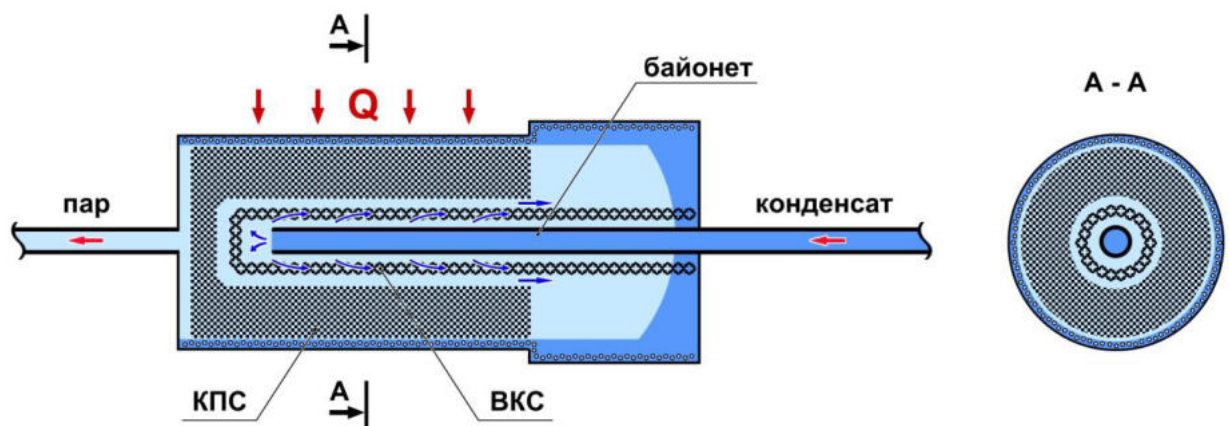


Рис. 2.11 Конструкция ВКС

На внутренней стороне основной КПС выполняются канавки винтовые и продольные, которые являются пароотводящей структурой ВКС. Внутри устанавливается трубка из сетки или металловолокна, которая выполняет роль КПС для ВКС. Внутри трубки из сетки вставляется байонетная трубка, являющаяся

продолжением жидкостного канала. Между трубкой из сетки и байонетом должен оставаться зазор, достаточный для выхода паровых и газовых пузырей, которые могут поступать с жидкой фазой теплоносителя из жидкостного канала [81-84]. Возможность попадания паровой фазы в испаритель по жидкостному каналу показана в предыдущем разделе.

При нормальном функционировании КТТ конденсат поступает по байонету внутрь испарителя и всасывается через пористую трубку ВКС в основную КПС испарителя. Избыток конденсата, а также пузыри пара и газа вытесняются в КП через зазор между трубкой из сетки и байонетом. В случае дефицита жидкости ВКС засасывает необходимое количество жидкости из КП, при условии, что торец пористой трубки ВКС всегда остается закрытым жидкой фазой теплоносителя. В условиях гравитации — это условие выполнить не всегда возможно, поэтому при конструировании КТТ необходимо учитывать возможные положения КТТ в условиях наземной экспериментальной отработки.

Для проверки качества ВКС после ее изготовления автором предложена методика испытаний, вошедшая в объем приемо-сдаточных испытаний практически всех изготавливаемых сегодня КТТ. Данная методика основана на имитации наихудшего сочетания положения фронта пар-жидкость в КП и динамического нагружения испарителя КТТ, при котором дефицит мгновенного расхода теплоносителя на входе в испаритель достигает значительной величины, вплоть до того, что направление потока становится отрицательным. Для контроля качества ВКС при проведении наземных испытаний необходимо выдерживать положение испарителя, которое будет создавать условия для ВКС хуже, чем микрогравитация. Такое положение показано на Рисунке 2.12.

Положение 1 рекомендуется для всех типов КТТ. Положение 2 рекомендуется для КТТ, имеющих КП в виде эксцентрика по отношению к оси испарителя.

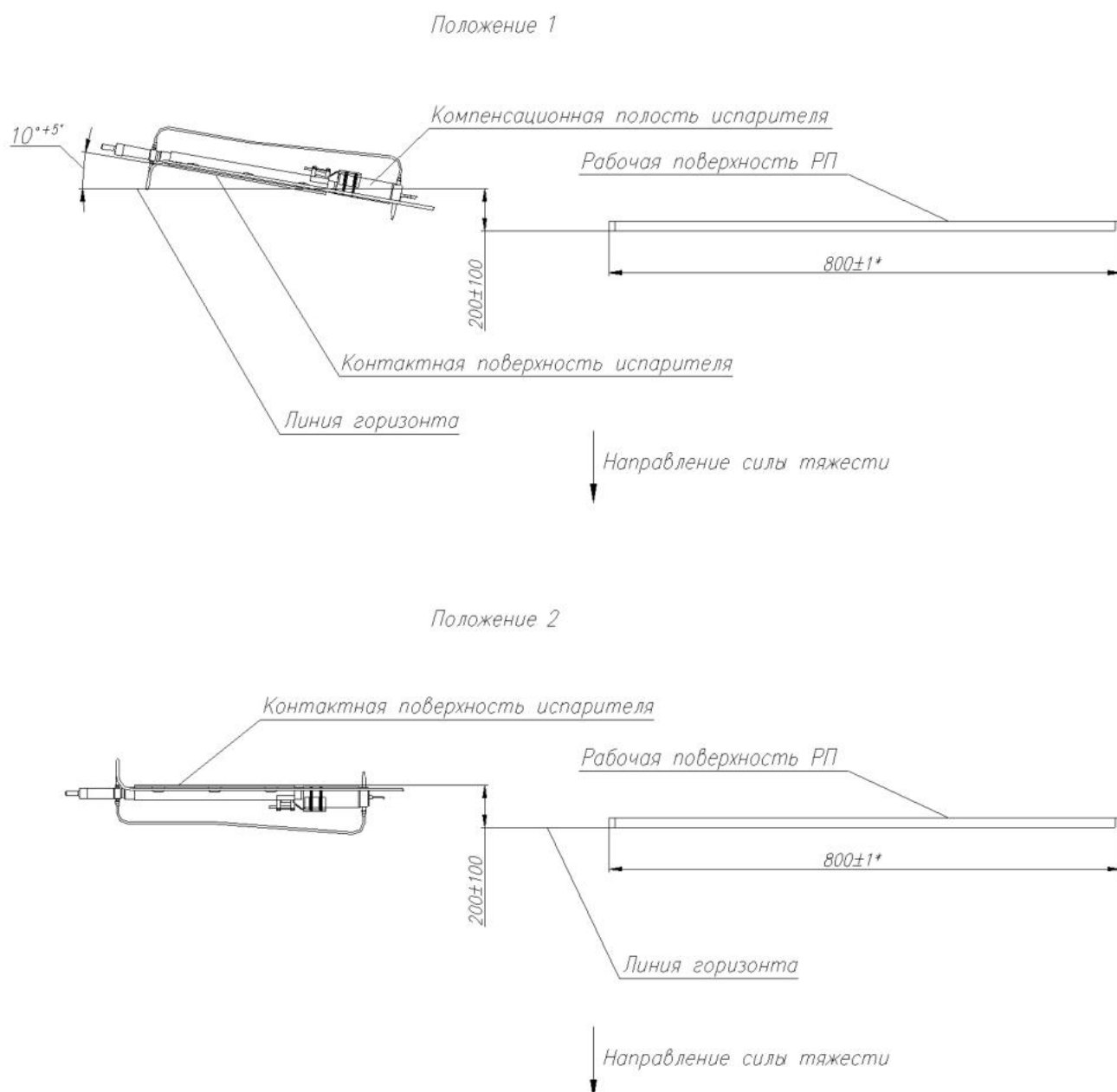


Рисунок 2.12. Положение КТТ при испытаниях в наземных условиях для проверки ВКС

Циклограмма рекомендуемых нагрузок для проверки качества ВКС приведена на Рисунке 2.13. Циклическое изменение нагрузки на испаритель от $Q_{\max}$ до $30\% Q_{\max}$ с периодом, близким к периоду низкочастотных собственных колебаний в КТТ, см. раздел 1, приводит к большим амплитудам колебаний жидкой фазы теплоносителя на входе в испаритель. Устойчивость КТТ к таким колебаниям свидетельствует о достаточной производительности ВКС.

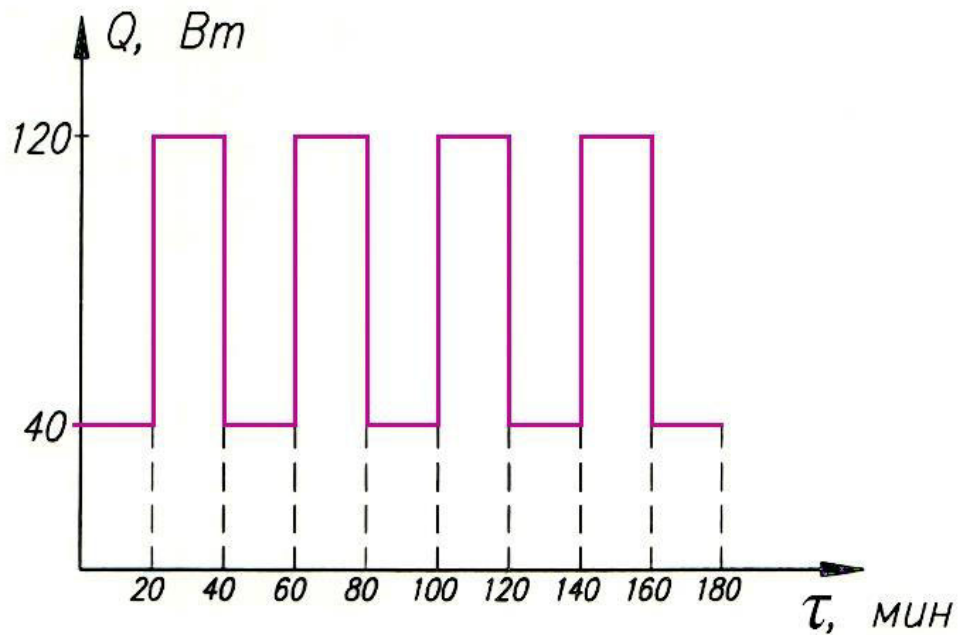


Рисунок 2.13. Циклограмма тепловых воздействий на испаритель для проверки ВКС

По результатам рассмотрения конструкции вторичной капиллярной структуры могут быть сделаны следующие обобщения:

1. Конструкция ВКС должна обеспечивать надежную гидравлическую связь между внутренней поверхностью основной КС испарителя и жидкостью в КП при ее самом неблагоприятном расположении при различных ориентациях испарителя в условиях гравитации и при воздействии различных динамических и знакопеременных тепловых нагрузок.

2. Производительность ВКС должна быть достаточной, чтобы превышать максимальные изменения мгновенного расхода теплоносителя на входе в испаритель.

3. Функция ВКС заключается также в том, чтобы эвакуировать из внутренней части КПС поступающие из жидкостного канала по байонету или из основной КПС пары теплоносителя и пузырьки НГ в КП.

4. При разработке и после изготовления каждая КТТ должна быть проверена в положениях и при циклограммах тепловых воздействий, имитирующих наихудшее сочетание положения фронта пар-жидкость в КП и динамического нагружения

испарителя КТТ, при котором дефицит мгновенного расхода теплоносителя на входе в испаритель достигает максимальной величины.

5. Для испарителей КТТ длиной более 200 мм конструкция ВКС должна представлять собой КТТ.

ГЛАВА 3 ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИЙ ПРОЕКТНЫЙ АНАЛИЗ КТТ

3.1 Последовательность теплофизического проектного анализа КТТ

Метод теплофизического проектного анализа КТТ начинается с выбора теплоносителя. Для каждого двухфазного теплоносителя имеется свой диапазон рабочих температур, который ограничен снизу тройной точкой, а сверху – критической температурой. Комплекс теплофизических свойств теплоносителей для КТТ – скрытая теплота парообразования, вязкость, плотность - определяют эффективность теплоносителей для заданного диапазона температур. Необходимо учитывать совместимость теплоносителя с материалами корпуса и КПС, а также радиационную стойкость теплоносителей.

Следующий шаг - выбор конструктивных параметров элементов контура с учетом ограничений, приведенных в главах 1 и 2. С использованием соотношений (1.2) – (1.4) определяется объем КП и масса заправки, необходимые для обеспечения гарантированного запуска КТТ.

Третий шаг - определение предельной мощности в зависимости от температуры. По результатам анализа мощности и термического сопротивления параметры элементов КТТ корректируются и анализ повторяется.

Четвертый шаг - определение термического сопротивления КТТ. По результатам анализа термического сопротивления параметры элементов КТТ корректируются и анализ повторяется.

На последнем, пятом шаге оценивается устойчивость работы КТТ с учетом теплоемкостей в зоне испарителя, меняющихся условий теплообмена в испарителе и конденсаторе, а также теплопритоков в транспортной зоне и на КП. На этом этапе определяются требования к производительности ВКС.

Общие подходы к теплофизическому анализу КТТ изложены в [85,86].

3.2 Выбор теплоносителя

Для теплопередающих устройств с двухфазным теплоносителем вопрос о выборе теплоносителя является одним из ключевых. Выбор теплоносителя носит

сложный междисциплинарный характер. Требования, предъявляемые к теплоносителю всех тепловых труб, приведены ниже:

- наличие жидкой и паровой фазы во всем рабочем диапазоне температур;
- высокие значения комплекса теплофизических параметров: скрытая теплота парообразования, сила поверхностного натяжения, вязкость жидкости и пара;
- химическая совместимость теплоносителя с материалами корпуса и капиллярных структур;
- для тепловых труб космического назначения требуется также высокая стойкость к воздействию проникающего ионизирующего космического излучения.

Теплоносителями для тепловых труб могут быть любые простые вещества, которые в рабочем диапазоне температур имеют жидкую и паровую фазу. Свойства веществ для выбора теплоносителя приведены в [87 - 89]. На Рисунке 3.1 приведен ряд наиболее распространенных теплоносителей и рабочие диапазоны температур.

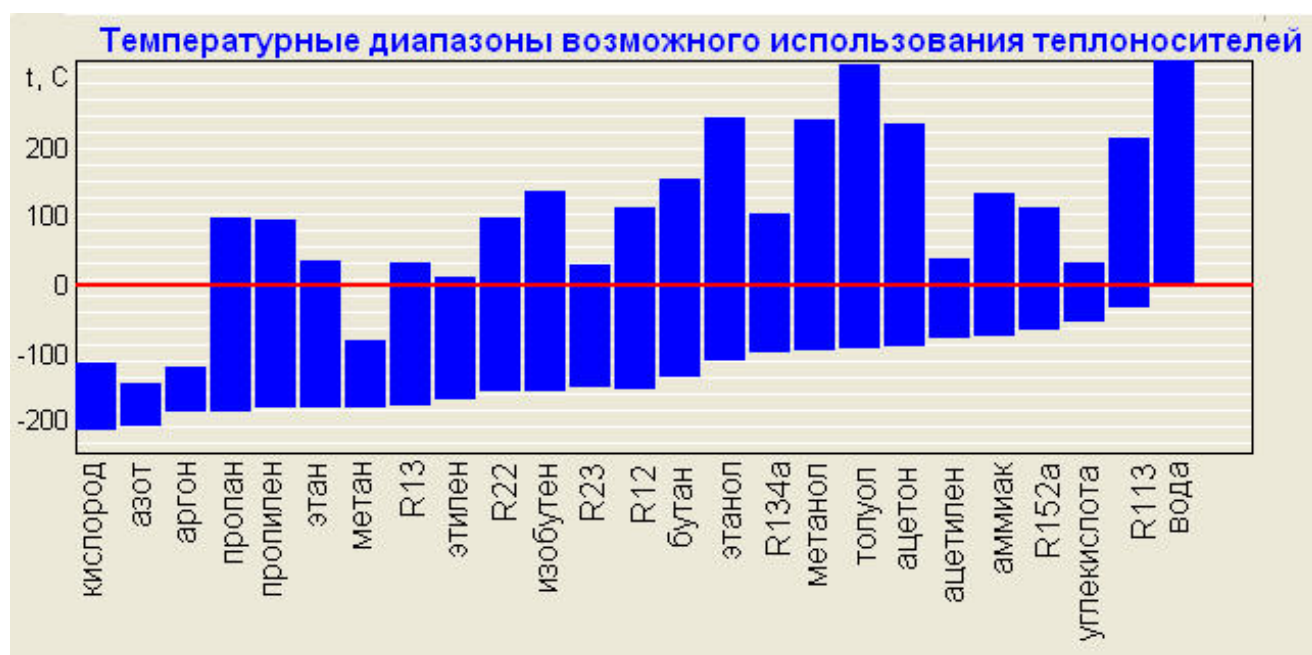


Рисунок 3.1 - Температурные диапазоны некоторых теплоносителей

Комплекс теплофизических параметров для классических тепловых труб определяется выражением для сводного "критерия качества" теплоносителей.

$$\Phi = \frac{\rho_l \sigma L}{\mu_l}, \quad (3.1)$$

Из выражения (3.1) «критерий качества» теплоносителя для классических тепловых труб определяется свойствами жидкой фазы вещества. Основные отличия КТТ от обычных ТТ с точки зрения выбора теплоносителя заключаются в следующем:

- каналы пара и жидкости разделены, теплоноситель находится в произвольном состоянии, не обязательно на линии насыщения;
- теплоноситель контактирует с КПС только в зоне испарителя и течет не вдоль оси КПС, а поперек, что определяет малое гидравлическое сопротивление на этом участке;
- жидкостной канал, паропровод и конденсатор не имеют капиллярной структуры, течение теплоносителя по каналам происходит без дополнительных сопротивлений на фильтрацию.

Отличия контурных от классических ТТ определяют новый формат «критерия качества» теплоносителей. Критерии для выбора теплоносителей в «антигравитационных» ТТ были предложены в [90]. Наибольшее распространение получил критерий качества для КТТ, предложенный N. Dunbar [91].

Параметр Дунбара определяется выражением (3.2)

$$Du = \frac{\sigma \cdot \rho_v \cdot L^{1,75}}{\mu_v^{0,25}} \quad (3.2)$$

В отличие от классических ТТ основной вклад в гидравлическое сопротивление при движении теплоносителя в КТТ вносит не жидкость, а пар. «Критерий качества» теплоносителя для КТТ определяется свойствами паровой фазы вещества. Типичное значение распределения потерь давления в различных элементах КТТ представлено на Рисунке 3.2.

Зависимость параметра Дунбара от температуры для каждого теплоносителя имеет максимум. Каждый теплоноситель имеет ограниченный температурный диапазон работы и определенную температуру, при которой теплоноситель наиболее эффективен.

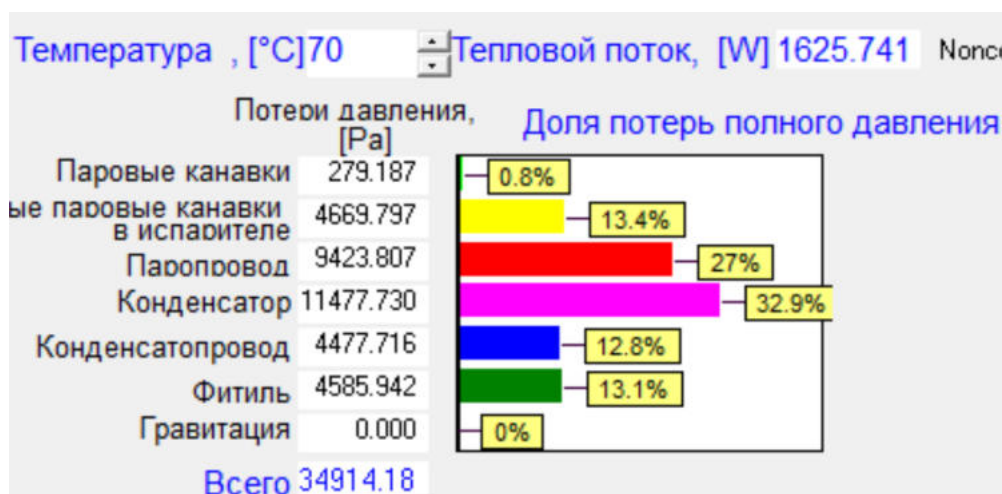


Рисунок 3.2 - Пример распределения потерь давления в элементах КТТ

Графическое отображение параметра Дунбара для некоторых теплоносителей представлено на Рисунке 3.3.

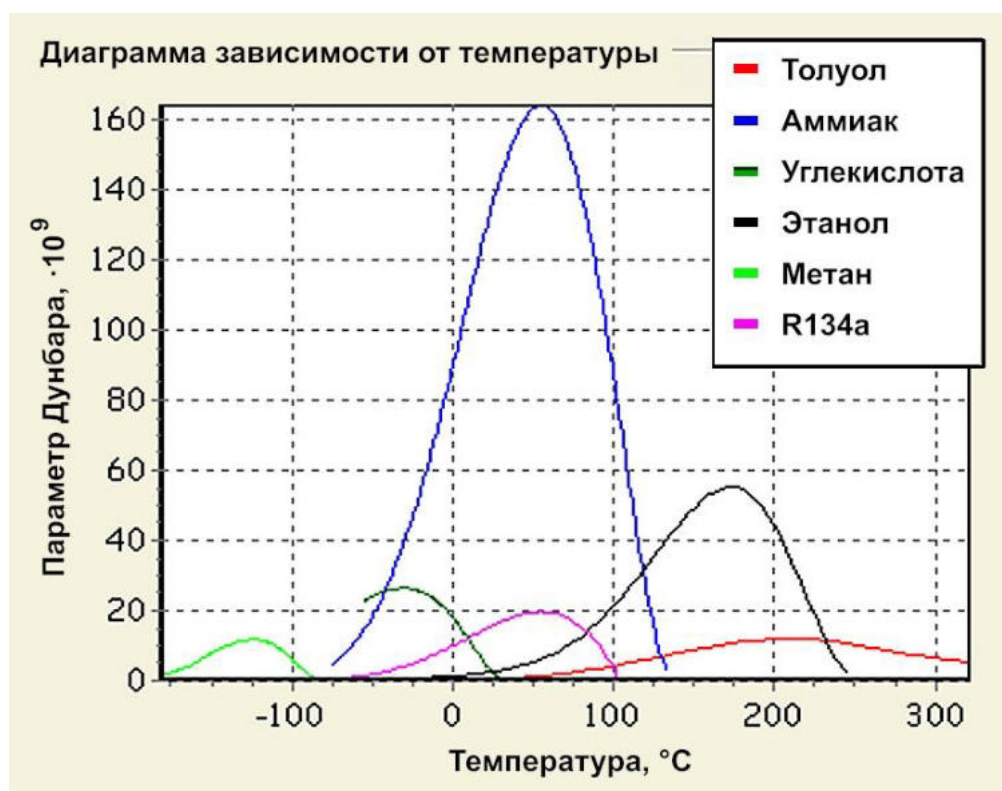


Рисунок 3.3 - Параметр Дунбара для некоторых теплоносителей

Сравнение теплоносителей по параметру Дунбара при фиксированной температуре минус 20°C представлено на Рисунке 3.4.



Рисунок 3.4 - Параметр Дунбара для некоторых теплоносителей при минус 20°C

Как следует из рисунков 3.3 и 3.4 наиболее эффективным теплоносителем для КТТ в диапазоне температур от минус 30°C до 100°C является аммиак.

Для проектирования КТТ разработан специализированный программный комплекс EASY 2.1, который включает в себя теплофизические свойства 24-х теплоносителей, которые применялись в практике в нашей стране [92]. На рисунках 3.5 и 3.6 представлены параметры Дунбара для аммиака и воды, которые являются наиболее распространенными теплоносителями для тепловых труб.

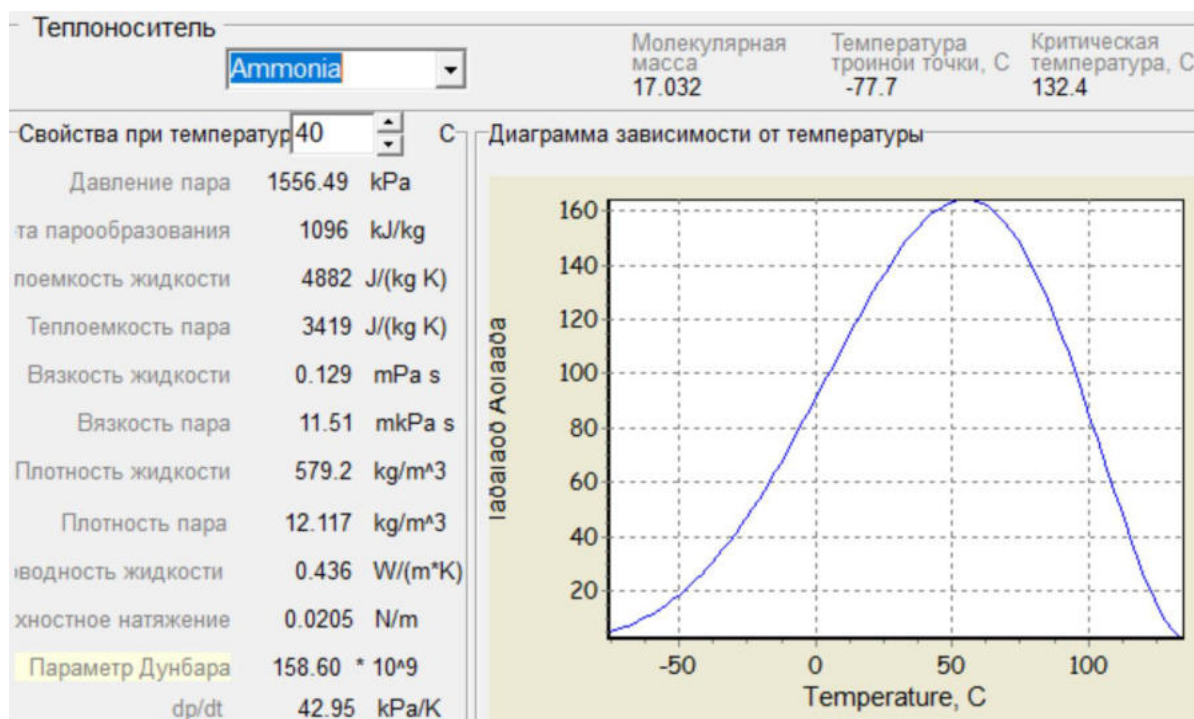


Рисунок 3.5 – Параметр Дунбара для аммиака

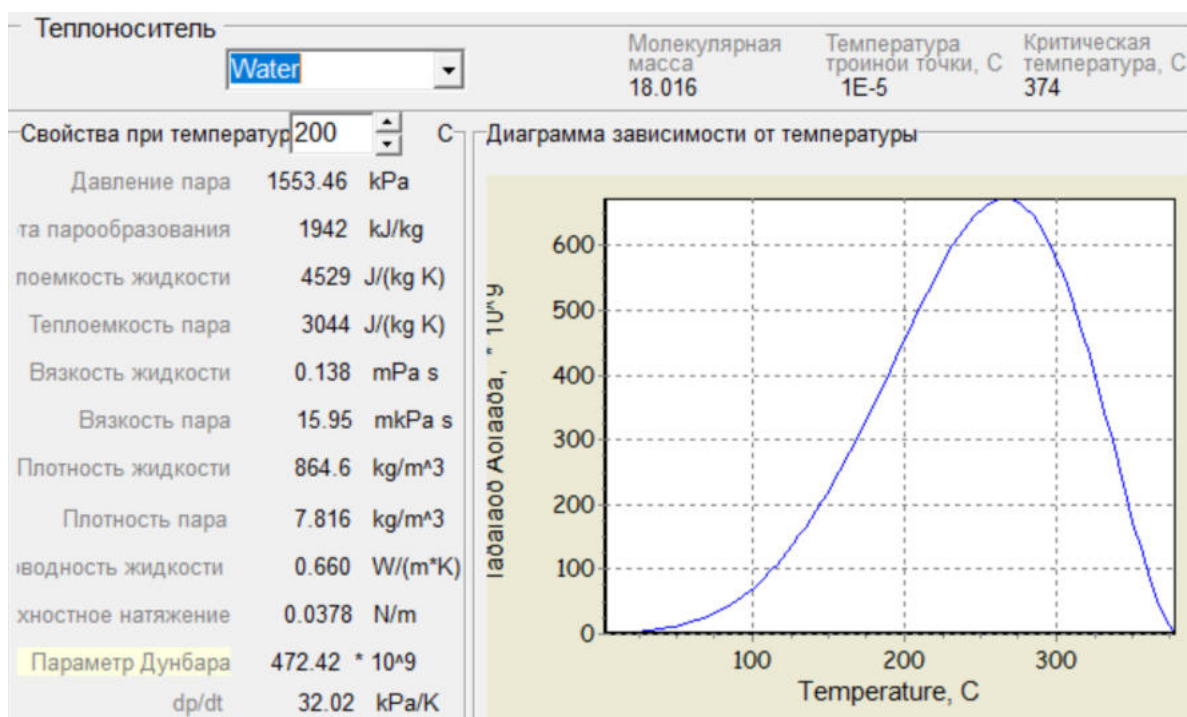


Рисунок 3.6 - Параметр Дунбара для воды

При создании базы данных по свойствам теплоносителей использовались отечественные и зарубежные справочники [87 - 89], а также экстраполяция свойств теплоносителей на границах рабочего диапазона, для которых данные в справочной литературе не представлены.

При выборе теплоносителя для КТТ недостаточно учитывать оптимальные теплофизические свойства для заданного температурного диапазона. Давление пара теплоносителя в рабочем диапазоне температур не должно быть слишком низким – давление должно кратно превышать капиллярный напор. В КТТ капиллярный напор в десятки и сотни раз превышает капиллярный напор обычных ТТ. Эффективный диаметр пор для КТТ составляет от 1 мкм, в то время, как для классических ТТ эффективный размер капиллярных структур составляет от 20 до 500 мкм. Капиллярный напор в КТТ может превышать 1 Атм. Использование в КТТ теплоносителей с абсолютным давлением паров менее 3 Атм приведет к существенному увеличению перепада температур между испарителем и конденсатором при эксплуатации КТТ на нижней границе рабочего диапазона температур.

