

**Министерство образования и науки Российской Федерации**  
федеральное государственное автономное образовательное учреждение  
высшего образования  
**«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»**

---

Институт неразрушающего контроля  
Направление подготовки системы ориентации и навигации  
Кафедра точного приборостроения

**МАГИСТЕРСКАЯ ДИССЕРТАЦИЯ**

Тема работы
<b>Система термостабилизации для малого космического аппарата типа CubeSat</b>
<u>УДК 629.782-022.51-97-047.74</u>

Студент

Группа	ФИО	Подпись	Дата
1БМ4В	Вершинин Дмитрий Аркадьевич		

Руководитель

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент	Костюченко Т.Г.	К.Т.Н.		

**КОНСУЛЬТАНТЫ:**

По разделу «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение»

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Зав. кафедрой	Чистякова Н.О.	К.Э.Н.		

По разделу «Социальная ответственность»

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент	Анищенко Ю.В.	К.Т.Н.		

По разделу «Вопросы технологии»

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент	Гормаков А.Н.	К.Т.Н.		

**ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ:**

Зав. кафедрой	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Точного приборостроения	Бориков В.Н.	Д.Т.Н.		

Томск – 2016 г.

**Министерство образования и науки Российской Федерации**  
 Федеральное государственное автономное  
 образовательное учреждение высшего образования  
**«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
 ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»**

Институт неразрушающего контроля  
 Направление подготовки – Приборостроение  
 Кафедра точного приборостроения

УТВЕРЖДАЮ:

Зав. кафедрой

В.Н. Бориков

\_\_\_\_\_  
 (Подпись)

\_\_\_\_\_  
 (Дата)

**ЗАДАНИЕ**

**на выполнение выпускной квалификационной работы**

В форме:

Магистерской диссертации (бакалаврской работы, дипломного проекта/работы, магистерской диссертации)
--

Студенту:

Группа	ФИО
1БМ4В	Вершинину Дмитрию Аркадьевичу

Тема работы:

<b>Термостабилизирующая система для малого космического аппарата типа CubeSat</b>
Утверждена приказом директора (дата, номер)

Срок сдачи студентом выполненной работы:	
--	--

**ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ:**

<p><b>Исходные данные к работе</b></p> <p>(наименование объекта исследования или проектирования; производительность или нагрузка; режим работы (непрерывный, периодический, циклический и т. д.); вид сырья или материал изделия; требования к продукту, изделию или процессу; особые требования к особенностям функционирования (эксплуатации) объекта или изделия в плане безопасности эксплуатации, влияния на окружающую среду, энергозатратам; экономический анализ и т. д.).</p>	<p><i>Наименование объекта: термостабилизирующая система для малого космического аппарата.</i></p> <p><i>Требования к объекту исследования: разработать систему стабилизации температуры на борту малого космического аппарата CubeSat</i></p> <p><i>Требования к особенностям функционирования (эксплуатации): система должна поддерживать температуру радиоэлектронной аппаратуры в диапазоне от -20°C до +60°C при температуре окружающей среды от -120°C до +120°C.</i></p>
<p><b>Перечень подлежащих исследованию, проектированию и разработке вопросов</b></p> <p>(аналитический обзор по литературным источникам с целью выяснения достижений мировой науки техники в рассматриваемой области; постановка задачи исследования, проектирования, конструирования; содержание процедуры исследования, проектирования, конструирования; обсуждение результатов выполненной</p>	<p><i>Проведение аналитического обзора.</i></p> <p><i>Изучение существующих систем термостабилизации.</i></p> <p><i>Выбор наиболее подходящей конструкции..</i></p> <p><i>Проведение опытов с выбранными системами</i></p> <p><i>Проведение теплового анализа системы</i></p> <p><i>Дополнительные разделы для рассмотрения: «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение», «Социальная ответственность», «Вопросы конструирования и технологии».</i></p> <p><i>Выводы по результатам работы.</i></p>

работы; наименование дополнительных разделов, подлежащих разработке; заключение по работе).	
---	--

<b>Перечень графического материала</b> (с точным указанием обязательных чертежей)	<i>Чертеж тепловых трубок для технического задания на их изготовление</i>
--	---

**Консультанты по разделам выпускной квалификационной работы**

Раздел	Консультант
Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение	Чистякова Н.О.
Социальная ответственность	Анищенко Ю.В.
Вопросы технологии	Гормаков А.Н.

<b>Названия разделов, которые должны быть написаны на русском и иностранном языках:</b> Введение Глава 1 Объект и методы исследования Глава 2 Проектирование системы термостабилизации
---

<b>Дата выдачи задания на выполнение выпускной квалификационной работы по линейному графику</b>	
---	--

**Задание выдал руководитель:**

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент	Костюченко Тамара Георгиевна	к.т.н		

**Задание принял к исполнению студент:**

Группа	ФИО	Подпись	Дата
1БМ4В	Вершинин Дмитрий Аркадьевич		

**ЗАДАНИЕ ДЛЯ РАЗДЕЛА  
«ВОПРОСЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ И ТЕХНОЛОГИИ»**

Студенту:

<b>Группа</b>	<b>ФИО</b>
1БМ4В	Вершинину Дмитрию Аркадьевичу

<b>Институт</b>	<b>ИНК</b>	<b>Кафедра</b>	<b>Точное приборостроение</b>
Уровень образования	Магистратура	Направление/специальность	Приборостроение

**Исходные данные к разделу «Вопросы технологии»:**

1. Объекта разработки и области его применения	-Объектом исследования являются системы термостабилизации для МКА CubeSat. - Область применения: наноспутники, приборные панели КА.
--	--

**Перечень вопросов, подлежащих исследованию, проектированию и разработке:**

1. Создание 3D моделей тепловых трубок и теплопроводящих пластинок (подложек)
2. Процесс изготовления алюминиевых пластинок
3. Рассматривается система прижима тепловой трубки к элементу охлаждения
4. Монтаж системы термостабилизации – последовательность сборки и закрепление в корпусе МКА
5. Создание технического задания для предприятия на изготовление тепловых трубок
6. Оценка технологичности

<b>Дата выдачи задания для раздела по линейному графику</b>	
---	--

**Задание выдал консультант:**

<b>Должность</b>	<b>ФИО</b>	<b>Ученая степень, звание</b>	<b>Подпись</b>	<b>Дата</b>
Доцент	Гормаков А.Н.	К. Т. Н		

**Задание принял к исполнению студент:**

<b>Группа</b>	<b>ФИО</b>	<b>Подпись</b>	<b>Дата</b>
1БМ4В	Вершинин Дмитрий Аркадьевич		

## ЗАДАНИЕ ДЛЯ РАЗДЕЛА «СОЦИАЛЬНАЯ ОТВЕТСТВЕННОСТЬ»

Студенту:

Группа	ФИО
1БМ4В	Вершинину Дмитрию Аркадьевичу

Институт	Кафедра	ТПС
Уровень образования	Магистратура	Направление/специальность 200100

### Исходные данные к разделу «Социальная ответственность»:

1. Характеристика объекта исследования и области его применения	В данной работе проводится исследование и разработка системы термостабилизации малого космического аппарата CubeSat (МКА CubeSat). Выбранная, для исследований, система содержит тепловые трубки и радиатор.
---	--

### Перечень вопросов, подлежащих исследованию, проектированию и разработке:

<b>1. Производственная безопасность</b> Анализ выявленных вредных факторов при разработке и эксплуатации проектируемого решения	1.1 Вредные факторы при разработке системы термостабилизации: - Вредные вещества - Малоподвижное состояние организма - Повышенный уровень электромагнитных излучений 1.2 Опасные факторы при разработке системы термостабилизации - Термическая опасность - Электрический ток
<b>2. Экологическая безопасность:</b>	- Влияние на атмосферу : пайка сопровождается выделением ядовитого дыма и оставлением флюса с гидразином, металлов: олово, свинец
<b>3. Безопасность в чрезвычайных ситуациях:</b>	- Перечень возможных чрезвычайных ситуаций: <ul style="list-style-type: none"> <li>• Солнечные вспышки (при эксплуатации)</li> <li>• Столкновение с небесными телами (при эксплуатации)</li> <li>• Пожар (во время исследований и разработки)</li> </ul>
<b>4. Правовые и организационные вопросы обеспечения безопасности:</b>	- Рабочее место при выполнении работ сидя, общие эргономические требования

Дата выдачи задания для раздела по линейному графику

### Задание выдал консультант:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент	Анищенко Ю.В.	К.Т.Н		

### Задание принял к исполнению студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
1БМ4В	Вершинин Дмитрий Аркадьевич		

**ЗАДАНИЕ ДЛЯ РАЗДЕЛА  
«ФИНАНСОВЫЙ МЕНЕДЖМЕНТ, РЕСУРСОЭФФЕКТИВНОСТЬ И  
РЕСУРСОСБЕРЕЖЕНИЕ»**

Студенту:

<b>Группа</b>	<b>ФИО</b>
1БМ4В	Вершинину Дмитрию Аркадьевичу

<b>Институт</b>	Неразрушающего контроля	<b>Кафедра</b>	Точного приборостроения
<b>Уровень образования</b>	Магистратура	<b>Направление/специальность</b>	Приборостроение

**Исходные данные к разделу «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение»:**

1. Оценка коммерческого потенциала, перспективности и альтернатив проведения НИ с позиции ресурсоэффективности и ресурсосбережения	Работа с информацией, представленной в аналитических материалах, статистических бюллетенях и изданиях, нормативно-правовых документах
2. Нормы и нормативы расходования ресурсов	
3. Используемая система налогообложения, ставки налогов, отчислений, дисконтирования и кредитования	

**Перечень вопросов, подлежащих исследованию, проектированию и разработке:**

1. Оценка коммерческого и инновационного потенциала НТИ	Проведение предпроектного анализа; выявление потребностей заказчика; анализ конкурентно-технических решений с позиций ресурсоэффективности и ресурсосбережения; проведение SWOT-анализа; проведение оценки готовности проекта к коммерциализации
2. Разработка устава научно-технического проекта	Определение цели и результата проекта. Организация структуры проекта.з
3. Планирование процесса управления НТИ: структура и график проведения, бюджет, риски и организация закупок	Составление календарного плана проекта. Определение бюджета НТИ
4. Определение ресурсной, финансовой, экономической эффективности	Проведение оценки экономической эффективности НТИ

**Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей):**

1. Оценка конкурентоспособности технических решений
2. Матрица SWOT
3. График проведения и бюджет НИ
4. Оценка ресурсной, финансовой и экономической эффективности НИ
5. Потенциальные риски

<b>Дата выдачи задания для раздела по линейному графику</b>	
---	--

**Задание выдал консультант:**

<b>Должность</b>	<b>ФИО</b>	<b>Ученая степень, звание</b>	<b>Подпись</b>	<b>Дата</b>
Зав. кафедрой	Чистякова Наталья Олеговна	к.э.наук		

**Задание принял к исполнению студент:**

<b>Группа</b>	<b>ФИО</b>	<b>Подпись</b>	<b>Дата</b>
1БМ4В	Вершинин Дмитрий Аркадьевич		

## РЕФЕРАТ

Выпускная квалификационная работа 144 с., 67 рис., 35 табл., 20 источников, 2 прил.

Ключевые слова: студенческий спутник, термостабилизация, спутник, тепловые трубки, CubeSat, температур

Объектом исследования является (ются) малый космический аппарат CubeSat, системы термостабилизации космических аппаратов

Цель работы – исследование существующих систем термостабилизации и разработка моделей системы стабилизации температуры для студенческого МКА CubeSat

В процессе исследования проводились эксперименты с различными системами термостабилизации

В результате исследования получены важные данные для дальнейших исследований

Основные конструктивные, технологические и технико-эксплуатационные характеристики: конструкция позволяет использовать разрабатываемую систему в вакууме

Степень внедрения: находится на стадии разработки

Область применения: возможность использования системы в безвоздушном пространстве, а так же в местах не имеющих конвекцию. Основная область применения – космическая техника, радиоэлектронная аппаратура.

Экономическая эффективность/значимость работы в экономической части представлен самый дешёвый и универсальный вариант исполнения, имеется вариант дороже, но его эффективность зависит от условий эксплуатации

В будущем планируется создание реальной системы термостабилизации с последующем запуском на орбиту Земли

Оглавление	
Введение .....	10
1. Объект и методы исследования.....	10
1.1. О МКА CubeSat.....	10
1.2. Методы исследования .....	13
1.3. Обзор существующих термостабилизирующих систем .....	15
1.3.1. Пассивные системы.....	15
1.3.2. Активные системы .....	22
2. Проектирование системы термостабилизации .....	33
2.1. Состав аппаратуры на борту малого космического аппарата .....	33
2.2. Выбор элементов, требующих теплоотвод .....	50
2.3. Экспериментальная часть.....	52
2.4. Система термостабилизации.....	69
2.5. Тепловой анализ в программе T-Flex Анализ .....	72
3. Вопросы конструирования и технологии.....	78
3.1. Создание 3D моделей тепловых трубок и теплопроводящих пластинок (подложек).....	78
3.2. Процесс изготовления алюминиевых пластинок .....	79
3.3. Система прижима тепловой трубки к элементу охлаждения.....	80
3.4. Монтаж системы термостабилизации в корпусе МКА.....	80
3.5. Техническое задание для предприятия на изготовление тепловых трубок. .....	82
3.6. Оценка технологичности.....	84
4. Социальная ответственность .....	85
4.1. Производственная безопасность .....	85
4.2. Анализ вредных и опасных факторов, которые могут возникнуть при проведении исследований .....	86
4.3. Обоснование мероприятий по защите исследователя от действия опасных и вредных факторов.....	87
4.4. Экологическая безопасность .....	89
4.5. Безопасность в чрезвычайных ситуациях .....	89
4.6. Анализ вероятных ЧС, которые могут возникнуть при исследовании объекта.....	90

4.7.	Обоснование мероприятий по предотвращению ЧС и разработка порядка действия в случае возникновения ЧС .....	90
4.8.	Правовые и организационные вопросы обеспечения безопасности .....	91
5.	Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение ....	92
5.1.	Предпроектный анализ.....	92
5.1.1.	Потенциальные потребители результатов исследования.....	92
5.1.2.	Анализ конкурентных технических решений с позиции ресурсоэффективности и ресурсосбережения .....	94
5.1.3.	SWOT-анализ .....	95
5.1.4.	Оценка готовности проекта к коммерциализации .....	98
5.2.	Инициация проекта.....	100
5.2.1.	Цели и результаты проекта.....	100
5.2.2.	Организационная структура проекта .....	101
5.2.3.	Ограничения и допущения .....	102
5.3.	Планирование управления научно-техническим проектом .....	103
5.3.1.	Иерархическая структура работ проекта .....	103
5.3.2.	Контрольные события проекта .....	104
5.3.3.	План проекта.....	104
5.3.4.	Бюджет научного исследования .....	106
5.4.	Определение ресурсной (ресурсосберегающей), финансовой, бюджетной, социальной и экономической эффективности исследования.....	116
5.4.1.	Оценка социальной эффективности исследования.....	116
5.4.2.	Оценка сравнительной эффективности исследования .....	117
6.	Заключение .....	121
7.	Список публикаций .....	122
8.	Список использованных источников.....	122
9.	Приложения.....	<b>Ошибка! Закладка не определена.</b>
	Приложение А.....	124
	Приложение Б .....	142
	Приложение В.....	143

## **Введение**

Современный мир всё стремительнее рвётся покорять космос, человеку не терпится ощутить и прикоснуться к неизведанному. Учёные бьются в догадках и запускают спутники, кинорежиссёры предлагают своё видение вселенной. Несмотря на многомиллиардные затраты, человек продолжает исследовать космос различными способами. Одним из таких способов стал малый космический аппарат CubeSat. Данная работа посвящена системе термостабилизации спутника CubeSat.

## **1. Объект и методы исследования**

### **1.1. О МКА CubeSat**

CubeSat – формат спутников, имеющих сверхмалые размеры, их объём составляет 1 литр, а масса не превышает 1.33 кг или несколько (кратно) более (Рис. 1).



Рисунок 1 - Малый космический аппарат CubeSat

Для МКА CubeSat существуют специальные стандарты, в которых определены размеры 1U, 2U, 3U и т.д. Вес таких космических аппаратов не превышает 10 кг, класс таких спутников относят к наноспутникам по международному стандарту. Наиболее распространены спутники с размерами, указанными в таблице 1

Табл. 1. Размеры и вес спутников CubeSat

Обозначение	Размеры	Вес
1U	100x100x113,5 мм	до 1,33 кг
2U	100x100x226,5 мм	до 2,67 кг
3U	100x100x340,5 мм	до 4 кг
4U	100x100x533,5 мм	до 5,33 кг
5U	100x100x665,5 мм	6,67 кг
6U	100x200x340,5 мм	до 8 кг

Такие размеры получают с помощью умножения величины стандартного размера на величину юнита (1U). Ещё реже встречаются промежуточные размеры спутников 0.5U и 1.5U. Существует пусковой контейнер P-POD, в такой контейнер помещается несколько спутников суммарным размером 3U.

Спутники типа CubeSat представляют собой каркас, который выполнен из различных материалов, например, из пластика, напечатанный на 3D принтере, или анодированный алюминий (Рис.2). 4 грани являются рёбрами жёсткости, на которых держатся стенки корпуса и крепится вся аппаратура. Боковые поверхности покрываются солнечными батареями. Там же располагаются антенны приемника и передатчика.



Рисунок 2 - Несущая конструкция (каркас) спутника

Внутри корпуса располагаются печатные платы различных систем спутника и полезной нагрузки.

Базовые системы:

1. Модуль центрального процессора
2. Радиоканал и антенно-фидерные устройства
3. Система питания, аккумуляторы и контроллер заряда, солнечные батареи
4. Система определения положения спутника
5. Система коррекции положения спутника

Внутреннее устройство имеет следующую структуру: от базовой системы выведена системная шина, к которой подключаются системы полезной нагрузки. Системная шина содержит линии питания и коммуникационные интерфейсы. Обычно полезной нагрузке предоставляется доступ к радиоканалу для отправки собранных данных на Землю.

В самой идее создания CubeSat была заложена концепция, которая основана на нескольких улучшениях относительно больших КА:

- Изготовление спутника занимает до 1-2 лет. Такой результат достигается за счет стандартизации конструкции.
- Уменьшение затрат на производство спутника. Это достижимо благодаря широкому использованию, так называемых COTS компонентов, т.е. обычной электроники вместо специализированных космических электронных компонентов.
- Привлечение для разработки студентов, аспирантов и даже школьников.

По различным данным 2014 года, стоимость разработки спутника 1U CubeSat обходится примерно в 65-80 тысяч долларов, из них 40 тыс. \$ тратится на услуги по выводу спутника на орбиту. На сайте одной Голландской компании стоимость комплекта для сборки спутника 1U составляет 39000 евро. В комплект входят: корпус, плата бортового компьютера, система питания с аккумуляторами, 6 солнечных батарей, 144/433 МГц трансивер, антенная система. Этот комплект составляет базовую платформу. Это на несколько порядков меньше стоимости обычных спутников, бюджеты которых составляют миллионы долларов [1].

## **1.2. Методы исследования**

В ходе работы проводятся теоретические исследования системы термостабилизации, ставятся эксперименты с различными системами, рассматриваются результаты исследований подобных систем. При рассмотрении подобных систем будет получена приблизительная информация для собственных исследований.

## Обзор литературы

При написании данной работы были использованы научная и учебно-методическая литература, статьи из различных изданий Российской Федерации.

Основными источниками, теоретической базы являются работы:

- «Малые космические аппараты стандарта CubeSat. Современные средства выведения» В.Ю. Прокопьев, О.Н. Кусь, А.В. Оссовский. Новосибирский государственный университет;
- «Исследование и разработка средств и методик анализа и автоматизированного выбора систем охлаждения радиоэлектронной аппаратуры» Н. В. Горячев, М. К. Танатов, Н. К. Юрков;
- «Проект студенческого малого космического аппарата» В. А. Смолянский. Национальный исследовательский Томский политехнический университет;
- «Подсистема расчета средств охлаждения радиоэлементов в интегрированной среде проектирования электроники» Н. В. Горячев, И. Д. Граб, А. А. Рыжов;
- «Термостабилизация радиоэлектронной аппаратуры в пикоспутниках» Д. В. Озеркин. Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники;
- «Экспериментальное моделирование тепловых режимов наноспутника» Е. С. Завадская, Б.М. Рассемакин, В.А.Рогачёв, С.М. Хайрнсанов. В.И Хоминич
- «МКА CubeSat». Система термостабилизации» Д.А. Вершинин Томский политехнический университет.

В данных источниках подробно рассмотрено понятие МКА CubeSat и представлены результаты термических испытаний.

На основе работ «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение» Н.А. Гаврикова, Л.Р. Тухватулина, И.Г. Видяев и

«Социальная ответственность» С.В. Романенко, Ю.В. Анищенко подробно рассмотрены экономические стороны работы и составлен раздел по социальной ответственности и безопасности жизнедеятельности при разработке и эксплуатации объекта.

Международный опыт и знания из статьи «Оценка освещённости и температуры солнечных батарей молодёжного микроспутника» С.В.Губин, И.Г. Бурым, В.В. Дебелый, позволил рассчитать температуру и световой поток падающий на панели разрабатываемого спутника. В статье «Экспериментальное моделирование тепловых режимов наноспутника» подчёркнута информация о термовакуумных испытаниях.

### **1.3. Обзор существующих термостабилизирующих систем**

#### **1.3.1. Пассивные системы**

Основные проблемы, которые необходимо решить с помощью предложенных ниже систем температурной стабилизации – это обеспечение определённого температурного диапазона, режим пассивного терморегулирования и стабильный безкавитационный режим работы.

Кавитация - процесс парообразования и последующего схлопывания пузырьков пара с одновременным конденсированием пара в потоке жидкости, сопровождающийся шумом и гидравлическими ударами. Образование в жидкости полостей (кавитационных пузырьков, или каверн), заполненных паром самой жидкости, в которой возникает. Существуют различные варианты возникновения кавитации. Интересующий нас вариант носит название «гидродинамическая кавитация». Она возникает в результате местного понижения давления в жидкости, которое может происходить при увеличении её скорости и изменении температуры. Перемещаясь с потоком в область с более высоким давлением или во время сжатия, кавитационный пузырёк схлопывается, излучая при этом ударную волну.

## **Пассивное терморегулирование в КА с использованием тепловых труб.**

Тепловые трубы (англ. heatpipe) - элемент системы охлаждения, его принцип работы основан на том, что в закрытых трубках из теплопроводящего металла (например, меди) находится легкоиспаряющаяся жидкость. Перенос тепла происходит за счёт того, что жидкость испаряется на горячем конце трубки и конденсируется на холодном, а затем снова перетекает на горячий конец. Внутренняя поверхность тепловой трубы состоит из капиллярно-пористой структуры (фитиля), которая представляет из себя металлическую сетку, спечённые шарики, металловолокна, стеклоткани и даже систему канавок. Тепловые трубы (ТТ) широко применяются в системах обеспечения теплового режима автоматических и пилотируемых КА. Они используются в радиаторах-излучателях КА, в отопителях КА негерметичного исполнения и для термостабилизации радиоэлектронной аппаратуры и конструктивных элементов изделий. На рисунке 3 показано схематическое изображение ТТ, они выполнены в форме круглого полого цилиндра с большим отношением длины  $L$  к диаметру  $d$ . Внутренняя поверхность трубы состоит из капиллярно-пористой структуры 2, структура насыщена охлаждающей жидкостью и находится на границе с паровым объемом  $\gamma$  – это центральная часть трубки радиуса  $r_{\text{п}}$ . Охлаждающая жидкость является теплоносителем и в зависимости от уровня температуры в зоне источника выбираются вода, жидкие металлы, ртуть, спирты, ацетон, аммиак, фреоны и т.п. При температурах выше 750 К используют жидкие металлы, для диапазона  $550 \leq T \leq 750$  К – ртуть. В области среднего диапазона температур  $200 \leq T \leq 550$  К используются в качестве теплоносителя органические жидкости, вода (низкотемпературные ТТ); при температурах ниже 200 К (что является подходящим нам вариантом) теплоносителем являются сжиженные газы (криогенные ТТ). При подводе теплового потока  $\Phi_{\text{п}}$  к испарительной зоне теплоноситель в этой части капиллярно-пористой системы начинает испаряться, а пары, пройдя

транспортную зону  $\delta$ , поступают в противоположный конец трубы  $\epsilon$  – в конденсационную зону, где тепло излучается. Здесь пар конденсируется, и далее жидкость под действием капиллярных сил снова поступает по фитилю в зону испарения. При процессе конденсации пара выделяется поток  $\Phi_0$ , который отводится в тепло-излучатель. Между зонами испарения и конденсации возникают температурные градиенты, но боковая поверхность цилиндра 1 в транспортной зоне практически не меняет температуру, поэтому можно считать, что через зону  $\delta$  переносится весь поток  $\Phi$ , т.е.  $\Phi = \Phi_{\text{п}} = \Phi_0$  [2].

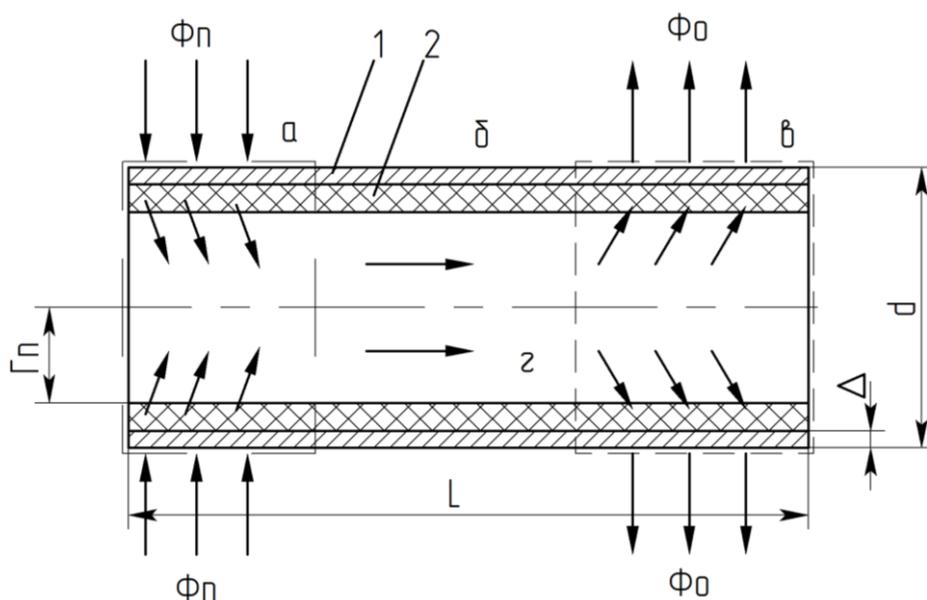


Рисунок 3 - Схема тепловой трубы.

### Некоторые характеристики ТТ

На сегодняшний день самое эффективное устройство для передачи тепловой энергии - это тепловые трубки. Даже цилиндрическая тепловая трубка с водой при  $t = 50^\circ\text{C}$  имеет теплопроводность в несколько сотен раз больше чем у меди, литиевые ТТ при  $t = 1500^\circ\text{C}$ , в направлении по оси трубки могут передавать до  $25\text{кВт}/\text{см}^2$ .

ТТ имеют следующие характеристики:

- Рабочая температура от  $4^\circ\text{K}$  до  $2300^\circ\text{K}$

- Длина трубки составляет от нескольких сантиметров до десятков метров

- Диаметр от 2-3мм. до нескольких метров
- Теплопередача составляет до 25кВт/см<sup>2</sup>
- Ресурс работы до 100 000 часов

Свойства и функции рабочей жидкости:

1. обеспечивать теплоперенос в системе и поддерживать рабочую температуру

2. не должна разлагаться при этих температурах,

3. должна иметь достаточную теплоту преобразования,

4. должна хорошо смачивать материал фитиля и корпуса,

5. значение вязкости жидкой и паровой фаз должно быть низким,

6. должна иметь высокое поверхностное натяжение и высокую теплопроводность.

В зависимости условий эксплуатации используются различные вещества в жидкой фазе – от сжиженных газов до металлов: гелий (-271 ... - 269°C), аммиак (-60 ... +100°C), фреон-11 (-40 ... +120°C), ацетон (0 ... +120°C), вода (25 ... 200°C), ртуть (250 ... 650°C), натрий (600 ... 1200°C), серебро (1800 ... 2300°C) и т.д. В нашем случае больше всего подходит фреон – 11[3].

### **Использование гипертеплопроводящих пористых структур**

В отчете Института вычислительного моделирования Сибирского отделения Российской академии наук (ИВМ СО РАН) за 2009 год предложено для создания долгоресурсных КА со сроком активного существования 15 лет и более, обеспечения стабильного и комфортного теплового режима бортовой РЭА использовать гипертеплопроводящие пористые структуры (ГТПС). Они представляют собой плоскую тонкую герметичную конструкцию, содержащую пористый материал – фитиль,

заполненный жидким рабочим веществом – теплоносителем (аммиак, вода и т.п.), и каналы для переноса пара (рисунок 4).

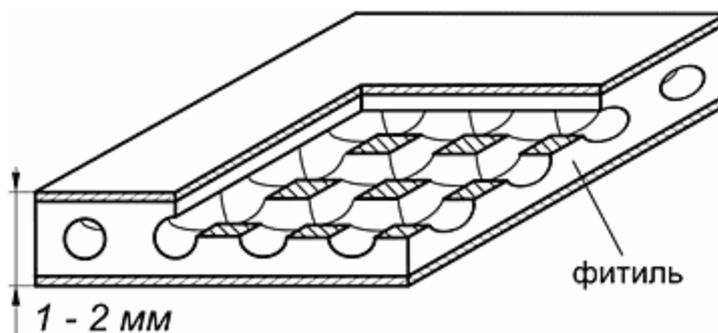


Рисунок 4 - Гипертеплопроводящая пористая структура

В ИВМ СО РАН в рамках выполнения Федеральной целевой программы «Глобальная навигационная спутниковая система» совместно с Уральским электрохимическим комбинатом в интересах ОАО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М.Ф.Решетнева разработаны, исследованы и запущены в опытное производство конструктивы блоков РЭА с гипертеплопроводящими основаниями (рисунок 5). Имея весовые и габаритные характеристики, аналогичные ранее применяемым алюминиевым основаниям, они позволяют уменьшить градиент температуры в 5–7 раз при увеличении тепловыделения в 5 раз (до 100 Вт) и обеспечить при этом равномерность температурного поля в пределах 2°C[4].

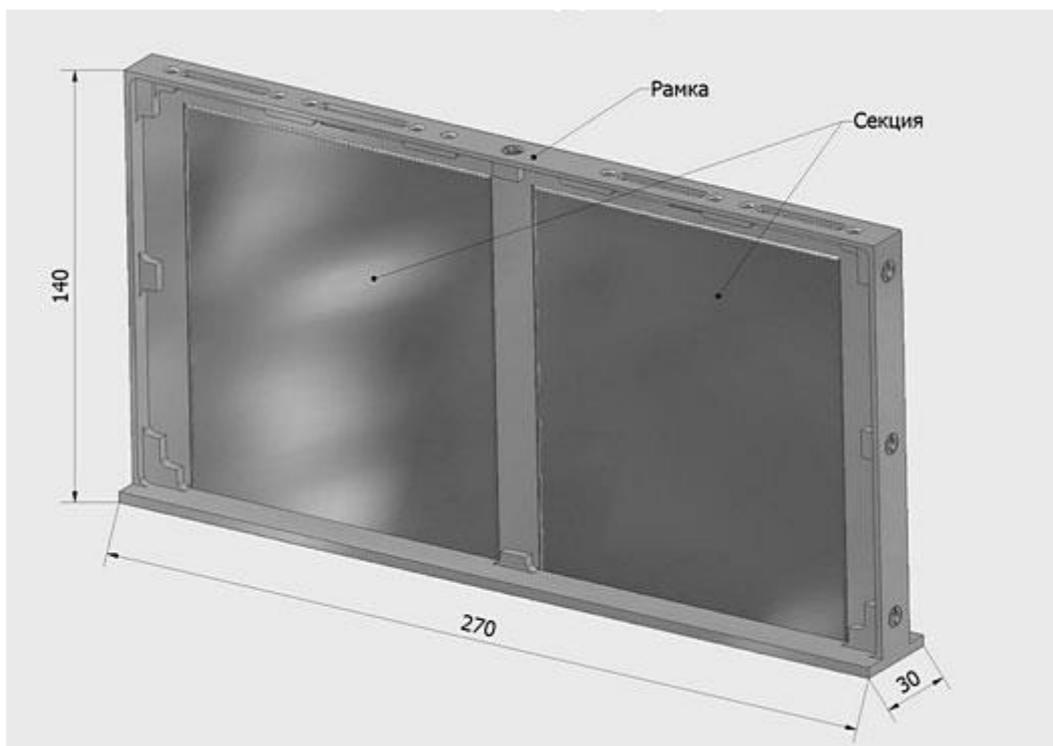


Рис. 5 - Образец конструкции с секциями из ГТПС.

### **Использование терморегулирующих покрытий, экранно-вакуумной теплоизоляции и нагревательных элементов.**

В возможных вариантах спутника существуют варианты, в которых РЭА (антенны, ресиверы и т.п.) размещается снаружи корпуса КА. При размещении РЭА снаружи КА в открытом космосе ее приходится рассматривать практически как автономное тело. Если РЭА не установлена на специальной термостатируемой платформе КА, то тогда тепловой режим РЭА в основном определяется воздействием внешних тепловых потоков и собственным тепловыделением во время работы. Здесь большую проблему будут создавать вопросы обеспечения работоспособности аппаратуры при отрицательных температурах, понижение которых приходится ограничивать как пассивными, так и активными средствами. В качестве пассивных средств используют терморегулирующие покрытия на наружных излучательных поверхностях корпусов РЭА, экранно-вакуумную теплоизоляцию (ЭВТИ) поверхности с целью уменьшения теплопотерь в открытый космос. Для теплозащиты антенно-фидерных устройств от воздействия аэродинамических

потоков, тепловых потоков от струй двигателей на орбите требуется ЭВТИ, способная пропускать радиоизлучение от этих устройств. Для изготовления теплоизолирующих покрытий КА применяются композиционные материалы.

В патенте РФ № 2397926 предложена экранно-вакуумная теплоизоляция КА с внешним комбинированным покрытием. Она состоит из полимерной подложки, электропроводного слоя с износостойким слоем на внешней поверхности и отражающего слоя на внутренней поверхности (рисунок 6). Изоляция содержит временный защитный слой на внешней поверхности и укрепляющую полимерную сетку на внутренней поверхности. На рисунке 6 показано:

- а) обшивка пакета ЭВТИ (аримидная ткань, стеклоткань, внешнее комбинированное покрытие);
- б) первый слой ЭВТИ – пленка толщиной 20 мкм;
- с) 20 слоев ЭВТИ из металлизированных полиэтилентерефталатных пленок, разделенных прокладками из стекловуали.

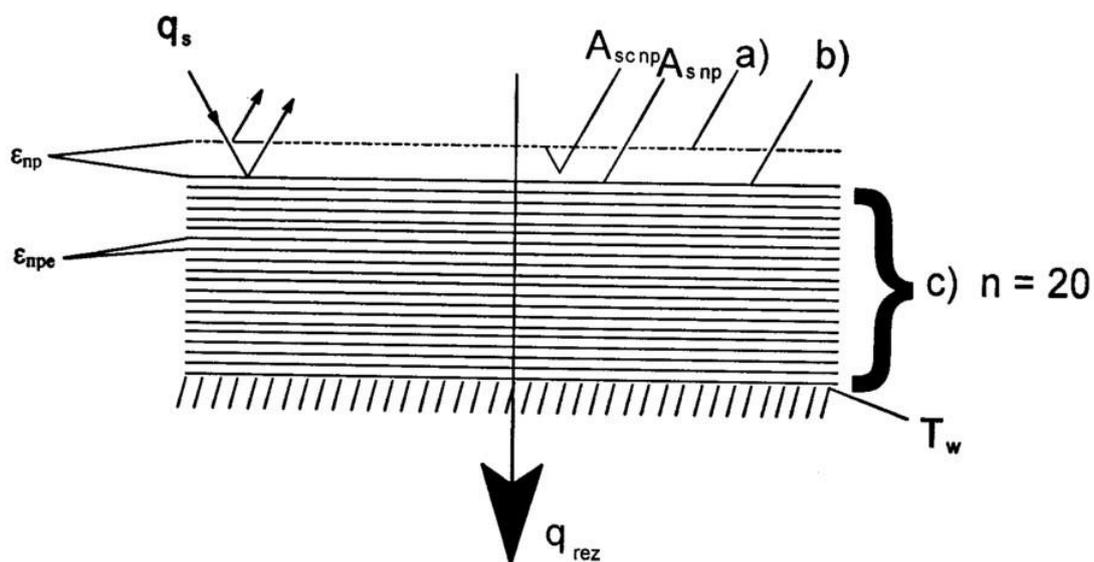


Рисунок 6 - Схема теплообмена пакета ЭВТИ ( $n = 20$ ) в космическом пространстве.

Такое комбинированное покрытие позволяет значительно (в 1,5 – 2 раза) снизить вес ЭВТИ КА. Кроме того, комбинированное покрытие благодаря сплошной верхней поверхности, антистатическому слою и съемному защитному слою обладает гораздо меньшим пылевоссоотделением [5].

### **1.3.2. Активные системы**

#### **Использование в КА активных систем терморегулирования и термостатирования.**

Используемые в настоящее время пассивные системы обеспечения теплового режима космических объектов могут поддерживать температуру на одном уровне только при определенной ориентации КА и при постоянном тепловыделении аппаратуры. При переменной ориентации космического объекта его температура может меняться из-за возможного освещения радиатора-излучателя системы обеспечения теплового режима солнечным или планетным излучением. При переменном тепловыделении температура объекта меняется из-за нерасчетного режима работы радиатора. Для компенсации данных эффектов используются активные элементы – нагреватели и охладители. В качестве активных средств наиболее перспективны системы обогрева, нагревательные элементы которых включаются только при достижении минимально-допустимых температур в термочувствительных зонах РЭА. В других режимах система обогрева должна потреблять незначительную мощность, осуществляя функции контроля для момента подачи сигнала на включение нагревательного элемента. Такие системы могут быть с дистанционным и совмещенным управлением. В патенте РФ № 2346862 предложено теплопередающее устройство КА (рисунок 7), относящееся к системам обеспечения требуемого теплового режима преимущественно телекоммуникационных спутников, использующим контурные тепловые трубы. Устройство содержит замкнутый двухфазный контур, заправленный низкокипящим теплоносителем. Контур включает в себя соединенные трубопроводами 1 конденсатор 2 и

испаритель 5. Конденсатор встроен в конструкцию панели радиатора 3 и имеет внутренний канал с гладкими стенками. Испаритель 5 соединен с гидроаккумулятором 4, имеющим тепловую связь с термостатируемой поверхностью 6. Внутри испарителя 5 установлен капиллярный насос 5.1, выполненный в виде основной капиллярной структуры, соприкасающейся внутри ее центральной зоны с выступающей из гидроаккумулятора 4 концентрической вспомогательной капиллярной структурой 5.2. Вблизи внутренней поверхности данной вспомогательной структуры с зазором между ней и торцевой поверхностью основной капиллярной структуры расположена концевая часть трубопровода подачи жидкого теплоносителя из конденсатора 2 в испаритель 5. Подача осуществляется через гидроаккумулятор 4, корпус которого с установленной в нем капиллярной системой соединен с корпусом испарителя 5.3 через переходник 7. Внутренний объем гидроаккумулятора 4 в зоне вспомогательной капиллярной структуры 5.2 и вблизи его внутренней поверхности снабжен фитилем с более мелкими ячейками, чем ячейки в остальной зоне. В последней расположена часть трубопровода подачи теплоносителя из конденсатора 2 в испаритель 5, выполненная в виде спирали. На наружной поверхности гидроаккумулятора 4, ближе к испарителю 5, установлен электрообогреватель переменной мощности 8. Техническим результатом изобретения является стабильность рабочих характеристик устройства в течение длительного времени его эксплуатации (типично, 15 лет) в условиях космического пространства [6].

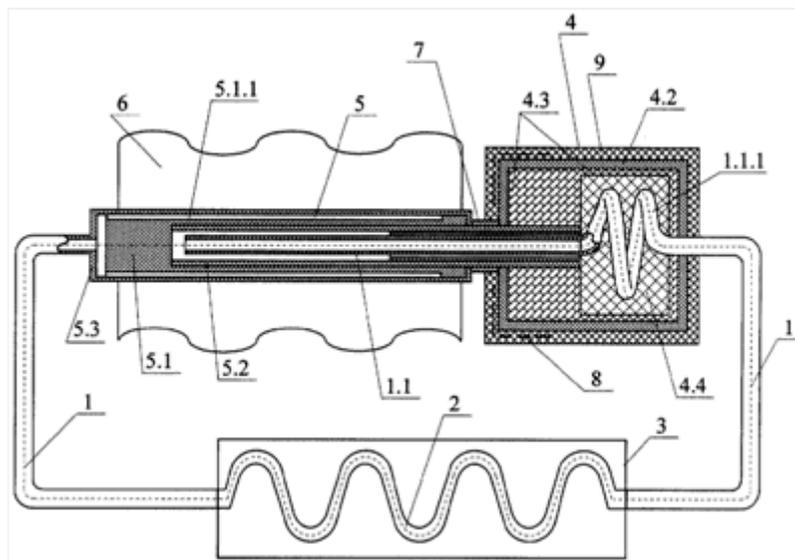


Рисунок 7 - Устройство для охлаждения тепловыделяющей аппаратуры

### Система терморегулирования космического аппарата

В системе терморегулирования (СТР) КА, включающей замкнутый жидкостный контур с циркулирующим теплоносителем, имеющий в своем составе элементы: электронасосный агрегат, гидроаккумулятор, коллекторы панелей, на которых установлены приборы, и радиаторов, которые между собой сообщены участками соединительных трубопроводов с входными и выходными проходными сечениями, одинаковыми с выходными и входными сечениями упомянутых элементов, часть участков соединительных трубопроводов выполнена с одинаковым номинальным эквивалентным внутренним диаметром, меньшим, чем диаметры остальных частей, с суммарной длиной, удовлетворяющей следующему условию (которое установлено авторами на основе анализа физических процессов, происходящих при работе СТР):

$$L_{x\Sigma} = L_{\Sigma} \cdot \left( \frac{d_x^5}{d^5} - 1 \right) \cdot \frac{d_x^5 \cdot \Delta P_{\text{эна}}}{V^2 \cdot K}$$

где  $L_{x\Sigma}$ ,  $d_x$  - суммарная длина и внутренний диаметр частей участков соединительных трубопроводов, имеющих меньший эквивалентный

номинальный внутренний диаметр проходного сечения, чем диаметры остальных частей соединительных трубопроводов и коллекторов, м;

$L_{\Sigma}$ - суммарная длина всех участков соединительных трубопроводов и коллекторов, м;

$d$  - номинальный внутренний эквивалентный диаметр большинства участков соединительных трубопроводов и коллекторов (где  $d > d_x$ ), м;

$\Delta P_{\text{эна}}$ - напор электронасосного агрегата, при котором он обеспечивает производительность - расход в жидкостном контуре, равный требуемому минимально допустимому номинальному значению, Па;

$V$  - требуемое минимально допустимое номинальное значение расхода теплоносителя в коллекторах, при котором гарантированно обеспечивается рабочая температура приборов не выше допустимого значения, м<sup>3</sup>/с;

$K$  - среднестатистический опытный коэффициент гидравлического сопротивления одного погонного метра применяемых в жидкостных контурах различных соединительных трубопроводов и коллекторов, кг/м<sup>3</sup>·с, что и является, существенными отличительными признаками предлагаемого технического решения.