Вторым важным параметром для выбора теплоносителя для всех ТТ после теплофизических свойств является химическая совместимость теплоносителя с материалами корпуса и капиллярных структур. Так, вода и аммиак, обладающие прекрасными теплофизическими свойствами, не совместимы с многими материалами. Аммиак несовместим с медными сплавами, вода несовместима с алюминиевыми сплавами, а также с нержавеющей сталью [93].

Для обеспечения совместимости воды с нержавеющей никельсодержащей сталью разработан ингибитор коррозии, который успешно применяется до температуры +80°C [94].

Понятие химической совместимости теплоносителя ТТ с конструкционными материалами существенно отличается от понятия «коррозионная стойкость». Коррозионная стойкость определяется по уносу материала с поверхности металлического образца в результате химического взаимодействия с жидкостью или газами. К тепловым трубам это имеет посредственное отношение. В первую очередь тепловые трубы боятся возникновения в паровой фазе неконденсирующихся газов. Теплоносители в тепловых трубах должны без помех перемещаться в паровой фазе в зону отвода тепла и там конденсироваться. Если в теплоносителе имеются газы, температура конденсации которых ниже, чем у паров теплоносителя, то конденсация пара будет затруднена. Парам теплоносителя должны пройти газовую пробку диффузией. Этот процесс приведет к снижению температуры зоны отвода тепла на величину $\Delta T_{нг}$.

$$\Delta T_{нг} = \Delta P_{нг} / (dP/dT) \quad (3.3)$$

где dP/dT – дифференциал линии насыщения теплоносителя.

Количество НГ, критичное для ТТ, составляет до 10% от объема конденсатора на нижней границе температур. Несложно посчитать, что это количество НГ для классических ТТ составляет величину не более $1 \times 10^{-3}\%$ объемных от общего количества теплоносителя.

В КТТ положение НГ неочевидно. При работе КТТ НГ перемещается в компенсационную полость, где, смешиваясь с паром теплоносителя, повышает давление в КП. Увеличение давления в КП приводит к увеличению зоны

конденсатора, занятой жидкой фазой теплоносителя и дополнительному переохлаждению конденсата. Как следствие, наличие НГ в контуре приводит к увеличению термического сопротивления КТТ и ухудшению условий для запуска циркуляции. Учитывая, что капиллярный напор в КТТ существенно больше, чем в классических ТТ, а объем КП существенно больше объема конденсатора классических ТТ, количество НГ, которое приведет к увеличению термического сопротивления КТТ при равных условиях, в десятки раз больше. В результате КТТ менее чувствительна к наличию НГ.

Проведенные испытания артериальных, аксиальных и контурных ТТ с теплоносителем аммиак показали, что КТТ способна выдерживать количество НГ в десятки раз превышающее в процентном отношении предельное значение НГ для классических ТТ. Тем не менее, это количество НГ по-прежнему крайне малая величина и не превышает $3 \times 10^{-2}\%$ объемных от общего количества теплоносителя.

На процесс генерации НГ и накопление НГ внутри корпуса ТТ влияет много факторов. Возьмем в качестве примера аммиак, который наиболее распространен в качестве теплоносителя в ТТ космического применения. Аммиак, заправляемый в ТТ, имеет начальную чистоту не хуже 99,9999% объемных и основная примесь – вода. В результате взаимодействия аммиака с материалами корпуса и капиллярной структуры, а также вследствие разложения от воздействия ионизирующего излучения аммиак предположительно разлагается с образованием молекул азота и водорода.



Если корпус и капиллярная структура ТТ выполнена из совместимых с аммиаком материалов - нержавеющей сталь, никель, титан, некоторые алюминиевые сплавы - то химический процесс генерации НГ только от взаимодействия аммиака с материалами корпуса и КПС идет медленно. Основной вклад в процесс генерации НГ будут вносить примеси, содержащиеся в аммиаке и следы загрязнений, которые остались на внутренней поверхности корпуса и КПС после подготовки ТТ к заправке - вода и углеводороды. Главный вклад будет вносить вода. Вода приводит к каталитической реакции разложения аммиака и не

рекомбинирует полностью с материалами корпуса, сохраняя свою каталитическую активность долгие годы. Воду сложно удалить из аммиака - аммиак гигроскопичен. Технологически трудно определить содержание воды в аммиаке в малых дозах. Кулонометрический метод Фишера, который применяется для определения следов воды в аммиаке, имеет чувствительность, не превышающую 1×10^{-4} % объемных. Для надежной работы ТТ в течение более 10 лет необходимо снизить содержание воды до величины менее 1×10^{-6} % объемных. Современные технологии очистки аммиака позволяют достичь необходимой чистоты. Проконтролировать содержание воды ниже 1×10^{-40} % объемных прямыми методами невозможно. Приходится применять ускоренные ресурсные испытания ТТ.

Как можно ускорить химические реакции взаимодействия теплоносителя и примесей с материалами корпуса и КПС?

Для проведения ускоренных ресурсных испытаний чаще всего применяется наработка ТТ при повышенной температуре. В соответствии с законом Аррениуса скорость химических реакций пропорциональна $v \sim e^t$. Рассчитать скорость химических реакций с применением закона Аррениуса затруднительно в связи с тем, что постоянные коэффициенты в формуле Аррениуса получаются экспериментальным путем. Такие эксперименты длительны и дорогостоящи. Часто пользуются правилом Вант-Гоффа – скорость химических реакций увеличивается в два - четыре раза при увеличении температуры на каждые 10°C . При увеличении температуры на 60°C скорость химических реакций увеличивается минимум в $2^6 = 64$ раза. Для подтверждения ресурса ТТ, работающих при средней температуре 20°C в течение 10 лет требуются ускоренные ресурсные испытания при температуре 80°C в течение менее 2 месяцев.

Ресурсные испытания, проведенные автором, показали, что при одинаковой технологии подготовки ТТ к заправке и применению аммиака от разных производителей с одинаковой чистотой по сертификату изготовителя - 99,9999% объемных - количество НГ, возникающее при ускоренных ресурсных испытаниях, отличается в разы.

Как сказано выше, примеси являются основным источником НГ при правильно выбранных совместимых материалах корпуса и КПС. Количество и тип примесей зависит от технологии очистки теплоносителя и технологии подготовки корпуса и КПС ТТ к заправке. Говорить о совместимости теплоносителей с материалами корпуса и КПС без детального описания технологии очистки корпуса, КПС и самого теплоносителя от примесей некорректно.

На скорость химических реакций могут влиять время, температура, скорость направленного движения теплоносителя и ионизирующая радиация. Автором поставлен полнофакторный эксперимент с тепловыми трубами, корпус которых изготовлен из никельсодержащей нержавеющей стали, КПС из никеля и теплоносителем аммиак чистотой 99,9999% объемных. Ионизирующее излучение моделировалось γ квантами с энергией 1,25 МэВ с низкой мощностью дозы на установке «Угра» с гамма пушкой на изотопе Со62. Проведенные испытания показали, что основным фактором, влияющим на выход НГ является ионизирующее излучение. Весовые коэффициенты составили соответственно: время – 1, температура - 4, скорость направленного движения теплоносителя – 0, ионизирующее излучение -16.

Проведенные испытания на ионизирующее излучение артериальных тепловых труб с корпусом из нержавеющей стали 12Х18Н9Т (без никелевой капиллярной структуры) и аксиальных тепловых труб из алюминиевого сплава Ад31 открыли еще два интересных факта.

В течение 10 дней после завершения всех видов испытаний в нескольких ТТ проведен масспектрометрический анализ аммиака. В результате анализа азот не обнаружен. При этом выход водорода уменьшился в три раза по сравнению с расчетным. Реакция по формуле (3.4) оказалась неверной! Выяснилось, что при температуре ниже 20°C и малой мощности дозы, реакция ионизационного разложения аммиака идет с образованием гидразина и водорода [95, 96].



Малое количество гидразина в жидкой фазе скапливается в испарителе и не мешает процессу циркуляции теплоносителя, напротив, улучшается краевой угол смачивания и несколько увеличивается предельная мощность.

Второй интересный факт выяснился через 2 месяца выдержки ТТ в нормальных условиях после завершения радиационного воздействия. Тепловые параметры артериальных ТТ с корпусом из нержавеющей стали 12Х18Н9Т, которые ухудшились после радиационного воздействия дозой 10^6 рад, через 2 месяца практически полностью восстановились. НГ – водород - исчез. В то же время аксиальные ТТ с корпусом из алюминиевого сплава АД31 через два месяца и через год остались такими же, как и после радиационного воздействия.

Объяснением такому эффекту является диффузия водорода в кристаллической решетке некоторых металлов - палладии, никеле и некоторых других. Нержавеющая сталь 12Х18Н9Т содержит 9%Ni, что оказалось достаточным, чтобы через стенку ТТ толщиной 0,5 мм водород ушел в окружающую атмосферу за счет разницы концентраций менее чем за 2 месяца. В вакууме этот процесс будет идти еще быстрее.

Большинство теплоносителей в результате радиолиза разлагаются с образованием водорода. Найден достаточно эффективный метод повышения радиационной стойкости ТТ. Достаточно сделать фрагмент корпуса КТТ в зоне конденсатора и КП из никельсодержащей нержавеющей стали, а еще лучше из никеля или палладия, чтобы удалить водород из ТТ.

Для КТТ, КПС которых изготавливается из мелкодисперсных металлических порошков: никеля, титана, нержавеющей стали, характерно еще одно положительное явление. НГ способны адсорбироваться на поверхности порошков, а водород растворяется в большом количестве в никеле и титане. Так, например, в ТТ с корпусом и КПС из нержавеющей стали и теплоносителем вода идет постоянная генерация водорода [94]. Как сказано выше, для использования сочетания никельсодержащей стали и воды применяют ингибитор коррозии Г2 [93]. А в КТТ с корпусом из нержавеющей стали и никелевой КПС выделение водорода

не замечается даже через 20 лет эксплуатации без применения ингибитора коррозии [9].

Третьим важным фактором при выборе теплоносителя для тепловых труб космического назначения является высокая стойкость к воздействию ионизирующего космического излучения. При воздействии электронов, нейтронов или γ излучения молекулы теплоносителя распадаются с образованием радикалов, молекул и атомов, которые образуют НГ. Данный процесс, называемый радиолизом, зависит от дозы, энергии и вида ионизирующих частиц.

Различные вещества, используемые в качестве теплоносителя, дают различный выход НГ при воздействии одинакового излучения. Радиационный выход НГ определяется в первую очередь энергией связи атомов в молекуле теплоносителя. Для разрыва межатомных связей требуется определенная энергия активации. Самая большая энергия активации требуется для воды, затем для аммиака. Углеводороды обладают существенно меньшей энергией связи атомов в молекуле и для разрушения требуется намного меньшая энергия активации. Все углеводороды не радиационностойкие.

Вода не используется в большинстве случаев в качестве теплоносителя для ТТ космического назначения из-за высокой температуры тройной точки – 0°C . Аммиак является наиболее распространенным теплоносителем для ТТ космического назначения. Температура замерзания минус 78°C и низкое давление паров при температурах ниже минус 30°C ограничивают применение аммиака. При создании низкотемпературных СОТР КА встречаются ситуации, когда необходимо применение теплоносителей с тройной точкой ниже минус 78°C или с рабочей температурой ниже минус 30°C . Приходится применять углеводороды - пропан, этан, метан и различные фреоны.

«Критерий качества» углеводородных теплоносителей невысок. Низкий «Критерий качества» компенсируется увеличением массогабаритных параметров ТТ.

Недостаточная радиационная стойкость углеводородных теплоносителей является серьезным препятствием для их применения. Как повысить радиационную стойкость низкотемпературных теплоносителей?

Интересное решение найдено для теплоносителя пропан C_3H_8 [97 - 99]. Параметр Дунбара для пропана на порядок ниже, чем у аммиака при нормальной температуре. Пропан может работать при температуре минус $100^{\circ}C$ и ниже, в то время как аммиак замерзнет при минус $78^{\circ}C$. Низкая радиационная стойкость ограничивает применение пропана в качестве теплоносителя для ТТ космического назначения. Пропан – предельный насыщенный углеводород, имеющий непредельный аналог – пропилен C_3H_6 . Радиационная стойкость пропилена ниже, чем у пропана. Двойная связь пропилена обладает меньшей энергией активации и при радиолизе разрушается первой, превращая пропилен в радикал пропана.



Рисунок 3.7 - Структурные формулы молекул пропана и пропилена.

На Рисунке 3.8 представлены зависимости давления пропана и пропилена на линии насыщения. Давление насыщенных паров пропана и пропилена имеет близкое значение, **красная линия** – пропилен, **синяя** – пропан.

При использовании пропилена в качестве теплоносителя в результате радиолиза пропилен превращается пропан и продолжает функционировать в испарительно-конденсационном цикле в ТТ, не образуя НГ. Радикал пропана имеет две активные связи, что позволяет захватывать появляющийся в контуре водород. Параметры пропилена существенно уступают аммиаку. Для КТТ снижение параметра качества теплоносителя не приводит к значительному ухудшению массо-габаритных параметров.

Бинарный теплоноситель, образующийся в результате радиолиза, может существовать и для других простых веществ.

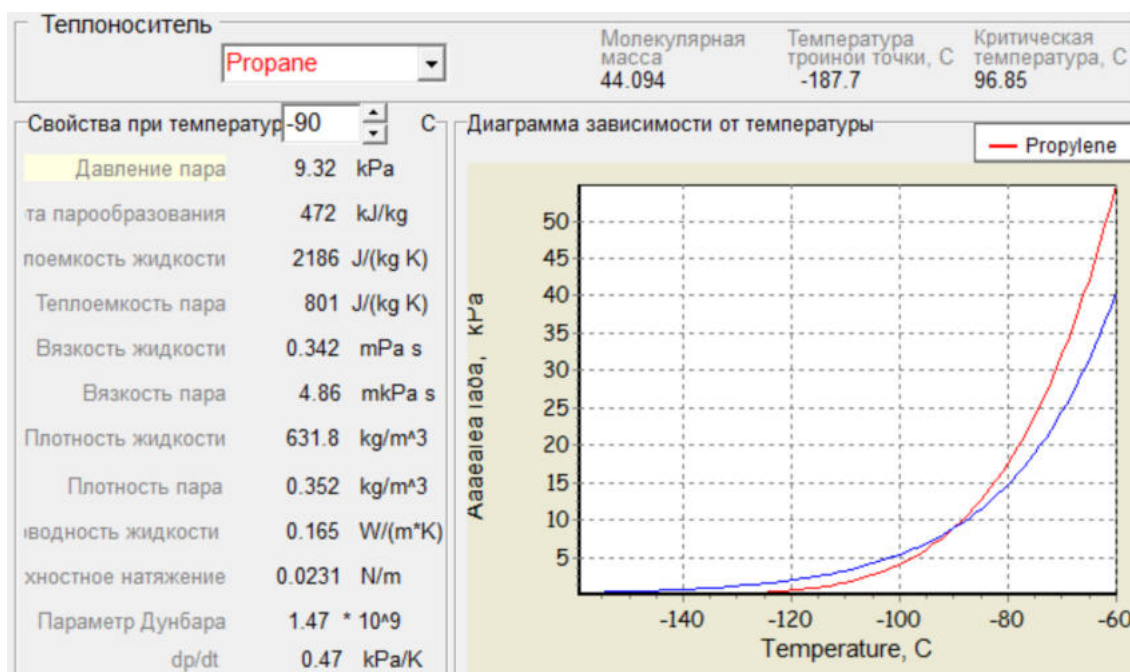


Рисунок 3.8 - Свойства пропана

Свойства пропилена приведены на Рисунке 3.9.

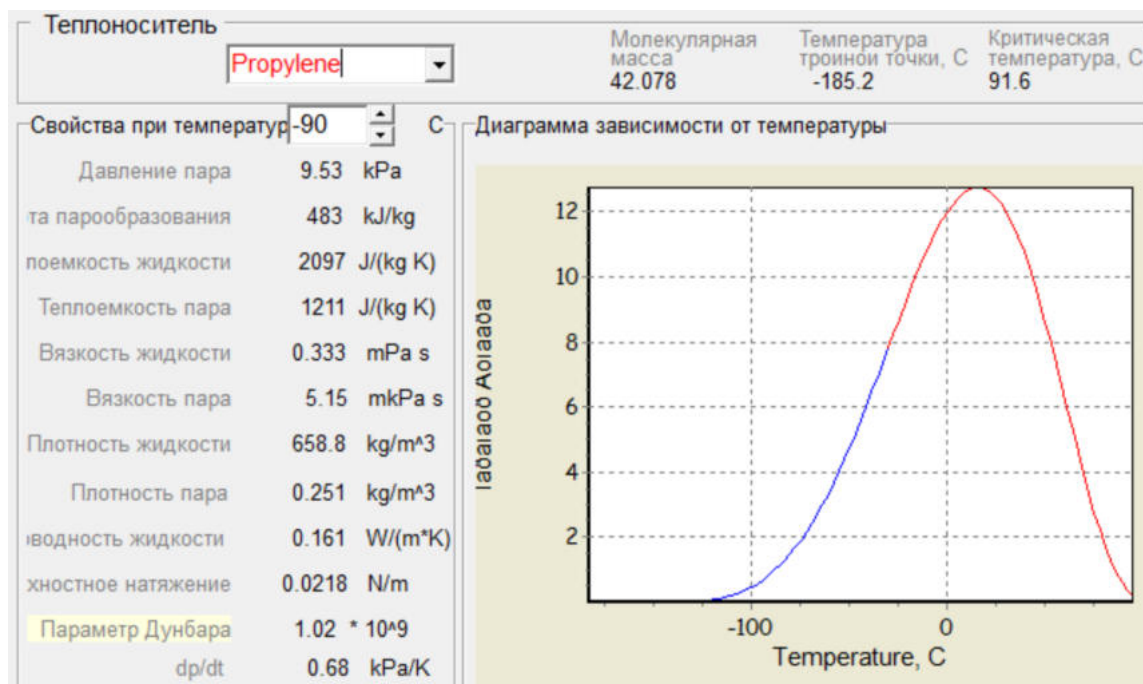


Рисунок 3.9 – Параметр Дунбара для пропилена

Сравнение параметров пропилена и аммиака для применения в КТТ приведено в работе [99]. Применение пропилена в качестве теплоносителя КТТ позволило расширить температурный диапазон работы КТТ и на порядок повысить радиационную стойкость по сравнению с пропаном, что доказано радиационными

испытаниями и летной эксплуатацией десятков артериальных ТТ и КТТ в составе Российских КА.

Радиационная стойкость теплоносителей снижается при наличии примесей, которые разлагаются с образованием НГ и приводят к дополнительным нерасчетным радиационно-химическим реакциям. Как и в случае с ресурсом ТТ примеси в теплоносителе многократно ухудшают параметры ТТ.

Предложенная методология выбора теплоносителей реализована при создании более 20 тысяч ТТ, изготовленных в ООО НПП «ТАИС» [139, 140]. Отсутствие отказов ТТ при эксплуатации в течение более 28 лет подтверждает высокую надежность ТТ и справедливость предложенной методологии выбора теплоносителей.

3.3 Выбор конструктивных параметров, определение предельной мощности и термического сопротивления КТТ

Выбор конструктивных параметров КТТ и определение ее предельной мощности производятся с использованием известных методов расчета [100]. Блок-схема расчета предельной мощности КТТ представлена на Рисунке 3.10.



Рисунок 3.10 – Блок – схема расчета предельной мощности КТТ

В основу расчета предельной мощности положено соотношение давлений. Капиллярный напор (1.2) не превышает сумму потерь давления в контуре. Для расчета потерь давления по элементам контура вычисляются массовый расход теплоносителя, скорость течения с учетом выбранных сечений, коэффициенты местных сопротивлений и по уравнению Дарси вычисляются полные потери давления.

$$\Delta p_i = \left(\lambda_i \frac{l_i}{d_i} + \zeta_i \right) \frac{\rho_i u_i^2}{2} \quad (3.6)$$

Для $Re < 2300$

для круглых каналов $B=64$

для квадратных $B=57$

для треугольных $B=53$

$$\lambda = \frac{B}{Re} \quad (3.7)$$

$$\text{Для } Re \geq 2300 \quad \lambda = 0,11 \left(\frac{68}{Re} + \frac{\Delta}{d} \right)^{0,25} \quad (3.8)$$

По результатам расчета корректируется расход и расчет итерационно повторяется до достижения приемлемой точности.

Алгоритм расчета реализован в качестве подпрограммы в пакете EASY2.1 [92].

Пример расчета мощности и потерь давления в КТТ представлены на рисунках 3.11, 3.12 и 3.13. В качестве объекта расчета взята КТТ радиатора МНВАБ КА «Ямал-200».

	пористый фитиль	паро-провод	конденсатор	жидкостной провод	резервуар
L	0.2	2	1.8	2	0.14
d	8	3	3	2	30
del	3	0.5	1	0.5	1
Lam	10	20	180	20	20
alin	20000	3000	3000	1000	200
eps	0.7	0.9	0.9	0.9	0.9
Q	50	0	0	0	0
T	20	20	-120	20	20
rho	9000	7800	7800	7800	7800
C		7	0	0	
k		0.001	0.001	0.001	



Рисунок 3.11 – Исходные данные для расчета КТТ радиатора «Ямал-200»

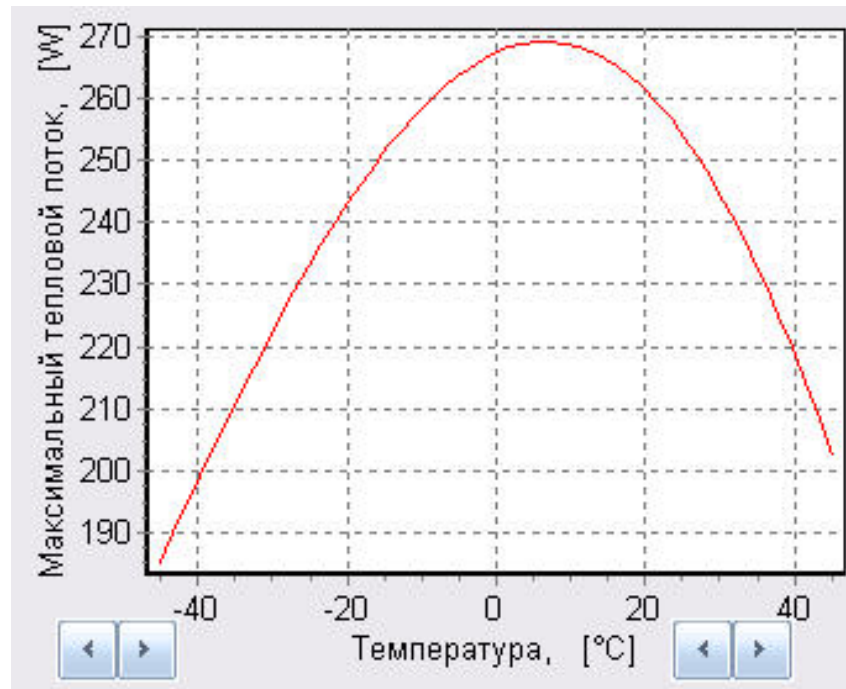


Рисунок 3.12 – Расчет мощности в зависимости от температуры



Рисунок 3.13– Расчет перепадов давления при рабочей температуре и максимальной мощности.

По результатам расчета корректируются исходные данные и расчет мощности повторяется до достижения желаемой мощности при минимальных габаритно-массовых параметрах КТТ.

3.4 Расчет термического сопротивления КТТ

Полное термическое сопротивление КТТ определяется как сумма термических сопротивлений всех элементов контура.

$$R = \sum R_i \quad (3.9)$$

Первая и главная составляющая термического сопротивления КТТ связана с разницей давления пара в испарителе и конденсаторе. Большой капиллярный напор КПС в КТТ делает этот параметр существенным, особенно при малом абсолютном давлении пара на линии насыщения. Значение этого сопротивления можно определить из соотношения 3.10.

$$R_v = \Delta t / Q, \Delta t = \Delta P_{\text{кап}} / dP/dt \quad 3.10$$

Следующими важными составляющими термического сопротивления являются сопротивления испарителя и конденсатора, которые можно определить через площадь элементов и соответствующие коэффициенты теплоотдачи.

Коэффициенты теплоотдачи в испарителе и конденсаторе вычисляются [101 - 103] или задаются по результатам испытаний аналогов/

$$R_{2,3} = 1 / \alpha F_i \quad 3.11$$

Значительную величину полного термического сопротивления КТТ составляют переходные элементы, соединяющие поверхности испарения и конденсации КТТ с поверхностями подвода и отвода тепла. Это теплопроводные фланцы и профили, которые должны быть оптимизированы по соотношению масса/термическое сопротивление. Термическое сопротивление элементов можно определять различными методами, наиболее распространены двумерные и трехмерные численные модели для расчета температурных полей и в конечном итоге термического сопротивления элементов. На Рисунке 3.14 представлен пример расчета фланца испарителя КТТ в программе ANSYS.

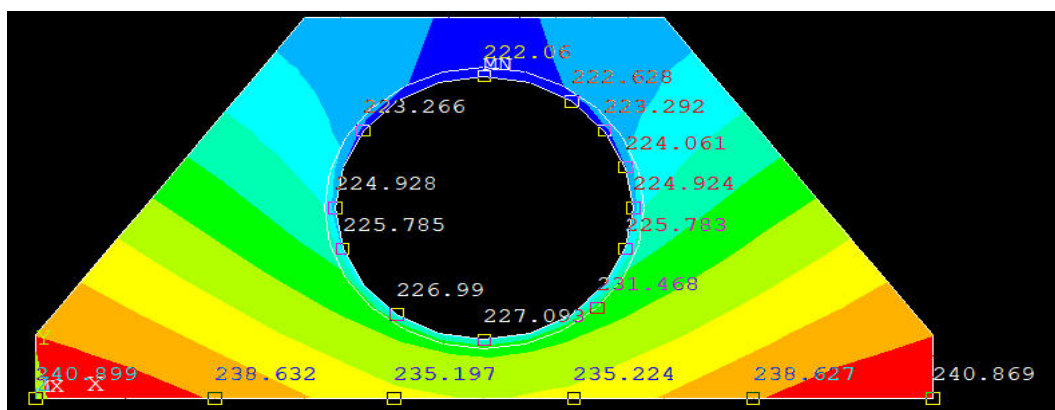


Рисунок 3.14 - Расчет фланца испарителя КТТ в программе ANSYS.

На Рисунке 3.15 представлен пример расчета конденсатора КТТ в программе ANSYS, который является элементом радиатора – излучателя.

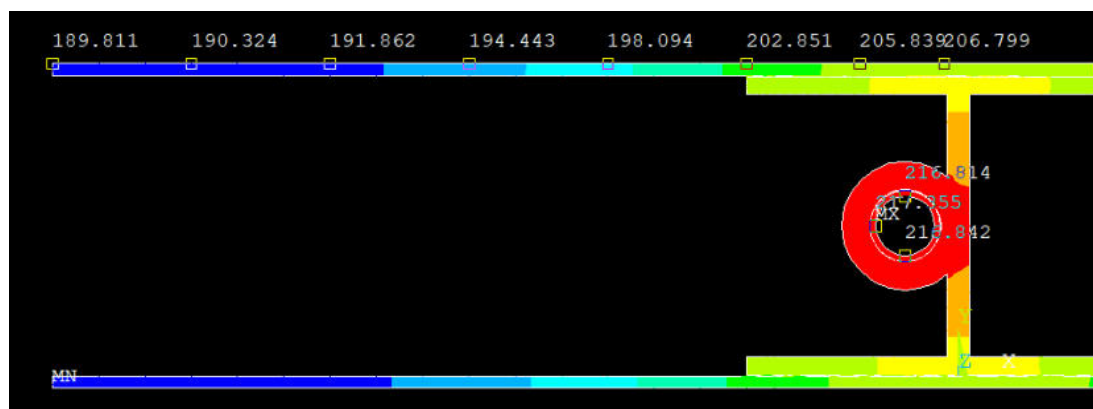


Рисунок 3.15 - Расчет фланца конденсатора КТТ в программе ANSYS.

Сумма всех термических сопротивлений контура составляет полное термическое сопротивление КТТ. В случае, если значение термического сопротивления КТТ не удовлетворяет требованиям разработчика необходимо снизить одно или несколько сопротивлений элементов контура. Попытки снижения термического сопротивления КТТ приводит к увеличению массы и габаритов. Существует уровень значения произведения массы на термическое сопротивление, которое определяется уровнем современных технологий. Для КТТ с теплоносителем «аммиак» составляет следующую величину:

$$m R \geq 0,04 \text{ (Кг К/Вт)} \quad (3.12)$$

Это означает, что КТТ с термическим сопротивление 0,01К/Вт будет иметь массу ориентировочно 4 кг. Попытки снизить эту массу приведут к увеличению термического сопротивления. При проектировании КТТ космического назначения необходимо помнить эту зависимость и не гнаться за минимумом термического сопротивления. Безусловно, при увеличении термического сопротивления КТТ растут размеры и масса радиатора системы обеспечения теплового режима КА (СОТР). Задача оптимизации СОТР не входит в цели настоящей работы. КТТ, как элемент СОТР, должна быть оптимизирована по параметрам массы и термического сопротивления только вместе со всей СОТР, а не автономно.

3.5 Математическая модель КТТ с учетом динамики

На последнем шаге оценивается устойчивость работы КТТ с учетом теплоемкостей в зоне испарителя, меняющихся условий теплообмена в испарителе и конденсаторе. На этом этапе определяются требования к производительности ВКС. Для понимания процессов тепломассообмена в КТТ и определения параметров движения теплоносителя в элементах контура создана математическая модель с учетом динамики происходящих в ней процессов тепломассообмена.