В процессе разработки чертежей на изготовление конкретного спутника соответствующей мощности на основе компоновки СТР определяют суммарную длину всего жидкостного тракта, через которую циркулирует теплоноситель в условиях эксплуатации. Затем для назначенного проходного сечения (например, эквивалентный номинальный диаметр коллекторов и соединительных трубопроводов равен  $d=12$  мм) жидкостного контура определяют, используя расходно-напорную характеристику ЭНА, возможный расход теплоносителя: если он, например, превышает более чем на 10% требуемое значение расхода теплоносителя, принимают решение часть участков соединительных трубопроводов

разработать с уменьшенным внутренним диаметром, например,  $d_x=9$  мм, и определяют суммарную длину таких участков с  $d_x=9$  мм по формуле:

$$L_{x\Sigma} = L_{\Sigma} \cdot \left( \frac{d_x^5}{d^5} - 1 \right) \cdot \frac{d_x^5 \cdot \Delta P_{эна}}{V^2 \cdot K}$$

После этого, используя вышеполученные данные, часть участков на чертежах уточняют и выполняют с  $d^x=9$  мм (остальные участки с длиной, составляющей, например, до 90% от суммарной длины контура, выполнены с  $d=12$  мм).

После такого выполнения чертежей на СТР КА в изготовленном жидкостном контуре расход теплоносителя будет ненамного превышать минимально допустимое значение, что подтверждено опытными данными.

Таким образом, в результате такого изготовления предложенной конструкции СТР в условиях эксплуатации будет обеспечиваться расход теплоносителя, близкий к номинальному (минимально допустимому), и не скомпенсированный кинетический момент будет минимально возможным и, следовательно, массовые затраты рабочего тела в СТР будут минимальны [7].

### **Система терморегулирования приборного отсека посадочного лунного модуля**

СТР приборного отсека посадочного модуля, содержащая радиоизотопный теплогенератор, платформу для размещения на ней оборудования и приборов, регулирующую контурную тепловую трубу с испарителем, транспортными трубопроводами и конденсатором, встроенным в радиационный теплообменник, а также трехходовой клапан, обеспечивающий отключение радиационного теплообменника с помощью байпасной линии при достижении температуры платформы заданного нижнего температурного предела, отличающаяся тем, что платформа установлена параллельно вектору массовых сил гравитационного поля Луны, а внутрь платформы встроены тепловые трубы так, что нижние зоны встроены тепловых труб имеют тепловой контакт с установленным в

нижней части платформы радиоизотопным теплогенератором, а верхние зоны встроенных тепловых труб имеют тепловой контакт с установленным в верхней части платформы испарителем регулируемой контурной тепловой трубы.

Система терморегулирования приборного отсека посадочного модуля, содержащая радиоизотопный теплогенератор, платформу для размещения на ней оборудования и приборов, регулирующую контурную тепловую трубу с испарителем, транспортными трубопроводами и конденсатором, встроенным в радиационный теплообменник, а также трехходовой клапан, обеспечивающий отключение радиационного теплообменника с помощью байпасной линии, при достижении температуры платформы заданного нижнего температурного предела, отличающаяся тем, что платформа установлена параллельно вектору массовых сил гравитационного поля Луны, а внутри платформы встроены тепловые трубы, также расположенные параллельно вектору указанных массовых сил, при этом дополнительно установлена нерегулируемая контурная тепловая труба, имеющая транспортные трубопроводы и конденсатор, причем испаритель нерегулируемой контурной тепловой трубы имеет непосредственный тепловой контакт с радиоизотопным теплогенератором, а конденсатор контактирует с нижними зонами встроенных в платформу тепловых труб и, кроме того, верхние зоны встроенных в платформу тепловых труб соединены по меньшей мере одним коллекторным теплопроводом между собой, а также с испарителем регулируемой контурной тепловой трубы. [8].

Из данной системы той подчеркнуть байпасную линию, которая страхует нашу системы в случае неисправностей.

### **Система терморегулирования космического аппарата**

Рассмотрим следующую систему терморегулирования

Система содержит жидкостные контуры, в которых, в частности, установлены электронасосный агрегат (ЭНА), гидроаккумулятор,

герметизированная газовая полость которого частично заполнена требуемым количеством двухфазной рабочей жидкости, предназначенной для создания необходимого рабочего диапазона давления пара рабочей жидкости, обеспечивающего, с одной стороны, безкавитационную работу ЭНА (для чего минимально допустимое рабочее давление в газовой полости, например, должно быть равно  $\approx 0,2$  кгс/см<sup>2</sup> ( $\approx 20$  кПа) и, с другой стороны, для обеспечения минимально возможных утечек теплоносителя из жидкостного контура в течение длительного срока эксплуатации КА на орбите ( $\approx 15$  лет) (чем меньше давление - тем меньше утечки теплоносителя) и исходя из подтвержденного при наземных испытаниях длительного ресурса ЭНА - оптимальное давление рабочей жидкости в газовой полости должно быть (70-115) кПа - близко к атмосферному давлению  $\approx 1$  кгс/см<sup>2</sup> ( $\approx 100$  кПа) при номинальных рабочих температурных условиях гидроаккумулятора на орбите, равных от 15°C до 30°C. В результате исследований установлено, что таким вышеуказанным требованиям, а также по требованиям радиационной стойкости, удовлетворяет жидкость-фреон 141 в (см. л. 169-170 в «Справочник. Промышленные фторорганические продукты. Ленинград. «Химия» 1990). При этом в условиях эксплуатации на орбите изменение температуры рабочей жидкости в диапазоне от 15°C до 30°C обеспечивается периодическим включением в работу электрообогревателя с мощностью, например, 15 Вт, установленного на корпусе гидроаккумулятора.

Анализ работы и конструкции КА показывает, что для обеспечения минимально возможной массы его (за счет минимально возможной массы аккумуляторных батарей системы электропитания (СЭП)) необходимо, чтобы энергопотребление КА на участке выведения и в случае реализации режима аппаратной солнечной ориентации (РАСО) (например, из-за того, что бортовой компьютер «завис») на орбите было минимально возможное - при этом ЭНА должен функционировать штатно (т.е. устойчиво - без кавитации).

Проведенный анализ показал, что в случае запуска КА, например, в зимнее время или в РАСО температура газовой полости гидроаккумулятора

при неработающем электрообогревателе может опускаться до минус 25 - минус 35°C. В этом случае давление паров рабочей жидкости будет практически близко к нулю (ниже  $\approx 0,05$  кгс/см<sup>2</sup> ( $\approx 5$  кПа)), и, следовательно, наступает кавитационный режим работы ЭНА и в жидкостном тракте СТР прекращается циркуляция теплоносителя и отвод избыточного тепла от работающих (функционально необходимых) приборов КА, что недопустимо.

Следовательно, для обеспечения работоспособности СТР в вышеуказанных случаях необходимо предусмотреть дополнительное количество электроэнергии - дополнительную массу в части аккумуляторных батарей СЭП.

Таким образом, существенным недостатком известных СТР является то, что для обеспечения работоспособности СТР во всех возможных (рассматриваемых) условиях эксплуатации КА необходимо предусмотреть повышенную массу его СЭП (около 1 кг).

СТР (рис. 8) включает в себя: 1 - жидкостный контур, заправленный теплоносителем; 1.1 - ЭНА; 1.2 - теплообменники приборов; 1.3 - радиатор; 1.4 - гидроаккумулятор; 1.4.1 - корпус; 1.4.2 - электрообогреватель; 1.4.3 - датчик температуры; 1.4.4 - газовая полость, частично заполненная двухфазной рабочей жидкостью 1.4.5 - фреоном 141в; 1.4.6 - сильфон; 1.4.7 - жидкостная полость гидроаккумулятора, соединенная с жидкостным контуром вблизи входа в ЭНА.

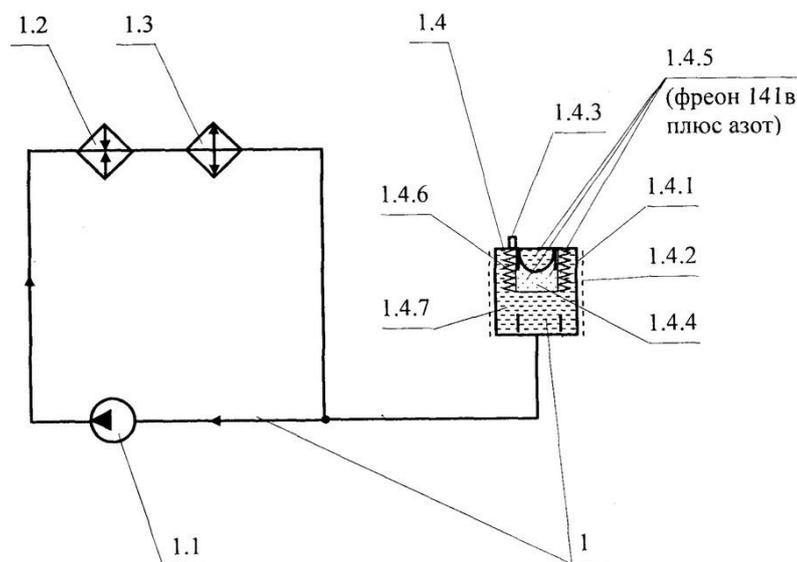


Рисунок 8 - принципиальная схема СТР КА

Существенным недостатком известной СТР являются недостаточные функциональные ее возможности при всех возможных (рассматриваемых) условиях эксплуатации КА без обеспечения необходимого существенного повышения его массы.

Для устранения недостатков системы и стабильного функционирования при отрицательных температурах – обеспечения безкавитационного режима СТР КА включает в себя жидкостный контур, заправленный теплоносителем, в котором установлены электронасосный агрегат, теплообменники приборов, радиатор и гидроаккумулятор, содержащий герметизированную газовую полость, заполненную частично требуемым количеством рабочей жидкости, разделенную сифоном от жидкостной полости гидроаккумулятора, соединенной с жидкостным контуром системы, корпус, на котором установлены электрообогреватели и датчики температуры, при этом герметизированная газовая полость гидроаккумулятора дополнительно к рабочей жидкости заправлена газом-азотом в минимально возможном количестве, удовлетворяющем следующему условию:

$$m = \frac{P_{\text{кав}} \cdot V_{\text{Г.П.макс}}}{R \cdot T_{\text{мин}}}$$

где  $m$  - заправленная в газовую полость гидроаккумулятора минимально возможная масса газа-азота, кг;

$P_{\text{кав}}$  - минимально допустимое давление на входе в ЭНА для обеспечения его безкавитационной работы согласно техническим условиям на него при минимально возможной в условиях эксплуатации температуре теплоносителя, Па;

$V_{\text{Г.П.макс}}$  - максимально возможный объем газовой полости гидроаккумулятора по данным его изготовления, м<sup>3</sup>;

$R=296,8$  Дж/(кг·град) - газовая постоянная для азота;

$T_{\text{мин}}$  - минимально возможная расчетная температура газовой полости гидроаккумулятора в условиях эксплуатации, К, что и является существенными отличительными признаками технического решения.

На рис.8 изображена принципиальная схема СТР КА, где: 1 - жидкостный контур, заправленный теплоносителем; 1.1 - ЭНА; 1.2 - теплообменники приборов; 1.3 - радиатор; 1.4 - гидроаккумулятор; 1.4.1 - корпус; 1.4.2 - электрообогреватель; 1.4.3 - датчик температуры; 1.4.4 - газовая полость, частично заполненная двухфазной рабочей жидкостью - фреоном 141в плюс дополнительно газом-азотом определенного количества (не более 0,01 кг):

$$m = \frac{P_{\text{кав}} \cdot V_{\text{Г.П.макс}}}{R \cdot T_{\text{мин}}}$$

где  $m$  - заправленная в газовую полость гидроаккумулятора минимально возможная масса газа-азота, кг;

$P_{\text{кав}}$  - минимально допустимое давление на входе в ЭНА для обеспечения его безкавитационной работы согласно техническим условиям на него при минимально возможной в условиях эксплуатации температуре теплоносителя, Па;

$V_{\text{Г.П.макс}}$  - максимально возможный объем газовой полости гидроаккумулятора по данным его изготовления, м<sup>3</sup>;

$R=296,8$  Дж/(кг·град) - газовая постоянная для азота;

$T_{\text{мин}}$  - минимально возможная расчетная температура газовой полости гидроаккумулятора в условиях эксплуатации, К;

1.4.6 - сиффон; 1.4.7 - жидкостная полость гидроаккумулятора, соединенная с жидкостным контуром вблизи входа в ЭНА 1.1.

Работа предложенной СТР в условиях эксплуатации КА происходит следующим образом.

На участке выведения КА, например, в зимнее время или в случае реализации режима аварийной солнечной ориентации КА в работу включены минимально возможное (необходимое) количество приборов, в том числе ЭНА (ретранслятор, электрообогреватель гидроаккумулятора (с целью экономии электроэнергии) - отключены), и температура теплоносителя в жидкостном контуре и в газовой полости гидроаккумулятора опускается до  $-25^{\circ}\text{C} \dots -35^{\circ}\text{C}$ . В этом случае сиффон гидроаккумулятора почти полностью растянут - (объем газовой полости равен приблизительно максимально возможному значению) и рабочее давление газа в газовой полости величиной не менее  $0,2 \text{ кгс/см}^2$  ( $20 \text{ кПа}$ ) практически полностью создает только дополнительно в нее заправленный газ-азот (рабочее тело - фреон 141в в этом случае практически полностью находится в жидкой фазе), достаточное для обеспечения безкавитационной работы ЭНА, и тем самым обеспечивается циркуляция теплоносителя в жидкостном контуре и, следовательно, обеспечивается требуемый тепловой режим работающих приборов КА.

После вывода КА на заданную орбиту или устранения режима РАСО КА работает в штатном режиме: включены в работу приборы ретранслятора и другие необходимые приборы, работают ЭНА и периодически электрообогреватель гидроаккумулятора и необходимое рабочее давление в диапазоне  $(0,7 - 1,15) \text{ кгс/см}^2$  ( $70 \text{ кПа} - 115 \text{ кПа}$ ) в газовой полости обеспечивают совместно пары двухфазной рабочей жидкости (фреона 141в) и газа (азота), что достаточно для безкавитационной работы ЭНА в течение требуемого длительного времени эксплуатации.

Таким образом, как видно из вышеизложенного, обеспечивается работоспособность СТР во всех условиях эксплуатации КА, например, при запуске его в зимнее время или в случае реализации режима РАСО, но с дополнительным увеличением массы КА и за счет отключения электрообогревателя гидроаккумулятора [9].

Такая система может использоваться в студенческом спутнике, но имея существенный недостаток – кавитационный режим при низких температурах. Для его устранения необходима установка дополнительного оборудования, что приводит к дополнительной массе дополнительное место внутри МКА.

## **2. Проектирование системы термостабилизации**

### **2.1. Состав аппаратуры на борту малого космического аппарата**

За основу взят стандартный размер микро и нано спутника типа CubeSat 3U. Используемый формат МКА предназначен для установки в нём полезной нагрузки в виде ионно-плазменного двигателя, а так же служебных систем спутника (двигатели, система энергоснабжения, система управления движением, ориентации и стабилизации, система терморегулирования, бортовой компьютер и другие вспомогательные системы).

На рисунке 9 представлена структурная схема разрабатываемого студенческого МКА.

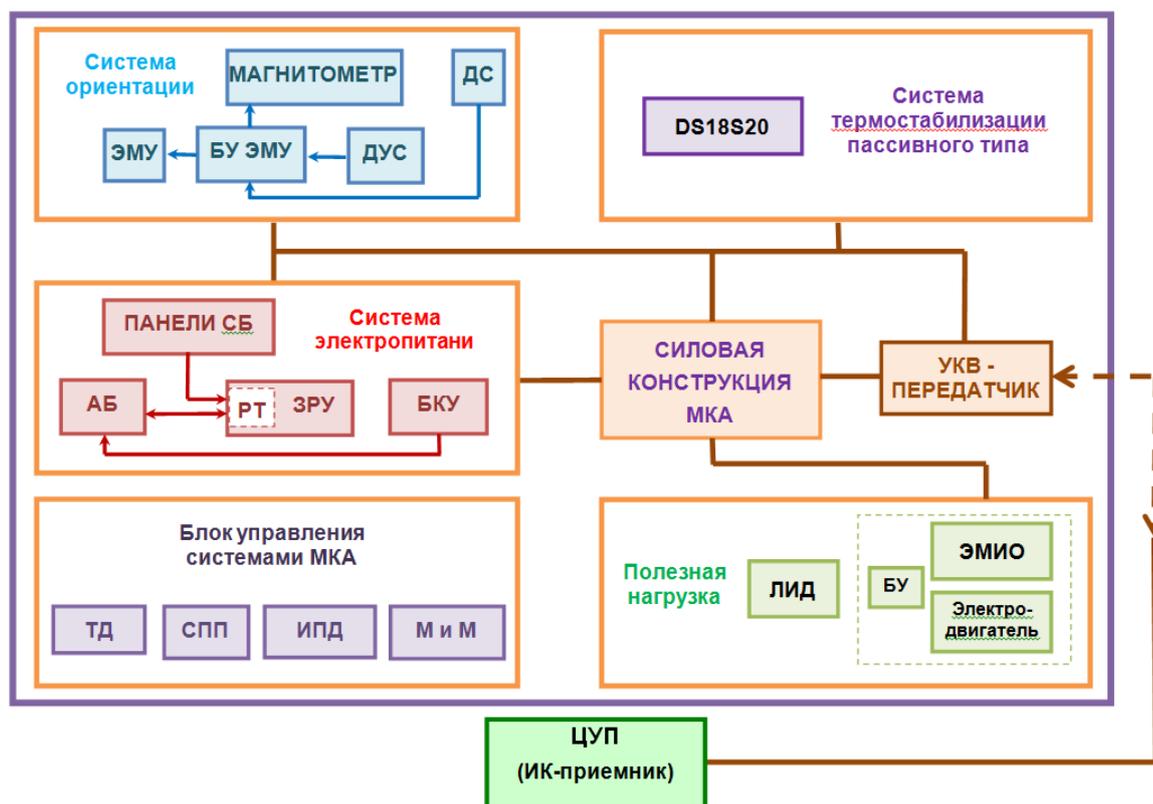


Рисунок 9 - Структурная схема МКА

АБ – аккумуляторная батарея, ДС – датчик Солнца, ЗРУ – зарядно-разрядное устройство, ЭМУ – электромагнитное устройство, РТ – регулятор тока, БУ ЭМУ – блок управления ЭМУ, БУ – блок управления, БКУ – блок контроля и управления, ИПД – интерфейс передачи данных, ДУС – датчик угловой скорости, СПП – система приема-передачи, ЛИД – лазерно-ионный двигатель, М и М – микропроцессоры и микроконтроллеры, DS18S20 – датчик температуры, СБ – солнечные батареи, ТД – термодатчики, ЭМИО – электромеханический исполнительный орган.

Основные блоки МКА:

Система ориентации. В состав системы ориентации входит:

- электромагнитное устройство (ЭМУ);
- датчик угловых скоростей (ДУС);
- магнитометр,;
- блок управления электромагнитными устройствами (БУ ЭМУ)

Аппаратура управления и контроля средств электропитания (СЭП)

МКА. В состав комплекта СЭП включены:

- панели солнечных батарей;
- аккумуляторная батарея;
- одно зарядно-разрядное устройство аккумуляторной батареи;
- регулятор тока;
- блок контроля и управления (БКУ);
- фильтр.

Блок управления системами предназначен для управления и контроля всеми техническими системами МКА в соответствии с заложенными алгоритмами в ручном и автоматическом режимах функционирования МКА.

Блок включает в себя следующие элементы:

- термодатчики;
- систему приема-передачи;
- микропроцессоры и микроконтроллеры;
- интерфейс передачи данных.

Передатчик ультракоротких волн (УКВ-передатчик).

Полезная нагрузка - ионно-плазменный двигатель.

Общий вид малого космического аппарата с установкой блоков в корпусе в виде 3D моделей представлен на рисунке 10 [10].

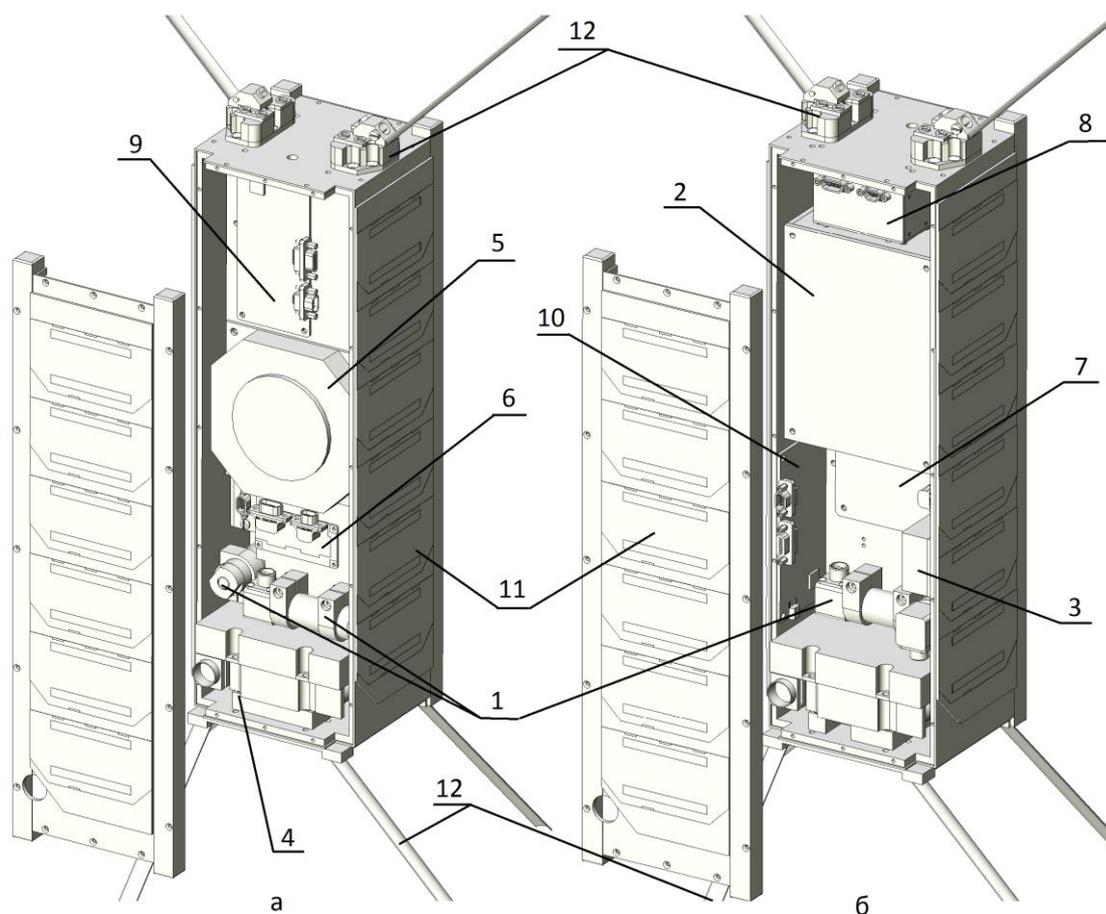


Рисунок 10 - Общий вид МКА

а – лицевая сторона, б – обратная сторона;

- 1 – ЭМУ по осям координат  $x, y, z$ ; 2 – СЭП; 3 – ДС; 4 – ЛИД; 5 – блок ЭМИО;  
 6 – материнская плата; 7 – плата БУ ЭМУ; 8 – магнитометр+ДУС;  
 9 – плата УКВ; 10 – платы БУ МКА; 11 – СБ; 12 – антенны D-диапазона

Основные эксплуатационные характеристики спутника приведены в таблице 1.

Таблица 1 - Основные эксплуатационные характеристики МКА

Габариты в собранном состоянии, мм	100×100×330
Максимальная масса, кг	4
Максимальное энергопотребление, Вт	10
Полезная нагрузка	Электромеханический исполнительный орган на базе двигателя-маховика; Ионно-плазменный двигатель
Ресурс (расчетный), год	2
Температурный режим, °С	0 ± 60
Система термостабилизации	пассивная
Система ориентации	активная

### Модуль служебной нагрузки МКА

Обычно, в «космическую платформу» входят все служебные системы спутника (двигатели, система энергоснабжения, система управления движением, ориентации и стабилизации, система терморегулирования, бортовой компьютер и другие вспомогательные системы) кроме модуля полезной нагрузки. В этом случае, платформа также называется модулем служебных систем и содержит:

- систему энергоснабжения (включая солнечные батареи и аккумуляторы);
- систему управления движением, ориентации и стабилизации, состоящую из оптических датчиков, измерителей угловых скоростей, электромагнитных устройств и маховиков;
- систему терморегулирования, предназначенную для отвода тепла от служебных систем и систем модуля полезной нагрузки;
- бортовой комплекс управления с системой передачи служебной телеметрической информации.

## Система ориентации и стабилизации

Система ориентации космического аппарата – одна из бортовых систем космического аппарата, обеспечивающая заданное положение осей аппарата в системе координат. Необходимость данной системы обусловлена следующими задачами:

- ориентирование солнечных батарей на Солнце;
- для навигационных измерений;
- для проведения различных исследований;
- для передачи информации с помощью остронаправленной антенны;

Задачи, выполняемые аппаратом, могут требовать, как постоянной ориентации, так и кратковременной. Имея на борту различные приборы, по-разному располагая их на спутнике, используя различные алгоритмы обработки измерений, способы комплексирования информации с датчиков, можно обеспечить различные варианты точности, надежности, робастности системы определения ориентации, необходимые для работы той или иной полезной нагрузки. Для выполнения задач используется блок измерителей магнитного поля и угловой скорости (рисунок 11).

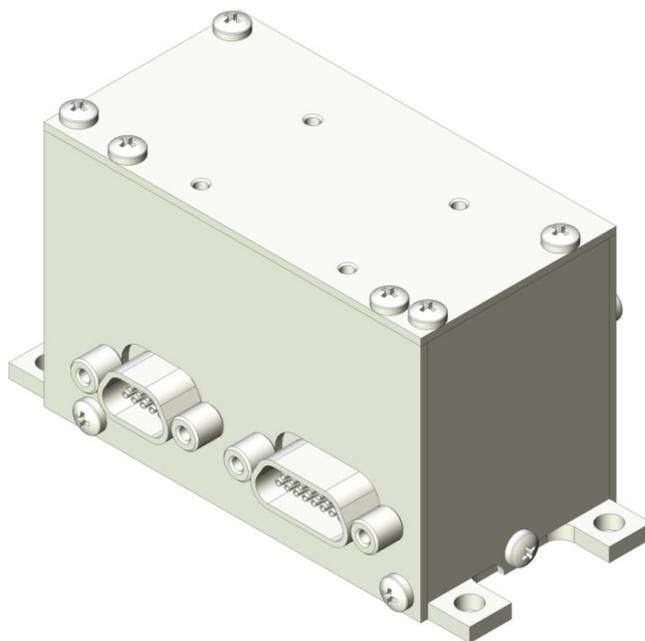


Рисунок 11 - Общий вид универсального блока измерителей магнитного поля и угловой скорости

Технические параметры универсального блока измерителей магнитного поля и угловой скорости представлены ниже в таблице 2.

Таблица 2 - Технические параметры универсального блока измерителей магнитного поля и угловой скорости серии SX-MAGWR-01

Параметр		Значение
Угловая скорость	Диапазон измерения	$\pm 250^\circ/\text{с}$
	Дискретность измерений	$0,0005^\circ/\text{с}$
	Случайное отклонение (шум)	не более $\pm 0,0005^\circ/\text{с}$
	Кол-во осей измерения	3
Магнитное поле	Диапазон измерения	$\pm 200000$ нТл
	Дискретность измерений	6,67 нТл
	Случайное отклонение (шум)	не более $\pm 100$ нТл
Напряжение питания		5В и 12В
Масса		100 г
Габариты		34x38x66 мм
Потребляемая мощность		1,5 Вт
Диапазон рабочих температур		$-40\dots+60^\circ\text{C}$
Передаваемая телеметрия		Проекция вектора магнитного поля, проекция вектора угловой скорости, температура каждого измерителя.

В качестве датчика для определения орта направления на Солнце в виде проекций единичного вектора на оси связанной с датчиком системы координат используем цифровой солнечный датчик SX-SUNR-01 (рисунок 13). Из-за ограниченного поля зрения прибора используется несколько таких датчиков и установлены она таким образом, что их поля зрения перекрываются.

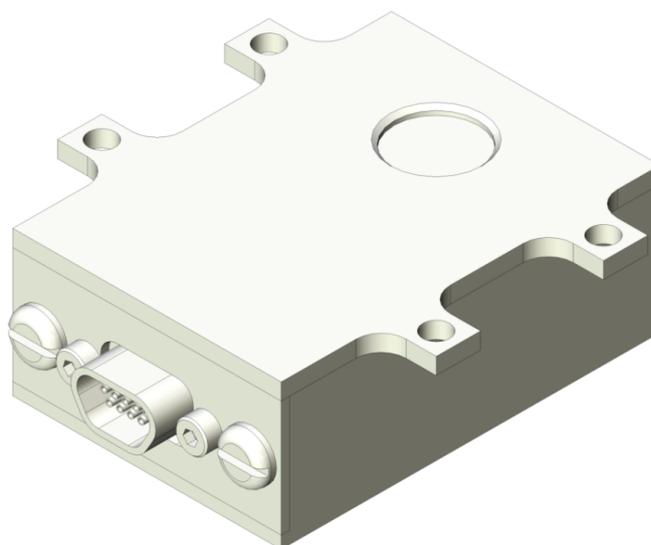


Рисунок 13 - Общий вид цифрового солнечного датчика SX-SUNR-01

Технические параметры данной модели датчика представлены ниже в таблице 3.

Таблица 3 - Технические параметры цифрового солнечного датчика SX-SUNR-01

Параметр	Значение
Угол обзора	$\pm 60^\circ$
Случайное отклонение (шум)	Не более $\pm 0,1^\circ$
Напряжение питания	$5В \pm 0,3В$
Потребляемая мощность	0,05 Вт
Масса	100 г
Габариты	49,3x40x17,5 мм
Диапазон рабочих температур	$-40...+60^\circ\text{C}$
Передаваемая телеметрия	Орт направления на Солнце, температура

Для исполнительных элементов системы ориентации и стабилизации малых спутников обычно используют электромагнитные устройства, управляемые двигатели маховики (УДМ) и в последнее время - двигатели-гиродины. В сборке студенческого МКА применяются электромагнитные устройства (ЭМУ) серии SX-MT20. В качестве блока управления может быть использован SX-MTCU-01. ЭМУ представляют собой катушки индуктивности с сердечником, выполненным из магнитомягкого материала. Предназначены они для создания управляющего момента при

взаимодействии собственного магнитного момента с магнитным полем Земли.

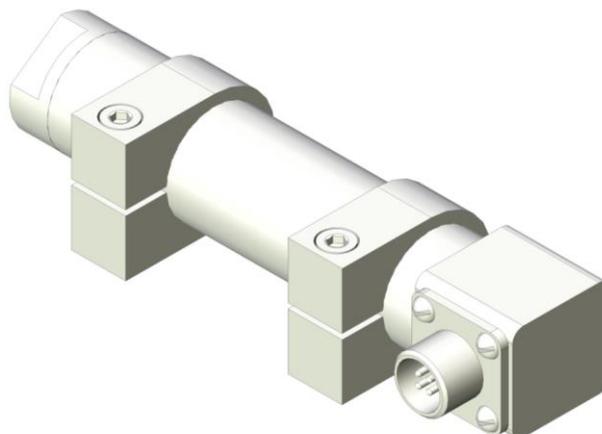


Рисунок 14 - Общий вид электромагнитного устройства серии SX-MT

Технические параметры электромагнитного устройства серии SX-MT представлены в таблице 4.

Таблица 4 - Основные технические параметры электромагнитного устройства серии SX-MT

Параметр	Значение
Максимальный магнитный момент	2 А·м <sup>2</sup>
Максимальная потребляемая мощность	0,35 Вт
Масса	160 г
Длина и диаметр	120 мм, 15 мм
Диапазон рабочих температур	-40...+60°С

Для управления электромагнитными исполнительными органами системы стабилизации (электромагнитными катушками) применяется блок управления электромагнитными устройствами SX-MTCU-01 (рисунок 15). К блоку подключены три катушки, управляемых независимо друг от друга. Этот автономный блок управляется по информационной шине, транслируя команды в токи, текущие по их обмоткам. Блок может работать и автономно от блока системы ориентации и стабилизации, реализуя простейший закон

демпфирования угловой скорости с использованием измерений магнитометра.

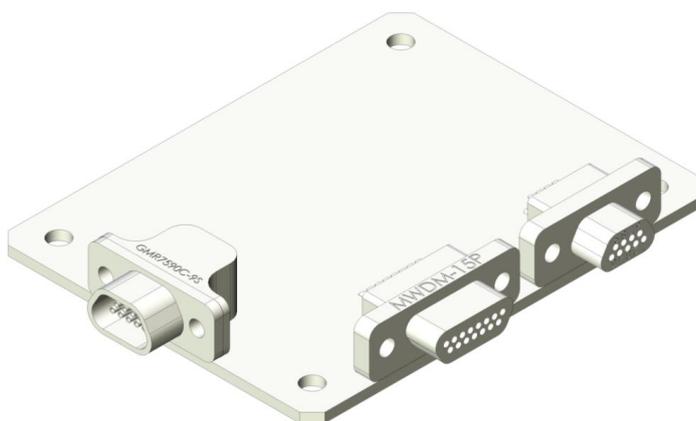


Рисунок 15 - Общий вид платы управления ЭМУ

Технические параметры блока системы управления электромагнитными

устройствами SX-MTCU-01 представлены ниже в таблице 5

Таблица 5 - Технические параметры блока системы управления электромагнитными устройствами SX-MTCU-01

Параметр	Значение
Напряжение питания	12В ± 2,5В
Потребляемая мощность	1 Вт + мощность катушек
Масса	180 г
Габариты	67,2x47,2x26,5 мм
Кол-во подключаемых ЭМУ	до 3
Максимальный магнитный момент	до 8 А·м <sup>2</sup>
Диапазон рабочих температур	-40...+60°С
Передаваемая телеметрия	токи, напряжения, температуры

Система ориентации и стабилизации разработки должна содержать необходимую вычислительную технику. Для этого установлена материнская плата с необходимой запрограммированной аппаратурой, позволяющей производить нужные вычислительные алгоритмы и расчёты для стабильной работы системы ориентации и стабилизации. (рисунок 16). [10]

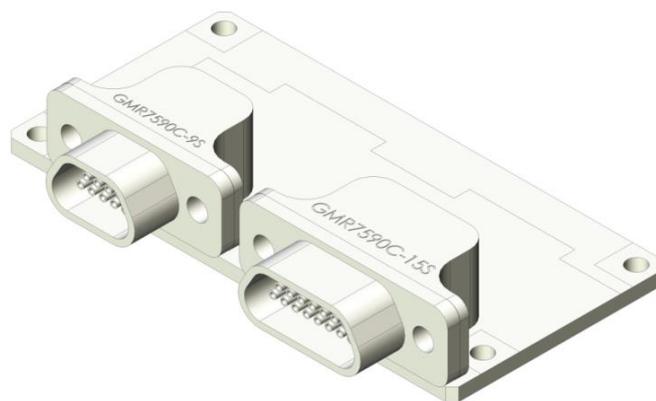


Рисунок 16 - Общий вид материнской платы с программно-математическим обеспечением

### **Система электропитания**

Система энергоснабжения космического аппарата (система энергопитания, СЭП) – система космического аппарата, обеспечивающая электропитание других систем, является одной из важнейших систем, во многом именно она определяет геометрию космических аппаратов, конструкцию, массу, срок активного существования. Выход из строя системы энергоснабжения ведёт к отказу всего аппарата.

В состав системы энергопитания обычно входят: первичный и вторичный источник электроэнергии, преобразующие, зарядные устройства и автоматика управления.

Самыми распространёнными в космической технике являются литий-полимерные аккумуляторы. так как они обеспечивают наибольшее количество циклов заряд-разряд и имеют лучшую стойкость к перезаряду. Эти факторы выходят на первый план при сроках службы аппарата более года.

Помимо основной функции аккумуляторная батарея может играть роль стабилизатора напряжения бортовой сети, так как в рабочем диапазоне температур её напряжение меняется мало при изменении тока нагрузки.

Общий вид СЕП представлен на рисунке 17.



Рисунок 17 - Общий вид системы электропитания

Система обеспечивает совместную работу многосекционной солнечной батареи на основе трехкаскадных фотоэлектрических преобразователей и литий-феррофосфатных аккумуляторных батарей на общую нагрузку, стабилизацию напряжений, управление зарядом и разрядом АБ, контроль температур, напряжений и токов на всех этапах преобразования энергии; выдачу всей необходимой телеметрии в бортовую систему управления спутника.

Элементы, установленные в нашем аппарате, имеют приблизительно равный диапазон потребляемой электрической энергии.

Часть энергопотребителей была установлена на основании данных зарубежных и отечественных аналогов. Величины потребляемой электроэнергии приведены в таблице 6.

Таблица 6 - Сводка потребляемой мощности служебных систем

Название	Мощность, Вт
Система электропитания	1,3
Универсальный блок измерителей магнитного поля и угловой скорости	1,5
Цифровой солнечный датчик	0,05
Электромагнитное устройство	1,05
Блок системы управления электромагнитными устройствами	0,8
Антенны	0,3
Системные платы	1,2
Суммарная мощность всех систем МКА	6

Как видно из таблицы 6, суммарная потребляемая мощность составляет около 6 Ватт. Мощность подсчитана без модулей полезной аппаратуры, но при максимальной одновременной нагрузке всех служебных систем.

Для гарантированного обеспечения электроэнергией (с запасом), на борту малого космического аппарата генерируется 132 Вт электрической энергии. Данные показатели выдают солнечные батареи предназначенные для преобразования электромагнитной энергии солнечного излучения в электрическую, и они же являются первичным источником энергии в составе аппарата. В качестве фотоэлектрических преобразователей используются арсенид-гелиевые фотоэлементы.

Конструкция МКА предусматривает 4 свободные стороны для закрепления солнечных батарей. Батарея состоит из 6 панелей.[10].

Панели с солнечными батареями представлены на рисунке 18.

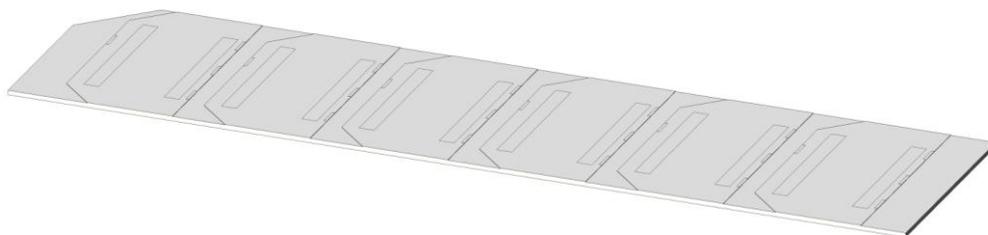


Рисунок 18 - Панель с солнечными батареями

Технические характеристики данной батареи приведены в таблице 7.

Таблица 7 - Технические характеристики панели солнечных батарей

Параметр	Значение
Номинальное напряжение	12 Вт
Максимальная мощность	не менее 132 Вт
Ток максимальной мощности	не менее 1,8 А
Напряжение максимальной мощности	не менее 13,1 В
Срок службы	не менее 15 лет
Габаритные размеры	280x85x1,65
Масса	не более 0,2 кг

## Блок управления системами МКА

Бортовые комплексы управления (БКУ) разработки обеспечивают поддержание бортовой сети обмена данными между модулями служебных систем, между служебными системами и полезной нагрузкой, и осуществляет маршрутизацию пакетов телеметрии и полезной информации. Общий вид платы управления системами спутника представлен на рисунке 19.

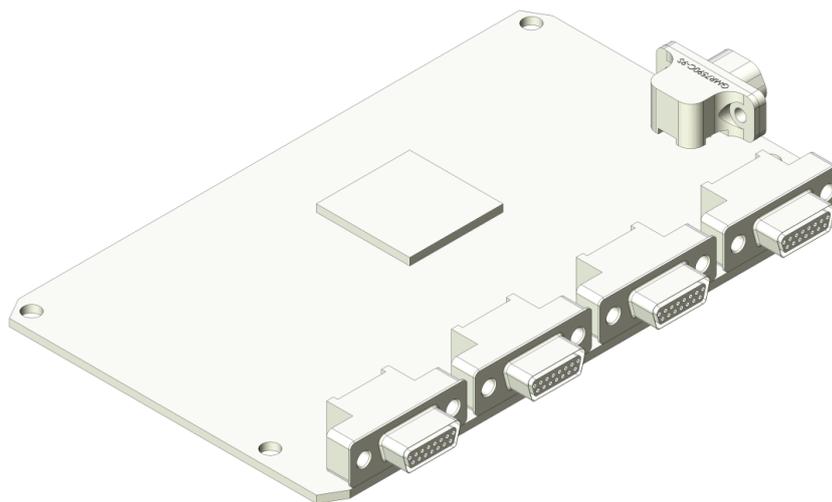


Рисунок 19 - Общий вид платы управления система МКА

Плата управления включает в себя:

- Магистральную шину обмена данными в SxPA-БКУ;
- Бортовой комплекс управления, который состоит из процессорного модуля, менеджера устройств на базе процессора LEON3, и набора маршрутизаторов.

## Системы телеметрии и телекоманд

Бортовая система телекоманд и телеметрии D-диапазона BGD-ТС-B-01-01 (рисунок 21) – бортовой коммуникационный модуль, предназначенный для приема телекоманд и передачи телеметрии. Он может включать одну или несколько радиолиний для управления спутником и приема телеметрии D-диапазона частот. Основные характеристики приемопередающей системы:

вид модуляции: GMSK или DQPSK;

частотный диапазон (прием/передача) 434 – 438 МГц;  
скорость передачи данных 4800 бит/сек борт-Земля, 9600 бит/сек -  
Земля-борт;

тип антенны: всенаправленная;

интерфейс: CAN2B, SpaceWire.