Важной особенностью КТТ является саморегулирование работы. Свойство саморегулирования КТТ определяется комплексом взаимосвязанных тепловых и гидродинамических процессов. Многочисленные внутренние обратные связи, физическая природа которых не всегда ясна, затрудняют использование традиционных универсальных методов расчета.

В отличие от многих разработанных другими исследователями моделей КТТ [104] предложенная автором модель не базируется на предложенном положении фронта раздела пар-жидкость, а вычисляет его.

Модель содержит уравнение энергии для потока теплоносителя (3.13), уравнение теплопроводности стенок контура (3.14) и уравнение движения теплоносителя (3.15) для всех участков контура:

$$\frac{\partial}{\partial \tau}(\rho_f i_f) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho_f u_f i_f) = \lambda_f \frac{\partial^2 t_f}{\partial z^2} + q_f \quad (3.13)$$

$$\rho_w c_w \frac{\partial t_w}{\partial \tau} = \lambda_w \frac{\partial^2 t_w}{\partial z^2} + q_w \quad (3.14)$$

$$\frac{\partial p_f}{\partial z} = \frac{\xi}{d} \frac{p_f u_f^2}{2} + G \frac{\partial u_f}{\partial z} \quad (3.15)$$

Граничные условия для уравнений определяются выражениями сопряжения элементов контура (3.16) и (3.17).

при $z = 0$:

$$\begin{aligned} (i_f)_i &= (i_f)_{i-1} \\ (t_w)_i &= (t_w)_{i-1} \\ (p_f)_i &= (p_f)_{i-1} \end{aligned} \quad (3.16)$$

при $z = l_i$:

$$\begin{aligned}\left(\frac{\partial i_f}{\partial z}\right)_i &= \left(\frac{\partial i_f}{\partial z}\right)_{i+1} \\ \left(\frac{\partial i_w}{\partial z}\right)_i &= \left(\frac{\partial i_w}{\partial z}\right)_{i+1}\end{aligned}\quad (3.17)$$

для паропровода при $z = 0$ принято, что давление определяется (3.6)

$$(p_f)_1 = (p_f)_4 + \Delta p \quad (3.18)$$

где $\Delta p \leq \frac{2\sigma \cos\theta}{R}$ - общий перепад давления в контуре.

Для пористой втулки при $z = l_i$ принято

$$\left(\frac{\partial t_w}{\partial z}\right)_4 = \left(\frac{\partial t_w}{\partial z}\right)_1 + \frac{Q}{\lambda_{wi}S} \quad (3.19)$$

Связь между энтальпией и температурой теплоносителя определяется с помощью следующих соотношений:

при $i = i'_s$

$$\begin{aligned}t &= t_s - \frac{i'_s - i}{c'} \\ x &= 0\end{aligned}\quad (3.20)$$

при $i'_s < i < i''_s = i'_s + r$

$$\begin{aligned}t &= t_s \\ x &= \frac{i - i'_s}{r}\end{aligned}\quad (3.21)$$

при $i = i''_s$

$$\begin{aligned}t &= t_s + \frac{i + i''_s}{c''} \\ x &= 1\end{aligned}\quad (3.22)$$

Температуры насыщения теплоносителей в каждом сечении определяется как функция давления по уравнениям, определяющим связь давления и температуры на линии насыщения. Для двухфазного теплоносителя применялась гомогенная модель, в соответствии с которой плотность определяется уравнением (3.23)

$$\frac{1}{p_f} = \frac{1-x}{p'} + \frac{x}{p''} \quad (3.23)$$

Источниковые слагаемые в уравнениях (3.13) и (3.14) определяются следующими выражениями (3.24) и (3.25)

$$q_f = \alpha_{in}(t_w - t_f)b/F_f \quad (3.24)$$

$$q_w = [\alpha_{ext}(t_{ext} - t_w)b_{ext} - \alpha_{in}(t_w - t_f)b_{in} + q_1]/F_w \quad (3.25)$$

С помощью комбинированного уравнения баланса тепла и массы для резервуара масса пара теплоносителя в резервуаре в любой момент времени определяется выражением (3.26)

$$\begin{aligned} r \left(\frac{dm_{fR}''}{d\tau} - G_4 x_4 \right) = & k_R(t_1 - t_R) + (\alpha_{ext})_R(t_R - t_{ext})S_R \\ & + (\alpha_{in})_R(t_R - t_4)S_4 - C_R \frac{dt_R}{d\tau} - G_4 c'_4(t_R - t_4) \end{aligned} \quad (3.26)$$

Плотность пара теплоносителя в резервуаре определяется уравнением (3.27)

$$(\rho_f)_R = \frac{m_{fR}''}{V_R''} \quad (3.27)$$

где объем паровой фазы в резервуаре определяется выражением (3.28)

$$V_R'' = \frac{V_{R\Sigma}\rho' - [(m_f)_0 - (m_f)_\Sigma]}{\rho' - \rho''} \quad (3.28)$$

масса теплоносителя в контуре определяется выражением (3.29)

$$(m_f)_\Sigma = \sum_0^l \int (\rho_f \omega_f \partial z)_i + (m')_R + (m'')_R \quad (3.29)$$

В ходе решения записанной системы уравнений определялась температура теплоносителя в резервуаре t_R , при которой плотность пара в резервуаре равна плотности насыщенного пара.

Температура объекта термостатирования t_7 в любой момент времени определяется из уравнения теплового баланса:

$$Q_7 - C_7 \frac{dt_7}{d\tau} - \alpha_{ext} S(t_7 - t_{ext}) = k_7(t_7 - t_1) \quad (3.30)$$

Система дифференциальных уравнений (3.13) – (3.15) решается методом конечных разностей с применением неявной схемы интегрирования и приведения матрицы решаемой задачи к трехдиагональному виду.

Модель более детально описана в работах [105-111].

3.6 Программа для расчета КТТ

При непосредственном участии автора создан пакет программ EASY 2.1, который объединяет несколько простых программ/утилит, в которых реализованы методики расчета, регулярно используемые при инженерном проектировании КТТ, создана программа для расчета КТТ в динамике с использованием изложенной выше модели [92]. Программа написана на языке программирования «Pascal» с использованием программного пакета Delphy.

Пакет EASY 2.1 содержит четыре блока программ и процедур:

- блок процедур работы с исходными данными: создание, чтение, редактирование, запись, печать;
- блок программ для расчета параметров теплоносителей;
- блок программ для расчета процессов в отдельных узлах КТТ;
- блок программ для расчета характеристик КТТ в целом.

Файл исходный данных для расчета заполняется вручную.

Результаты расчетов представляются в числовой или графической форме.

Созданная программа и заложенная в нее динамическая модель КТТ позволяют определять параметры движения теплоносителя в КТТ. Результаты моделирования динамики КТТ могут быть использованы как для проектного анализа выбранной конструкции КТТ, так и для моделирования КТТ на системном уровне, в составе СОТР КА, что крайне важно на этапе проектирования. Результат динамического расчета КТТ в программе EASY 2.1 может использоваться в прикладных программах для анализа теплового режима КА - Synda и ESATAN.

3.7 Результаты расчета КТТ в динамике

На Рисунке 3.16 приведены результаты расчетов КТТ с длиной паропровода и конденсатопровода 0,2 м, конденсатора – 0,5 м, внутренним диаметром паропровода, конденсатора и конденсатопровода – 1 мм. Теплоноситель – аммиак. Превышение испарителя над конденсатором отсутствует. Охлаждение конденсатора конвективное.

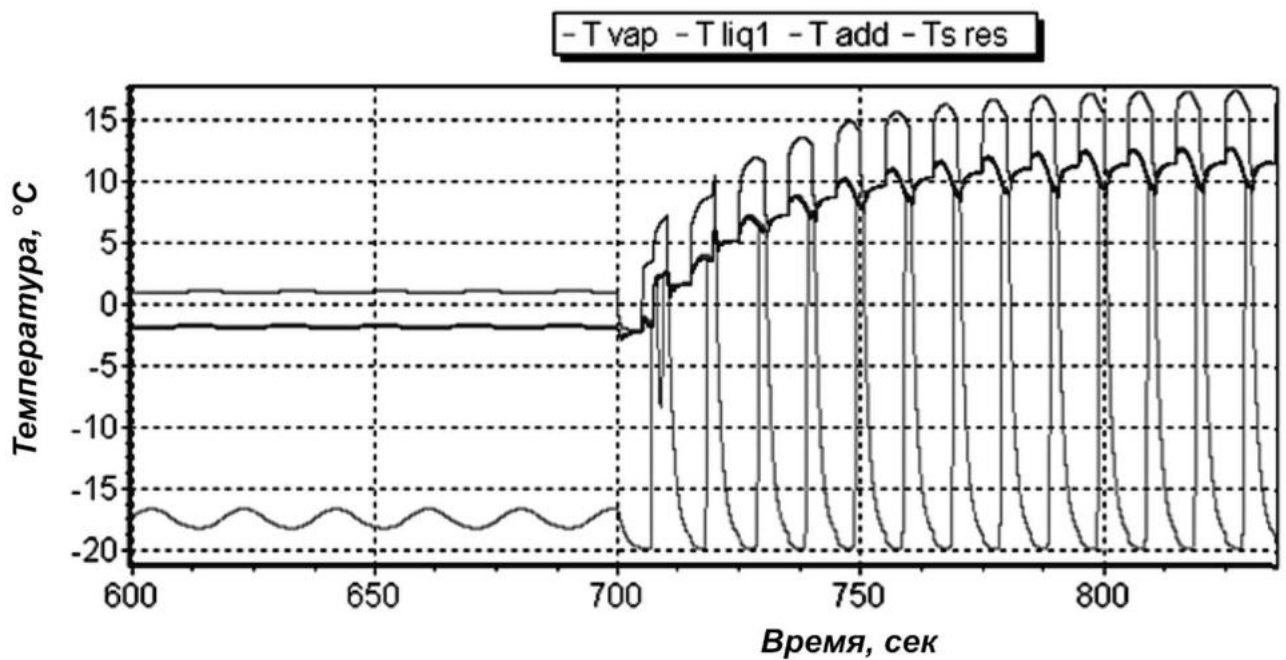


Рисунок 3.16 – Температуры КТТ при циклическом подводе тепла

Расчет имитирует ситуацию с циклическим изменением тепловой нагрузки на испарителе (5 секунд 60 Вт + 5 секунд 0 Вт). Такое тепловое воздействие приводит к появлению устойчивых колебаний температуры и давления в КТТ. При этом существенно повышается общее термическое сопротивление КТТ и температура испарителя.

Для более детального анализа процессов, происходящих при циклическом тепловом нагружении приведено положение фронта раздела пар-жидкость в различные моменты времени с шагом 0,5 с при подводе тепла 60Вт – Рисунок 3.17 и при отсутствии подвода тепла – Рисунок 3.18.

Из графиков видно, что на этапе подвода тепла основные изменения температуры связаны с медленным вытеснением жидкости из конденсатора. На

этапе нулевого теплоподвода заполнение конденсатора жидкостью происходит быстро, а основные изменения температуры связаны с медленным охлаждением жидкости, находящейся в конденсаторе.

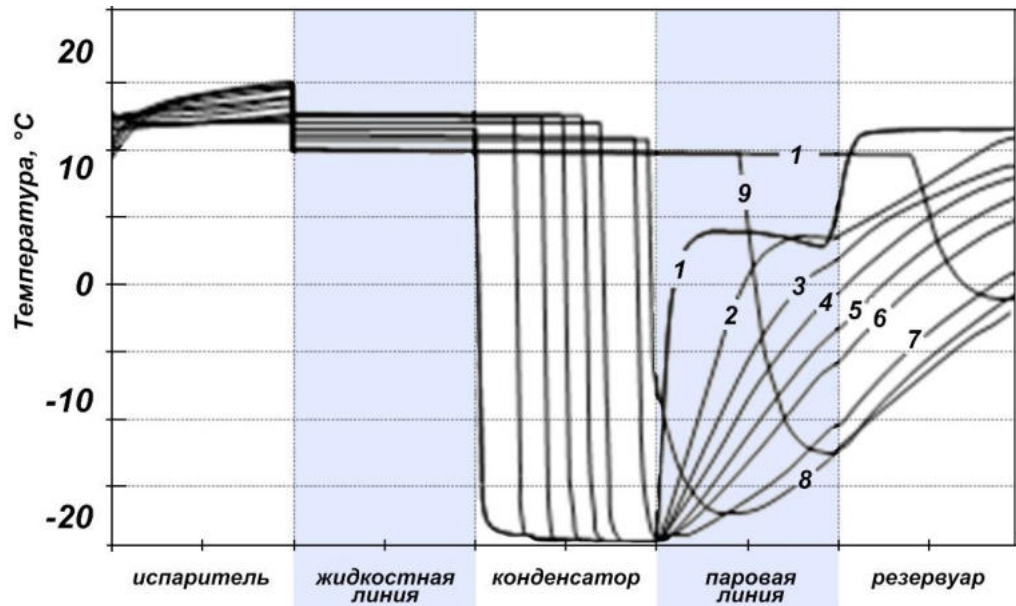


Рисунок 3.17 - Положение фронта раздела пар-жидкость в КТТ при 60 Вт.

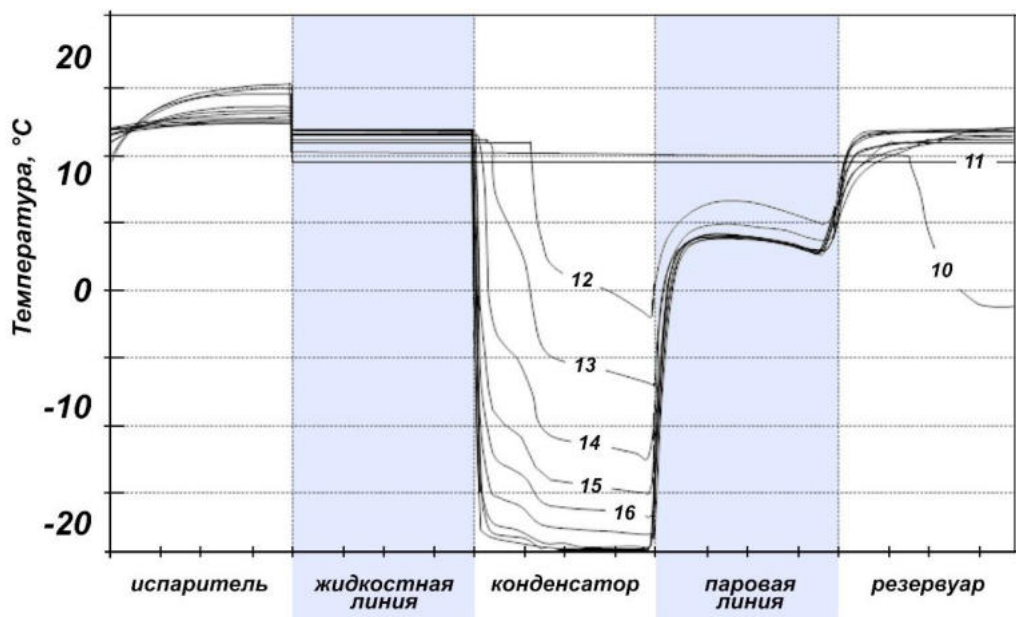


Рисунок 3.18 - Положение фронта раздела пар-жидкость в КТТ при 0 Вт.

Несимметричность приводит к аккумулярованию тепла и массы на разных этапах работы контура, запаздыванию изменения параметров контура и возникновению автоколебаний.

На Рисунке 3.19 представлены результаты расчета температур КТТ при увеличении температуры конденсатора на 7°C и при различных значениях теплоемкости КП.

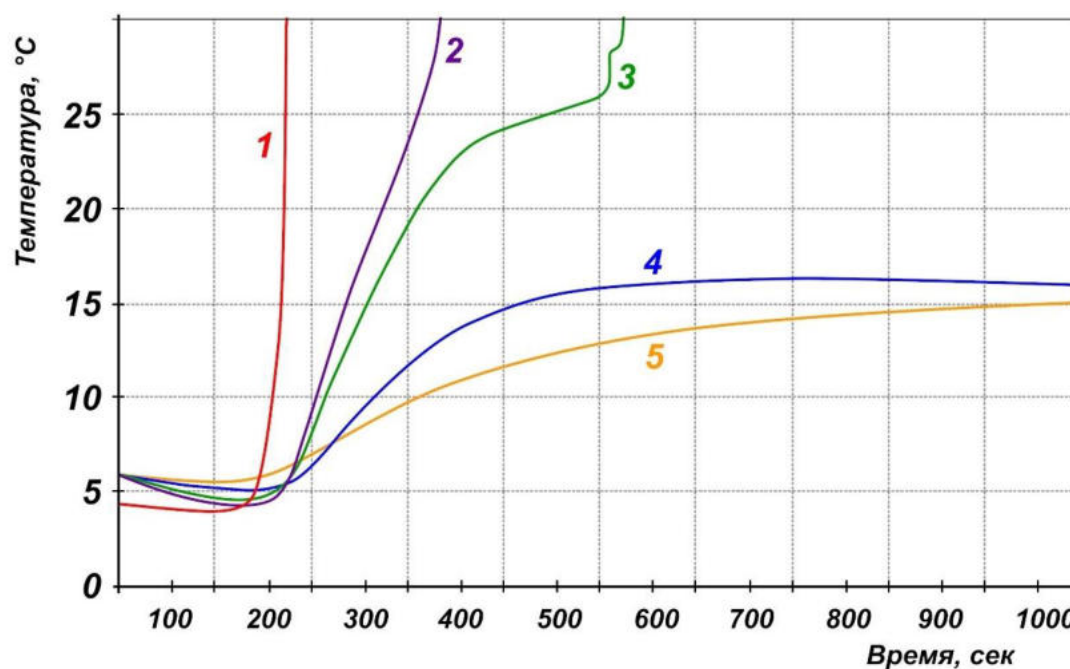


Рисунок 3.19 – Расчет температуры испарителя КТТ при различных теплоемкостях КП (мс).

Теплоемкость КП: 1 - 1 Дж/К; 2 - 10 Дж/К; 3 - 20 Дж/К; 4 - 50 Дж/К; 5 - 100 Дж/К. Штриховые линии - это стационарные режимы при минимальной и максимальной температуре конденсатора.

Расчеты показывают, что резкое изменение температуры конденсатора приводит к нарушению циркуляции теплоносителя и пересыханию испарителя - кривые 1-3 на Рисунке 3.19. Ключевыми параметрами, определяющими успех, являются масса заправляемого теплоносителя и теплоемкость компенсационной полости, что подтверждает положения, изложенные в разделе 1 настоящей работы.

Пример расчета КТТ при ступенчатом изменении тепловой нагрузки на испарителе. На Рисунке 3.20 приведен график изменения температуры в КТТ. При изменении нагрузки от 50 до 100 Вт температура испарителя - линия 1 - изменяется более, чем на 5 градусов. Причем, наблюдаются тепло-гидравлические автоколебания температуры из-за «проскока» пара из конденсатора в резервуар.

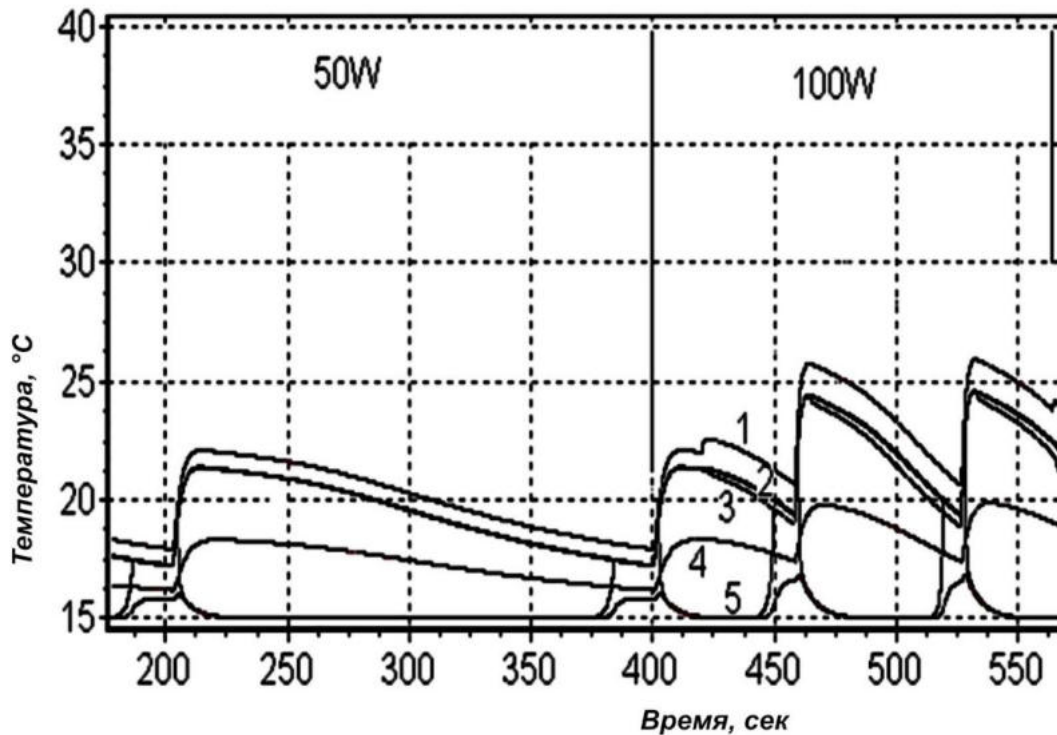


Рисунок 3.20 - Расчет температур в КТТ при изменении нагрузки

1 – температура испарителя, 2 -температура пара, 3 – температура резервуара, 4 – температура на входе в конденсатор, 5 – температура выхода из конденсатора.

3.8 Верификация модели КТТ в динамике

Для верификации модели испытана КТТ с конструктивными параметрами, близкими к расчетным, указанными выше. Испытания проводились в вакуумной камере, чтобы исключить влияние теплопритоков от атмосферы на жидкостной канал и КП. Общий вид КТТ представлен на Рисунке 3.21. Теплоноситель – аммиак, длина испарителя 120 мм, диаметр -12 мм, внутренние диаметры паропровода, конденсатора и конденсатопровода – 2 мм, длина паропровода и конденсатопровода 0,2 м, конденсатора – 0,5 м. Расчетная максимальная мощность составила 120Вт, минимальная - 3 Вт.

Результаты испытаний подтверждают полученные результаты расчетов на качественном уровне.

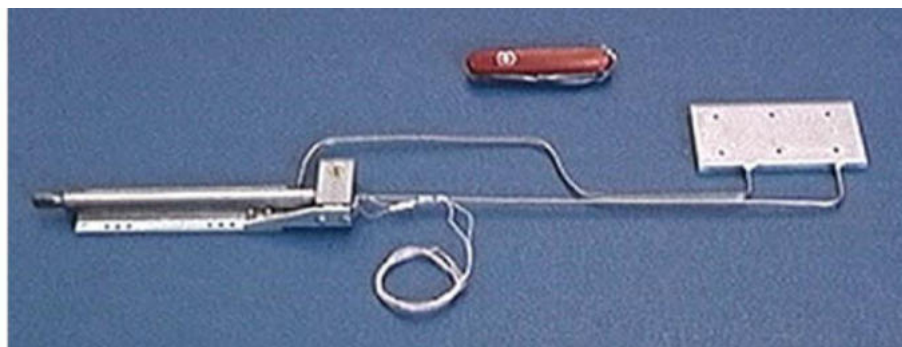


Рисунок 3.21 – Общий вид КТТ для испытаний

На Рисунке 3.22 представлены результаты испытаний КТТ при разных значениях тепловой нагрузки на испарителе.

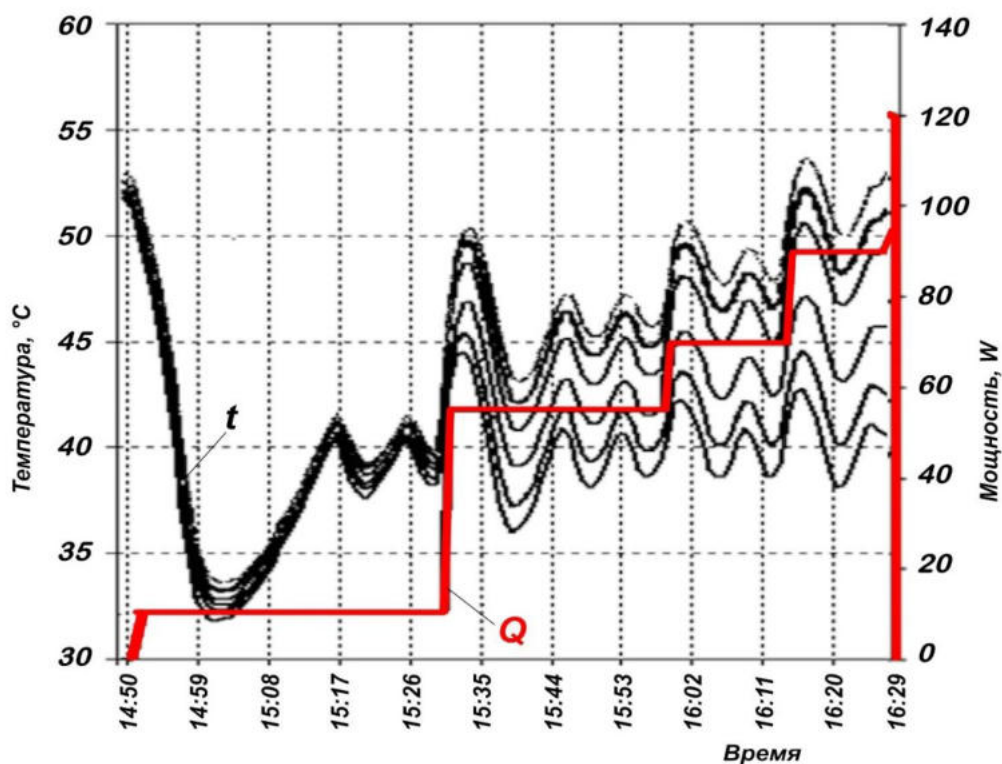


Рисунок 3.22 - Результаты испытаний КТТ при изменении нагрузки.

При испытаниях наблюдаются колебания температуры испарителя, амплитуда которых, как и в расчетах - Рисунок 3.20, составляет величину более 5 градусов.

Для более точного измерения температур и мощностей изготовлена и испытана КТТ мощностью более 1000 Вт [112]. Общий вид 1000Вт КТТ на испытательном стенде представлен на Рисунке 3.23.

Теплоноситель – аммиак, длина испарителя 320 мм, диаметр испарителя - 18 мм, внутренние диаметры паропровода – 3 мм, конденсатора и конденсатопровода – 2 мм, длина паропровода и конденсатопровода 3 м, конденсатора – 1 м.

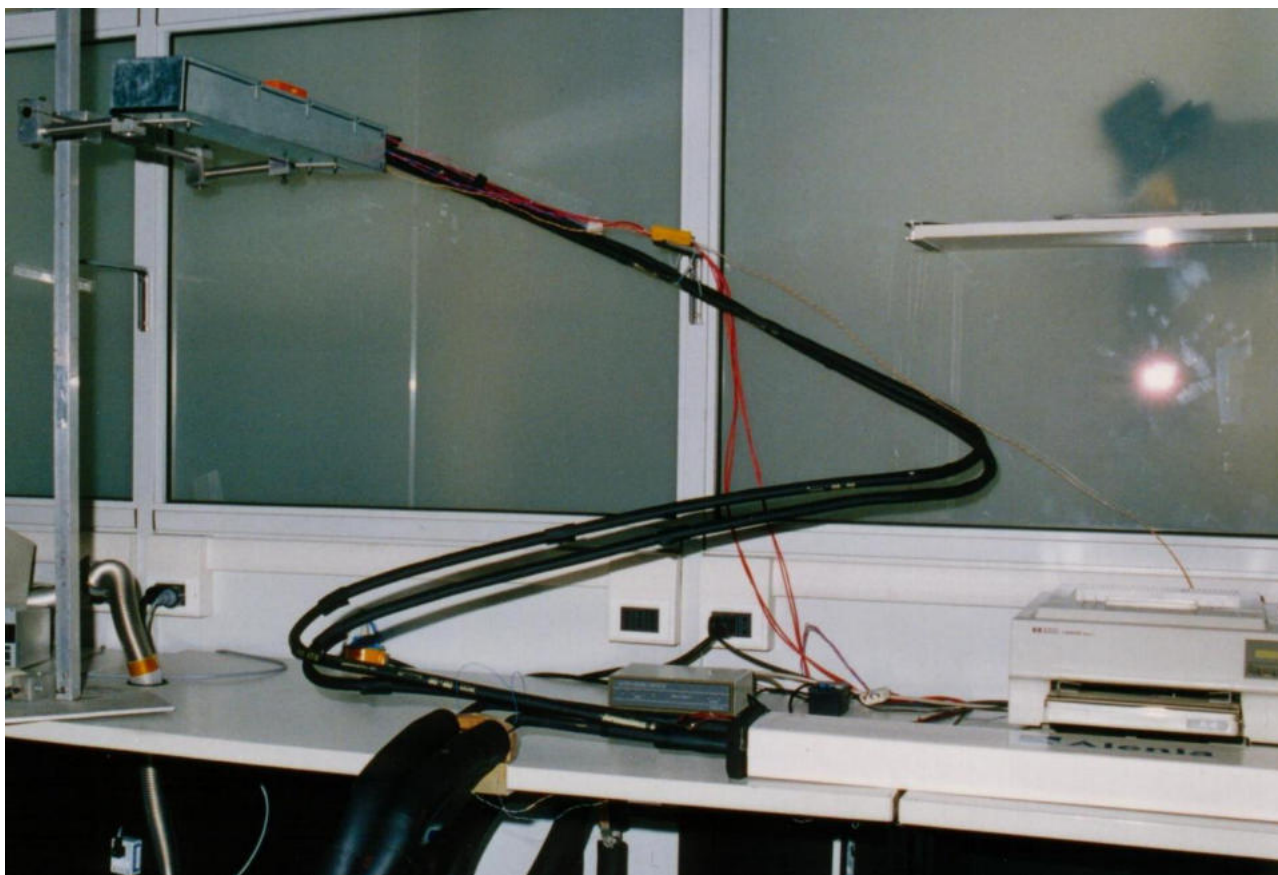


Рисунок 3.23 – Общий вид 1000Вт КТТ для испытаний

Испаритель снабжен теплопроводным алюминиевым фланцем, соединенным с испарителем с помощью пайки. Конденсатор снабжен алюминиевым листом в виде радиатора и мог охлаждаться воздухом или излучением в окружающее пространство.

На Рисунке 3.23 показана экспериментальная установка, на которой КТТ установлена с превышением испарителя над конденсатором 1м. Испытания проводились в нормальных атмосферных условиях. На испарителе установлен электрический нагреватель. На конденсаторе установлен жидкостный теплообменник, проливаемым раствором вода/гликоль с регулируемой температурой. На транспортных каналах КТТ - паропроводе и конденсатопроводе - установлена теплоизоляция для снижения влияния атмосферы.

Схема 1000Вт КТТ и расположение датчиков температуры во время тепловых испытаний представлены на Рисунке 3.24.

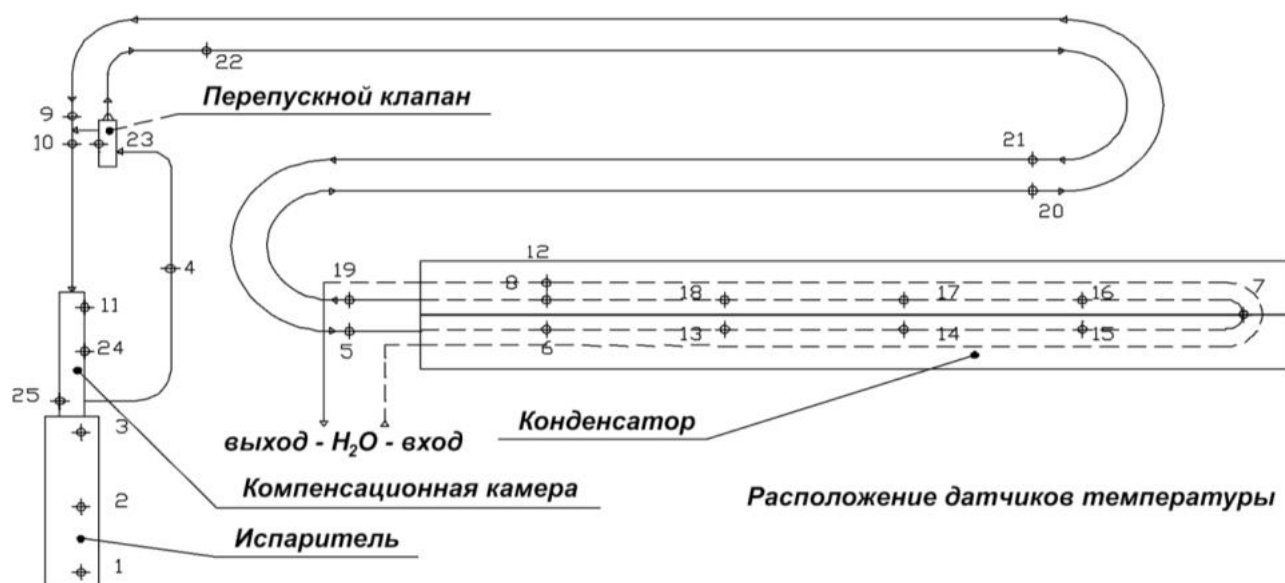


Рисунок 3.24 - схема установки термодатчиков на 1000Вт КТТ

На Рисунке 3.25 приведены данные по объемам элементов 1000 Вт КТТ и по массе аммиака.

Рабочая жидкость: **АММИАК** Входной файл данных: **1000**

Для расчета нажмите «Enter»!

Изменение объема жидкости	42.49	сс
Объем резервуара	114.99	сс
Масса заполненной жидкости	86.53	gr.
Точность объема резервуара	0.00	сс
Коэффициент объема пустоты	1.10	-
Объем подводящего пара	249.53	сс
Объем паровых линий	21.21	сс
Объем фитиля без отверстия	58.33	сс
Объем отверстия (внутри фитиля)	15.71	сс
Объем конденсатора	40.84	сс
Объем осевых канавок	3.87	сс
Объем линий жидкости	9.42	сс
Объем кольцевых канавок	0.86	сс
Количество пара и жидкости	2	2
RhoVap(-20)=1.63	RhoLiq(-20)=665.1	[кг/м³]
RhoVap(90)=43.49	RhoLiq(90)=482.7	[кг/м³]

Плотность металла в контуре **7800.0** кг/м³

Плотность металла в фитиле **9000.0** кг/м³

Весовые единицы измерения КТТ

Испаритель	1.4017E+02
Конденсатор	7.3513E+01
Паровая линия	1.2865E+02
Жидкостная линия	9.1892E+01
Резервуар (куб)	1.1067E+02
Фитиль	3.6395E+02
Общий	9.9536E+02

Т_{мин} = **-20**

Т_{макс} = **90**

K= **1.1**
коэффициент заполнения резервуара (рекомендуемое значение от 1 до 1,2)

Расчитать

Единицы измерения, %

Печать

Печать в файл

Свернуть

Выход

Рисунок 3.25 - Объемы 1000Вт КТТ

Расчеты массы заправки 1000Вт КТТ проведены для диапазона рабочих температур от минус 20 до +90°C.

На Рисунке 3.26 представлены результаты расчета максимальной мощности 1000Вт КТТ в зависимости от рабочей температуры.

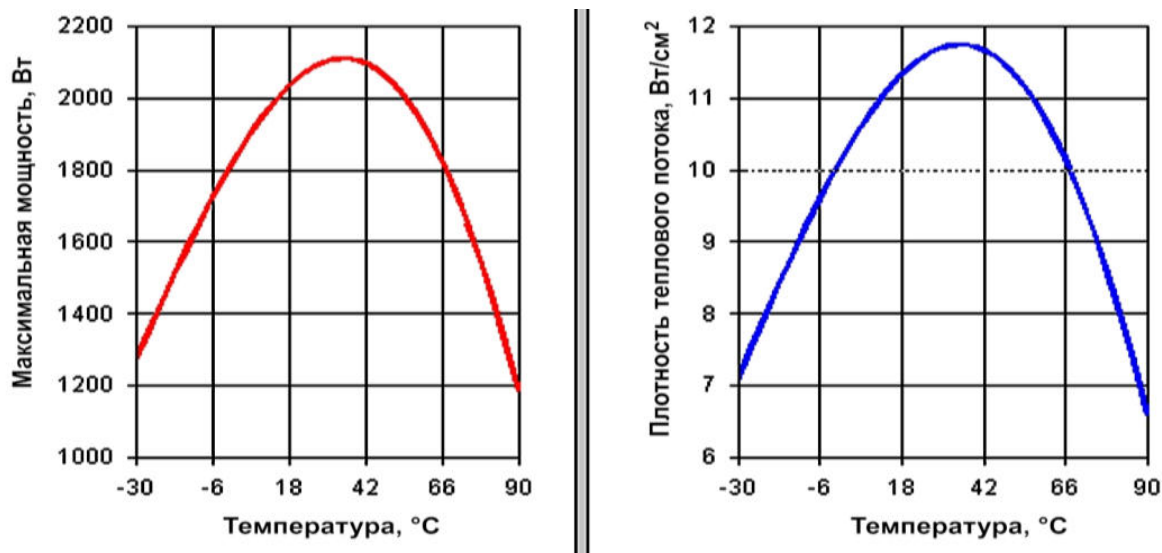


Рисунок 3.26 – Результаты расчета максимальной мощности 1000Вт КТТ

Расчетная максимальная мощность в рассматриваемом диапазоне температур составила величину 1200 Вт. Ожидаемое значение мощности «запуска» составило 10 Вт.

На Рисунке 3.27 представлены результаты расчета потерь давления в элементах КТТ при температуре 10°C и максимальной мощности.



Рисунок 3.27 – Результаты расчета потерь давления 1000Вт КТТ

На рисунках 3.28 показаны результаты анализа по предложенной модели, реализованной в пакете EASY2.1 и результаты испытаний КТТ при мощности 900Вт.



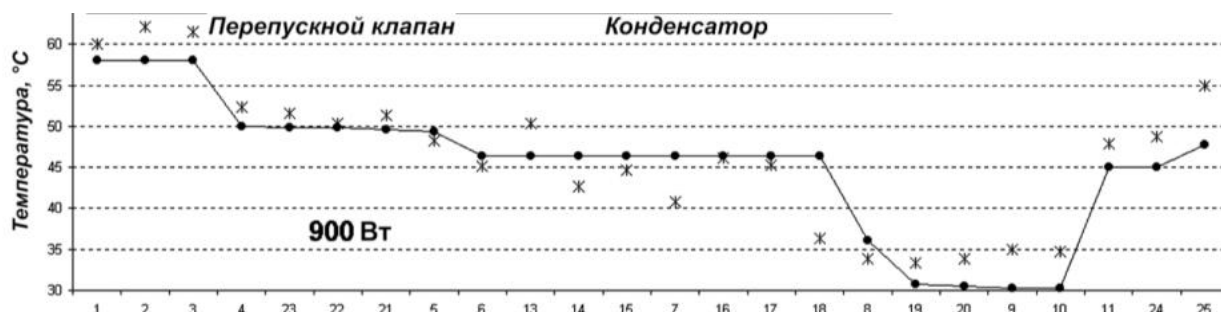
Рисунок 3.28 – Распределение температур в КТТ при мощности 900 Вт

Для моделирования КТТ использовались два типа математических моделей: модель, изложенная выше, реализованная в пакете EASY2.1, и модель ESATAN/FHTS, разработанная в ALENIA для моделирования КТТ как в автономном режиме, так и при интеграции КТТ в КА. Результаты моделирования КТТ в ESATAN/FHTS и сравнение с результатами испытаний представлено на Рисунке 3.29.

Из представленных результатов расчетов и результатов испытаний КТТ видно, что анализ температур с помощью предложенной модели, реализованной в пакете EASY2.1, намного точнее отражает действительное распределение температур, и, как следствие, распределение жидкой и паровой фаз теплоносителя в контуре по сравнению с конечно-разностной схемой КТТ, реализованной в ESATAN/FHTS.

Корреляция результатов расчета по предложенной модели и результатов испытаний приемлема, распределение температур по элементам контура отражено удовлетворительно. Частично оставшееся несоответствие между численным

прогнозом и экспериментальными данными связано с механической сложностью и погрешностями определения геометрических параметров, прежде всего конденсатора и испарителя.



ж - результаты испытаний, • — результаты анализа

Рисунок 3.29 – Распределение температур в КТТ ESATAN/FHTS

Предложенная модель, реализованная в программном пакете EASY2.1, позволяет проектировать КТТ с достаточно высокой точностью - расчетные значения максимальной передаваемой тепловой мощности и массы теплоносителя дают погрешность менее 10%. Различие в температурной оценке по элементам КТТ не превышает 5 градусов.

Предложенная модель позволяет рассчитать изменение расхода в жидкостном канале на входе в КП и определить таким образом требования к ВКС.

Модель также позволяет определить ситуации, в которых «запуск» или нормальная циркуляция теплоносителя в КТТ невозможны или могут быть критичными, а также найти проектные решения для конструкции КТТ, позволяющие избежать критичных ситуаций. Созданная модель позволяет предсказывать и избегать критических ситуаций с возникновением автоколебаний и тепловым резонансом.

Динамическая модель работы КТТ, вошедшая в комплекс программного обеспечения EASY2.1, позволяет анализировать КТТ с учетом присоединенных к испарителю и конденсатору теплоемкостей, заданных циклограмм изменений тепловыделения объекта, изменяющихся условий теплоотвода в конденсаторе, а также заданного алгоритма изменений тепловой мощности в испарителе КТТ.

Предложенная модель КТТ существенно отличается от существовавших ранее моделей тем, что не использует заранее заданное физическое распределение теплоносителя по контуру в виде жидкой и паровой фазы, а получает распределение как результат решения.

Результаты моделирования динамики КТТ позволяют глубже понять процессы тепломассопереноса, которые происходят в КТТ, особенно механизмы возникновения пульсаций в контуре и парообразования в КПС. Результаты расчетов с использованием предложенной модели подтверждают распределение паровой фазы и наличие процесса парообразования по всему объему КПС, что существенно меняет представление об этом процессе.

Глава 4 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА И ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ КТТ

4.1 Летный эксперимент с КТТ на КА «Гранат»

Предложенные решения и принципы обеспечения устойчивости циркуляции теплоносителя в КТТ требовали экспериментального подтверждения как в наземных условиях, так и в условиях реального полета. При непосредственном участии автора разработана, изготовлена и испытана экспериментальная установка с КТТ «Алена», запущенная на борту КА «Гранат» [113].



Рисунок 4.1 – Общий вид КА «Гранат»

Запуск КА “Гранат” произведен 1 декабря 1989 года в рамках международного космического проекта, предназначенного для астрофизических исследований галактических и внегалактических источников космического излучения в рентгеновском и гамма диапазонах. КА создан в НПО им. С.А. Лавочкина. КА выведен на высокоэллиптическую орбиту с начальными параметрами: высота орбиты в апогее 200 000 км., в перигее 2 000 км., наклонение орбиты 51,5 град., период обращения 96 часов. КА находится большую часть времени полета в режиме постоянной солнечной ориентации (ПСО).

Установка “Алена” - Рисунок 4.2 - состоит из радиатора-нагревателя, КТТ и радиатора-охладителя, соединенного через термодатчик с конденсатором КТТ.

Испаритель КТТ соединен с радиатором-нагревателем. Термоконтактор обеспечивает постоянную температуру на конденсаторе КТТ в диапазоне 8-12°C, независимо от температуры радиатора – охладителя, что обеспечивает условия летного эксперимента близкими к условиям наземных испытаний, при которых конденсатор КТТ охлаждался проточной водопроводной водой.

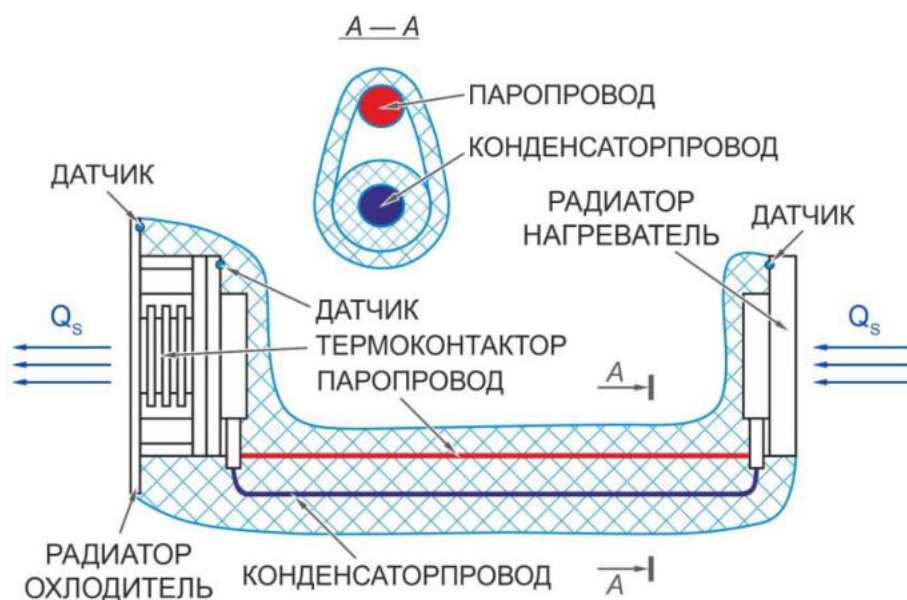


Рисунок 4.2 – Схема экспериментальной установки «Алена»

Для снижения неконтролируемых теплопритоков испаритель, паропровод, конденсаторопровод и конденсатор изолированы 30 слоями экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ).

Радиатор-нагреватель, служащий источником тепла, установлен на внешней стороне космического аппарата, так что поглощающая поверхность ориентирована на Солнце. Радиатор-нагреватель выполнен из плоского тонкостенного алюминиевого листа, имеющего габаритные размеры 218 x 218 x 2 мм. С внутренней стороны радиатор закрыт 30 слоями ЭВТИ, наружная поверхность радиатора имеет покрытие АК-243 черная, имеющим на начало эксплуатации оптические характеристики: $A_s = 0,95$ и $\epsilon = 0,92$. Радиатор-охладитель установлен на противоположной стороне КА, излучающая поверхность ориентирована в тень. Радиатор-охладитель выполнен из алюминиевого листа средней толщиной 3 мм размерами 500 x 428 мм. С внутренней стороны радиатор закрыт 30 слоями ЭВТИ.

Поверхность радиатора – охладителя покрыто эмалью КО-5191, на начало эксплуатации имеющей термооптические характеристики: $As = 0,20$ и $\varepsilon = 0,88$.

Температурные датчики установлены в трех точках - Рисунок 4.2: на внутренней поверхности радиатора-нагревателя (Т38), на конденсаторе КТТ (Т20) и на внутренней поверхности радиатора-охладителя (Т18). Точность измерений температуры составляет $1,5^{\circ}\text{C}$. Общий вид КТТ представлен на Рисунке 4.3.

При подготовке летного эксперимента изготовлены и испытаны несколько КТТ с различными теплоносителями, проведен полный цикл наземной отработки, включавший механические и тепловакуумные испытания.

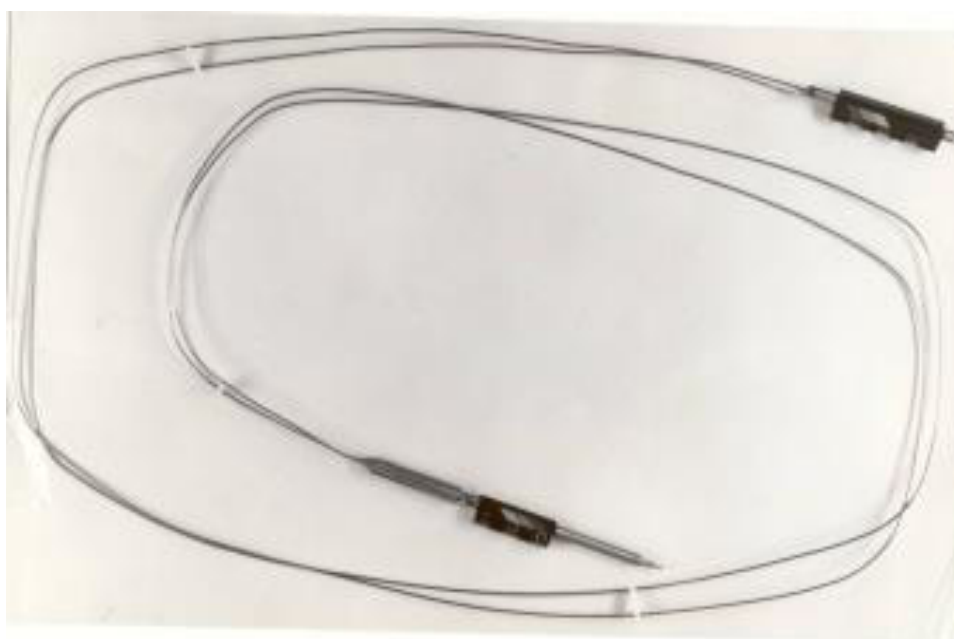


Рисунок 4.3 – Общий вид КТТ «Алена»

В ходе наземных испытаний проведены режимы при минимальной нагрузке и нагрузке, превышающей ожидаемую штатную в несколько раз; уровень температур при испытаниях изменялся от минус 100°C до 50°C , проведены как стационарные режимы испытаний, так и режимы по запуску КТТ при низких температурах. В связи с ожидаемым понижением температуры радиатора-охладителя до минус 100°C при заходе КА в тень Земли, выбран теплоноситель пропилен. Длина КТТ - 4 м, внутренние диаметры парового и жидкостного каналов 2 мм. Испаритель КТТ имеет диаметр 12 мм и длину 80 мм, на котором установлен теплопроводный фланец из алюминиевого сплава, имеющий плоскую контактную поверхность.

Паропровод и конденсатопровод выполнены из стальной трубки 3х0,5 мм. Конденсатор КТТ выполнен из стальной трубки длиной 158 мм, впаянной в алюминиевое основание длиной 110 мм, имеющее плоскую контактную поверхность. КПС изготовлена из спеченного никелевого порошка. КП выполнена с двух сторон испарителя, ВКС обеспечивала смачивание основной КС в любом положении испарителя в пространстве. Максимальная мощность КТТ с пропиленом составила 90 Вт.

На Рисунке 4.4 представлены графики отражающие телеметрические измерения, сделанные в январе 1990 года.

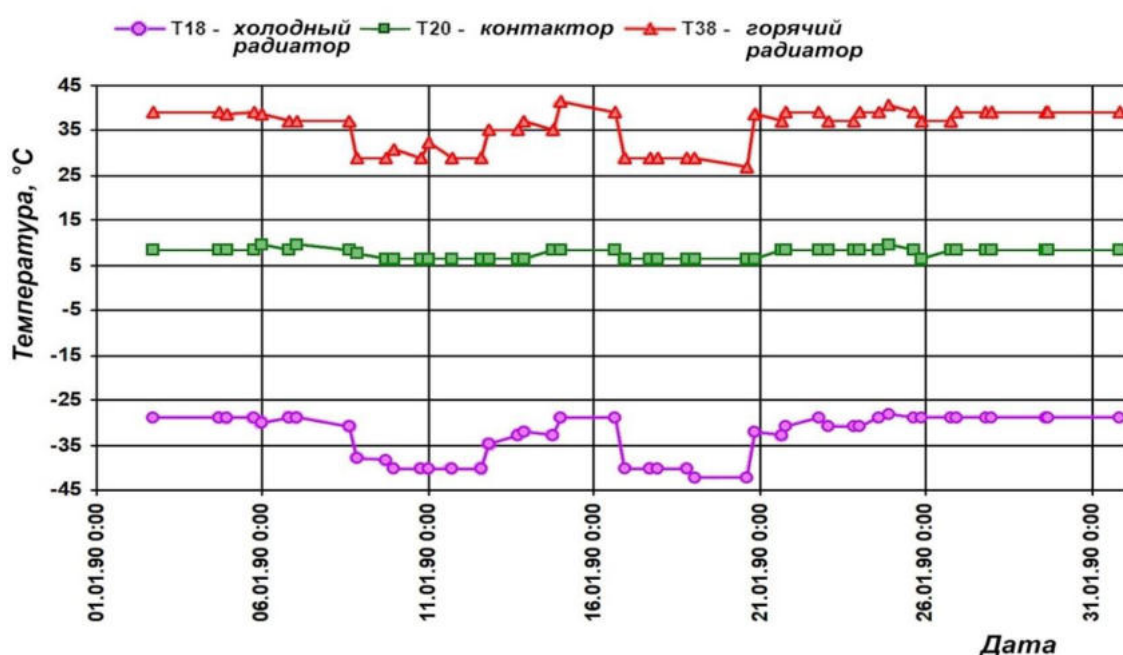


Рисунок 4.4 – Первая телеметрическая информация с КТТ «Алена»

Представленная информация позволяет сделать вывод об успешных испытаниях КТТ в условиях невесомости. Об успешной работе КТТ в условиях невесомости сообщалось в [114, 115]

Анализ телеметрических данных показывает, что тепловой поток, поступающий к испарителю КТТ от радиатора – нагревателя при температуре 37°C, равен 38 Вт и это полностью соответствует мощности радиатора – охладителя при температуре минус 30°C. Т.е. КТТ передает эту мощность. Если бы КТТ не работала – температура радиатора нагревателя составила бы 125°C, а температура радиатора - охладителя упала бы ниже минус 150°C.

Ресурс КТТ подтвержден работоспособностью за период летного эксперимента 10,5 лет. Существует много причин из-за которых изменяется распределение температуры на экспериментальной установке с течением времени.

На Рисунке 4.5 представлены графики отражающие телеметрические измерения в период постоянной солнечной ориентации (ПСО).

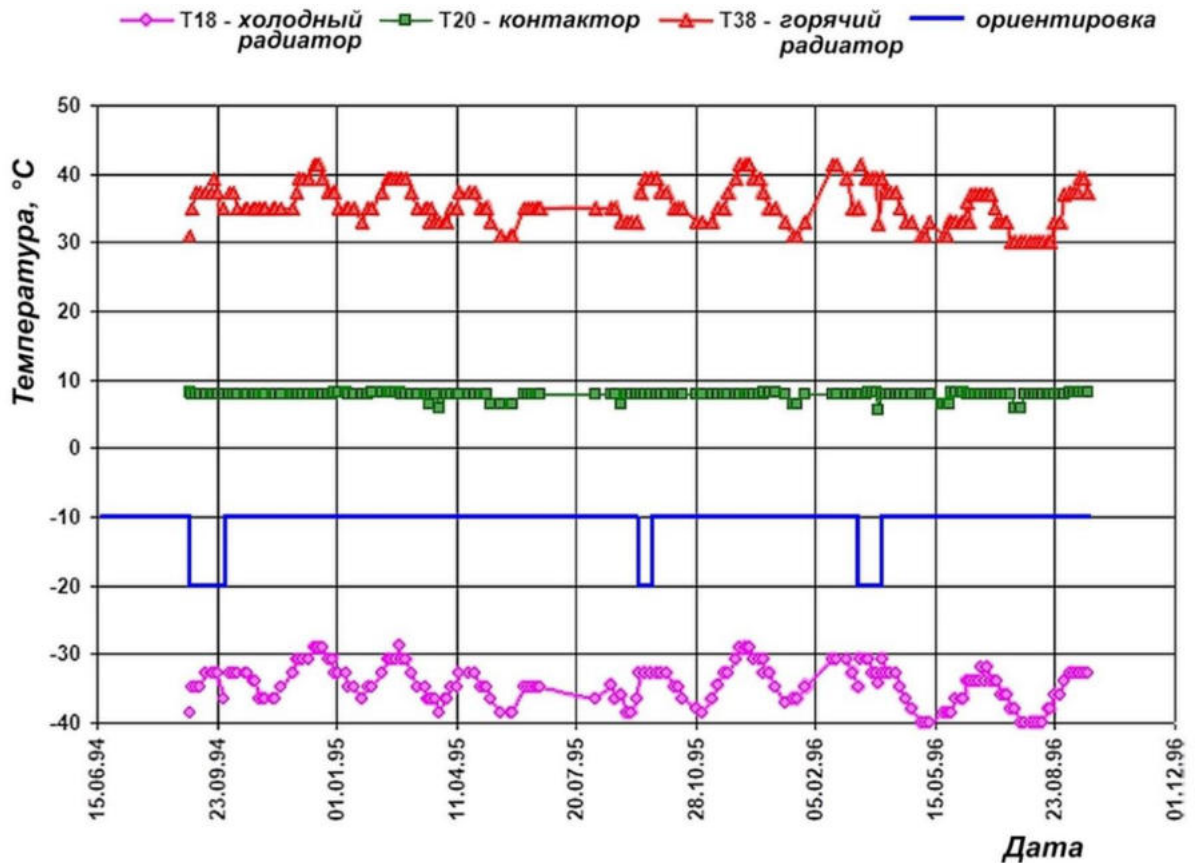


Рисунок 4.5 - Телеметрические данные в период постоянной солнечной ориентации

Синяя линия на уровне минус 10 означает режим ПСО. Отклонение синей линии до минус 20 означает отклонение оси КА для проведения наблюдений. Эволюция орбиты, изменение ориентации КА, изменение термооптических свойств покрытий радиаторов, изменение термического сопротивления термоконтактора, изменение свойств теплоизоляции и изменение термического сопротивления КТТ.

Если средние значения температур испарителя и конденсатора КТТ неизменны, можно сделать заключение о незначительном влиянии большинства из перечисленных выше факторов на термическое сопротивление КТТ,

следовательно, можно утверждать о стабильности термического сопротивления КТТ.

Работа термоконтактора оставалась постоянной. Разброс температуры термоконтактора находится в пределах погрешности измерений телеметрической системы.

На Рисунке 4.6 представлены моменты, вхождения КА в тень Земли.

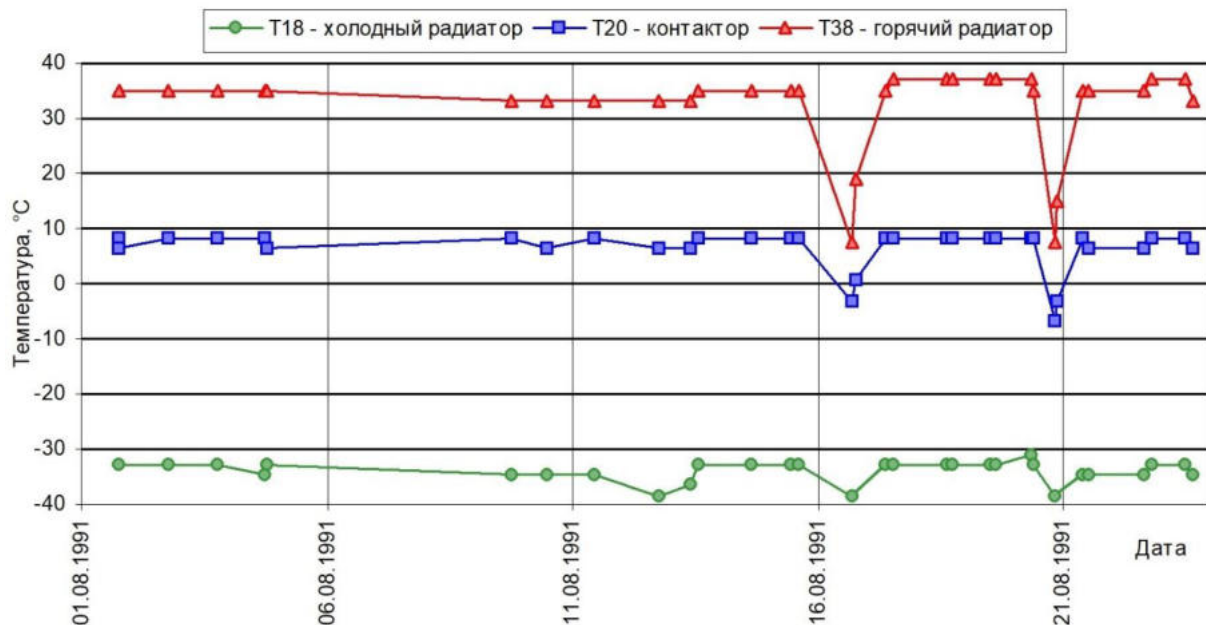


Рисунок 4.6 - Влияние тени Земли на работу КТТ

17.08.1991 на графиках видно снижение температуры испарителя до 10°C. Термоконтактор и конденсатор КТТ имеют температуру ниже температуры кристаллизации плавящегося материала, а термическое сопротивление термоконтактора имеет величину не менее 4.2 К/Вт. Тепловой поток составляет менее 7 Вт. Тем не менее КТТ продолжает передавать тепло на холодный радиатор, о чем свидетельствует относительно постоянная температура холодного радиатора.