Без систем телеметрии и телекоманд невозможно отслеживание спутника, получение и передача команд и сигналов с КА [10].

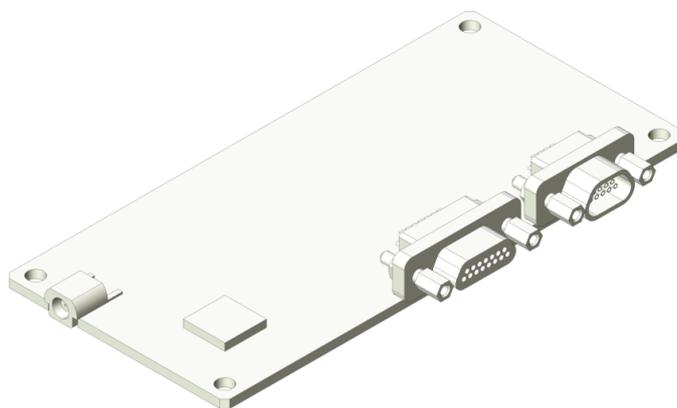


Рисунок 20 - Общий вид системной платы телеметрии и телекоманд



Рисунок 21 - Общий вид антенны D-диапазона

## Модуль полезной нагрузки. Функциональное назначение

Полезная нагрузка космического аппарата или полезный груз космического аппарата – это количество, тип или масса полезного оборудования, определяющего цель космического аппарата. В технической литературе обычно используются сокращения этого термина: «ПГ» (полезный груз) или «ПН» (полезная нагрузка).

В качестве полезной нагрузки используется электромеханический исполнительный орган системы ориентации малого космического аппарата на базе управляемого по скорости двигателя-маховика (рисунок 22). Опытный образец оригинальной конструкции этого исполнительного органа предлагается использовать для угловой ориентации проектируемого МКА. Проверяется применение опор скольжения вместо опор качения, что существенно снижает амплитуду колебаний вибрационного спектра в рабочем диапазоне частот.

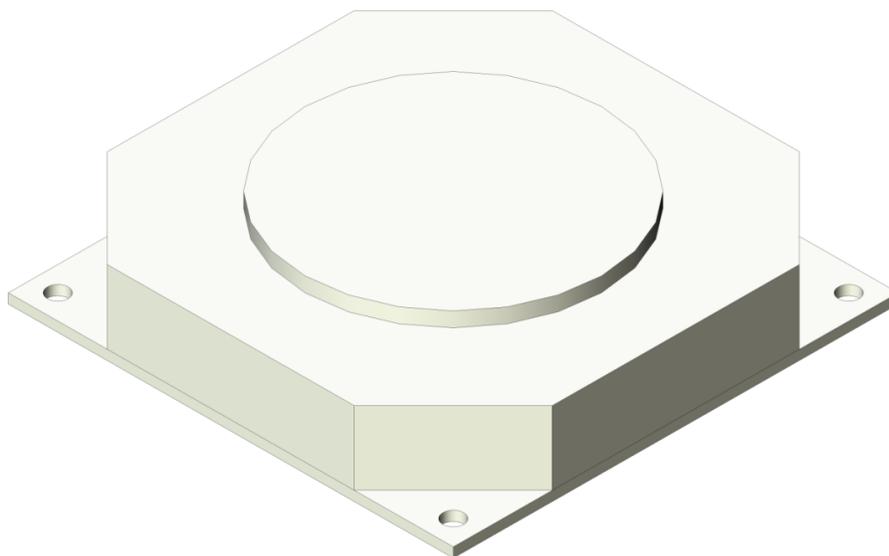


Рисунок 22 - Общий вид электромеханического исполнительного органа

Технические характеристики электромеханического исполнительного органа приведены в таблице 5.2.

Таблица 8 - Технические характеристики электромеханического исполнительного органа

Параметр	Значение
Напряжение электропитания	5 В
Потребляемая мощность	max 3 Вт
Габаритные размеры	90x90x25 мм
Масса	не более 0,2 кг
Диапазон рабочих температур	0...+50°С

Вторым элементом полезной нагрузки является ионно-плазменный двигатель, который возможно использовать в качестве исполнительного органа системы ориентации малого космического аппарата. Принцип работы этого двигателя – создание реактивной силы за счет выброса плазменной струи. Проверяется в условиях невесомости применимость в двигателях данного типа жидкометаллического рабочего тела. Данное техническое направление, как показывает обзор публикаций, является перспективным направлением научных исследований.

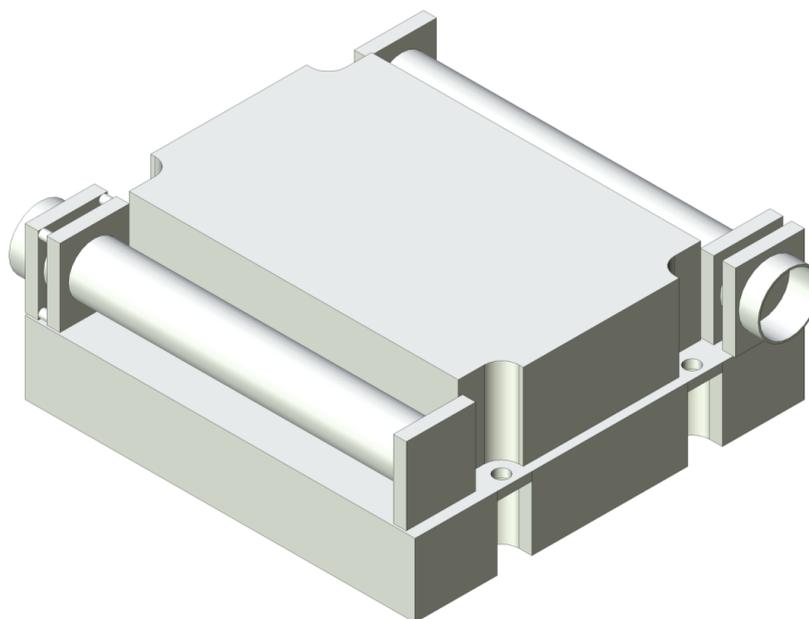


Рисунок 23 - Общий вид ионно-плазменного двигателя

Технические характеристики электромеханического исполнительного органа приведены в таблице 9. [10]

Таблица 9 - Технические характеристики ионно-плазменного двигателя

Параметр	Значение
Напряжение электропитания	5 В
Потребляемая мощность	max 12 Вт
Габаритные размеры	90x90x37 мм
Масса	не более 0,45 кг
Диапазон рабочих температур	-30...+65°C

## 2.2. Выбор элементов, требующих теплоотвод

Не всем системам и не всей аппаратуре требуется стабилизация температуры, некоторые системы вырабатывают нужное количество тепла для функционирования, например, механические устройства. Рассмотрим блоки спутника и определим, к каким элементам нужно подводить теплоотвод, а к каким нет.

Модуль служебной нагрузки МКА – это ионно-плазменный двигатель. Он не требует определённой температуры для запуска и стабильной работы, температура вырабатываемая им сбрасывается в космическое пространство из-за особенности конструкции спутника. Следовательно, стабилизация температуры не требуется.

Система энергоснабжения включает в себя солнечные панели и аккумуляторную батарею. В разрабатываемом спутнике солнечные панели могут быть изготовлены из следующих материалов:

- На основе кристаллического кремния (жесткие, КПД 12-20% – уменьшается при нагреве - 0.45%/°C считая от +25°C, спектр 0.5-1.0 – "видимый + инфракрасный");
- Аморфный кремний (гибкие батареи, КПД 5-10%, спектр 0.2-0.7 – "ультрафиолет + видимый");

- Арсенид галлия (жесткие, тяжёлые модули с КПД 10-25%, сохраняют работоспособность до температур +150°C, спектр 0.5-0.9 – "видимый", дорогие);
- Сульфидно-кадмиевые (тонкоплёночные – гибкие, КПД 5-10% – стабилен до температур +100°C, спектр 0.2-0.7 – "ультрафиолет"

Судя по этим данным, для стабильной работы солнечных панелей система термостабилизации не требуется.

АКБ: В разрабатываемой конструкции спутника предполагается использовать литий-полимерную аккумуляторную батарею. В случаях, когда потребляемый ток составляет от 0,28А до 2,8А (в зависимости от модели), а аккумулятор закрыт со всех сторон, после 5-6 минут работы в таком режиме следует остановить работу аккумуляторной батареи. Дело в том, что после нагрева выше определенной температуры (около 70 градусов) в аккумуляторе начинает идти «цепная реакция», превращающая запасенную им энергию в тепло, аккумулятор начинает плавиться. В разрабатываемом спутнике предполагается использование токов не более 0.2А, следовательно, стабилизация температуры не требуется.

Система ориентации и стабилизации: Рабочий диапазон температур универсального блока измерителей магнитного поля и угловой скорости, цифрового солнечного датчика, электромагнитного устройства и платы управления ЭМУ составляет от -40 до +60°C. Для защиты от перегрева следует установить систему стабилизации температуры.

Сами платы рассматривать нет смысла, т.к. вся температура передаётся им от размещённой на плате электроники, а платы выдержат любой представленный диапазон.

Системы телеметрии и телекоманд. Для стабильной работы антенне D-диапазона не требуется определённого температурного диапазона. Следовательно, стабилизации температуры не требуется.

Диапазон рабочей температуры электромеханического исполнительного органа составляет от 0 до +50°C. Температура МКА может быть ниже 0°C. Для нормального запуска электромеханического исполнительного органа проведём температурную трубку по касательной с крышкой корпуса прибора. Нагрев осуществится на других элементах и перенесётся в нужное место, из-за касания часть тепла передастся на исполнительный орган.

### 2.3. Экспериментальная часть

Один из возможных вариантов системы термостабилизации МКА CubeSat может быть основан на использовании радиатора и кулера (рис.24), подобных тем, которые устанавливаются в ноутбуках. В блоке управления CubeSat в качестве микропроцессора может быть использован процессор Intel Pentium quad core processor N3540 (2.66 GHz). Ниже представлены результаты температурных испытаний системы охлаждения с использованием представленного процессора. Максимально допустимая температура для данного процессора 100°C Система охлаждения – алюминиевый радиатор и кулер, установленный на радиаторе (рис 25), контактная площадка радиатора и процессора смазана термопастой. Цель испытания - выявить возможность такой системы охлаждения обеспечить отвод тепла и поддержание температуры не более 80°C.

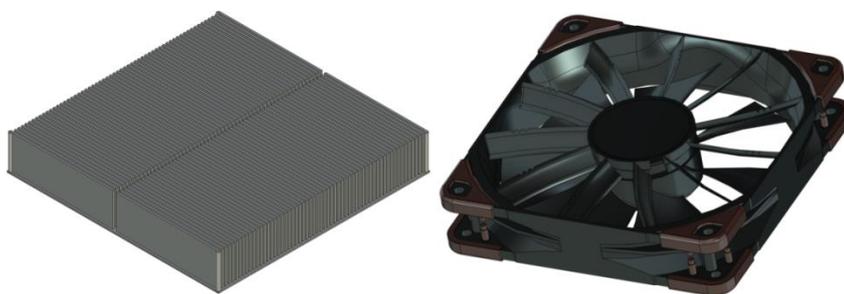


Рисунок 24 - 3D модели радиатора и кулера

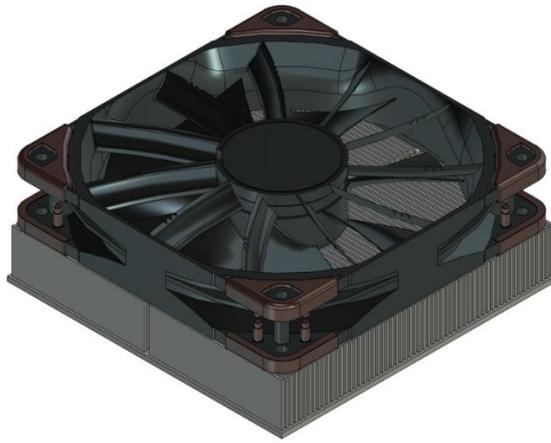


Рисунок 25 - 3D модель кулера и радиатора в сборке

Процессор и система охлаждения устанавливаются в стационарный ноутбук, на который предварительно установлена программа, загружающая процессор.

Работа процессоров без загрузки. На рисунке 26 показана загрузка центрального процессора (ЦП) равная 0%. На рисунках 27 и 28 показаны состояния ядер процессора, температура и процент загрузки.

 A screenshot of the Windows Task Manager window, specifically the 'Performance' tab. The window title is 'Диспетчер задач'. The 'Производительность' (Performance) tab is active, showing system metrics: ЦП (CPU) at 0%, Память (Memory) at 35%, Диск (Disk) at 0%, and Сеть (Network) at 0%. Below the metrics, a list of running processes is displayed. The 'ЦП' column shows 0% usage for all listed processes.
 

Имя	0% ЦП	35% Память	0% Диск	0% Сеть
<b>Приложения (1)</b>				
Диспетчер задач	0,2%	10,0 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с
<b>Фоновые процессы (43)</b>				
AntiVir shadow copy service	0%	0,4 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с
Antivirus Host Framework Servi...	0%	2,4 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с
Avira Real-Time Protection				
Antivirus Host Framework Servi...	0%	1,3 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с
Application Frame Host	0%	2,9 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с
Avira system tray application (3...	0,1%	2,1 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с
COM Surrogate	0%	0,5 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с
COM Surrogate	0%	2,4 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с
Device Association Framework ...	0%	0,1 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с
Device Association Framework ...	0%	1,7 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с
Elan Service	0%	0,4 МБ	0 МБ/с	0 Мбит/с

Рисунок 26 - Загрузка центрального процессора (ЦП)

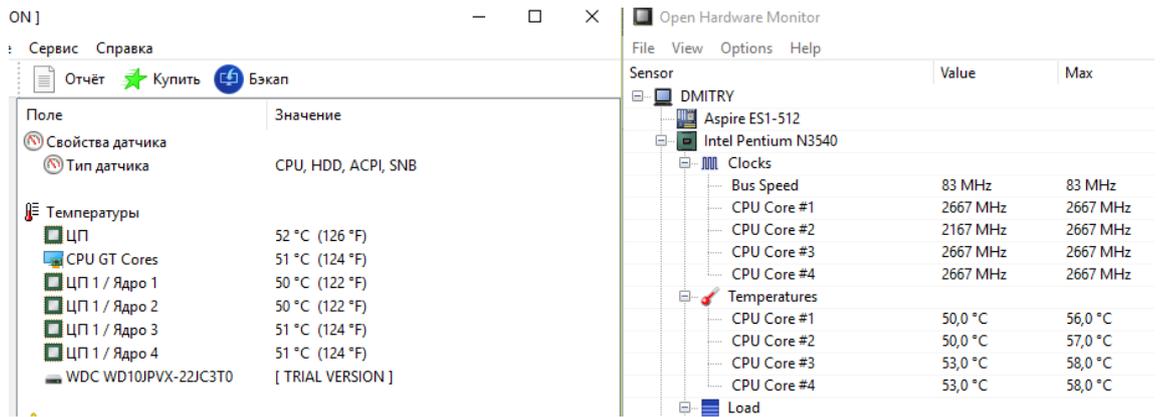


Рисунок 27 - Температура ЦП без загрузки

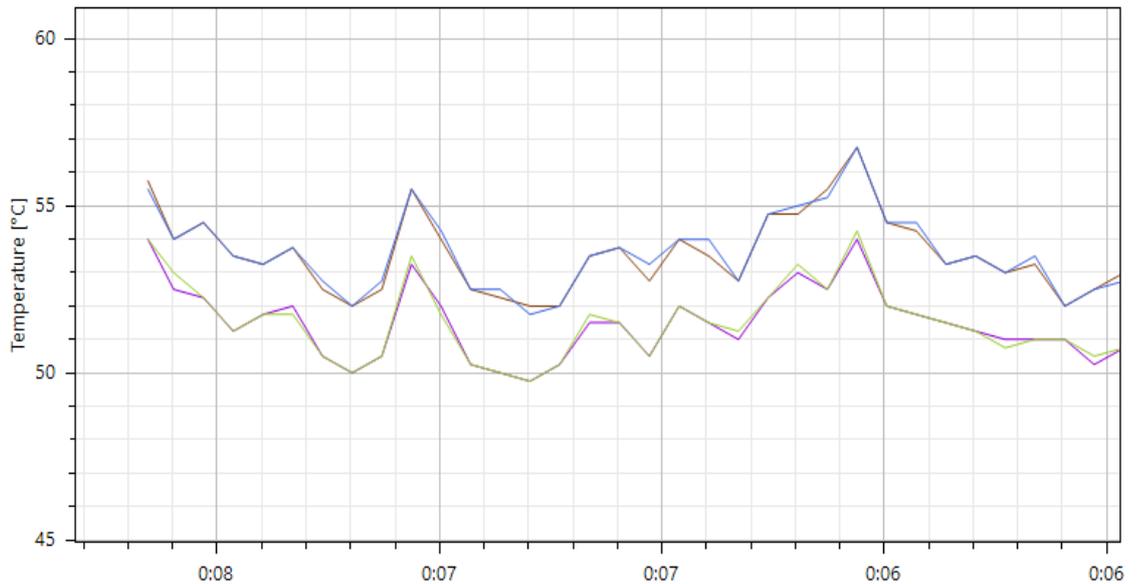


Рисунок 28 - Температура ядер ЦП без загрузки

С помощью программы загрузки процессора «CPU Loading» постепенно загружаем процессор. Загрузка 1X (рис.29, 30):

Таблица 10 - Загрузка ядер процессора и температура

Ядро	Загрузка ядер процессора	Температура ядер процессора
Ядро 1	39.1%	58 °C
Ядро 2	29,7%	58 °C
Ядро 3	39,1%	61 °C
Ядро 4	45,3%	61 °C

## Общая загрузка процессора 38.3%

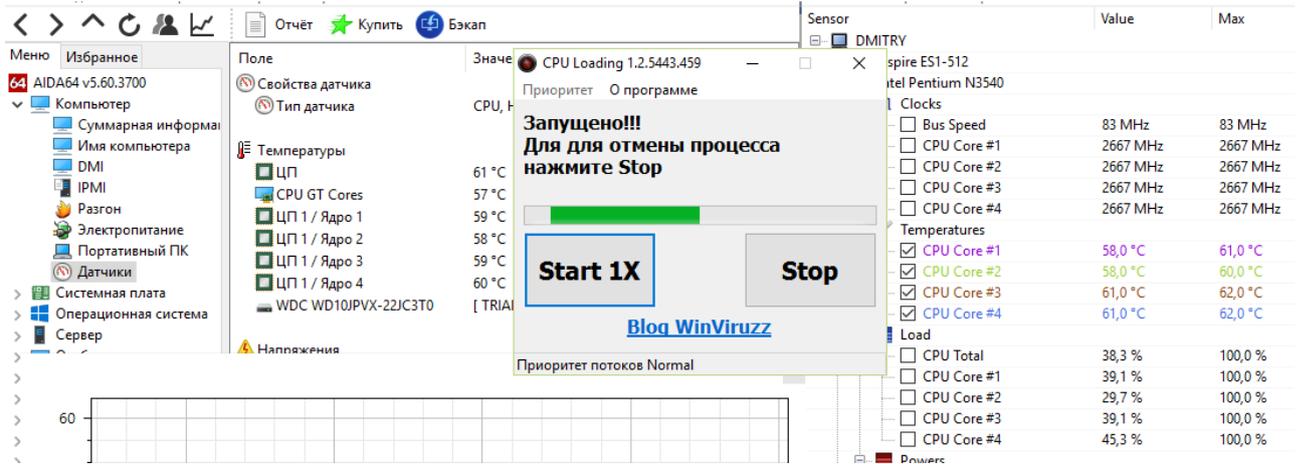


Рисунок 29 - Состояние ядер процессора при загрузке процессора 1X

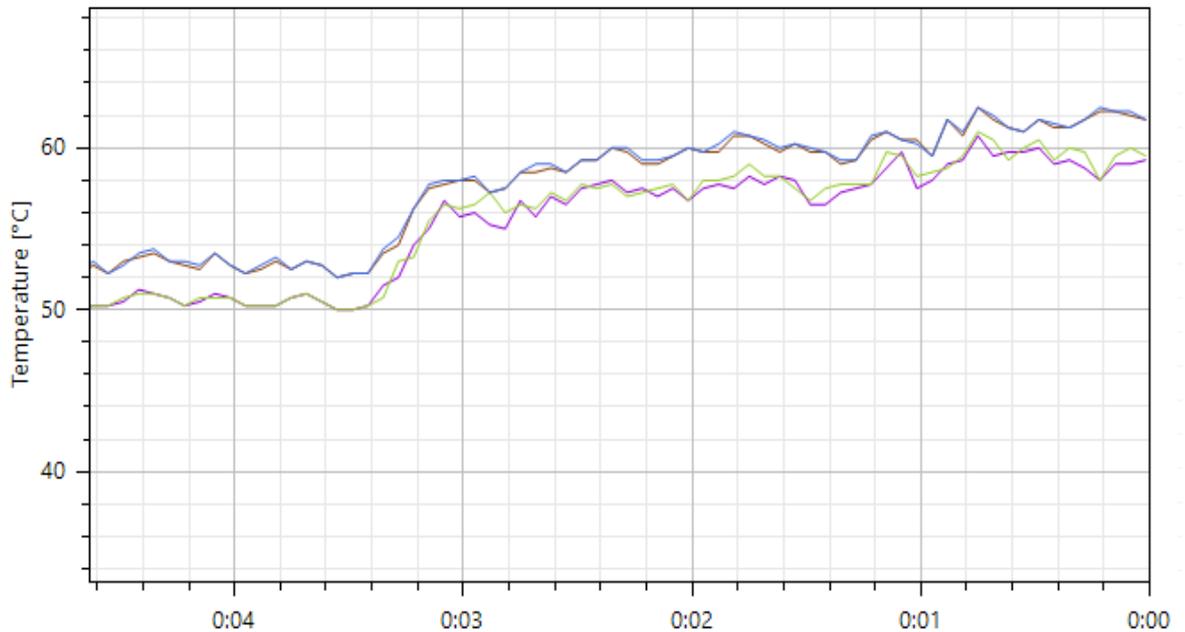


Рисунок 30 - Температура ядер ЦП при нагрузке 38,3%

Загрузка X2 (рис 31,32):

Таблица 11 - Загрузка ядер процессора и температура

Ядро	Загрузка ядер процессора	Температура ядер процессора
Ядро 1	48,4%	61 °C
Ядро 2	32,8%	61 °C
Ядро 3	57,8%	64 °C
Ядро 4	87,5%	64 °C

Общая загрузка процессора 56,6%

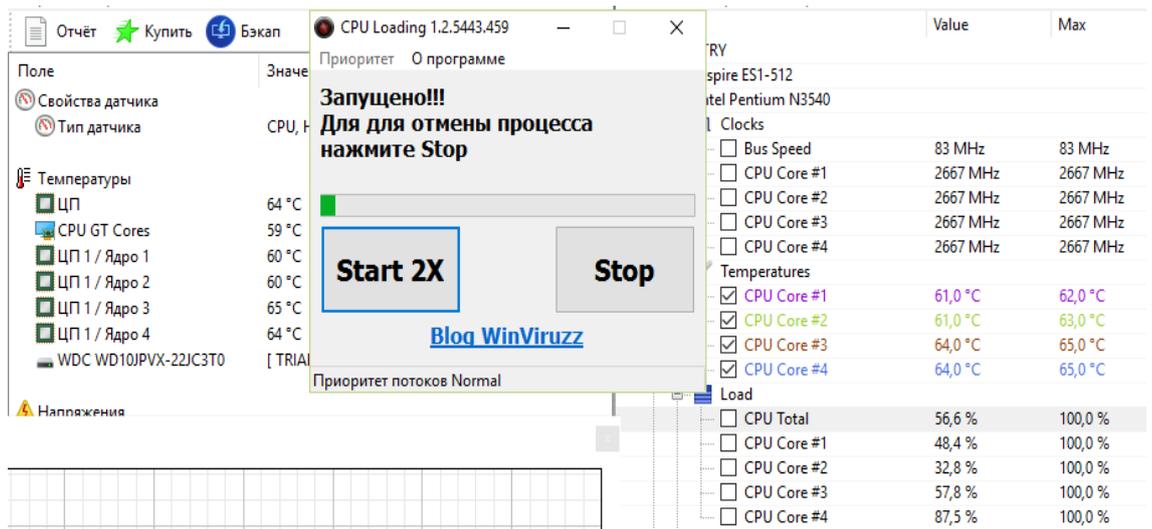


Рисунок 31 - Состояние ядер процессора при загрузке процессора 1X.