КТТ передает поток в среднем около 37Вт. Среднее термическое сопротивление КТТ составляет 0.23-0.43 К/Вт и тенденций к увеличению не выявлено. Термические сопротивления КТТ:

- в наземных автономных ТВИ - 0.2 К/Вт;
- в летном эксперименте - 0.2-0.4 К/Вт.

Заметный разброс термического сопротивления при летных испытаниях КТТ объясняется влиянием внешних тепловых потоков на жидкостной канал.

КА «Гранат» имеет вытянутую эллиптическую орбиту с апогеем 200 000 км и длительностью около 48 часов. Длительность тени Земли зависит от ориентации орбиты КА относительно положения Солнца. В течение летного эксперимента встречались длительные тени Земли, в течение которых наблюдалось полное прекращение циркуляции теплоносителя в КТТ. На Рисунке 4.7 показана продолжительность тени Земли в 1990 г.

Каждый раз происходил «запуск» при появлении Солнечного потока на горячем радиаторе. Событие повторялось в течение летного эксперимента более 10 раз. В каждом случае циркуляция теплоносителя возобновлялась без проблем.

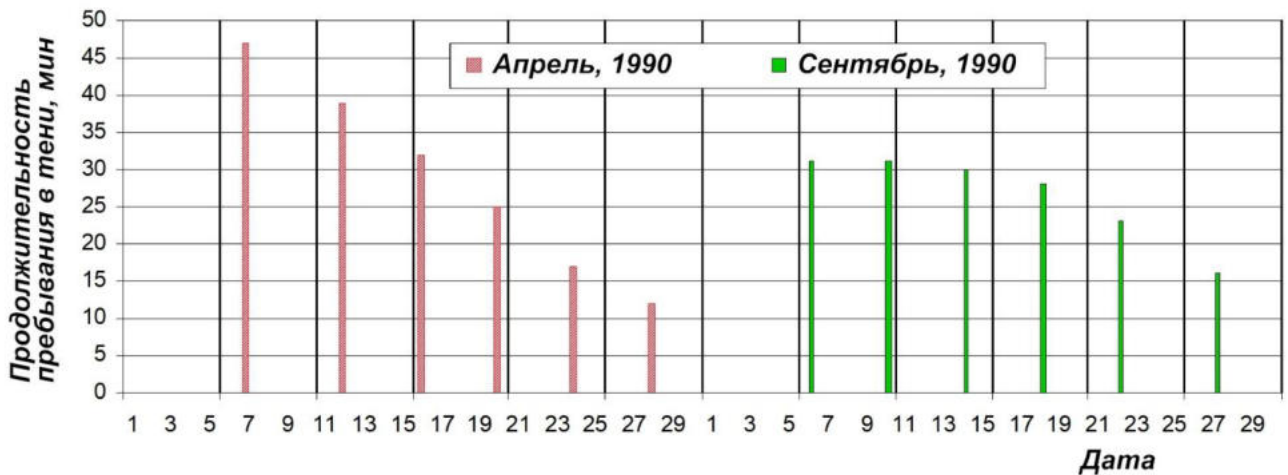


Рисунок 4.7 – Периодичность тени Земли на КА «Гранат»

В эксперименте на КА «Гранат» впервые подтверждена правильность разработанных решений, зафиксированы устойчивость функционирования и «запуска» КТТ в условиях микрогравитации. Впервые подтвержден длительный ресурс в условиях полета – эксперимент с КТТ на борту КА «Гранат» продолжался более 10 лет.

4.2 Летный эксперимент с КТТ на STS-87

Следующий эксперимент с КТТ, проведен совместно с компанией «DTX», США на борту Шаттла, миссия STS-87, которая состоялась в период 19.11-05.12 1997 г.

Мощность КТТ 1200 Вт, сопротивление 0.01 К/Вт. длина 5 м, внутренний диаметр каналов 3 мм. Длина испарителя 420 мм. Результаты эксперимента представлены в [116]. Во время летного эксперимента КТТ наработала более 213 часов. Многократно повторялись «запуски» и изменения мощности от 15 до 400 Вт. 18 часов продолжались эксперименты с низкой тепловой нагрузкой – менее 20Вт, Общий вид КТТ для летного эксперимента показан на Рисунке 4.8.

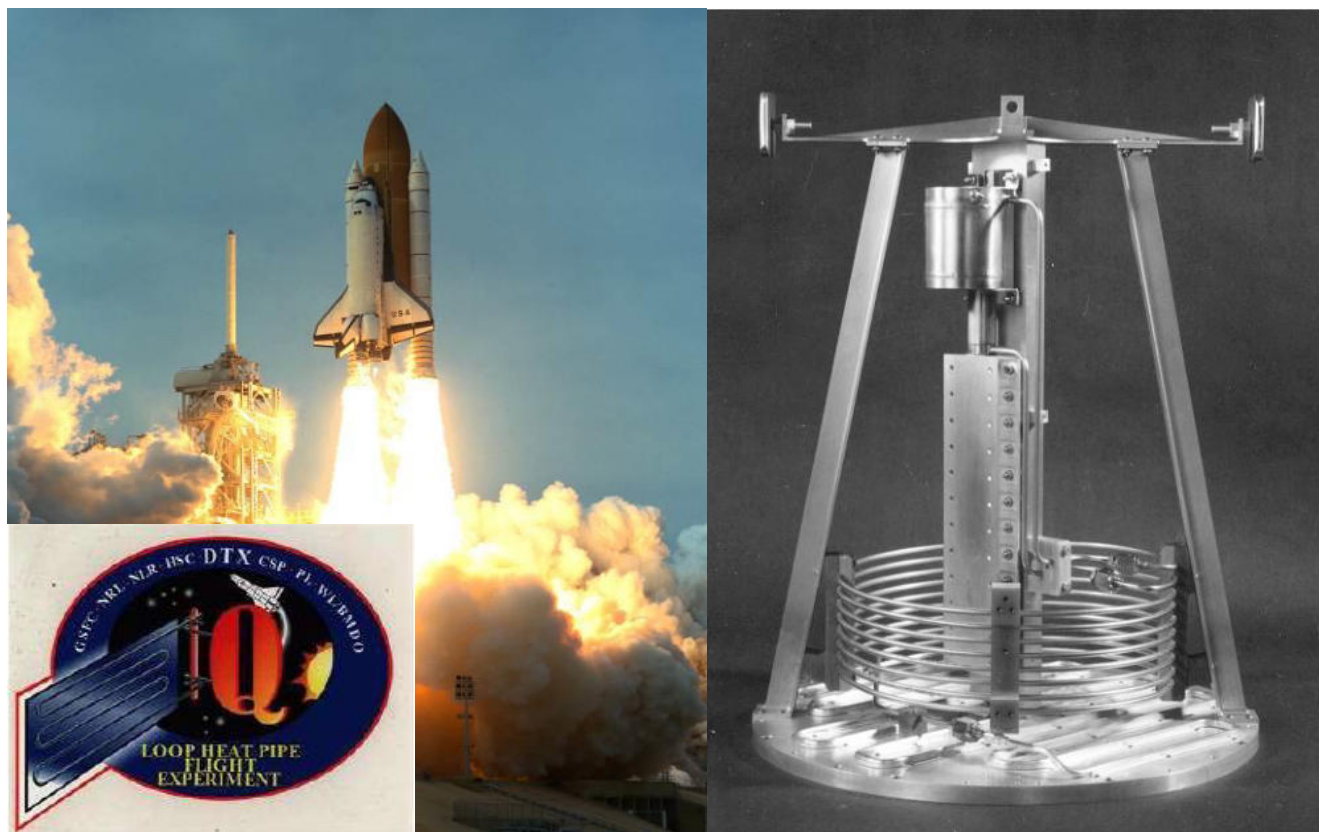


Рисунок 4.8 – Эксперимент с КТТ на STS-87

Результаты летных испытаний совпали с результатами расчетов и испытаний на Земле. Экспериментальный модуль «Hitchhiker» с КТТ «DTX» после полета возвращен в компанию DTX, где установка прошла полный цикл тепловых испытаний, подтвердивших отсутствие изменения свойств за время подготовки и проведения полета. По результатам эксперимента контурным тепловым трубам открыта дорога в американскую космическую программу.

4.3 Летный эксперимент с КТТ на STS-107

Следующий и последний для автора летный эксперимент с КТТ поставлен на Шаттле STS-107 “Columbia” в составе экспериментального модуля «Hitchhiker». Эксперимент с КТТ «Com2plex» поставлен по заказу ESA совместно с компанией ОНВ-System с целью летной квалификации КТТ для применения их в Европейских космических компаниях. Эксперимент продолжался с 16.01.2003 по 22.01.2003 г. В ходе летного эксперимента подтверждены конструктивно-технологические решения КТТ и метод ее теплофизического анализа. Результаты летного эксперимента детально описаны в [117].

Схема КТТ представлена на Рисунках 4.9 и 4.10. КТТ имела длину транспортных зон жидкости и пара по 500 мм. КТТ содержала дифференциальный датчик давления для измерения перепадов давлений между паром и жидкостью. КТТ работала хорошо и стартовала в невесомости с нагрузки менее 2 Вт.



Рисунок 4.9 – Эксперимент с КТТ на борту STS-107

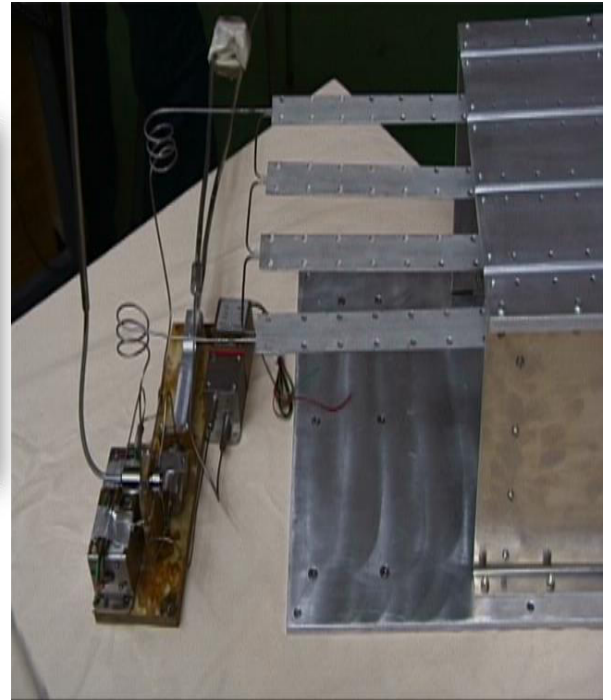
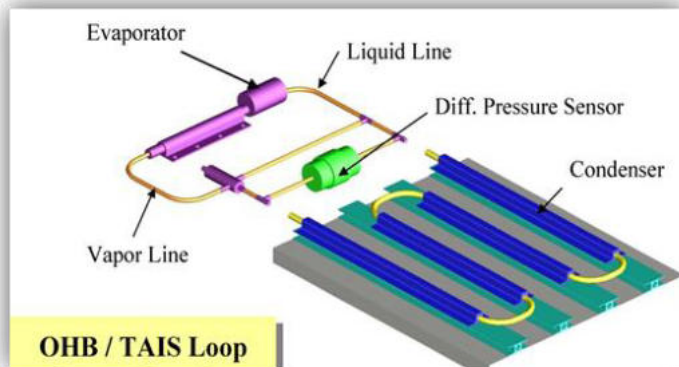


Рисунок 4.10 – КТТ «Com2plex»

На Рисунке 4.11 представлены результаты расчета перепада давления в КТТ и результаты наземных испытаний по датчику дифференциального давления.

Полученные результаты математического моделирования верифицированы с экспериментальными данными, полученными при наземных испытаниях КТТ. К сожалению, при выведении на орбиту дифференциальный датчик давления разрушился от воздействия вибродинамических нагрузок и превратился в байпас, что изменило характеристики КТТ и осложнило анализ результатов эксперимента.

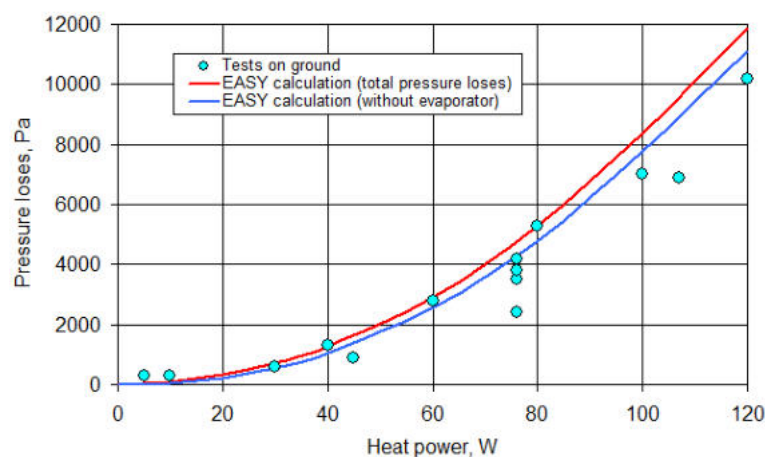
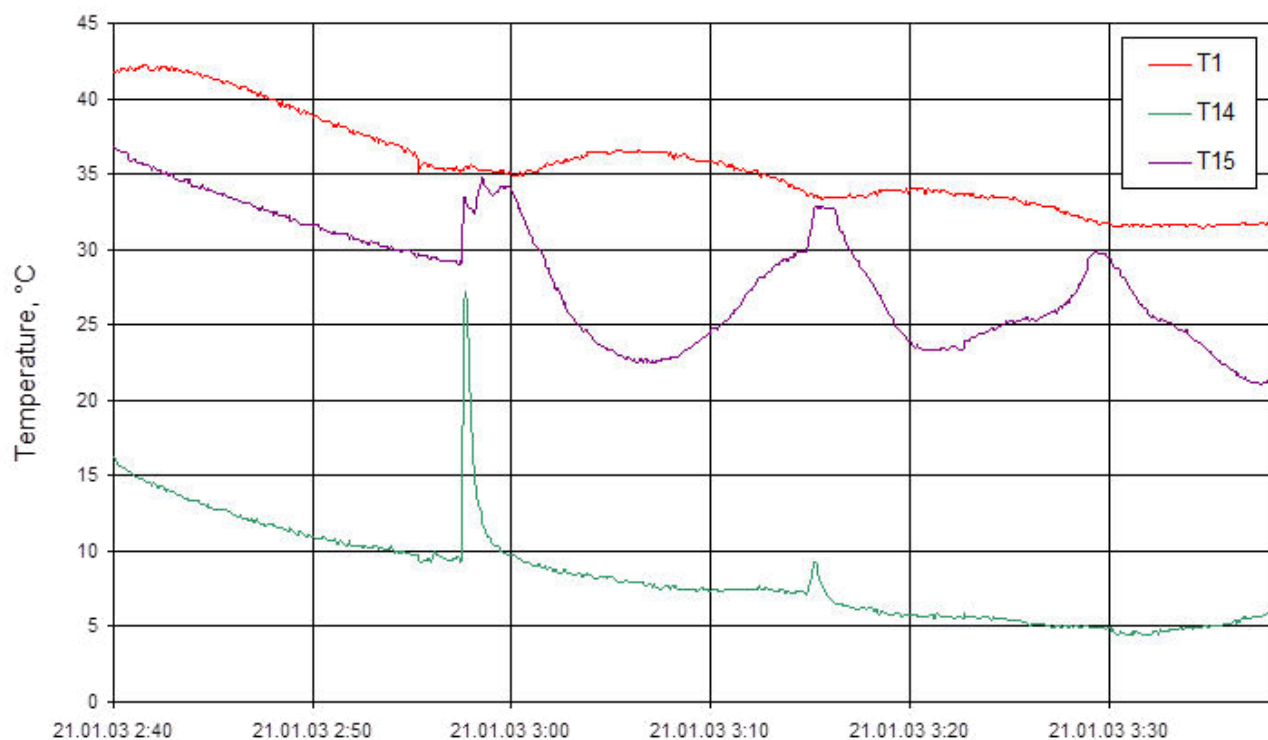


Рисунок 4.11 – Перепад давлений в КТТ, расчет и испытания.



T1- испаритель, T14 – жидкостной канал, T15 – паровой канал.

Рисунок 4.12 – Телеметрические данные летного эксперимента при 42 Вт.

Успешные результаты летных испытаний КТТ убедили специалистов головных космических предприятий в возможности применения КТТ в служебных системах терморегулирования КА. Результаты летного эксперимента на STS-107 открыли путь КТТ в космическую технику для европейских космических компаний [118].

4.4 Практическое применение КТТ

Следующий шаг – это практическое применение КТТ в системах терморегулирования космических аппаратов. К настоящему времени при личном участии автора создано и запущено на орбиту 192 КТТ в составе 41 космического аппарата. Перечень КТТ, созданных при непосредственном участии автора и запущенных на Российских КА приведен в таблице 4.1. В таблице указаны не все космические аппараты с КТТ по соображениям безопасности. Описать результаты испытаний и летной эксплуатации всех КТТ в рамках одной работы невозможно.

Хочется отметить главное – отказов КТТ или заметной деградации их параметров при летной эксплуатации не зафиксировано.

Таблица 4.1 - Контурные тепловые трубы на Российских КА

<i>№</i>	<i>Наименование КА</i>	<i>Дата запуска</i>	<i>Разработчик КА</i>	<i>Кол- во КТТ</i>	<i>Тепл-ль</i>	<i>Примечание</i>
1	Гранат	01.12.1989	НПО Л	1	пропилен	Эксперимент
3	Обзор	08.1994	ПО «Полет»	3	аммиак, пропилен	Успешно
4	Марс 96	11.1996	НПО Л	6	аммиак	Авария РБ
9	Ямал-201	24.11.2003	РКК Энергия	4	пропилен	Успешно
10	Ямал-202	24.11.2003	РКК Энергия	4	пропилен	Успешно
12	БелКА	26.07.2006	РКК Энергия	2	пропилен	Авария РН
14	МКС «Рассвет»	15.05.2010	РКК Энергия	6	пропилен	Успешно
16	Электро Л №1	20.01.2011	НПО Л	6	пропилен	Успешно
17	Спектр Р	18.07.2011	НПО Л	6	пропилен	Успешно
18	Фобос Грунт	09.11.2011	НПО Л	3	пропилен	Авария РБ
19	Кондор	27.06.2013	НПО маш	2	пропилен	Успешно
20	Египтсат	16.04.2014	РКК Энергия	4	пропилен	Успешно
21	Кондор-Э	19.12.2014	НПО маш	2	пропилен	Успешно
22	ЕКС №1	30.06.2015	РКК Энергия	9	пропилен	Успешно
23	Электро Л №2	11.12.2015	НПО Л	6	пропилен	Успешно
25	ЕКС №2	25.05.2017	РКК Энергия	9	пропилен	Успешно
26	Спектр РГ	13.07.2019	НПО Л	4	пропилен	Успешно
27	ЕКС №3	26.09.2019	РКК Энергия	9	пропилен	Успешно
28	Электро Л №3	24.12.2019	НПО Л	6	пропилен	Успешно
29	ЕКС №4	22.05.2020	РКК Энергия	9	пропилен	Успешно
31	Арктика М	28.02.2021	НПО Л	7	пропилен	Успешно
32	ЕКС №5	25.11.2021	РКК Энергия	9	пропилен	Успешно
33	Технолог	05.02.2022	НПО маш	2	пропилен	Успешно
34	ЕКС №6	02.11.2022	РКК Энергия	9	пропилен	Успешно

35	Электро Л №4	05.02.2023	НПО Л	6	пропилен	Успешно
36	КондорФКА№1	27.05.2023	НПО маш	2	пропилен	Успешно
37	Луна-25	11.08.2023	НПО Л	2	пропилен	Успешно
38	Арктика-М №2	16.12.2023	НПО Л	7	пропилен	Успешно
39	КондорФКА№2	30.11.2024	НПО маш	2	пропилен	Успешно
41	Электро Л №5	12.02.2026	НПО Л	6	пропилен	Успешно

В этом разделе кратко описаны наиболее интересные и значимые с научной точки зрения применения КТТ в составе систем КА. Некоторые КТТ, не описанные в настоящей работе представлены в [119 -122].

4.5 Применение КТТ в КА «Обзор-О»

Первая в мире служебная система на основе КТТ создана при непосредственном участии автора для КА «Обзор», (Космос 2285), запущенного 02.08.1994 г. предприятием КБ ПО “Полет”. Результаты наземных и летных испытаний детально представлены в [123].

На Рисунке 4.13 показан общий вид теплового макета КА «Обзор».

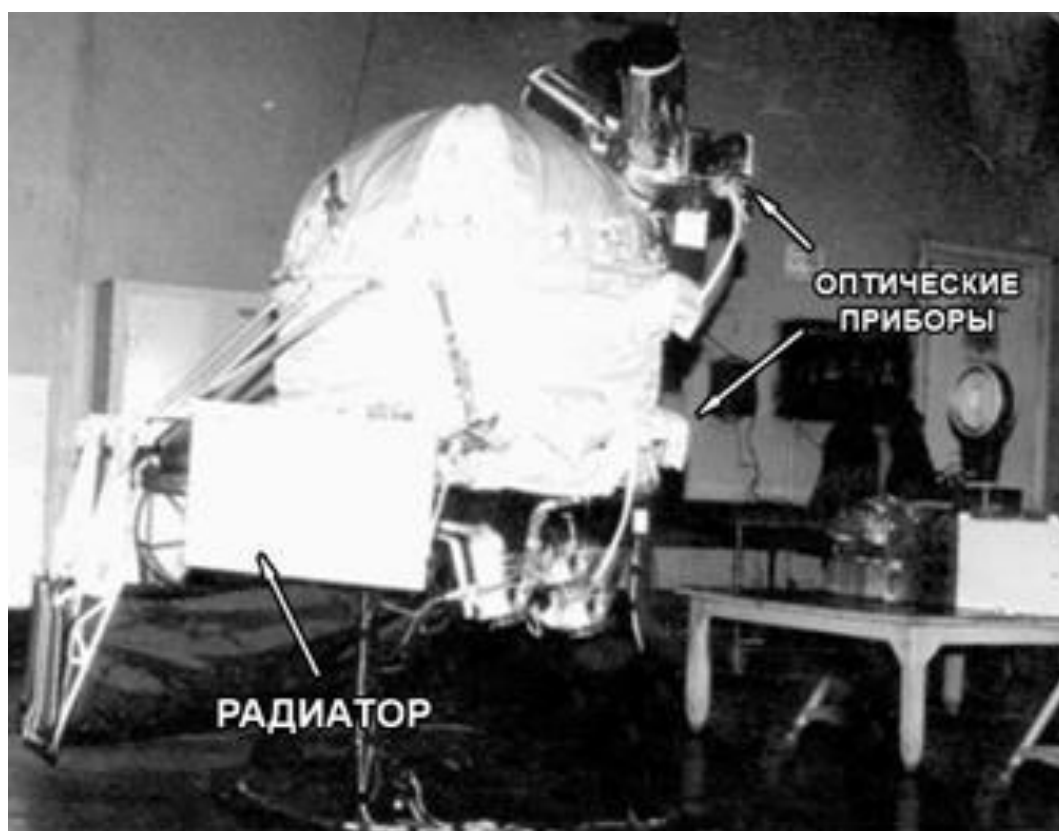
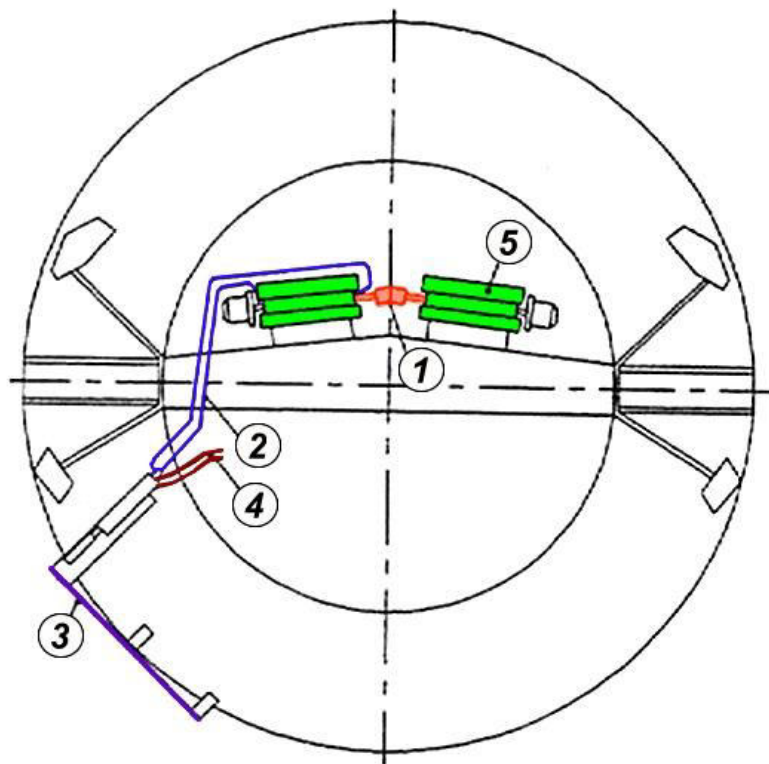


Рисунок 4.13 – Тепловой макет КА «Обзор-О»

Три КТТ использованы в СОТР камер оптико-электронных видимого диапазона (КОЭВД). Две КТТ, заправленные аммиаком, охлаждали две КОЭВД и датчик рефрактирующей звезды (ДРЗ). Третья КТТ заправлена пропиленом, ее конденсатор соединен с радиатором. Конденсаторы аммиачных КТТ соединены с испарителем пропиленовой КТТ, которая охлаждала всю группу приборов. Схема СОТР представлена на Рисунке 4.14. Длина всех испарителей составляла 120 мм. Паропроводы и конденсаторопроводы выполнены из стальной трубки 3х0,5. Конденсаторы КТТ ДРЗ и КОЭВД выполнены аналогично КТТ «Алена» в виде трубки диаметром 12 мм, длиной 150 мм, впаянной в теплопроводный фланец из алюминиевого сплава. Конденсатор КТТ радиатора изготовлен из трубки 3х0,5 длиной более 2 м и припаян к алюминиевому радиатору.



1 – артериальная ТТ с тепловыми аккумуляторами и гибкой секцией; 2 – КТТ КОЭВД; 3 – КТТ радиатора с пропиленом; 4 – КТТ ДРЗ; 5 – КОЭВД.

Рисунок 4.14 – Схема СОТР КОЭВД

Две камеры КОЭВД соединены в тепловом отношении с помощью артериальной тепловой трубы (АртТ). АртТ имеет гибкую секцию для устранения влияния возможных температурных деформаций на юстировку камер. На концах

АрТТ установлены тепловые аккумуляторы со сплавом SnBi температурой плавления 20°C, массой 0,12 Кг каждый. КОЭВД работают в импульсной режиме поочередно и АрТТ с аккумуляторами помогает стабилизировать температуру. Избыточная мощность отводится с помощью КТТ КОЭВД на испаритель КТТ радиатора. Туда же приходит конденсатор КТТ ДРЗ.

Система обеспечения теплового режима КА «Обзор» содержала несколько КТТ, соединенных по параллельно-последовательной схеме. До настоящего времени подобная система нигде не создана.

Аппарат работал с 1994 г. до 2002 г. Деградации параметров КТТ не зафиксировано. Полученная телеметрическая информация свидетельствовала о нормальной работе всех тепловых труб и существенно помогла в создании КТТ для будущих проектов. К сожалению, детальная информация о работе КА не подлежит размещению в открытой печати.

4.6 Применение КТТ в КА «Ямал-200»

Первые детальные экспериментальные результаты использования КТТ в служебной системе получены с КА «Ямал-200». 24 ноября 2003 г. два спутника «Ямал-201» и «Ямал-202» успешно запущены одной ракетой-носителем. Общий вид КА и радиаторов МНВАБ представлен на Рисунке 4.15. КА «Ямал-200» - аппарат с трехосной стабилизацией на геостационарной орбите.