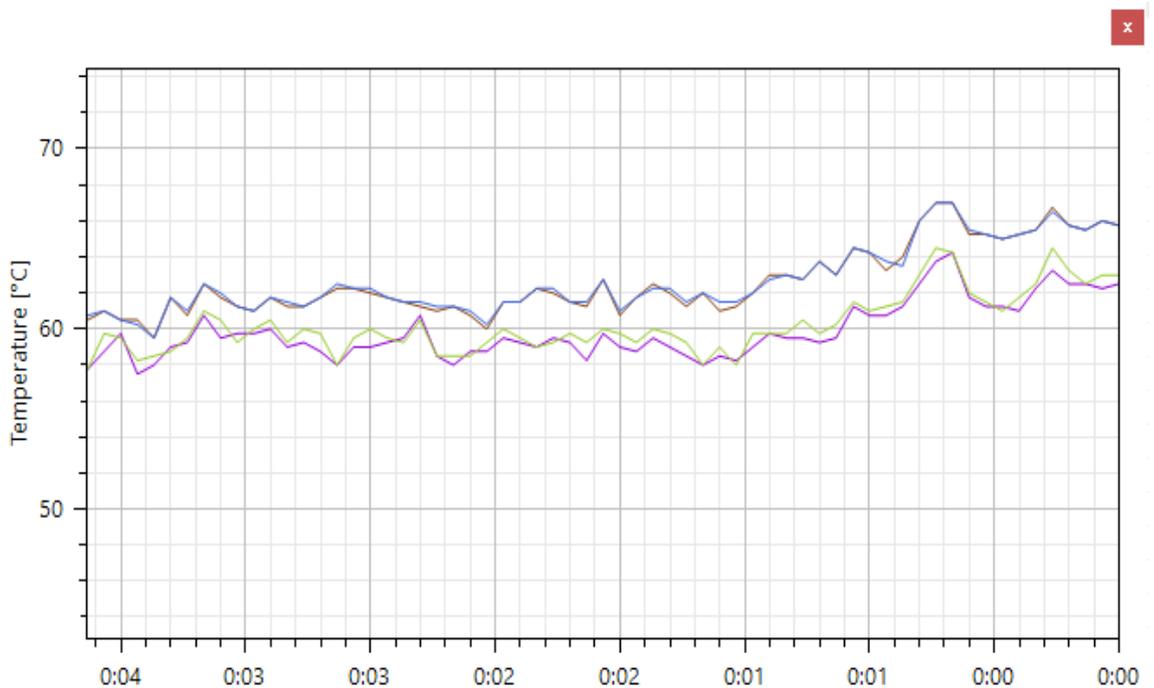


Рисунок 32 - Температура ядер ЦП при нагрузке 56,6%

Загрузка X3 (рис 33,34):

При работе в таком режиме Ядро 4 периодически загружается на 100%.

Таблица 12 - Загрузка ядер процессора и температура

Ядро	Загрузка ядер процессора	Температура ядер процессора
Ядро 1	59,4%	64 °C
Ядро 2	67,2%	64 °C
Ядро 3	96,9%	66 °C
Ядро 4	98,4%	66 °C

Общая загрузка процессора 80,5%

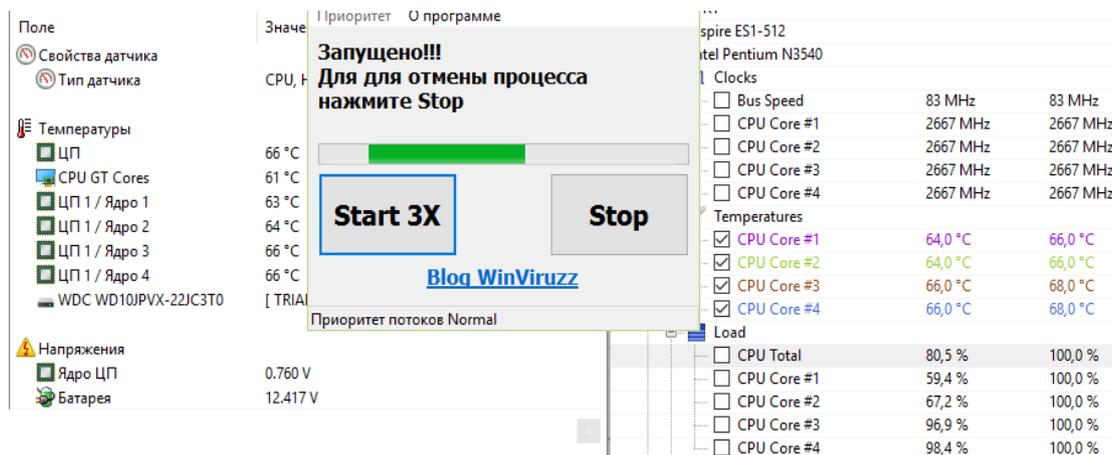


Рисунок 33 - Состояние ядер процессора при загрузке процессора 3X

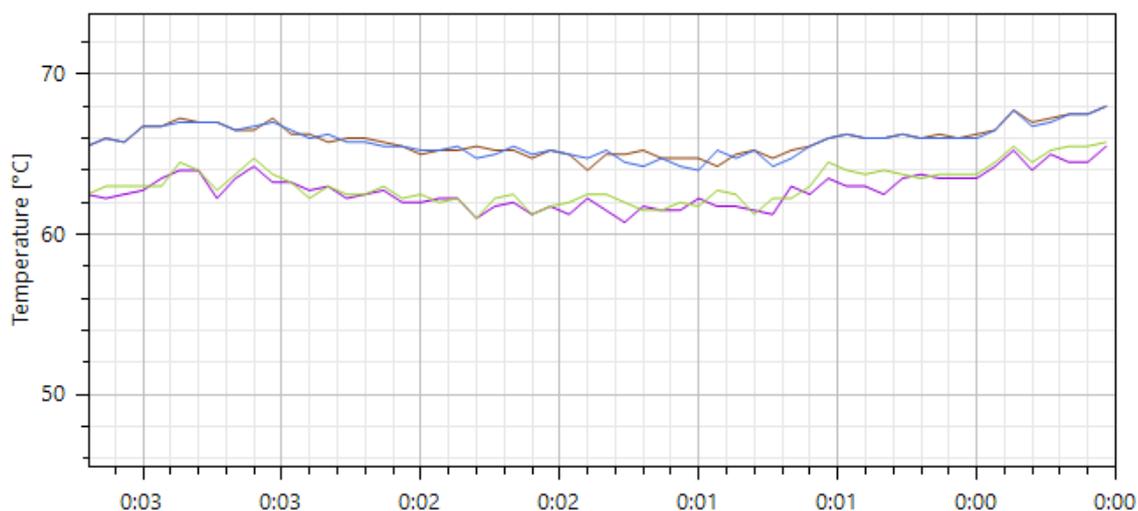


Рисунок 34 - Температура ядер ЦП при нагрузке 80,5%

Загрузка X4 (рис 35, 36):

ЦП загружен на 100%, температура ядер процессора достигает 70°C

При 70 °C активировалась система охлаждения.

Таблица 13 - Загрузка ядер процессора и температура

Ядро	Загрузка ядер процессора	Температура ядер процессора
Ядро 1	100%	67 °C
Ядро 2	100%	67 °C
Ядро 3	100%	69 °C
Ядро 4	100%	69 °C

Общая загрузка процессора 100%

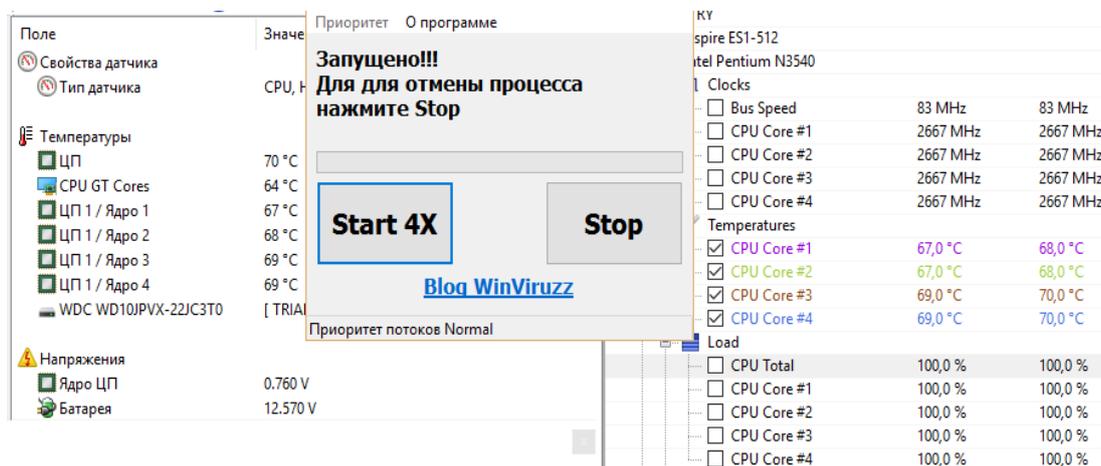


Рисунок 35 - Состояние ядер процессора при загрузке процессора 4X

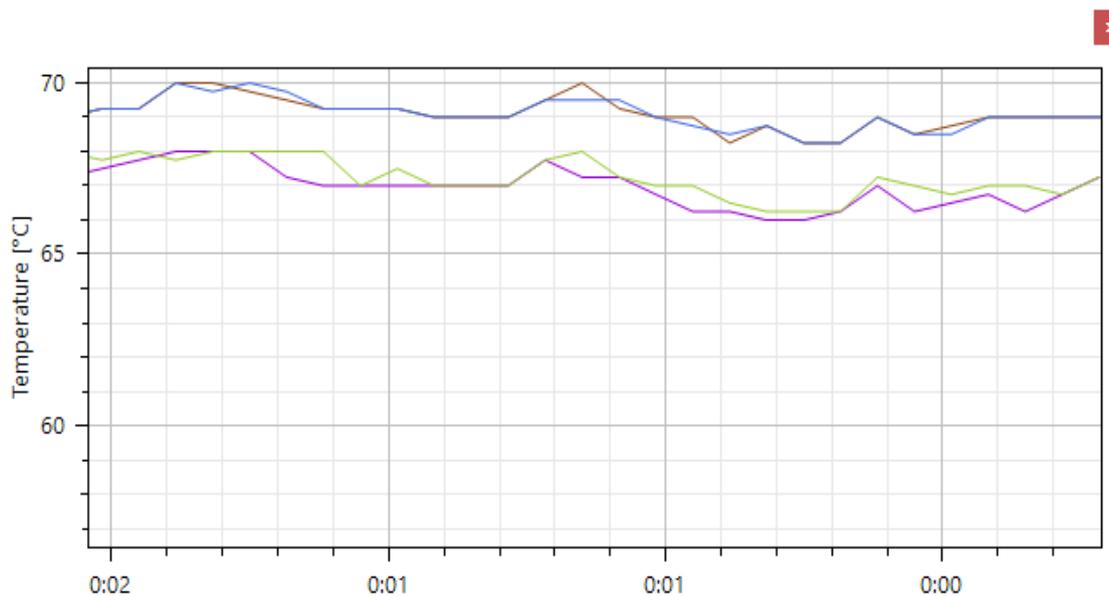


Рисунок 36 - Температура ядер ЦП при нагрузке 100%

Загрузка X5 (рис 37, 38):

ЦП загружен на 100%, температура ядер процессора достигает 71 °C

Система охлаждения поддерживает температуру не выше 70 °C

Таблица 13 - Загрузка ядер процессора и температура

Ядро	Загрузка ядер процессора	Температура ядер процессора
Ядро 1	100%	67 °С
Ядро 2	100%	67 °С
Ядро 3	100%	69 °С
Ядро 4	100%	69 °С

Общая загрузка процессора 100%

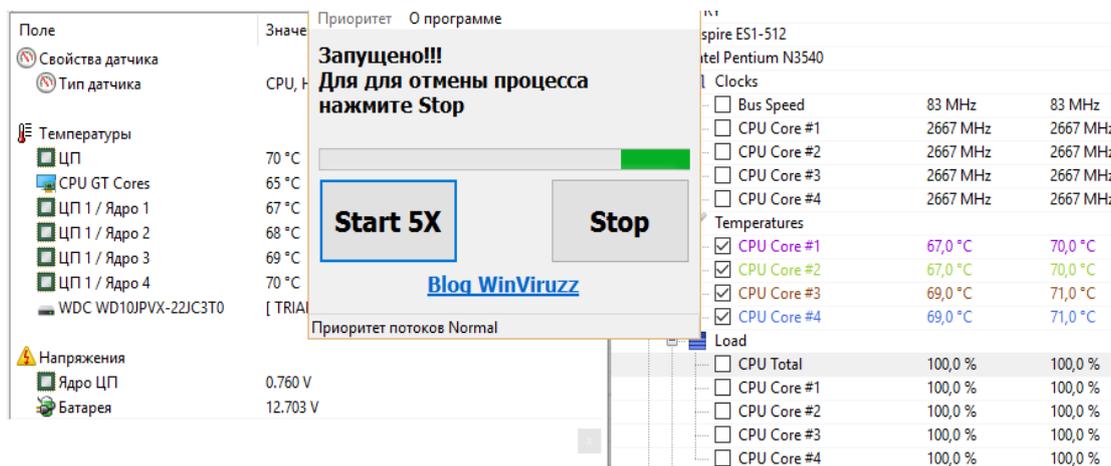


Рисунок 37 - Состояние ядер процессора при загрузке процессора 5X

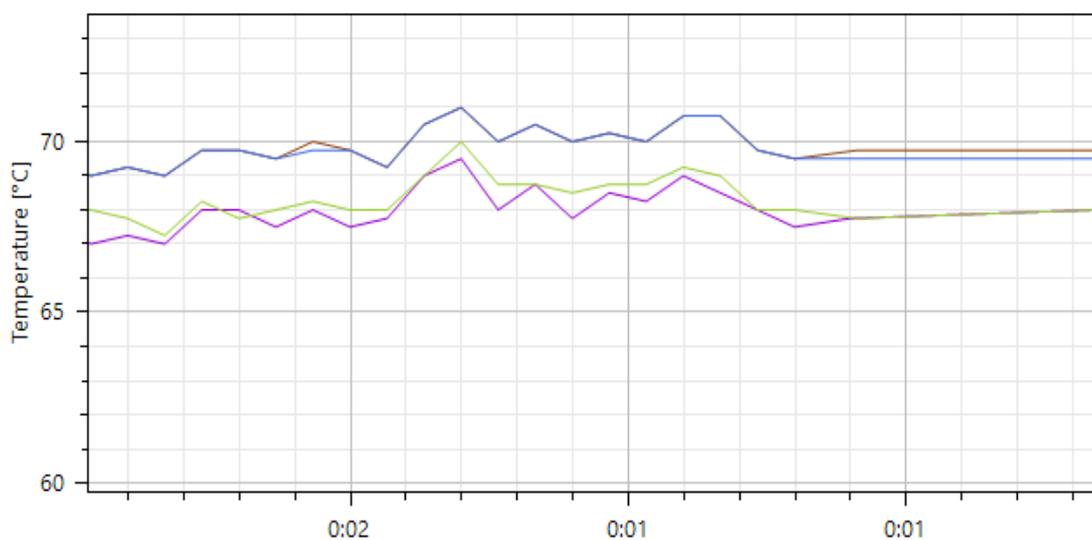


Рисунок 38 - Температура ядер ЦП при нагрузке 100%

При загрузке процессора 6X температура не изменилась.

Загрузка X7 (рис 39, 40):

ЦП загружен на 100%, температура ядер процессора достигает 73 °С

Таблица 13 - Загрузка ядер процессора и температура

Ядро	Загрузка ядер процессора	Температура ядер процессора
Ядро 1	100%	70 °C
Ядро 2	100%	71 °C
Ядро 3	100%	72 °C
Ядро 4	100%	72 °C

Общая загрузка процессора 100%

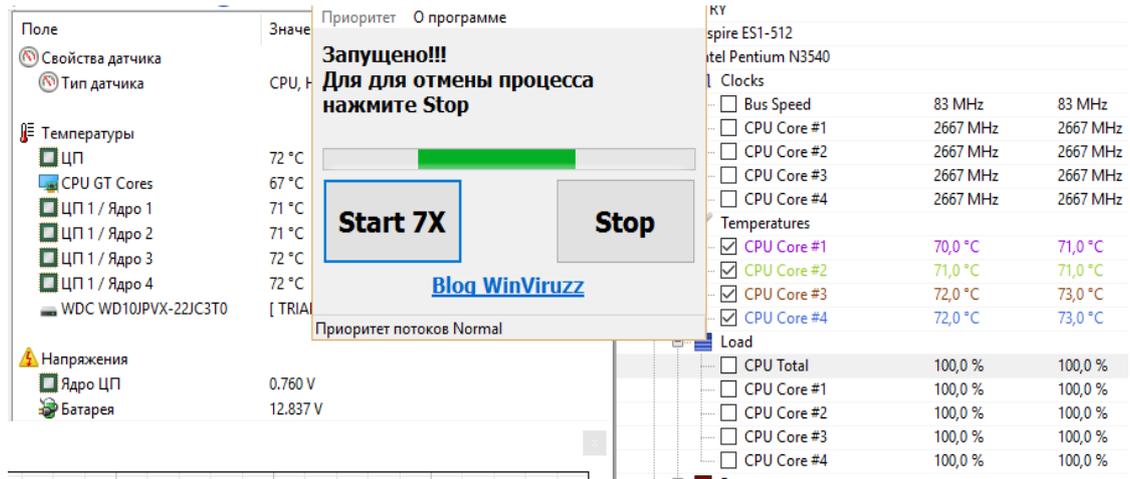


Рисунок 39 - Состояние ядер процессора при загрузке процессора 7X

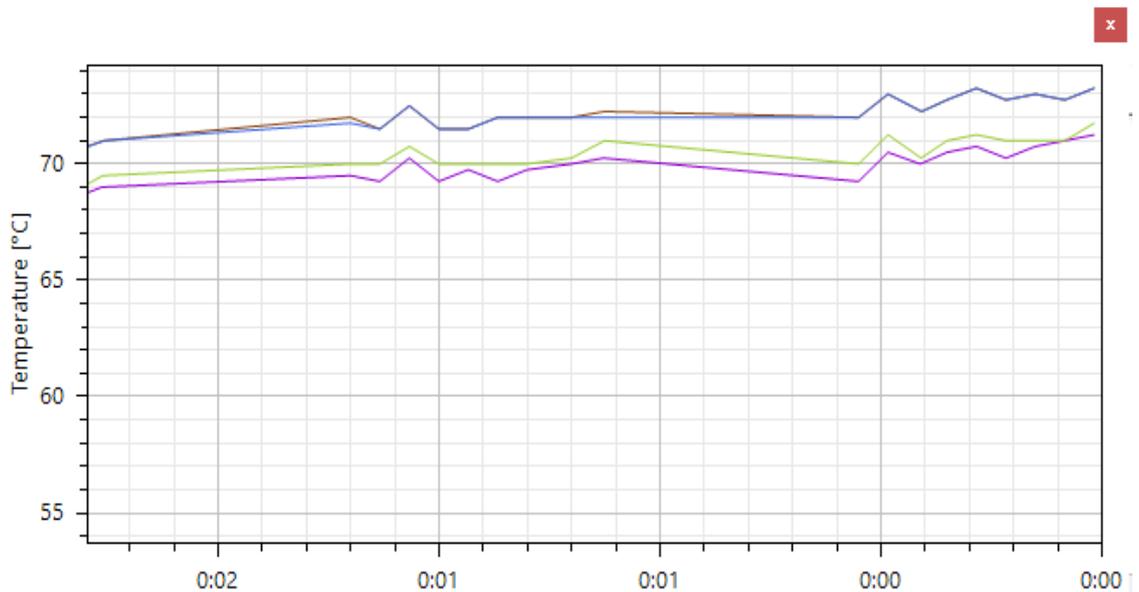


Рисунок 40 - Температура ядер ЦП при нагрузке 100%

При X8,9, 10 заметных температурных отличий не наблюдается

При резком отключении нагрузки система резко сбрасывает температуру до рабочей 61°C. Время установления рабочей температуры 78 секунд.