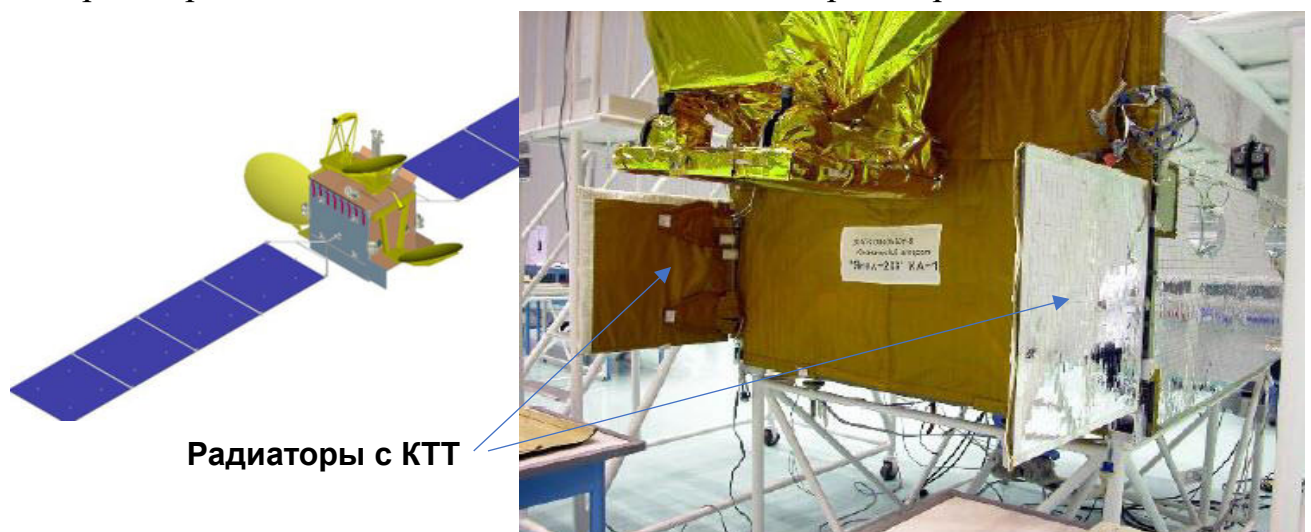


Рисунок 4.15 - Общий вид КА «Ямал-200»

Система терморегулирования никель-водородных аккумуляторных батарей (МНВАБ) на базе КТТ разработана РКК «Энергия» и НПП «ТАИС».

СОТР каждого КА включает 2 радиатора с КТТ, которые охлаждают никель-водородные аккумуляторные батареи (НВАБ). В состав каждого радиатора входят 2 КТТ - Рисунок 4.16. К настоящему времени КА «Ямал-202» - успешно эксплуатируется уже более 22 лет.

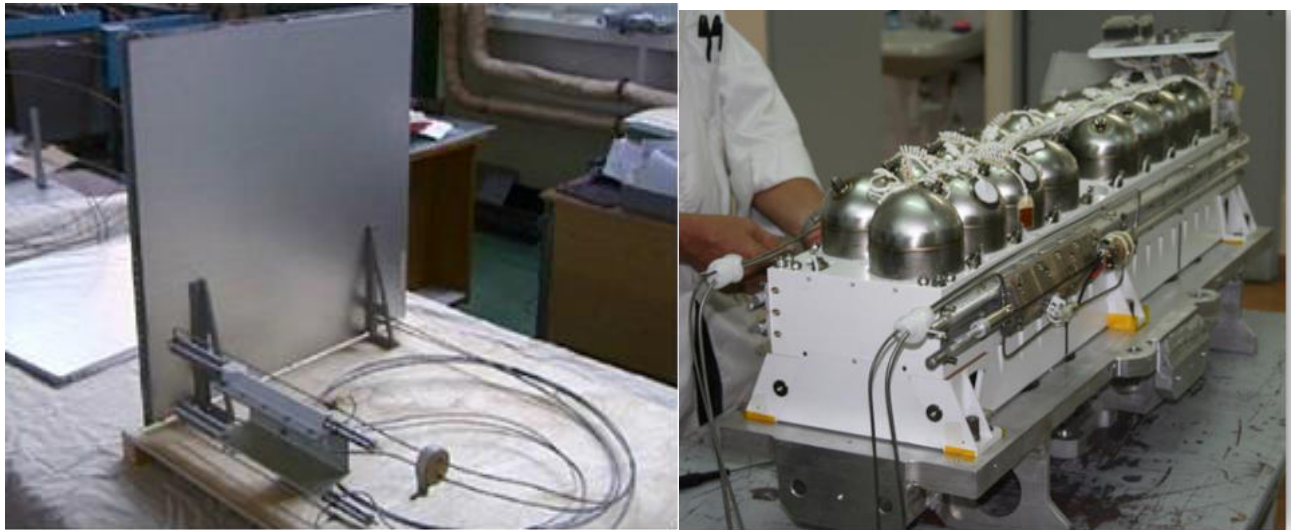


Рисунок 4.16 - Схема радиатора НВАБ с КТТ КА «Ямал-200»

Радиаторы системы, включающие конденсаторы КТТ, расположены на южной и северной стороне спутника. На каждом КА имеется две МНВАБ, каждая из которых охлаждается независимой СТР с радиатором и двумя КТТ для резервирования. КТТ имеют мощность до 130 Вт, длину транспортных каналов 3,5 м.

Конструкция радиатора представляет собой алюминиевую сотовую панель с вклеенными конденсаторами КТТ, обладающими высокой метеоритной стойкостью.

КТТ в составе КА и автономно прошли полный объем наземно-экспериментальной отработки: механические, тепловвакуумные, климатические, радиационные, испытания на ресурс.

На Рисунке 4.17 представлены результаты моделирования КТТ в процессе запуска при постоянной тепловой нагрузке 50Вт.

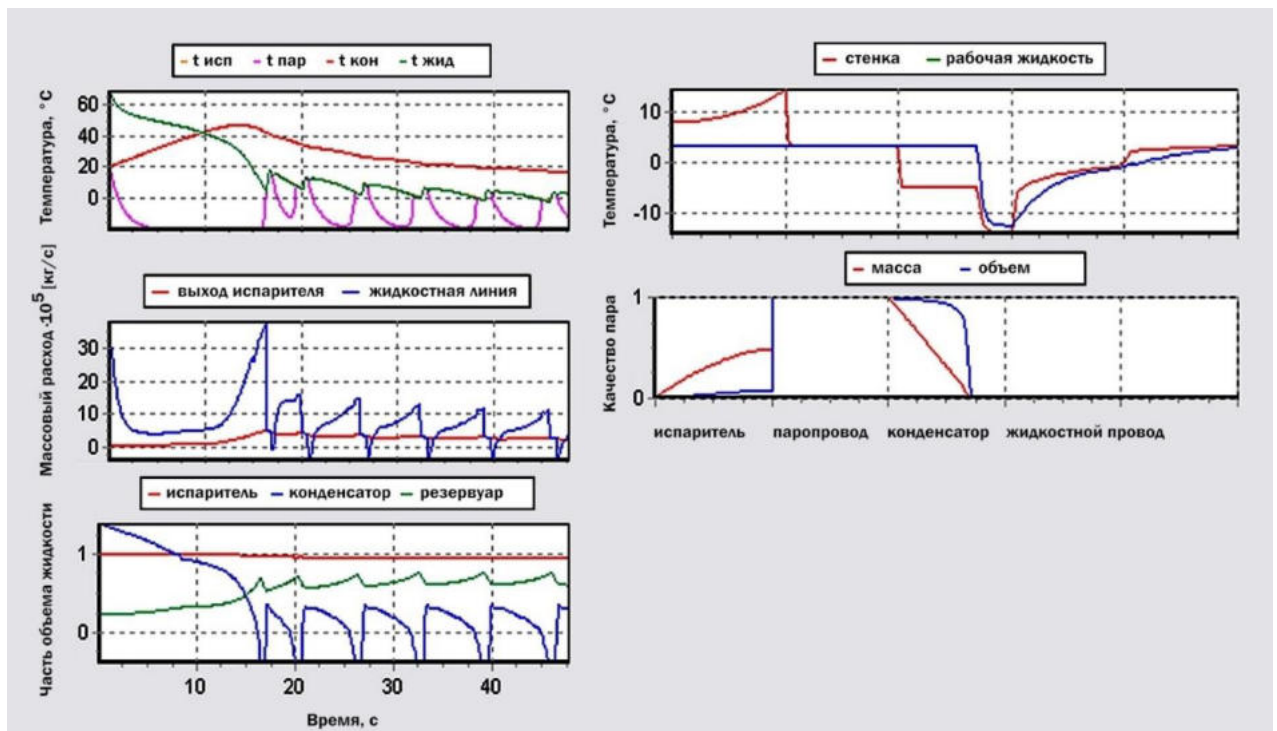


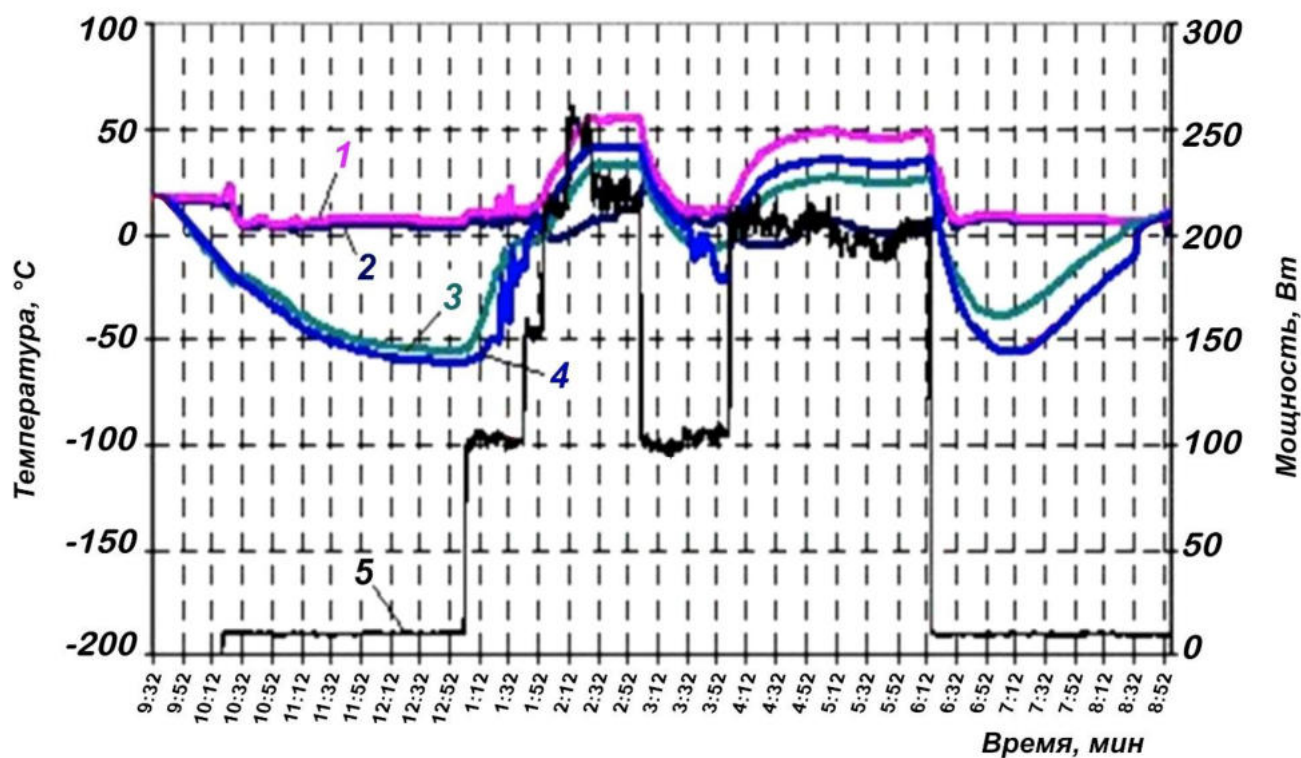
Рисунок 4.17 – Результаты моделирования КТТ в программе EASY 2.1

Радиатор с КТТ в вакуумной камере, предназначенной для конструкторско-доводочных испытаний представлен на Рисунке 4.18.



Рисунок 4.18 – Образец радиатора с КТТ в вакуумной камере

КТТ прошли тепловые испытания автономно и в составе КА в тепловакуумной камере. Результаты ТВИ КТТ, предназначенной для конструкторско-доводочных испытаний, полученные в 2002 году, представлены на Рисунке 4.19.



- 1- Испаритель, 2- паропровод; 3- конденстор; 4- конденсаторопровод;
5 – мощность.

Рисунок 4.19 - Результаты ТВИ КТТ «Ямал-200» в 2002 г.

В 2023 году испытания данного образца КТТ повторены - Рисунок 4.20. Запуск КТТ при испытаниях осуществлялся с применением ТЭМХ, поэтому повышения температуры испарителя при запуске в отличие от результатов расчета и результатов испытаний в 2002 г. не наблюдалось.

Спустя 20 лет параметры КТТ не изменились и полностью совпали с расчетами и результатами, полученными в 2002г.

После пуска КА «Ямал-200» получено большое количество телеметрической информации. Телеметрическая информация, полученная о работе восьми КТТ за 22 года эксплуатации, подтверждает отсутствие отказов.

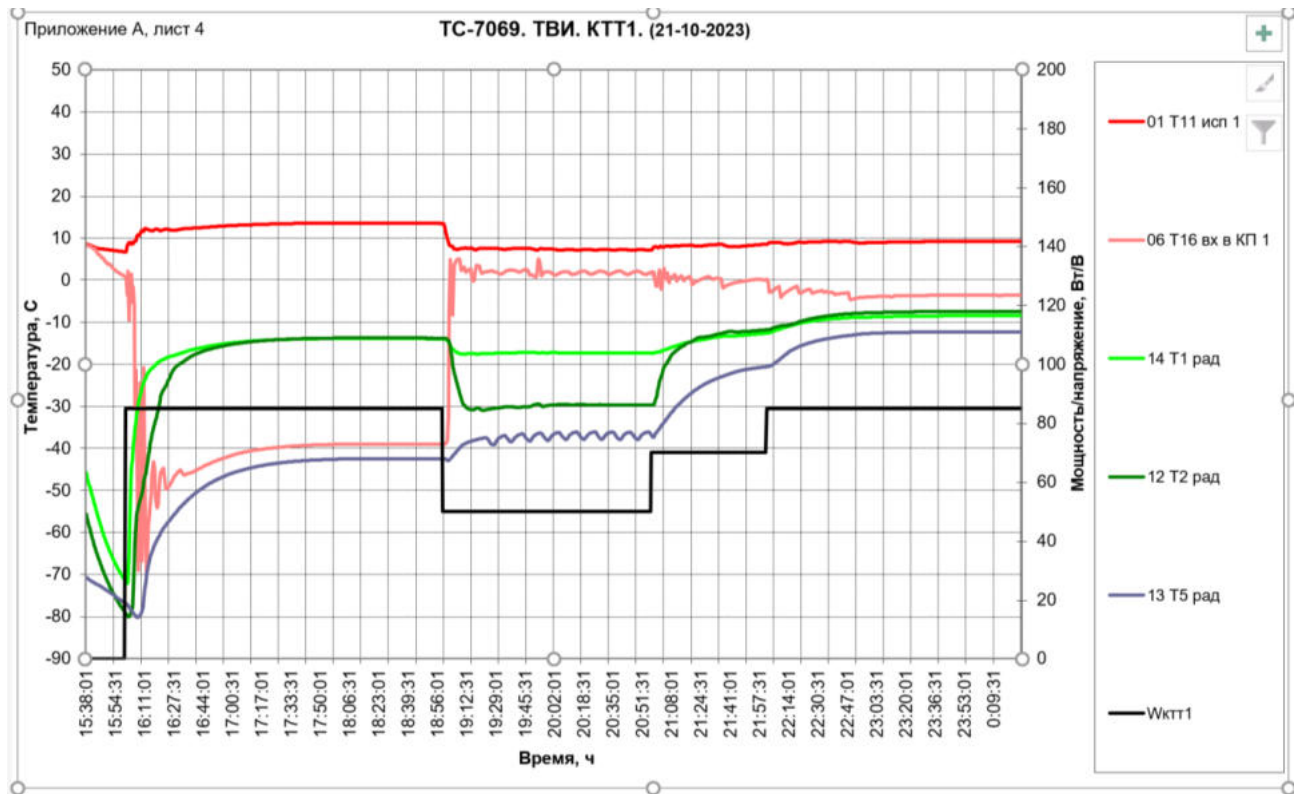


Рисунок 4.20 - Результаты ТВИ КТТ «Ямал-200» в 2023 г.

На Рисунке 4.21 представлены результаты ЛКИ в один и тот же сезонный период для одного из радиаторов с КТТ космического аппарата «Ямал-202». Сравнение полученных данных о температурах на КТТ в начале полета с текущими значениями подтверждает отсутствие деградации характеристик и хорошее совпадение с результатами расчетов и наземными испытаниями.

Из Рисунка 4.21 видно, что спустя 20 лет эксплуатации температура испарителя КТТ осталась на том же уровне и соответствует данным наземных испытаний. Циркуляция КТТ устойчивая, несмотря на значительные изменения тепловых потоков на радиатор от Солнца. Большая разница в температурах испарителя и конденсатора КТТ объясняется наличием элементов терморегулирования в составе КТТ и является важным достоинством. Рассмотрение регулирования термическим сопротивлением КТТ не входит в объем настоящей работы.

Полностью подтверждены принципы обеспечения «запуска» и устойчивости циркуляции теплоносителя в КТТ, изложенные в настоящей работе. В течение

всего срока эксплуатации КА КТТ обеспечивают требуемый тепловой режим никель-водородных аккумуляторов без замечаний.

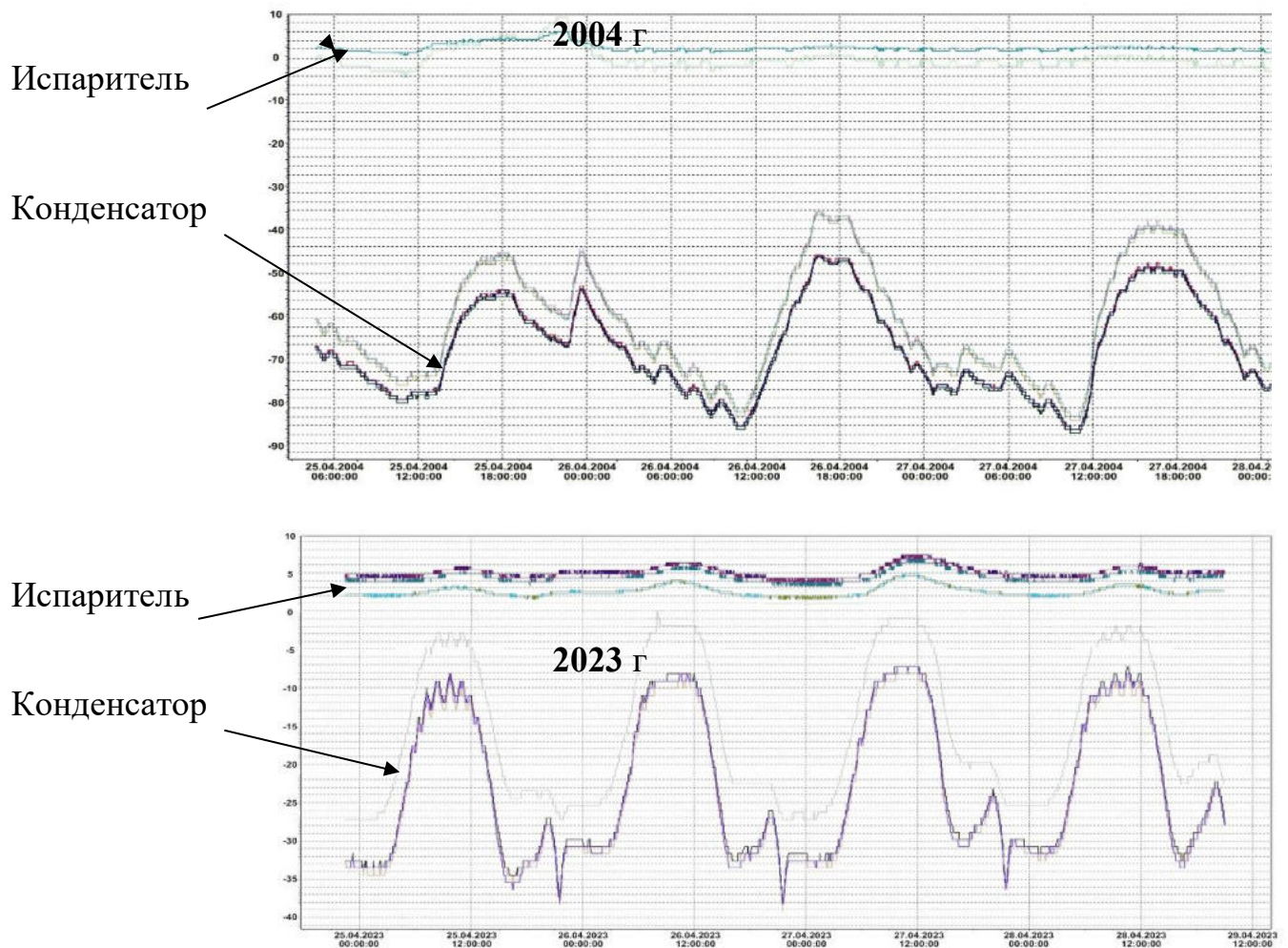


Рисунок 4.21 - Результаты ЛКИ КТТ в составе КА «Ямал-202» в 2004 и 2023 г.

Опубликованные результаты летных испытаний КТТ [124 - 126] привели к массовому потоку исследований устройств в различных организациях в нашей стране и во всем мире. КТТ применены для решения задач обеспечения теплового режима многих космических аппаратов в нашей стране - Таблица 4.1, в США, Европе, Японии, Израиле и в Китае.

4.7 Применение КТТ в КА МИМ-1 «Рассвет»

Первым космическим аппаратом, в котором вся тепловая мощность сбрасывалась посредством радиаторов на базе КТТ, стал российский модуль международной космической станции МИМ-1 «Рассвет» - Рисунок 22.

Модуль выведен на орбиту 15 мая 2010 Шаттлом STS-132. Модуль содержит 6 независимых радиаторов на базе регулируемых КТТ, созданных при непосредственном участии автора.

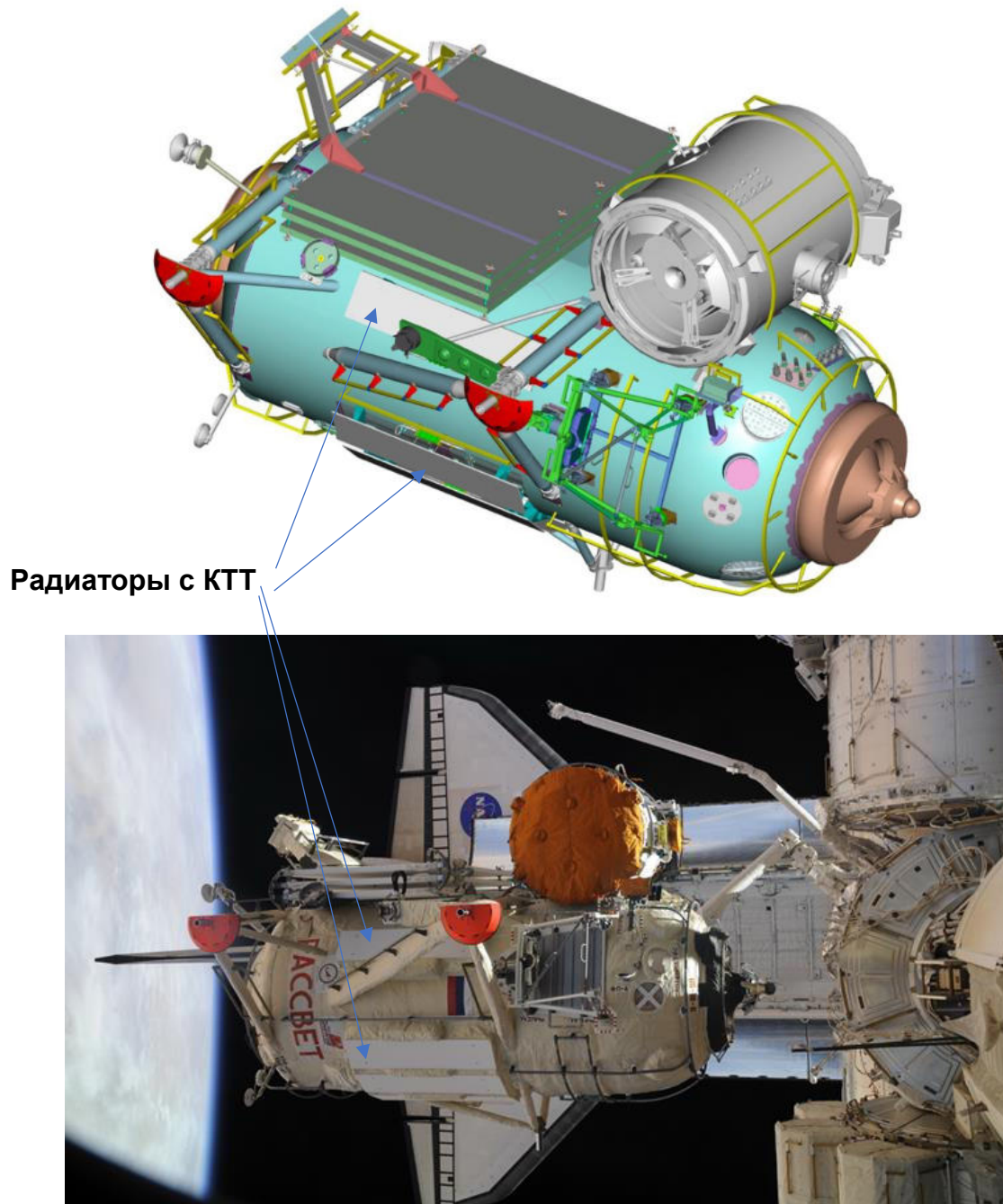


Рисунок 4.22 - Общий вид модуля МИМ-1

Испарители КТТ соединены с жидкостным контуром, охлаждающим внутренний объем модуля. Каждый радиатор содержит аммиачную КТТ. Площадь каждого радиатора составляет $0,6 \text{ м}^2$, радиаторы выполнены по сотовпанельной

технологии. Мощность КТТ составляет 250 Вт, термическое сопротивление не более 0,05 К/Вт.

КТТ имеют собственные средства регулирования температуры, вследствие чего схема жидкостной системы существенно упростилась - Рисунок 4.23.

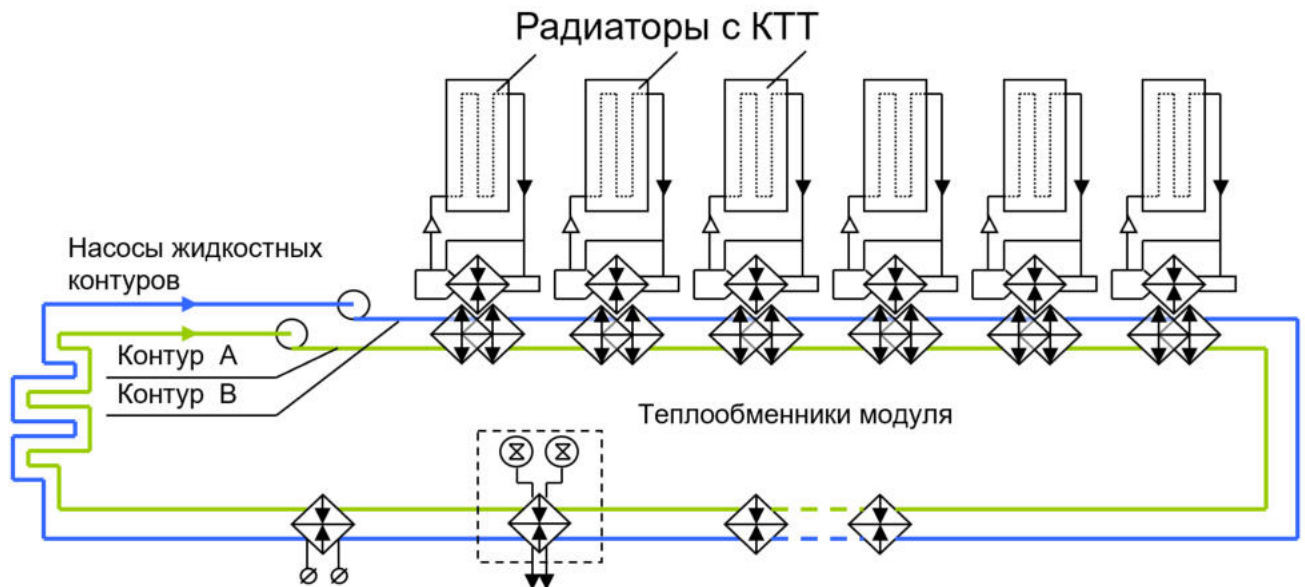


Рисунок 4.23 - Схема СОТР модуля МИМ-1

Впервые в мире создана гибридная схема СОТР, совместившая жидкостной и двухфазные контуры. Детально КТТ и схема СОТР МИМ-1 представлена в [127].

Данные телеметрии показывают, что в постоянном режиме работает только одна панель радиатора. Остальные подключаются по мере необходимости. Температура паропровода КТТ на входе в радиатор и поверхности работающего радиатора в районе выхода конденсатопровода контурной тепловой трубы из радиатора для 2011 и 2020 года приведена на Рисунках 4.24 и 4.25.

В штатном режиме работы потребление бортового питания агрегатами СОТР равно нулю. Реализованная в радиаторах с КТТ схема регулирования термическим сопротивлением обеспечила повышение точности управления тепловым режимом модуля, а многократное использование одинаковых радиаторов обеспечило повышение надёжности системы и горячее резервирование.