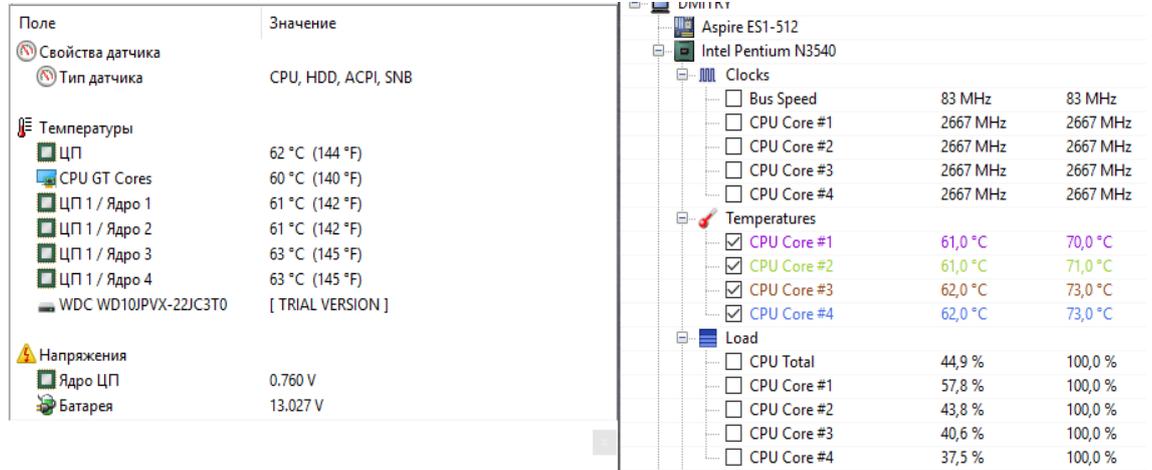


Рисунок 41 - Состояние ядер процессора без нагрузки

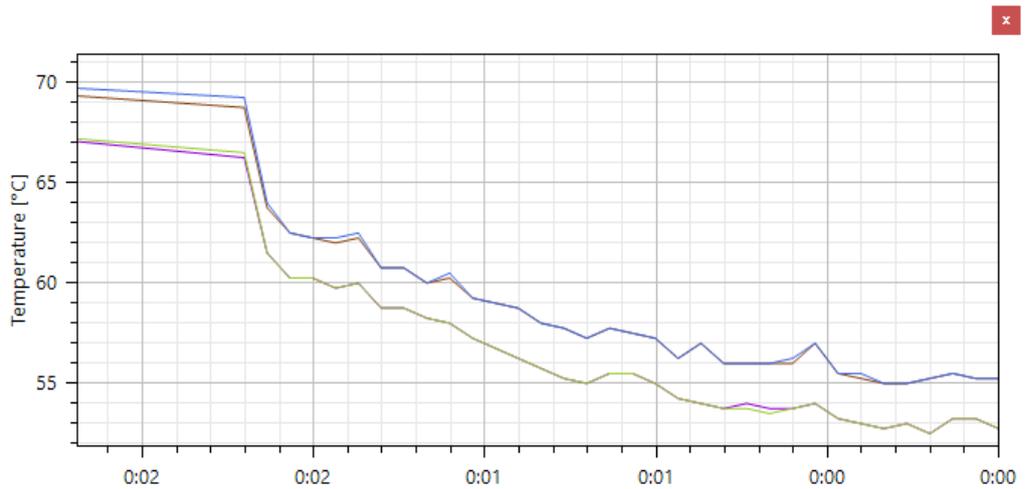


Рисунок 42 - Температура ядер ЦП без загрузки

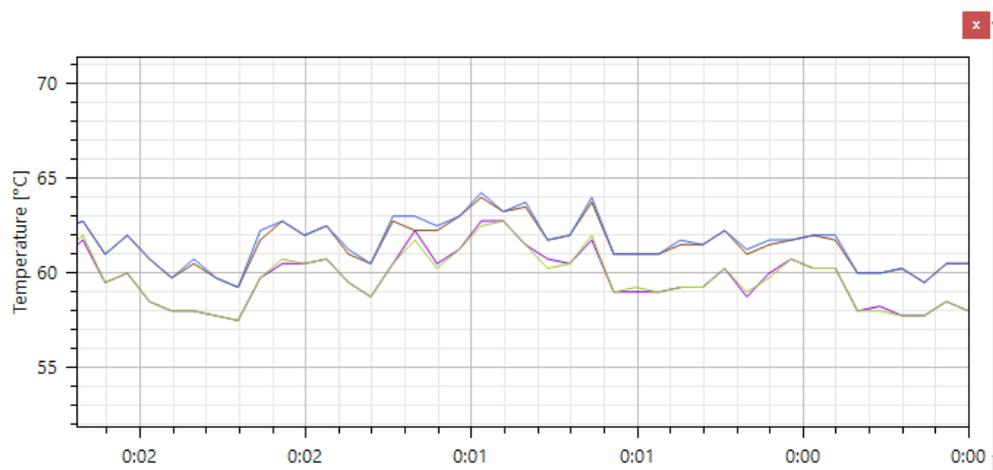


Рисунок 43 - Температура ядер ЦП без загрузки

Экспериментальная проверка подтверждает работоспособность представленной системы охлаждения. Температура ядер не превысили температурный порог 80°C. Это говорит о том, что представленная система охлаждения (кулер + радиатор) пригодна для использования в воздушном пространстве. Но в условиях вакуума данная система охлаждения будет иметь меньшую теплоотдачу. По этой причине следует провести термовакuumные испытания. Для таких испытаний требуется специальная установка. Например, в Киевском политехническом институте используют такую установку для испытания малого космического аппарата типа CubeSat размером U1.

Для проведения термовакuumных испытаний малого космического аппарата и воссоздания условий воздействия земного и солнечного излучений использовался лабораторный стенд ТВК-0,12. Структурная схема, общий вид и положение МКА показаны на рисунке 44.

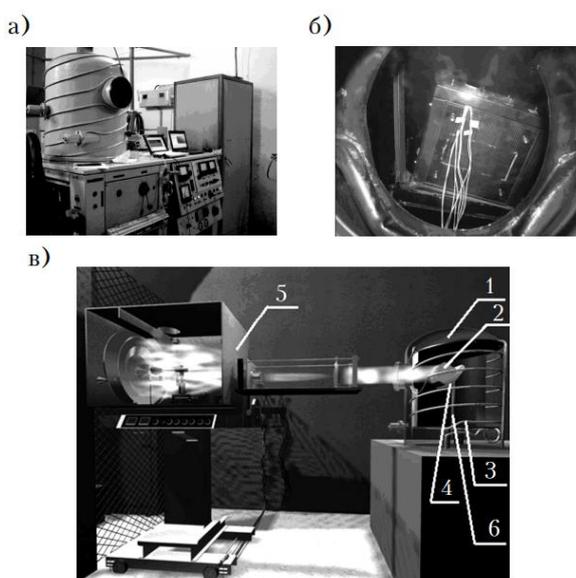


Рисунок 44 - Общий вид стенда ТВК-0,12 (а), положение МКА в камере (б) и структурно функциональная схема (в):

1 — вакуумная камера; 2 — МКА; 3 — криогенная система; 4 — ИЗИ;  
5 — ИСИ; 6 — опорно-поворотное устройство

Стенд для термовакuumных испытаний ТВК-0,12 состоит из следующих основных элементов: вакуумная камера 1, криогенная система 3, имитатор земного излучения (ИЗИ) 4, имитатор солнечного излучения

(ИСИ) 5. Для измерения температуры элементов МКА и криоэкранов применялись 14 миниатюрных контактных датчиков. Данные регистрировались и обрабатывались автоматизированной многоканальной системой измерения температуры.

Результаты измерения температуры поверхностей элементов МКА для второго и третьего орбитальных витков показаны на рисунках 48 и 49. На рисунке 45 видно изменение температуры поверхностей граней I и III. Как и ожидалось, температура поверхностей была наименьшей сразу после окончания «теневого» режима (от  $-23$  до  $-32^{\circ}\text{C}$ ), а наибольшая ( $-5^{\circ}\text{C}$ ) — на грани I при нахождении МКА в точке С – на «солнечной» стороне. На рисунке 46 приведены графики изменения во времени температуры электронной аппаратуры МКА: Т3 - микроконтроллеры платы обработки данных, Т4 - платы системы телеметрии, Т6 - системы энергообеспечения - аккумуляторные батареи и Т5 - микроконтроллеры платы энергообеспечения [11].

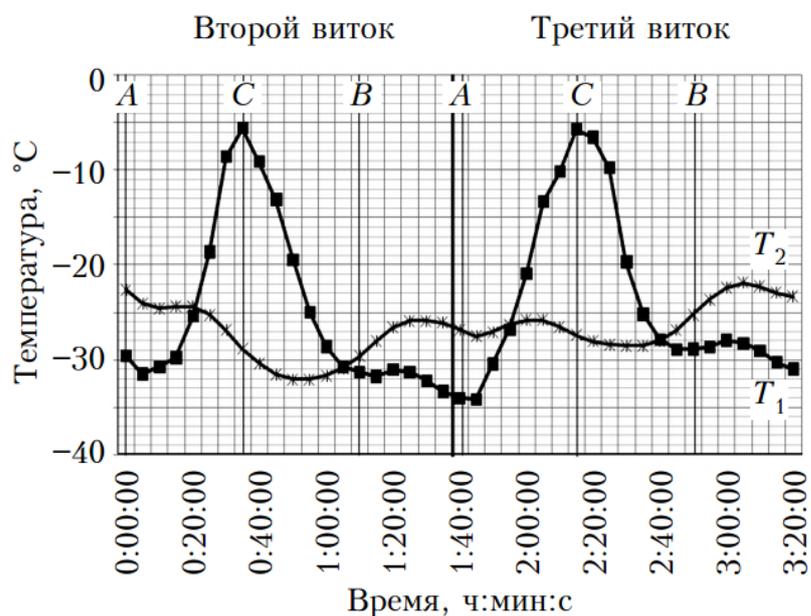


Рисунок 45 - Изменение во времени температуры поверхности граней I (Т1) и III (Т2) на втором и третьих витках.

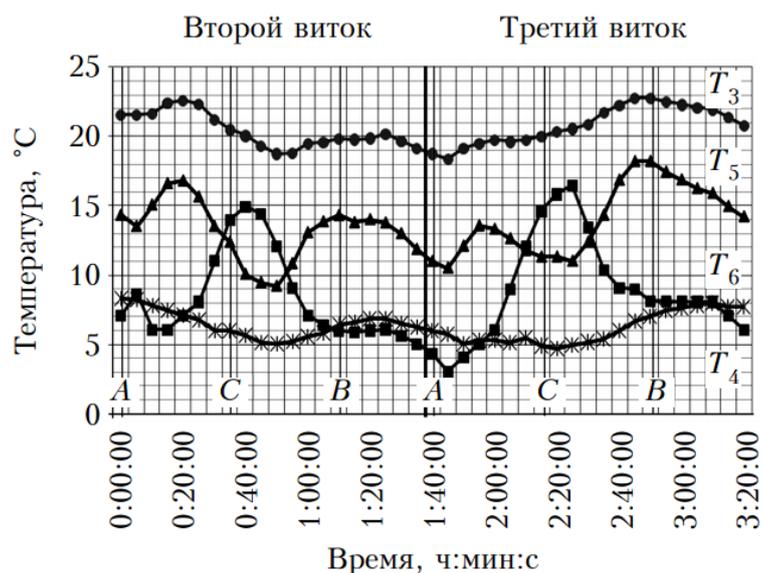


Рисунок 46 - Изменение во времени температуры элементов электронной аппаратуры на втором и третьем витках

Таким образом, данная методика позволяет провести термовакуумные испытания. Испытательный стенд корректно строит факторы космического пространства.

Для испытания системы термостабилизации МКА, разработанного на кафедре ТПС, целесообразно использование подобной установки.

В нашем случае не представляется возможным использовать данную установку. Для этого создания максимально приближенных условий создадим вакуумную камеру и проведём эксперимент с тепловой трубкой и радиатором. Вакуумная камера представлена на рисунке 47.

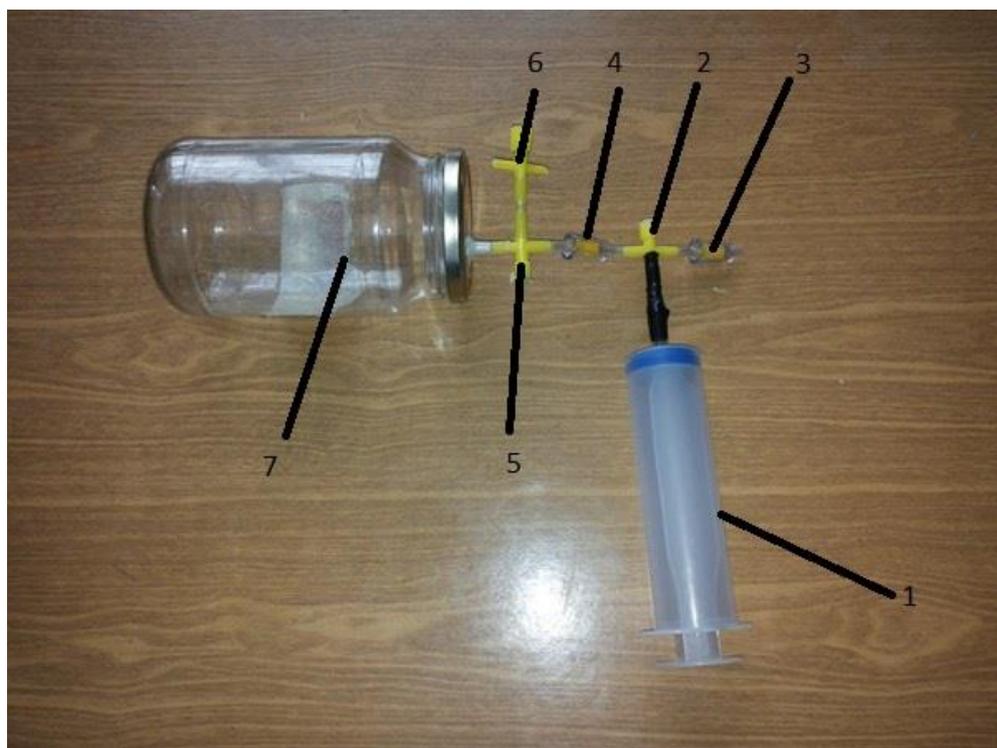


Рисунок 47 - Вакуумная камера

1 – шприц Жане; 2 – тройник; 3 – обратный клапан; 4 – обратный клапан;  
5 – тройник; 6 – спускной тройник; 7 – вакуумная камера

Объект исследования помещается в вакуумную камеру 7 и герметично закрывается, далее откачивается воздух. Откачка воздуха происходит вытяжением шприца Жане 1, который закреплён термоклеем к трубке, ведущей к тройнику 2. Один из выходов тройника ведёт к обратному клапану 3, через который производится выброс воздуха в атмосферу; второй выход тройника 2 ведёт к обратному клапану 4, этот клапан высасывает воздух из самой камеры 7 через тройник 5, концы которого ведут к камере и к спускному тройнику 6. Спускной тройник служит для восстановления давления в вакуумной камере. Такая система не позволяет создать полный вакуум, т.к. элементы не способны выдержать высокого внешнего давления, поэтому создаётся максимально возможная разреженная воздушная среда.

Дополнительно к проведённому эксперименту произведены расчёты воздействующего теплового потока на спутник в тени и при прямом

солнечном излучении. Расчёты производились в программных продуктах MathCad и SMath Studio.

### **Определение суммарного теплового потока, воздействующего на спутник**

При движении в космическом пространстве спутник попадает под воздействие излучения и тени различных космических тел – планет, крупных космических аппаратов, естественных спутников планет и прочее. При попадании МКА в тень космических объектов спутник теряет температуру. Расчёт температуры спутника в зависимости от излучения и попадания в тень крупных космических объектов приведён ниже.

Для определения температуры солнечных панелей на протяжении одного витка используем уравнение теплового баланса:

$$C_m \cdot M_s \cdot \frac{dT}{dt} = Q_1 + Q_2 - N_{уд},$$

где  $C_m$  – удельная теплоемкость материала панели солнечных батарей, ( $C_m=800$  Дж/кг);

$M_s$  – удельная масса панели, ( $M_s = 28,084$  кг/м<sup>2</sup>);

$t$  – время ( $t = 7200$  с);

$T$  – температура панели (диапазон температур ( $T = -120 \dots +120^\circ\text{C}$ ));

$Q_1$  – тепловой поток от внешних источников тепла, Вт/м<sup>2</sup>;

$Q_2$  – тепловой поток от внутренних источников тепла, Вт/м<sup>2</sup>;

$N_{уд}$  – удельная электрическая мощность панели, Вт/м<sup>2</sup>.

Определим тепловые потоки от внешних и внутренних источников тепла, а также зависимость удельной мощности от освещенности поверхности панелей солнечных батарей и полученные значения подставим в уравнение теплового баланса.

Тепловой поток от внешних источников будет изменяться в течение витка, поскольку панели солнечных батарей не ориентированы на определённую точку, и зависят от:

- прямого излучения Солнца;

- собственного и отраженного солнечного излучения Земли.

Тогда тепловой поток от внешних источников тепла с учетом всех параметров можно описать выражением для  $Q_1$ , которое примет вид:

$$Q_1 = \alpha_l (E + E_{\text{отр л}} + E_{\text{соб л}}) + \alpha_t (E_t + E_{\text{отр т}} + E_{\text{соб т}})$$

где  $E$  – освещенность панелей солнечных батарей от солнечного излучения, а индексы “л” и ”т” указывают лицевую и тыльную поверхности панели, Вт/м<sup>2</sup>;

$\alpha_l$  и  $\alpha_t$  – интегральные коэффициенты поглощения лицевой и тыльной поверхности панели;

$E_{\text{отр}}$  - освещенность панелей от отраженного от Земли солнечного излучения, Вт/м<sup>2</sup>;

$E_{\text{соб}}$  - освещенность панелей от собственного излучения Земли, Вт/м<sup>2</sup>.

Тепловой поток от внутренних источников с учетом теплового излучения самой батареи можно описать как:

$$Q_2 = -(\epsilon_l + \epsilon_t) \cdot \sigma T^4$$

$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2\text{К}^4}$  – постоянная Больцмана;

$\epsilon_l$  и  $\epsilon_t$  – интегральные коэффициенты излучения лицевой и тыльной стороны.

Определим  $N_{\text{уд}}$ . Для упрощения можно пренебречь зависимостью электроэнергетических параметров солнечных батарей от температуры. Данное предположение упрощает процедуру численного интегрирования представленного выше уравнения, существенно не снижая точность расчета, так как, во-первых,  $N_{\text{уд}}$  от температуры составляет незначительную часть (менее 0,5 %) от определяющего потока  $Q_1$ ; во-вторых, четвертая степень в выражении для  $Q_2$  значительно снижает возможную погрешность определения  $T$  из-за температурной зависимости электрических параметров батареи. Исходя из этого, уравнение для  $N_{\text{уд}}$  принимает следующий вид:

$$N_{\text{уд}} = (E_l + E_{\text{отр л}}) \eta k_{\text{зап}},$$

где  $\eta$  – КПД фотоэлектрических преобразователей;

$k_{\text{зап}}$  – коэффициент заполнения рабочей поверхности панели БФ фотоэлектрического преобразователя.

Подставим всё в первое уравнение и получим окончательный вид уравнения теплового баланса:

$$C_m M_s \frac{dT}{dt} = \alpha_l (E_l + E_{\text{отрл}}) (1 - \eta k_{\text{зап}}) + \alpha_l E_{\text{собл}} + \alpha_l (E_T + E_{\text{отрт}} + E_{\text{собт}}) - (\varepsilon_l + \varepsilon_T) \sigma T^4.$$

Получив уравнение, можно построить график суммарной освещённости (рис 48) и изменения температуры (рис 49) каждой панели солнечной батареи в течение одного витка.