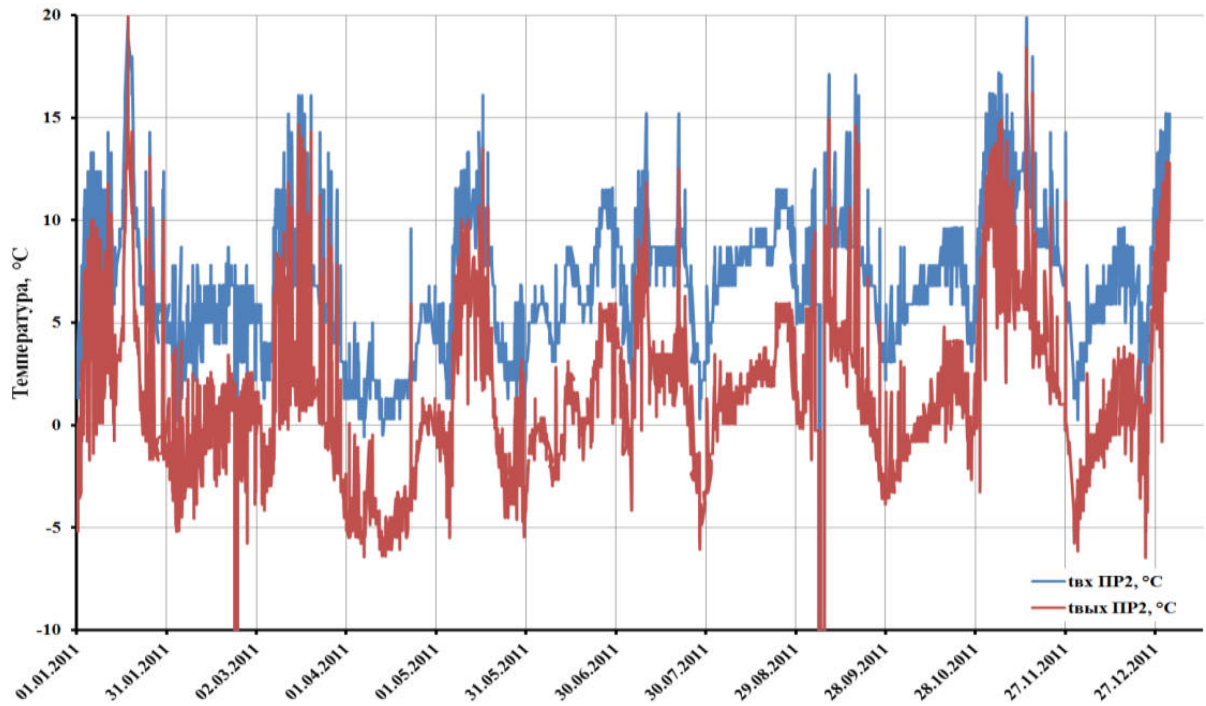


Рисунок 4.24 – Температура КТТ на входе и выходе радиатора в 2011 году

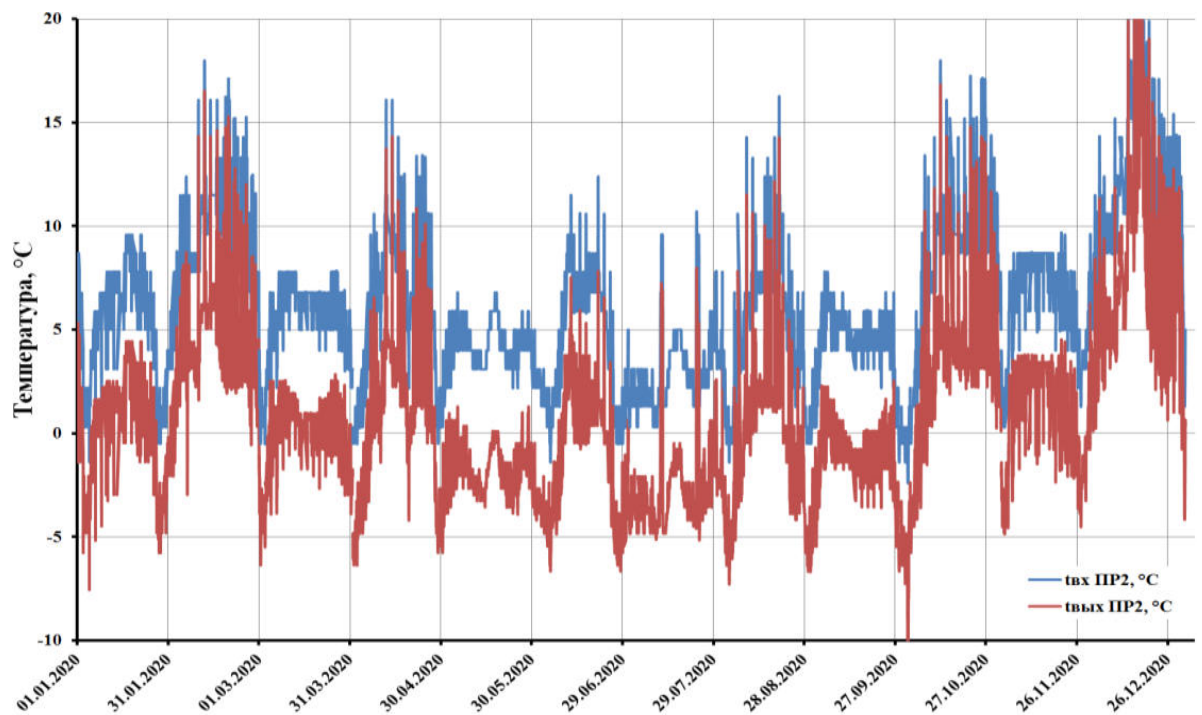


Рисунок 4.25 – Температура КТТ на входе и выходе радиатора в 2020 году

На Рисунке 4.26 представлена температура воздуха в модуле.

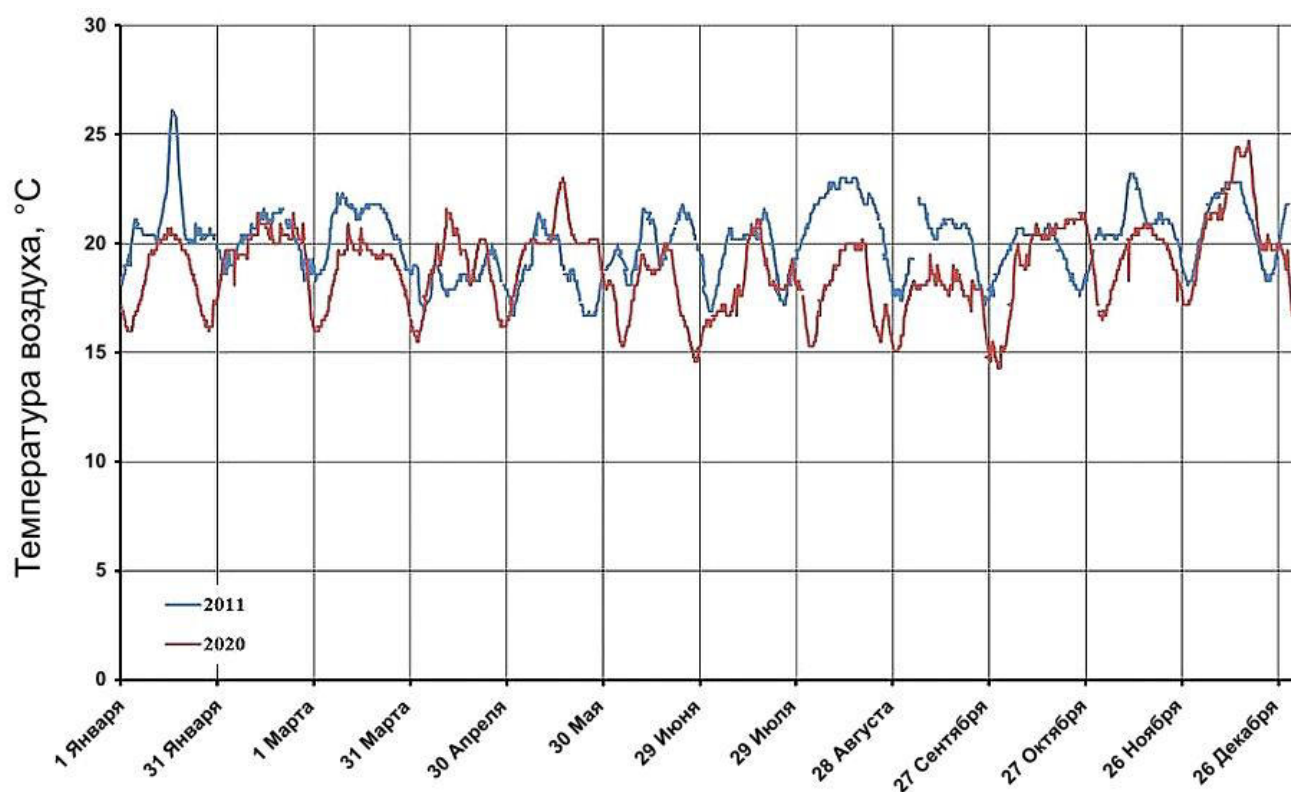


Рисунок 4.26 – Температура воздуха в модуле в 2011 и в 2020 году

Применение радиаторов с КТТ вместо традиционных наружных гидроконтуров позволило снизить массу системы более чем на 100 кг, уменьшить энергопотребление системы более, чем на 150 Вт, повысить метеоритную стойкость, надежность и ресурс СОТР в целом.

Дополнительным плюсом применения радиаторов с КТТ вместо наружных гидроконтуров является существенное сокращение времени монтажа и заводских контрольных испытаний до 1-2 дней вместо 40-60. Кроме того, применение радиаторов с КТТ повысило ремонтпригодность системы. Замена агрегатов гидравлических контуров, как правило, невозможна из-за сварного соединения с трубопроводами контура. При использовании радиаторов с КТТ в случае выявления дефектов при наземной подготовке или в полете появилась возможность замены радиаторов без разгерметизации гидротракта. Испытания и подготовительные процедуры на технической позиции космодрома для «наружного» контура модуля «Рассвет» не требуются вообще.

За 10 лет эксплуатации модуля МИМ1 «Рассвет» в составе МКС замечаний к работе радиаторов с КТТ не поступало.

Аналогичное техническое решение «наружного» контура и СОТР модуля «Рассвет» на базе КТТ в настоящее время используется при создании Российской орбитальной станции (РОС).

4.8 Применение КТТ в КА «Электро-Л»

КТТ стали незаменимым элементом для СОТР межпланетных исследовательских КА и посадочных модулей. КТТ позволяют экономить дефицитную энергию КА.

КТТ стали основой для СОТР научных КА «Спектр-Р, Спектр-РГ, метеорологических КА «Электро-Л» и «Арктика-М» [128 -131]. Практически вся тепловая мощность аппаратов сбрасывается с использованием радиаторов на базе КТТ, что позволяет большую свободу для компоновки бортовой аппаратуры и проведения наземной отработки КА. На Рисунке 4.27 показан КА «Электро-Л» в условиях сборочного цеха. Радиаторы с КТТ снабжены защитными кожухами красного цвета.



Рисунок 4.27 – Радиаторы с КТТ КА «Электро-Л».

Практически вся тепловая мощность КА отводится радиаторами на основе КТТ.

КТТ, созданные при непосредственном участии автора, нашли широкое применение в космических аппаратах. КТТ позволяют создать новую архитектуру СОТР, обеспечить повышение ресурса и надежности КА в целом. КТТ позволяют проводить разработку и наземные испытания СОТР КА по модульному принципу, что снижает затраты на разработку и наземные испытания СОТР и КА в целом [132 - 135].

КТТ заложены в основу создаваемых перспективных КА и лунных модулей, они позволяют создать энергетические установки, работающие при передаче тепла против поля тяжести [133 – 137]. На основе двухфазных контуров создаются новые устройства для передачи и преобразования энергии [138].

Накопленный опыт эксплуатации КТТ позволяет рекомендовать применение как автономного средства обеспечения теплового режима бортового оборудования перспективных космических аппаратов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан метод теплофизического проектного анализа контурных тепловых труб для космического применения.

Автору в результате существенных конструктивно-технологических усовершенствований удалось создать устройства, надежно работающие на земле, в произвольном положении в поле тяжести, знакопеременных перегрузок и в невесомости. Впервые автором сформулированы принципы обеспечения устойчивой работы КТТ в невесомости. Сформулированы принципы обеспечения устойчивости запуска КТТ в различных температурных условиях и требования к соотношению объемов элементов контура, что позволило методически обеспечить устойчивый запуск и отсутствие пересыхания после запуска КТТ. Предложенные принципы обеспечения устойчивости запуска КТТ позволили создать многоиспарительные устройства - КТТ с двумя, тремя и более испарителями. Созданные устройства с двумя и тремя испарителями испытаны и показали

высокую устойчивость функционирования. Впервые продемонстрирована возможность передачи тепла между двумя, тремя и более испарителями КТТ, обеспечения термостатирования двух, трех и более разнесенных в пространстве тепловыделяющих объектов.

Впервые разработаны и исследованы различные конструкции вторичных капиллярных структур, обеспечивающих надежную гидравлическую связь между основной капиллярной структурой и жидкостью, находящейся в КП.

Впервые исследованы в условиях вакуума образцы КТТ, что позволило уточнить характер процессов тепломассопереноса, происходящих в КТТ, оптимизировать конструкцию испарителя и компенсационной полости с целью снижения порогового значения мощности «запуска». Созданы методики тепловакуумных испытаний КТТ, установки и стенды для наземной экспериментальной отработки. Проведенные при непосредственном участии автора тепловакуумные испытания опытных образцов КТТ позволили лучше понять и уточнить особенности процессов тепломассопереноса в КТТ, составить новую диаграмму состояния теплоносителя в координатах давление-температура (Р-Т диаграмма), получить представление о пульсационном характере тепломассопереноса в двухфазных контурах с отдельными каналами для пара и жидкости.

Автором создан экспериментальный образец КТТ, который на борту КА «Гранат» впервые успешно выдержал летные испытания, продолжавшиеся в течение 10,5 лет.

При непосредственном участии автора разработана аналитическая модель КТТ, позволяющая моделировать происходящие в КТТ процессы тепломассопереноса в динамике. В отличие от моделей, создававшихся ранее, автором не определяются заранее прогнозируемые зоны размещения пара и жидкости в контуре, а вычисляются с использованием предложенной модели. Полученные результаты расчетов существенно изменили представления о процессах тепломассообмена в КТТ, в частности, внутри КПС. Представления о существовании фронта пар – жидкость на поверхности испарителя и степени его

заглубления оказались верны только на качественном уровне – высказано предположение, что парообразование идет по всему объему капиллярной структуры, что объясняет многие особенности в поведении КТТ, которые ранее не имели научного объяснения. Пульсационные режимы тепломассообмена, выявленные автором при тепловакуумных испытаниях нашли объяснение и математически рассчитаны благодаря разработанной динамической модели КТТ.

Проведенная наземная и летная экспериментальная отработка, созданная и верифицированная методика моделирования КТТ в динамике позволили автору перейти к созданию КТТ для служебных систем терморегулирования космических аппаратов.

В настоящее время КТТ, создаваемые при непосредственном участии автора, активно используются ведущими космическими предприятиями в СОТР КА благодаря своей миниатюрности, гибкости, большой мощности, способности передавать тепло в произвольном положении в поле тяжести при наземных испытаниях, надежности и большому ресурсу.

Новые результаты диссертационной работы:

1. Разработаны способы обеспечения устойчивого запуска и циркуляции теплоносителя в КТТ в условиях гравитации и в невесомости.

2. Разработаны и исследованы различные конструкции вторичных капиллярных структур, обеспечивающие надежную гидравлическую связь между основной капиллярной структурой и жидкостью, находящейся в КП, что обеспечивает устойчивую циркуляцию теплоносителя при изменяющихся условиях тепломассообмена.

3. Разработан метод теплофизического проектного анализа, включающий в себя математическую модель КТТ, позволяющую анализировать процессы тепломассопереноса в динамике. Создана программа расчета КТТ на основе предложенной модели.

4. Созданы экспериментальные образцы КТТ, проведена экспериментальная отработка в условиях наземных и летных испытаний. Впервые образец КТТ на борту КА «Гранат» успешно выдержал летные испытания, которые продолжались

в течение 10,5 лет. Подтверждена математическая модель путем сопоставления результатов расчета с экспериментальными данными.

5. Реализован первый положительный опыт применения КТТ в служебных СОТР КА «Обзор» и «Ямал-200». Применение КТТ в модуле МИМ-1 «Рассвет» позволило одновременно снизить массу системы более чем на 100 кг, уменьшить энергопотребление системы более, чем на 150 Вт, повысить надежность и ресурс СОТР в целом, сократить время монтажа и заводских контрольных испытаний до 1-2 дней вместо 40-60.

КТТ, созданные автором, нашли широкое применение в космических аппаратах. 192 КТТ в составе 41 КА запущены на орбиту. Отказов КТТ не зафиксировано. КТТ позволили создать новую архитектуру СОТР, обеспечили повышение ресурса и надежности КА, позволили проводить разработку и наземные испытания СОТР КА по модульному принципу, что резко снизило затраты на разработку СОТР в целом.

Перспективы дальнейшей разработки темы

Полученные результаты предполагается использовать в дальнейших исследованиях регулируемых контурных тепловых труб и космических радиаторов на основе КТТ для повышения точности стабилизации температуры бортовой аппаратуры и космических объектов.

Список обозначений C – полная теплоемкость, c – удельная теплоемкость, d – диаметр, G – массовый расход теплоносителя, k – коэффициент теплопередачи, m – масса, L – удельная теплота парообразования, S – площадь, Q – тепловой поток, q – удельный тепловой поток, t – температура, u – скорость, i – энтальпия, V – объем, $\dot{V}$ – объемный расход, z – координата вдоль контура, α – коэффициент теплоотдачи, λ – теплопроводность, ρ – плотность, τ – время, ξ – коэффициент гидравлического сопротивления, F – площадь поперечного сечения, x – паросодержание, b – линейный размер, R и r – внешний и внутренний радиусы.

Индексы:

e – испаритель, v – паропровод, l – жидкостной канал, c – конденсатор, r – компенсационная полость - резервуар, ext – внешний, in – внутренний, f – теплоноситель, w – стенка, i – порядковый номер участка: 1 – испаритель, 2 – паропровод, 3 – конденсатор, 4 – конденсатопровод; ' – параметры жидкости, " – параметры пара, s – параметры на линии насыщения, sh – перегрев.

Список литературы:

1. Kroliczek E.J. Design, development and test of a capillary pump loop heat pipe / Kroliczek E.J., Ku J., Ollendorf S. // AIAA 19th Thermophysics Conference. – Snowmass (Colorado), 1984.
2. Герасимов Ю.Ф. Низкотемпературные тепловые трубы с отдельными каналами для пара и жидкости / Герасимов Ю.Ф., Майданик Ю.Ф., Щеголев Г.Т. // Инженерно-физический журнал. – 1975. – Т. 28, № 6. – С. 957–960.
3. Герасимов Ю.Ф. Некоторые результаты исследования низкотемпературных тепловых труб, работающих против поля тяготения / Герасимов Ю.Ф., Майданик Ю.Ф., Долгирев Ю.Е. // Инженерно-физический журнал. – 1976. – Т. 30, № 4. – С. 581–586.
4. Майданик Ю.Ф. Разработка и исследование низкотемпературных тепловых труб, работающих при различных ориентациях в гравитационном поле: диссертация кандидата технических наук / Майданик Ю.Ф. – Свердловск, 1977. – 189 с.
5. Кисеев В.М. Разработка методов увеличения длины теплопереноса в низкотемпературных тепловых трубах: диссертация кандидата физико-математических наук / Кисеев В.М. – Свердловск, 1977. – 169 с.
6. Герасимов Ю.Ф. Расчет тепловой трубы с отдельными каналами для пара и жидкости / Герасимов Ю.Ф., Майданик Ю.Ф., Долгирев Ю.Е. // Инженерно-физический журнал. – 1978. – Т. 34, № 6. – С. 988–993.

7. Герасимов Ю.Ф. О температурной разности тепловых труб с отдельными каналами для пара и жидкости / Герасимов Ю.Ф., Непомнящий А.С., Майданик Ю.Ф., Кисеев В.М., Долгирев Ю.Е. // Перегретые жидкости и фазовые переходы: сборник научных трудов. – Свердловск: УНЦ АН СССР, 1979. – С. 76–82.
8. Долгирев Ю.Е. Исследование, расчет и оптимизация тепловых труб, работающих при любой ориентации в поле массовых сил: диссертация ... кандидата физико-математических наук / Долгирев Ю.Е. – Свердловск, 1979. – 169 с.
9. Кисеев В.М. Ресурсные испытания тепловых труб с отдельными каналами для пара и жидкости / Кисеев В.М., Белоногов А.Г., Герасимов Ю.Ф. – Свердловск, 1982. – 18 с. – Деп. в ВИНТИ 14.02.1983, № 1133–83.
10. Майданик Ю.Ф. Влияние количества теплоносителя на работу "антигравитационной" тепловой трубы / Майданик Ю.Ф., Вершинин С.В., Кисеев В.М., Ферштатер Ю.Г. // Теплофизика ядерных энергетических установок: межвузовский сборник научных трудов. – Свердловск: Уральский политехнический институт, 1984. – С. 154–163.
11. Кисеев В.М. Влияние неблагоприятных ускорений на работу "антигравитационной" тепловой трубы / Кисеев В.М., Белоногов А.Г., Беляев А.А. // Инженерно-физический журнал. – 1986. – Т. 50, № 4. – С. 561–566.
12. Майданик Ю.Ф. Анализ температурного поля в капиллярной структуре "антигравитационной" тепловой трубы / Майданик Ю.Ф., Ферштатер Ю.Г. // Инженерно-физический журнал. – 1986. – Т. 51, № 2. – С. 203–207.
13. Ковалев С.А. Исследование теплообмена в испарителе, работающем по принципу перевернутого мениска / Ковалев С.А., Соловьев С.Л. // Теплофизика высоких температур. – 1986. – Т. 24, № 1. – С. 196–198.
14. Chalmers D.R. Application of capillary pumped loop heat transport systems to large spacecraft / Chalmers D.R., Pustay J.J., Moy C.B., Kroliczek E.J. // AIAA Paper. – 1986. – N 1295.
15. Кисеев В.М. Об увеличении длины теплопереноса тепловых труб / Кисеев В.М., Белоногов А.Г., Беляев А.А., Шагиев А.А. // Инженерно-физический журнал. – 1988. – Т. 54, № 2. – С. 315.

16. Ферштатер Ю.Г. Тепломассообмен в тепловых трубах с отдельными каналами: диссертация ... кандидата физико-математических наук / Ферштатер Ю.Г. – Свердловск, 1988. – 159 с.
17. Белоногов А.Г. Исследование теплоотдачи при парообразовании в капиллярно-пористых структурах / Белоногов А.Г., Нурутдинов В.А., Кисеев В.М., Погорелов Н.П. // Инженерно-физический журнал. – 1989. – Т. 56, № 1. – С. 133.
18. Майданик Ю.Ф. Контурные тепловые трубы: разработка, исследование, элементы инженерного расчета / Майданик Ю.Ф., Ферштатер Ю.Г. – Свердловск: УрО АН СССР, 1989. – 51 с. – (Препринт).
19. Белоногов А.Г. Модель испаряющего мениска / Белоногов А.Г., Кисеев В.М., Бувеч Ю.А., Нурутдинов В.А. // Тепловые трубы: теория и практика: сборник научных трудов. – Минск: АНК ИТМО АН БССР, 1990. – Ч. 1. – С. 26–29.
20. Maidanik Yu. Development, analytical and experimental investigation of loop heat pipes / Maidanik Yu., Fershtater Yu., Pastukhov V. // 7th International Heat Pipe Conference: preprint. – Minsk, 1990. – D21P.
21. Kiseev V. Design of high-performance loop heat pipes / Kiseev V., Pogorelov N., Nouroutdinov V. // 4th International Heat Pipe Symposium: preprint. – Tsukuba, 1994. – P. 147–153.
22. Кисеев В.М. Исследование теплоотдачи при кипении воды на пористых композиционных материалах / Кисеев В.М., Погорелов Н.П. // Первая Российская национальная конференция по теплообмену: труды РНКТ-1. – Москва: МЭИ, 1994. – Т. 4. – С. 201–206.
23. Кисеев В.М. Моделирование двухфазных контуров теплопереноса с высоконапорными капиллярными насосами / Кисеев В.М., Погорелов Н.П., Нурутдинов В.А. // Первая Российская национальная конференция по теплообмену: труды РНКТ-1. – Москва: МЭИ, 1994. – Т. 5. – С. 69–74.
24. Maidanik Yu. Design and investigation of methods of regulation of loop heat pipes for terrestrial and space application / Maidanik Yu., Solodovnik N., Fershtater Yu. // 24th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Friedrichshafen, 1994. – Pap. 941407.

25. Maidanik Yu. Design and investigation of a capillary pumped loop for advanced thermal control systems of space vehicles / Maidanik Yu., Fershtater Yu., Pastukhov V. // 25th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – San Diego, 1995. – Pap. 951509.
26. Maidanik Yu. Adaption of loop heat pipes to zero-g conditions / Maidanik Yu., Fershtater Yu., Vershinin S., Nikitkin M., Binert W., Wolf D., Gottschlich J. // 6th European Symposium on Space Environmental Control Systems. – Noordwijk, 1997. – Vol. 1.
27. Belonogov A. Dynamic gas emission in evaporating systems / Belonogov A., Kiseev V. // 27th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Lake Tahoe, 1997. – Pap. 972387.
28. Maidanik Yu. Theoretical basis and classification of loop heat pipes and capillary pumped loops / Maidanik Yu., Fershtater Yu. // 10th International Heat Pipe Conference. – Stuttgart, 1997.
29. Кисеев В.М. Контурные тепловые трубы: анализ и нерешенные проблемы / Кисеев В.М., Погорелов Н.П. // Вторая Российская национальная конференция по теплообмену: труды РНКТ-2. – Москва: МЭИ, 1998. – Т. 5. – С. 203–207.
30. Кисеев В.М. Тепломассоперенос и фазовые превращения в мелкопористых капиллярных структурах: диссертация. доктора физико-математических наук / Кисеев В.М. – Екатеринбург, 2001. – 332 с.
31. Maidanik Y.F. Loop heat pipes / Maidanik Y.F. // Applied Thermal Engineering. – 2005. – Vol. 25, No. 5–6. – P. 635–657.
32. Майданик Ю.Ф. Анализ особенностей запуска контурной тепловой трубы / Майданик Ю.Ф., Судаков Р.Г. // Метастабильные состояния и фазовые переходы: сборник научных трудов. – Екатеринбург: УрО РАН, 2003. – Вып. 6. – С. 103–113.
33. Maidanik Y.F. Theoretical and Experimental Investigation of the Loop Heat Pipe with a Porous Element in the Compensation Chamber / Maidanik Y.F. [et al.] // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. – 2005. – Vol. 78, No. 2. – P. 256–263.

34. Maidanik Yu. Контурная тепловая труба – достижения и перспективы развития / Maidanik Yu. // Четвертая Российская национальная конференция по теплообмену: труды РНКТ-4. – Москва, 2006. – Т. 1. – С. 84–92.
35. Maidanik Yu. Hysteresis phenomena in loop heat pipes / Maidanik Yu., Vershinin S. // Applied Thermal Engineering. – 2007. – Vol. 27. – P. 962–968.
36. Maidanik Yu. Operating temperature and distribution of working fluid in LHP / Maidanik Yu., Chernysheva M., Vershinin S.V. // International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2007. – Vol. 50, No. 13–14. – P. 2704–2713.
37. Maidanik Yu. Numerical simulation of transient heat and mass transfer in a cylindrical evaporator of a loop heat pipe / Maidanik Yu., Chernysheva M. // International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2008. – Vol. 51, Issue 17–18. – P. 4204–4215.
38. Maidanik Yu. Heat transfer investigation in evaporator of loop heat pipe during startup / Maidanik Yu., Ochterbeck J., Chernysheva M. // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. – 2008. – Vol. 22, Issue 4. – P. 617–622.
39. Maidanik Yu. Heat and mass transfer in evaporator of Loop Heat Pipe / Maidanik Yu., Chernysheva M. // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. – 2009. – Vol. 23, Issue 4. – P. 725–731.
40. Maidanik Yu. Heat transfer peculiarities in a radiator-type condenser of Loop Heat Pipe / Maidanik Yu., Chernysheva M., Vershinin S. // Heat Pipes for Space Application: International Conference: abstract book. – Khimky, 2009. – Pap. 43.
41. Kiseev V. Optimization of capillary structures for inverted meniscus evaporators of loop heat pipes and heat switches / Kiseev V., Vlassov V., Muraoka I. // International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2010. – Vol. 53. – P. 2143–2148.
42. Maidanik Yu. Investigation of heat transfer in the condenser of a loop heat pipe / Maidanik Yu., Chernysheva M., Vershinin S., Bartuli E. // 15th International Heat Pipe Conference. – Clemson, 2010.
43. Maidanik Y.F. Loop Heat Pipes: Twenty years of progress and future challenges / Maidanik Y.F. // Applied Thermal Engineering. – 2013. – Vol. 60, No. 1–2. – P. 1–9.

44. Maydanik Y. Review of modern advances in loop heat pipes technology / Maydanik Y., Chernysheva M., Pastukhov V. // *Thermophysics and Aeromechanics*. – 2019. – Vol. 26, No. 1. – P. 1–16.
45. Васильев Л.Л. Двухфазные теплопередающие контуры / Васильев Л.Л., Майданик Ю.Ф. // *Тепловые процессы в технике*. – 2022. – Т. 14, № 10. – С. 434–446. – DOI 10.34759/tpt-2022-14-10-434-446.
46. Яценко Е.Е. Интенсификация охлаждения теплонапряженных устройств: диссертация ... кандидата технических наук / Яценко Е.Е. – Москва, 1989. – 169 с.
47. Ковалев С.А. Испарение и конденсация в тепловых трубах / Ковалев С.А., Соловьев С.Л. – Москва: Наука, 1989. – 128 с.
48. Никонов А.А. Теплообменные контуры с двухфазным теплоносителем для систем терморегулирования космических аппаратов / Никонов А.А., Горбенко Г.А., Блинков В.Н. – Москва: Поиск, 1991. – 169 с.
49. Тулин Д.В., Тепловое проектирование и пофрагментарная наземная отработка системы обеспечения теплового режима космического аппарата негерметичного исполнения на базе сотопанелей с тепловыми трубами / Гончаров К.А., Альтов В.В., Гуля В.М., Копяткевич Р.М., Мишин Г.С., Кочетков А.Ю., Тулин Д.В., Шабарчин А.Ф. // *Космонавтика и ракетостроение*. – 2010. – № 3 (60). – С. 33–41.
50. Piukov S., Loop Heat Pipes in Thermal Control Systems for "OBZOR" Spacecraft / Goncharov K., Golovin O., Nikitkin M., Fershtater Yu., Maidanik Yu., Piukov S. // 4th International CPL Workshop. – 1994.
51. Schlitt R., Investigation of Temperature Fluctuations in Loop Heat Pipes / Goncharov K., Kotlyarov E., Schlitt R., Beckmann K., Meyer R., Muller R. // 24th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Friedrichshafen, 1994. – Paper 941405.
52. Anne-Sophie Galouye, DELPHRAD: Lightweight & High Performance/ Deployable Radiator Development Program / Anne-Sophie Galouye, Tisna Tjiptahardja, Stéphane van Oost, Guy Bekaert, Wolfgang Supper / 34th International Conference on

Environmental Systems: SAE Technical Paper Series, Colorado Springs, USA, July 22th 2004. - Paper 2004-01-2554

53. Ku J., Ground tests of capillary pumped loop (CAPL 3) flight experiment / Ku J., Ottenstein L., Cheung K. // CPL '98 International Workshop: proceedings. – El Segundo, 1998. – P. 3.5-1–3.5-25.

54. Dvirnyi, V.V. First in the World of Flight Experiment Result with Loop Heat Pipes and Perspective of Development / Golovanov, Y.M., Dvirnyi, V.V., Dorokhov, V.I. Dyudin, A.E., Loganov, A.A., Ovechkin, G.I., Shilkin, O.V., and Zagar, O.V. // Proc. 13th International Heat Pipe Conference Shanghai, China, Oct. 21-26, 2004.

55. Скрипов В.П. Метастабильная жидкость / Скрипов В.П. – Москва: Наука, 1972. – 312 с.

56. Goncharov K. Thermoregulation of Loops with Capillary Pumping for Space Use / Goncharov K., Golovanov Yu., Zagar O., Maidanik Yu., Fershtater Yu., Pastukhov V. // 22nd International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Seattle, 1992. – Pap. 921169.

57. Гончаров К.А. Тепловая труба / Гончаров К.А., Бурдо О.Г., Ботук Ю.С., Горыкин С.Ф. – Авторское свидетельство SU 1749688 A1. – № 4882352/06; заявл. 16.11.1990; опубл. 23.07.1992.

58. Гончаров К.А. Разработка и исследование в наземных и летных условиях двухфазных контуров с высоконапорными капиллярными насосами для СТР КА / Гончаров К.А., Майданик Ю.Ф., Загар О.В. // Системы терморегулирования с двухфазными теплоносителями для космических аппаратов. – Москва: Поиск, 1993. – С. 60–67.

59. Goncharov K. Components volume ratio in LHP with single and several evaporators / Goncharov K., Kolesnikov V. // CPL '98 International Workshop: proceedings. – El Segundo, 1998.

60. Goncharov K. The Thermal Control Concept of the Mars Netlander Surface Module / Goncharov K., Bodendieck F., Schlitt R., Serene F., Alet I., Romberg O., Seiferling K. // 31st International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Orlando, 2001. – Pap. 2001-01-2397.

61. Goncharov K. Loop Heat Pipe with Several Evaporators / Goncharov K., Golovin O., Kolesnikov V. // 30th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Toulouse, 2000. – Pap. 2000-01-2407. – P. 292–308.
62. Maidanik Yu. Development and Investigation of an Ammonia Reversible Loop Heat Pipe / Maidanik Yu., Sudakov R.G., Ochterbeck J.M., Seok-Weon Choi // 12th International Heat Pipe Conference. – Moscow, 2002.
63. Майданик Ю.Ф. Исследование температурных колебаний в контурных тепловых трубах / Майданик Ю.Ф., Судаков Р.Г. // Метастабильные состояния и фазовые переходы: сборник научных трудов. – Екатеринбург: УрО РАН, 2004. – Вып. 7. – С. 103–113.
64. Гончаров К.А. О методах регулирования контурной тепловой трубы внешним тепловым воздействием / Гончаров К.А., Головин О.А., Кочетков А.Ю., Балыкин М.А., Коржов К.Н., Панин Ю.В., Антонов В.А. // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2012. – № 1 (12). – С. 30–37.
65. Goncharov K.A. On method for Loop Heat Pipe control by external heat action / Goncharov K.A., Golovin O.A., Kochetkov A.Y., Balykin M.A., Korzhov K.N., Panin Y.V., Antonov V.A. // Solar System Research. – 2013. – Vol. 47, No. 7. – P. 554–560. – DOI 10.1134/S0038094613070071.
66. Гончаров К.А. Методы регулирования двухфазных контуров и контурных тепловых труб / Гончаров К.А. // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2014. – № 4 (25). – С. 50–55.
67. Goncharov K. Non-condensable gases and loop heat pipe operation / Goncharov K., Nikitkin M., Bienert W. // 28th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Danvers, 1998. – Pap. 981584.
68. Baumann J. Non-condensable Gas, Mass, and Adverse Tilt Effects on the Start-up of Loop Heat Pipes / Baumann J., Cullimore B., Yendler B., Buchan E. // 29th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Denver, 1999. – Pap. 1999-01-2048.

69. Смирнов Г.Ф. Приближенная теория теплообмена при кипении на поверхностях с капиллярно-пористой структурой / Смирнов Г.Ф. // Теплоэнергетика. – 1977. – № 9. – С. 77–81.
70. Соловьев С.Л. Теплообмен при развитом пузырьковом кипении жидкости на высокотеплопроводном капиллярно-пористом покрытии / Соловьев С.Л. // Теплообмен в современной технике. – Москва: ИВТ РАН, 1998. – С. 173–195.
71. Смирнов Г.Ф. Теплообмен при парообразовании в капиллярах и капиллярно-пористых структурах / Смирнов Г.Ф., Цой А.Д. – Москва: Издательство МЭИ, 1999. – 440 с.
72. Васильев Л.Л. Исследование теплообмена при парообразовании на поверхности с капиллярно-пористыми покрытиями / Васильев Л.Л., Конев С.В., Драгун В.Л. [и др.] // Первая Российская национальная конференция по теплообмену: труды. – Москва, 1994. – Т. 4. – С. 48–53.
73. Вершинин С.В. О влиянии контактного термического сопротивления на теплообмен при испарении в мелкопористых капиллярных структурах / Вершинин С.В., Ферштатер Ю.Г., Майданик Ю.Ф. // Теплофизика высоких температур. – 1992. – Т. 30, вып. 4. – С. 811–817.
74. Ферштатер Ю.Г. Модель теплообмена при парообразовании в порах капиллярной структуры, работающей по принципу "перевернутого" мениска / Ферштатер Ю.Г., Майданик Ю.Ф., Вершинин С.В. // Термодинамика и кинетика фазовых переходов. – Екатеринбург: УрО РАН, 1992. – С. 107–114.
75. Белоногов А.Г. Модель испаряющего мениска / Белоногов А.Г., Кисеев В.М., Шаравин А.М. // Метастабильные фазовые состояния и кинетика релаксации: сборник научных трудов. – Екатеринбург: УрО РАН, 1992. – С. 146–148.
76. Goncharov K. Developing of "Cold Plate" based on two-phase loop with capillary pump / Goncharov K., Nikitkin M., Kotlyarov E., Smirnov G. // First ESA/ESTEC Workshop on Two-Phase Transport Technology: proceedings. – Noordwijk, 1993.
77. Maidanik Yu. Investigation of dynamics and stationary characteristics of a loop heat pipe / Maidanik Yu., Solodovnik N., Fershtater Yu. // 9th International Heat Pipe Conference: preprint. – Albuquerque, 1995.

78. Буз В.Н. Моделирование парообразования в мелкопористых капиллярных структурах / Буз В.Н., Гончаров К.А. // Третья Российская национальная конференция по теплообмену: труды. – Москва: МЭИ, 2002. – Т. 5. – С. 165–168
79. Гончаров К.А. Моделирование парообразования в капиллярно-пористых испарителях контурных тепловых труб / Гончаров К.А., Кочетков А.Ю., Буз В.Н., Травов В.Ю. // Пятая Российская национальная конференция по тепломассообмену (РНКТ-5): труды. – Москва, 2010. – Т. 5. – С. 165–168.
80. Гончаров К.А. Оценка и выбор градиентных пористых структур для испарителей контурных тепловых труб / Гончаров К.А., Пиюков С.А., Ташланов В.В. // Омский научный вестник. – 2008. – № 3 (70). – С. 48–53.
81. Goncharov K. Thermoregulation of loops with capillary pumping for space use / Goncharov K., Maidanik Yu., Fershtater Yu., Pastukhov V. // 22nd International Conference on Environmental Systems: preprint. – Seattle, 1992. – Pap. 921169.
82. Гончаров К.А. Способ регулирования температурного уровня контурной тепловой трубы / Гончаров К.А., Майданик Ю.Ф., Солодовник Н.Н., Ферштатер Ю.Г., Котляров Е.Ю. – Патент RU 2062970, МПК F28D15/06. – № 93021229/06; заявл. 23.04.1993; опубл. 27.06.1996, Бюл. № 18. – 5 с.
83. Гончаров К.А. Способ регулирования термического сопротивления тепловой трубы / Гончаров К.А., Майданик Ю.Ф., Ферштатер Ю.Г., Вершинин С.В. – Патент RU 2015483, МПК F28D15/02. – № 5037893/06; заявл. 14.11.1991; опубл. 30.06.1994, Бюл. № 12. – 5 с.
84. Гончаров К.А. Теплопередающее устройство / Гончаров К.А., Майданик Ю.Ф. – Патент RU 2120593, МПК F28D15/04. – № 96120620/06; заявл. 08.10.1996; опубл. 20.10.1998, Бюл. № 29. – 5 с.
85. Goncharov K. Some Results of Loop Heat Pipes Development, Tests and Application in Engineering / Goncharov K., Maidanik Yu., Fershtater Yu., Vershinin S., Pastukhov V. // 5th International Heat Pipe Symposium. – Melbourne, 1996. – P. 85–91.
86. Goncharov K. Loop Heat Pipe for High-precision Satellite Thermal Control / Goncharov K., Buz V., Hildebrand U., Romberg O., Bodendieck F., Schlitt R. // 55th

International Astronautical Congress: paper. – Vancouver, 2004. – P. 2201–2206, Pap. IAC-04-1.6.11.

87. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей / Варгафтик Н.Б. – Москва: Наука, 1972. – 708 с.

88. Богданов С.Н. Холодильная техника. Свойства веществ: справочник / Богданов С.Н., Иванов О.П., Куприянов А.В. – Москва: Агропромиздат, 1985. – 208 с.

89. Yaws C.L. Thermophysical Properties of Chemicals and Hydrocarbons / Yaws C.L. – 2nd ed. – Norwich: William Andrew, 2014. – 912 p.

90. Майданик Ю.Ф. Критерии выбора теплоносителя для "антигравитационных" тепловых труб / Майданик Ю.Ф., Ферштатер Ю.Г. // Термодинамические исследования метастабильных жидкостей. – Свердловск: УНЦ АН СССР, 1985. – С. 71–79.

91. Dunbar N. Working fluids and figures of merit for CPL/LHP applications / Dunbar N., Cadell P. // CPL-98 Workshop. – El Segundo, 1998.

92. Goncharov K. Modeling of LHP Performances by Means of Specialized EASY Package Program / Goncharov K., Buz V. // 12th International Heat Pipe Conference: proceedings. – Moscow, 2002. – P. 182–187.

93. Шекриладзе И.Г. Тепловые трубы для систем термостабилизации / Шекриладзе И.Г., Авалишвили И.Г., Гогишвили Г.Б. [и др.] // Тепловые трубы для систем термостабилизации. – Москва: Энергоатомиздат, 1991. – С. 114–126.

94. Ингибитор коррозии Г-2 для водяных тепловых труб: технические условия и рекомендации по применению. – Москва: ВНИИХТ, 1985. – 28 с.

95. Goncharov K. Loop Heat Pipes and Two-Phase Loops with Capillary Pumps and Working Fluids for Them / Goncharov K., Nikitkin M. // International Workshop on LHP Technology: proceedings. – 1993. – P. 45–57.

96. Goncharov K. Loop heat pipes and two-phase loops with capillary pump and working fluids for them / Goncharov K., Nikitkin M., Maidanik Yu.F. // Second ESA/ESTEC Workshop on Refrigerators for Space Applications: proceedings. – Noordwijk, 1995.

97. Goncharov K. Peculiarities of Development of Propylene LHP for Spacecraft Thermal Control System / Goncharov K., Kolesnikov V. // 12th International Heat Pipe Conference. – Moscow, 2002.
98. Goncharov K. Peculiarities of Development of Propylene LHP for Spacecraft Thermal Control System / Goncharov K., Kolesnikov V., Buz V. // 12th International Heat Pipe Conference. – Moscow, 2004.
99. Goncharov K. Working fluid De-freezing in Radiator on Base of LHP / Goncharov K., Golovin O. // 37th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Chicago, 2007. – Pap. 2007-01-3199. – DOI 10.4271/2007-01-3199.
100. Гончаров К.А. Двухфазные системы терморегулирования, исследования и приложения / Гончаров К.А., Кисеев В.М., Белоногов А.Г., Беляев А.А., Погорелов Н.П., Сажин О.В. – Санкт-Петербург: Наукоемкие технологии, 2025. – 684 с.
101. Гончаров К.А. Теплообмен в двухфазных контурах / Гончаров К.А., Буз В.Н. // Первая Российская национальная конференция по теплообмену: труды. – Москва: МЭИ, 1994. – Т. 5. – С. 25–30.
102. Goncharov K. Investigations of the issue of loop heat pipes long condensers with direct condensation / Goncharov K., Kotlyarov E., Chikaev I., Kachteeva T., Kalacheva L., Smirnov G., Buz V., Maidanik Yu., Fershtater Yu. // CPL'96 International Workshop on Capillary Pumped Two-Phase Loops: proceedings. – Noordwijk, 1996.
103. Гончаров К.А. Влияние неконденсирующегося газа на диапазон регулирования тепловых труб переменной проводимости / Гончаров К.А., Савченкова Н.М., Панин Ю.В., Кузнецов И.О., Холяков А.Е. // Вестник МЭИ. – 2022. – № 1. – С. 51–57. – DOI 10.24160/1993-6982-2022-1-51-57.
104. Kaya T. Mathematical modeling of loop heat pipes and experimental validation / Kaya T., Hoang T.T. // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. – 1999. – Vol. 13, No. 3. – P. 314–321.
105. Goncharov K. Thermal control two-phase system statically and dynamical characteristics analysis / Goncharov K., Buz V., Smirnov H. // 2nd European Thermal-Sciences and 14th National Heat Transfer Conference. – Rome, 1996. – P. 1381–1388.

106. Goncharov K. LHP and CPL mathematical model providing the description of some dynamic processes / Goncharov K., Buz V., Smirnov H. // CPL '98 International Workshop: proceedings. – Los Angeles, 1998. – P. 2.1.1–2.1.12.
107. Goncharov K. The mathematical model of two-phase contour with capillary pump for heat removal / Goncharov K., Buz V., Smirnov H. // International Heat Transfer Conference. – Portugal, 1998. – P. 46–54.
108. Goncharov K. Modeling of transient modes in cryogenic heat pipes / Goncharov K., Orlov A., Buz V. // SAE Technical Papers. – 2003. – Pap. 2003-01-2336. – DOI 10.4271/2003-01-2336.
109. Гончаров К.А. Моделирование динамических характеристик контурной тепловой трубы с регулятором / Гончаров К.А., Буз В.Н., Антонов В.А. // Четвертая Российская национальная конференция по тепломассообмену (РНКТ-4): труды. – Москва, 2006. – Т. 5. – С. 61–64.
110. Гончаров К.А. Моделирование динамических характеристик контурных тепловых труб с регулированием / Гончаров К.А., Буз В.Н., Николаев Н.Н. // Тепловые процессы в технике. – 2006. – № 3. – С. 108–115.
111. Goncharov K. Loop heat pipe dynamics modeling and analysis / Goncharov K., Buz V. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2021. – Vol. 1139, No. 1. – P. 012011. – DOI 10.1088/1757-899X/1139/1/012011.
112. Goncharov K. Development of improved 1500 W Deployable Radiator with Loop Heat Pipe / Goncharov K., Orlov A., Tarabrin A., Gottero V., Perotto V., Tavera S., Zoppo G. // 30th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Orlando, 2001. – Pap. 01ICES-68.
113. Goncharov K. Capillary Pump Loop for the Systems of Thermal Regulation of Spacecraft / Goncharov K., Maidanik Yu., Fershtater Yu. // 4th European Symposium on Space Environmental Control Systems. – Florence, 1991.
114. Goncharov K. The Loop Heat Pipe Experiment on Board the GRANAT Spacecraft / Goncharov K., Kotlyarov E., Orlov A. // CPL-97 Workshop. – 1997.

115. Goncharov K. The Loop Heat Pipe Experiment on Board the GRANAT Spacecraft / Goncharov K., Orlov A. // 6th European Symposium on Space Environmental Control Systems: proceedings. – Noordwijk, 1997. – Vol. 1.
116. Baker C. Loop heat pipe flight experiment / Baker C., Bienert W., Nikitkin M. // CPL '98 International Workshop: proceedings. – El Segundo, 1998. – P. 3.2-1–3.2-13.
117. Goncharov K. COM2PLEX / Tatiana-3 LHP Ground and In-Orbit Test Results / Goncharov K., Buz V., Schlitt R., Bodendieck F., Supper W. // Two Phase Workshop. – Noordwijk, 2003.
118. Goncharov K. LHP in European satellite / Goncharov K., Kochetkov A., Buz V., Schlitt R. // 39th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Savannah, 2009. – Pap. 09ICES-0341.
119. Goncharov K. Loop Heat Pipes for Space Mission Mars 96 / Goncharov K., Kozmin D., Nikitkin M., Maidanik Yu., Fershtater Yu. // International Seminar and Workshop "Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators". – Minsk, 1995.
120. Goncharov K. Loop Heat Pipes for Space Mission Mars-96 / Goncharov K., Kozmin D., Nikitkin M., Maidanik Yu., Fershtater Yu. // 26th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Monterey, 1996. – Pap. 961602.
121. Goncharov K. Development and In-orbit Performance of Thermal Control System on Base of Loop Heat Pipes for Nickel-Cadmium Batteries Cooling / Goncharov K., Golovin O., Kolesnikov V., Shen Cong, Zhao Xiaoxiang // 30th International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – Toulouse, 2000. – Pap. 2000-01-2408. – P. 309–315.
122. Goncharov K. The Thermal Control Concept of the Mars Netlander Surface Module / Goncharov K., Serene F., Alet I., Schlitt R., Romberg O., Bodendieck F., Seiferling K. // 31st International Conference on Environmental Systems. – Orlando, 2001.
123. Goncharov K. Loop heat pipes in thermal control systems for "OBZOR" spacecraft / Goncharov K., Golovin O., Nikitkin M., Fershtater Yu., Maidanik Yu., Piukov S. // 25th

International Conference on Environmental Systems: SAE Technical Paper Series. – San Diego, 1995. – Pap. 951555.

124. Goncharov K. Development of Loop Heat Pipe for Thermal Control System of Nickel Hydrogen Batteries of "Yamal-200" Satellite / Goncharov K., Buz V., Elchin A., Procororov Yu., Surgucev O. // 13th International Heat Pipe Conference. – Shanghai, 2004.

125. Гончаров К.А. Аккумуляторная батарея с автономной системой терморегулирования / Гончаров К.А., Галкин В.В., Лапшин В.Ю. – Патент RU 2394307, МПК H01M2/10, H01M10/50. – № 2009104212/09; заявл. 09.02.2009; опубл. 10.07.2010, Бюл. № 19. – 7 с.

126. Goncharov K. 10 Years Experience of Loop Heat Pipes Operation on Board of "Yamal-200" Satellite / Goncharov K., Golovin O., Balykin M. // 17th International Heat Pipe Conference. – Canpur, 2013.

127. Гончаров К.А. Опыт применения контурных тепловых труб для обеспечения теплового режима долгоживущих космических аппаратов / Гончаров К.А., Басов А.А., Елчин А.П., Лексин М.А., Мякочин А.С., Овчинников Д.Н., Прохоров Ю.М. // Космическая техника и технологии. – 2023. – № 4 (43). – С. 28–35.

128. Гончаров К.А. Система обеспечения теплового режима прецизионных приборов космического аппарата / Гончаров К.А., Тулин Д.В., Шабарчин А.Ф., Голиков А.Н., Ефремова Т.Н., Котляров Е.Ю. – Патент на полезную модель RU 130299, МПК B64G1/50. – № 2012146632/11; заявл. 02.11.2012; опубл. 20.07.2013, Бюл. № 20. – 15 с.

129. Гончаров К.А. Результаты термовакuumных испытаний конструкции и системы обеспечения теплового режима космического радиотелескопа КА «Спектр-Р» / Гончаров К.А., Виноградов И.С., Новиков С.Б., Тулин Д.В., Шабарчин А.Ф., Митрофанов Е.Ф., Ульянов В.А. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. – 2011. – Т. 12, № 1. – С. 4.

130. Гончаров К.А. Система обеспечения теплового режима космического радиотелескопа / Гончаров К.А., Тулин Д.В., Виноградов И.С., Шабарчин А.Ф., Привезенцев А.С. // Космические исследования. – 2014. – Т. 52, № 5. – С. 423.

131. Goncharov K.A. Simulating the operational conditions of radiative coolers for photo-detectors of optoelectronic equipment in ground thermal-vacuum tests / Goncharov K.A., Katin A.A., Korzhov K.N., Kupershtein V.B., Tulin D.V., Shabarchin A.F. // *Solar System Research*. – 2019. – Vol. 53, No. 7. – P. 586–592.
132. Гончаров К.А. Система термостабилизации приборного отсека космического аппарата / Гончаров К.А., Черномаз В.И., Свищев В.В., Доронин А.В., Моишеев А.А. – Патент RU 2603690 C1. – № 2015143003/11; заявл. 08.10.2015; опубл. 27.11.2016.
133. Гончаров К.А. Контурная тепловая труба / Гончаров К.А., Котляров Е.Ю., Серов Г.П., Тулин Д.В. – Патент RU 2473035, МПК F28D15/00. – № 2011117591/06; заявл. 05.05.2011; опубл. 20.01.2013, Бюл. № 2. – 11 с.
134. Гончаров К.А. Система терморегулирования приборного отсека посадочного лунного модуля / Гончаров К.А., Мартынов М.Б., Тулин Д.В., Устинов С.Н., Бондаренко В.А., Рябов А.М., Котляров Е.Ю., Серов Г.П., Долгополов В.П. – Патент RU 2487063, МПК B64G1/50. – № 2011135323/11; заявл. 25.08.2011; опубл. 10.07.2013, Бюл. № 19. – 19 с.
135. Гончаров К.А. Космическая платформа для геостационарных космических аппаратов / Гончаров К.А., Севастьянов Д.Н., Яковлев А.В., Долгов О.Н., Корж К.А., Минькин А.В., Симонов О.С., Кузнецов Е.В. – Патент на полезную модель RU 231175 U1. – № 2024129548; заявл. 02.10.2024; опубл. 14.01.2025.
136. Гончаров К.А. Система солнечного теплоснабжения / Гончаров К.А., Майданик Ю.Ф., Двирный В.В. – Авторское свидетельство SU 1776937 A1. – № 4886258/06; заявл. 27.11.1990; опубл. 23.11.1992.
137. Гончаров К.А. Солнечная кухня / Гончаров К.А., Панин Ю.В., Киселевич Е.Н. – Патент на полезную модель RU 104292 U1. – № 2010116836/06; заявл. 28.04.2010; опубл. 10.05.2011.
138. Гончаров К.А. Экспериментальные исследования тепловых характеристик пульсирующей тепловой трубы / Гончаров К.А., Гончаров Д.А., Алифанов О.М., Кузнецов И.О., Гордеева П.А., Рабецкий М.И. // *Теплофизика высоких температур*. – 2025. – Т. 63, № 3. – С. 450–458.

139. Гончаров К.А. Силовой каркас для космической аппаратуры / Черномаз В.И., Свищев В.В., Доронин А.В., Гончаров К.А., Моишеев А.А. - Патент RU 2610070 С1 МПК В64G 1/00. - № 2015143004 заявл. 08.10.2015; опубл. 8.02.2017, Бюл. № 4. – 9 с.: ил.

140. Гончаров К.А. Методология выбора теплоносителей для контурных тепловых труб на основе их теплофизических свойств. / Гончаров Д.А., Гончаров К.А. // Тепловые процессы в технике. - 2026. - Т. 18. - № 1. - С. 3–13.

ПРИЛОЖЕНИЕ

УТВЕРЖДАЮ
Генеральный конструктор
АО «НПО Лавочкина»
А.С. Митькин
2026 г.

А К Т

об использовании результатов диссертационной работы К.А. Гончарова
«Метод теплофизического проектного анализа контурных тепловых труб для
космического применения», представленной на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Комиссия в составе:

председателя комиссии: Заместителя генерального конструктора по
механическим системам АО «НПО Лавочкина» Полякова А.А.

членов комиссии: Начальника комплекса «Центр тепловых
труб» № 508 АО «НПО Лавочкина» Балыкина М.А., начальника
проектно-конструкторского отдела разработки тепловых труб № 526
АО «НПО Лавочкина» кандидата технических наук Панина Ю.В. и
начальника отдела тепловакуумных испытаний № 571 АО «НПО Лавочкина»
кандидата технических наук Кочеткова А.Ю.;

составила настоящий акт о том, что результаты диссертационной
работы Гончарова Константина Анатольевича «Метод теплофизического
проектного анализа КТТ для космического применения» представленного на
соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности
2.5.14. «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»,
были внедрены в АО «НПО Лавочкина» в период с 1989 по 2026 гг. в
следующих изделиях: КА «Гранат» (1989 г.), КА «Марс-96» (1996 г.),

КА «Электро-Л №1» (2011 г.), КА «Спектр-Р» (2011 г.), КА «Фобос-Грунт» (2011 г.), КА «Электро-Л» №2 (2015 г.), КА «Спектр-РГ» (2019 г.), КА «Электро-Л №3» (2019 г.), КА «Арктика-М» (2021 г.), КА «Электро-Л №4» (2023 г.), КА «Арктика-М» №2 (2023 г.), КА «Электро-Л» №5 (2026 г.).

В созданных при участии Гончарова К.А. контурных тепловых трубах (КТТ) применены предложенные им методы проектирования, конструкция вторичной капиллярной структуры, способы обеспечения запуска и устойчивой циркуляции теплоносителя. Изготовленные на АО «НПО Лавочкина» КТТ имеют опыт длительной штатной эксплуатации в условиях космической невесомости, что неоднократно подтверждало корректность предложенных Гончаровым К.А. технических решений.

Внедрение результатов диссертационной работы Гончарова К.А. позволило создать надежно работающие КТТ в условиях невесомости, снизить массу, уменьшить энергопотребление и повысить ресурс систем обеспечения теплового режима (СОТР) космических аппаратов. Применение контурных тепловых труб в СОТР КА позволило также повысить автономность составных частей СОТР, снизить затраты на проведение наземной экспериментальной отработки.

Председатель комиссии:

И.о. Заместитель генерального конструктора по
механическим системам

 21.07.26 Поляков А.А.

Члены комиссии:

Начальник комплекса № 508

Начальник отдела № 526, к.т.н.

Начальник отдел № 571, к.т.н.

 Балыкин М.А.
 Панин Ю.В.
 Кочетков А.Ю.

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель
генерального конструктора
ПАО «РКК «Энергия»

И. В. Фролов

2026 г.

АКТ

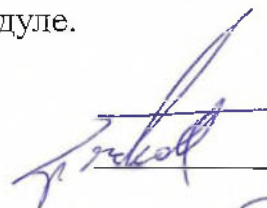
о внедрении результатов диссертационной работы

Комиссия в составе руководителя НТЦ Ермакова П.Н. (председатель), заместителя руководителя НТЦ Быковского Е.Ю., главного эксперта Елчина А.П. настоящим актом подтверждает, что результаты диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук Гончарова Константина Анатольевича «Метод теплофизического проектного анализа КТТ для космического применения» внедрены в ПАО «РКК «Энергия» в период 2003 - 2025 г.г. в следующих изделиях:

- система обеспечения теплового режима (СОТР) никель-водородной аккумуляторной батареи (НВАБ) КА «Ямал-200»;
- внешний контур терморегулирования модуля «Рассвет» МИМ-1;
- СОТР МНВАБ изделия 559ГК;
- СОТР МНВАБ изделия 14С022.

Внедрение результатов диссертационной работы Гончарова К.А. позволило снизить массу СОТР, уменьшить энергопотребление, повысить надежность и ресурс СОТР в целом. В частности, для модуля «Рассвет» МИМ-1 применение радиаторов на базе контурных тепловых труб позволило по сравнению с жидкостным контуром снизить массу СОТР более чем на 100 кг, уменьшить энергопотребление системы более, чем на 150 Вт и существенно, с 40-60 дней до 1-2 дней, сократить время их монтажа на модуле.

Председатель комиссии
Руководитель НТЦ



П.Н. Ермаков

Члены комиссии
Заместитель руководителя НТЦ



Е.Ю. Быковский

Главный эксперт



А.П. Елчин

Подписи заверяю:
Ученый секретарь, д.ф.-м.н.



О.Н. Хатунцева