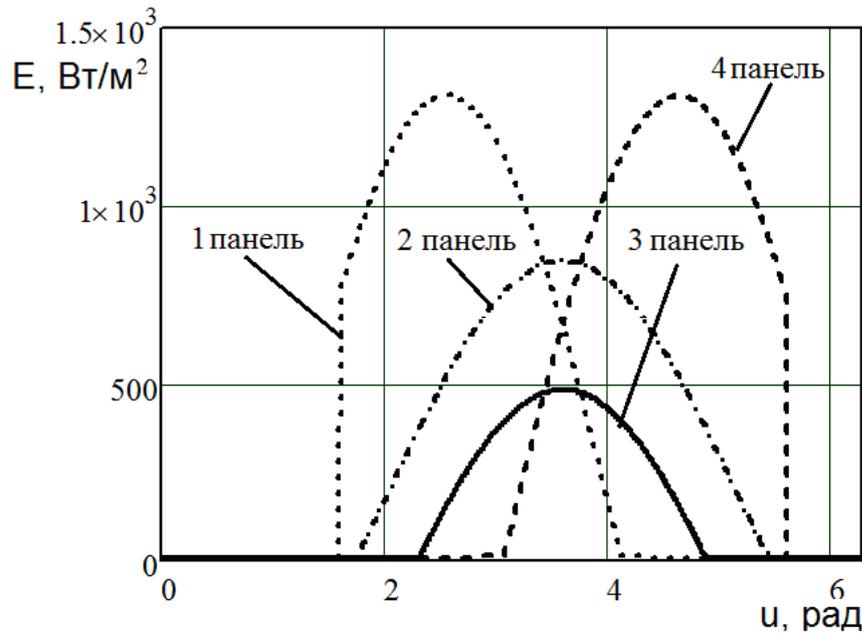


Рис. 48 - Изменение суммарной освещённости панелей БФ, в течении одного витка

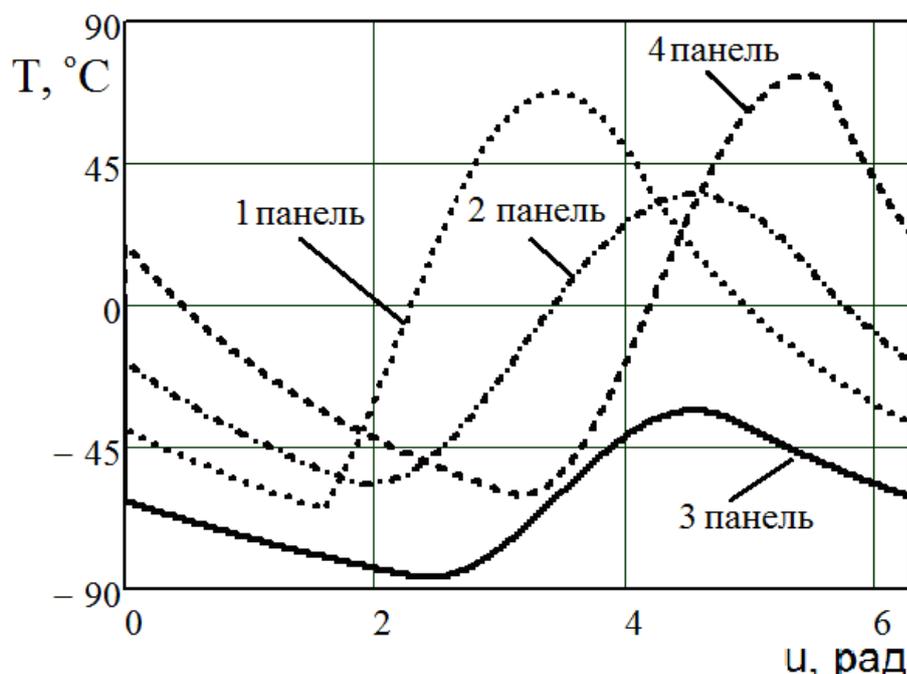


Рисунок 49 - Изменение температуры солнечных панелей в течении одного витка

Остальные расчёты приведены в Приложении Б.

Чтобы приблизить расчётные значения к реальному полёту, задаём случайное вращение МКА. Панели 1 и 4 получают наибольшее количество теплоты  $1,3 \text{ кВт/м}^2$ . Панель 2 получает  $700 \text{ Вт/м}^2$ , а панель 3 получает  $500 \text{ Вт/м}^2$ . Солнечные панели охлаждаются и нагреваются в диапазоне  $-90\dots+90^{\circ}\text{C}$  (максимальна рабочая температура солнечных панелей из арсенида-галлия  $+150^{\circ}\text{C}$ ).

#### 2.4. Система термостабилизации

По результатам полученных расчётов и проведённых экспериментов представляется три возможных варианта системы термостабилизации. Для двух возможных вариантов систем созданы 3D модели, приведённые на рисунках 50 и 51. Обе системы содержат по 4 радиатора, герметичную замкнутую систему тепловых трубок (рис 50 и 51).

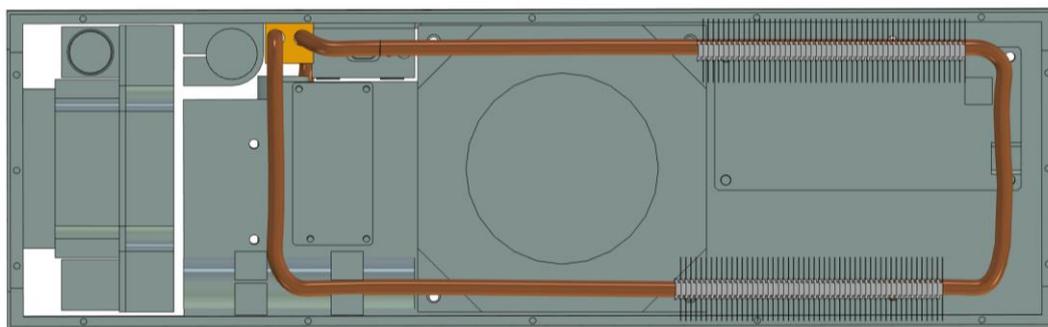


Рисунок 50 - Система термостабилизации с радиаторами внутри МКА

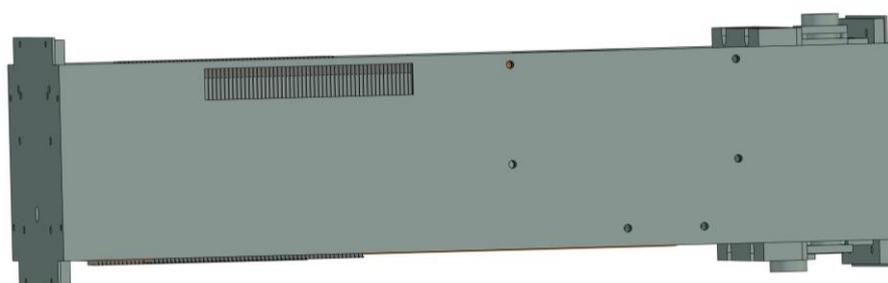


Рисунок 51 - Система термостабилизации с радиаторами наружу

Особенности первой системы (рис 50):

Радиаторы находятся внутри корпуса и излучают тепло на корпус спутника. Для уменьшения излучения внутрь корпуса радиаторы закрыты пластиковым кожухом, напечатанным на 3D принтере, и фольгированной прослойкой со стороны радиатора. Между элементами охлаждения и тепловыми трубками имеется алюминиевая подложка.

Плюсы системы:

Все составляющие защищены корпусом.

Минусы:

Часть теплового излучения идёт внутрь спутника.

Особенности второй системы (рис51):

В корпусе спутника вырезаны отверстия под радиаторы с целью сброса теплового излучения. Радиаторы находятся внутри корпуса, но излучают тепло в космическое пространство. Для защиты МКА от

космической пыли изнутри радиаторы закрыты фольгированными кожухами. Между элементами охлаждения и тепловыми трубками алюминиевая подложка.

Плюсы системы:

Большая часть теплового излучения сбрасывается в космическое пространство.

Минусы системы:

Радиаторы находятся снаружи корпуса, что создаёт опасность попадания в них космической пыли и других космических тел.

Возможный вариант ещё одного исполнения системы термостабилизации имеет следующие особенности:

Корпус МКА состоит из гипертеплопроводящих пористых структур. Они достаточно прочны для того, чтобы сделать из них корпус. Для отвода тепла можно не использовать радиаторы, т.к. ГТПС излучают тепло во внешнюю среду во много раз эффективнее радиаторов из-за большей площади излучения. Тепловые трубы крепятся ГТПС и максимальное количество выделяемого тепла будет передаваться на ГТПС и далее излучаться в космическое пространство.

Исходя из рассмотренных конструкций, можно сделать следующий вывод. Система с радиаторами, расположенными в закрытом корпусе, отводит тепло от элементов, но оно излучается внутрь спутника, и тепловая энергия идёт на его корпус. Такая система позволит защитить радиаторы излучатели от мелких частиц, находящихся в космическом пространстве.

В системе с отверстиями в корпусе для радиаторов они эффективно сбрасывают тепло в окружающую среду. Но при этом в них может попасть инородное тело и повредить пластины радиатора. Проблема решается установкой сетки на отверстия в корпусе. Космическая пыль будет проникать сквозь сетку, но, учитывая то, что вся конструкция спутника не герметична – это допускается и не окажет критического влияния.

Система из ГТПС является наиболее эффективной в стабилизации температуры и позволяет сохранить свободное место внутри спутника для аппаратуры. Существенным недостатком является стоимость таких систем.

## 2.5. Тепловой анализ в программе T-Flex Анализ

Модуль T-Flex Анализ позволяет проанализировать разрабатываемую конструкцию на этапе проектирования. Для этого используется метод конечных элементов. Модуль T-Flex Анализ позволяет осуществлять различные виды конечно-элементных расчётов. В их числе есть модуль по тепловому анализу. Этот модуль обеспечивает возможность оценки температурного поведения конструкции под действием источников тепла и излучения.

В ходе работы бала создана модель системы термостабилизации температуры для студенческого МКА типа CubeSat. Она состоит из радиаторов-излучателей и тепловых трубок. Имеется два контура ТТ, это требуется для того, чтобы иметь возможность подвести тепловые трубки ко всем элементам, которым необходима температурная стабилизация. 3D модели радиаторов показаны на рисунке 52, а 3D модель система термостабилизации – на рисунке 53.

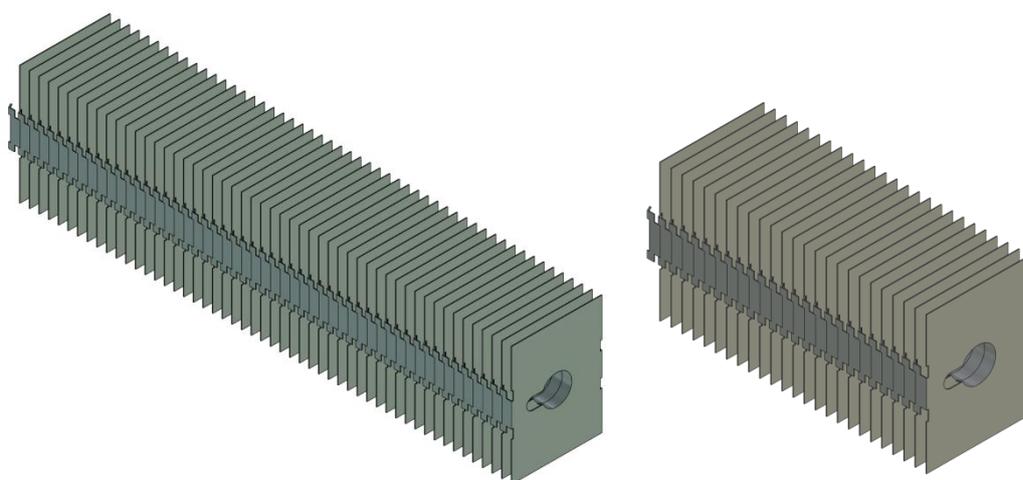


Рисунок 52 - Радиаторы

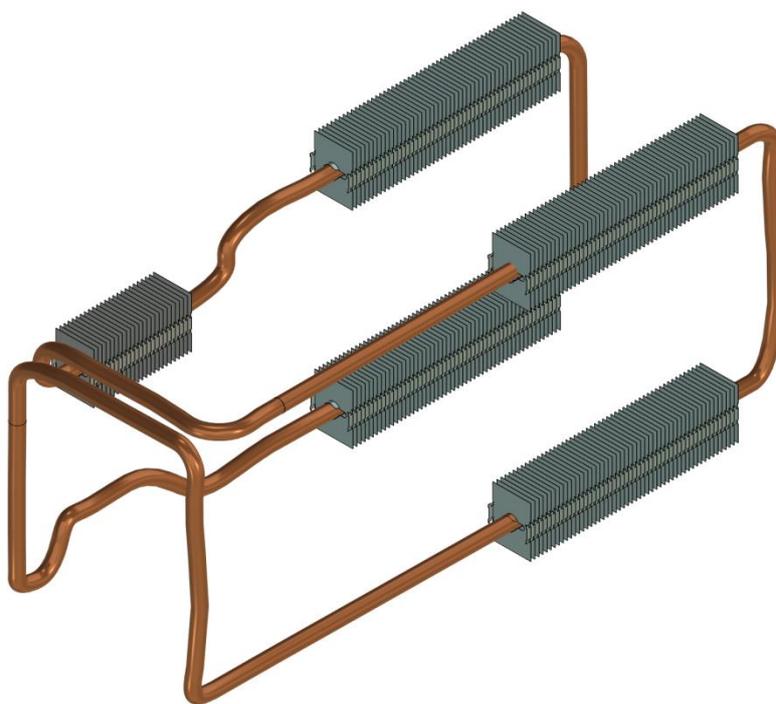


Рисунок. 53 - Термостабилизирующая система

Из-за невысоких параметров вычислительной техники расчёт в T-Flex CAD проводится долгое время. Для его сокращения используется упрощенная модель системы термостабилизации (рис 54).

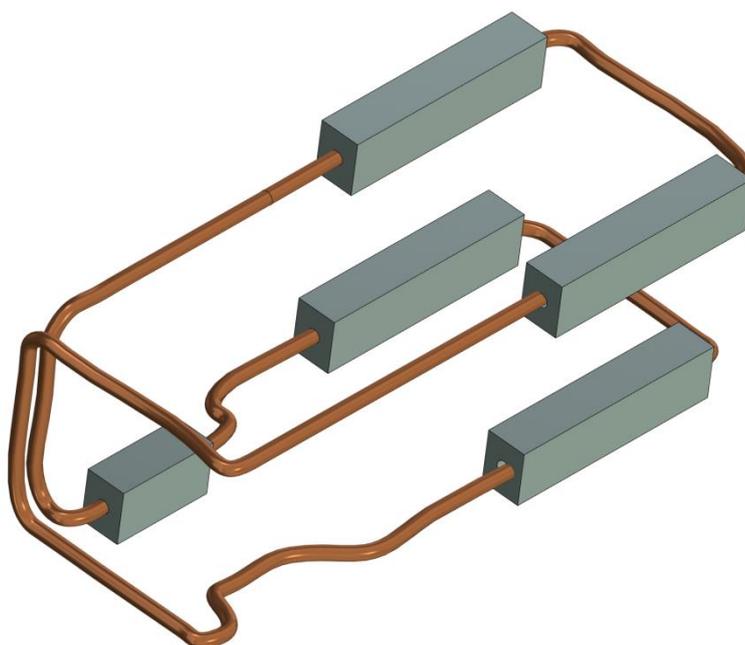


Рисунок 54 - Упрощённая модель системы

Для проведения теплового анализа создаются тепловые нагрузки – тепловой поток. На радиаторы задаётся значение коэффициента излучательной способности алюминия 0,04, и в программном продукте T-Flex Анализ проводится расчёт. На рисунке 55 показана картина перегрева системы при нахождении спутника в освещении солнечных лучей. Допустимый температурный диапазон от  $-20^{\circ}\text{C}$  до  $60^{\circ}\text{C}$

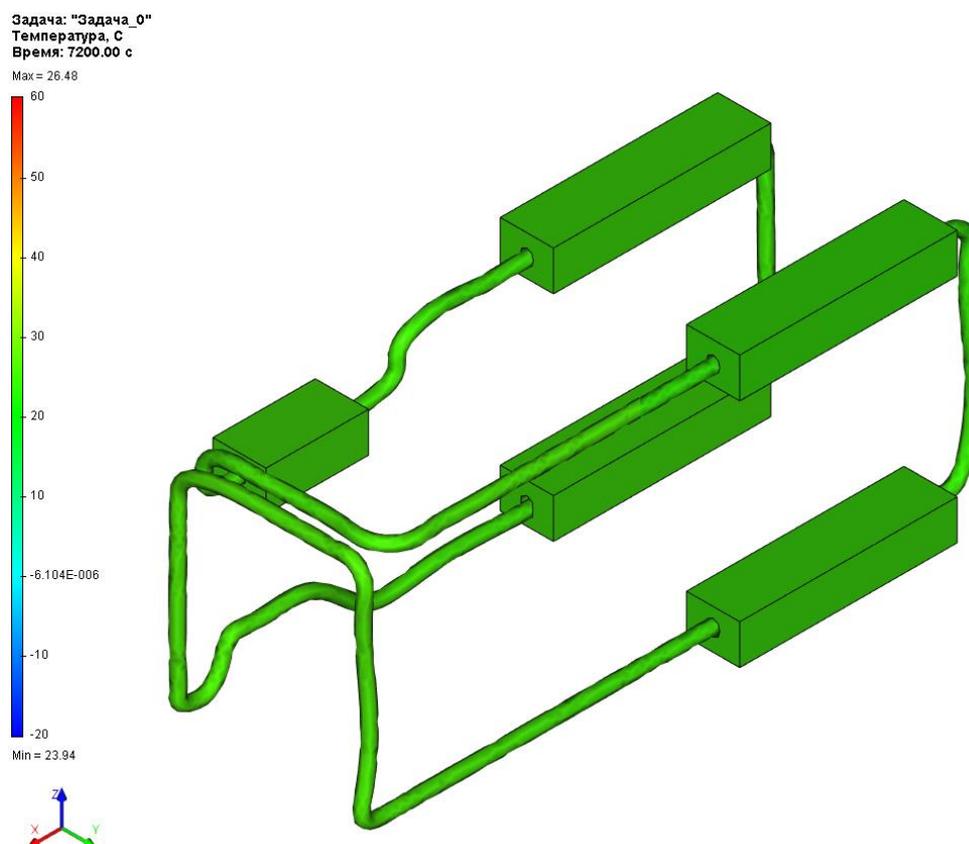


Рисунок 55 – Температурная картина при нахождении спутника на солнечной стороне

На рисунке 56 видна картина, показывающая разную температуру на разных радиаторах при тех же температурных нагрузках, но в диапазоне температур от  $24^{\circ}\text{C}$  до  $27^{\circ}\text{C}$ .

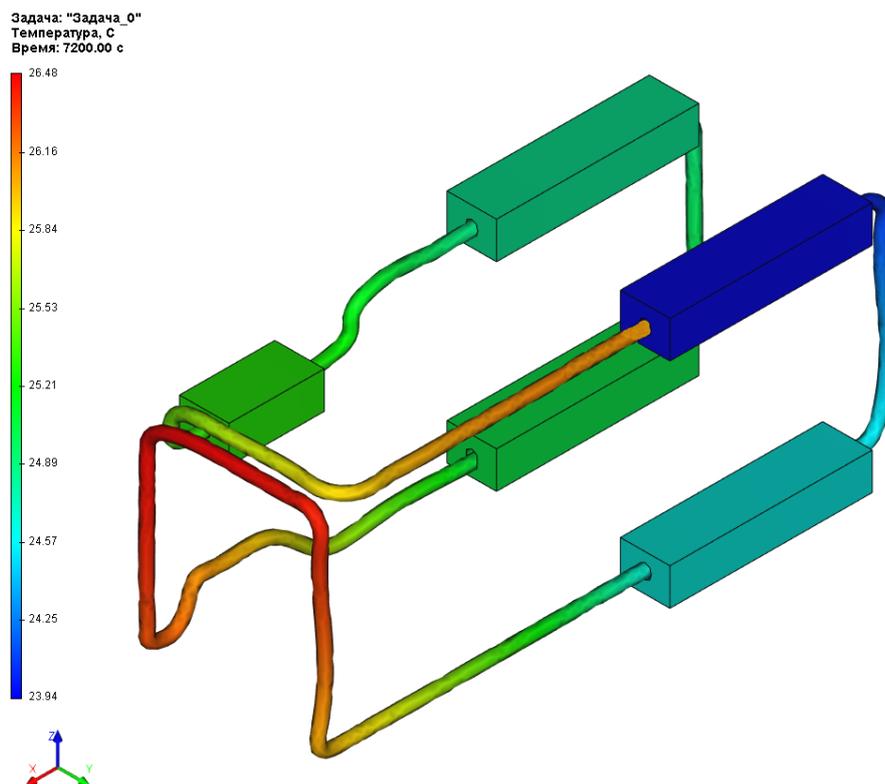


Рисунок 56 - Разная температура на радиаторах системы при нахождении спутника на солнечной стороне

Анализ показывает, что система термостабилизации поддерживает рабочий температурный диапазон в условиях солнечного излучения.

Так как движение спутника не всегда сопровождается солнечным излучением, необходимо рассчитать температуру при положении спутника в тени. Результаты показаны на рисунке 57.

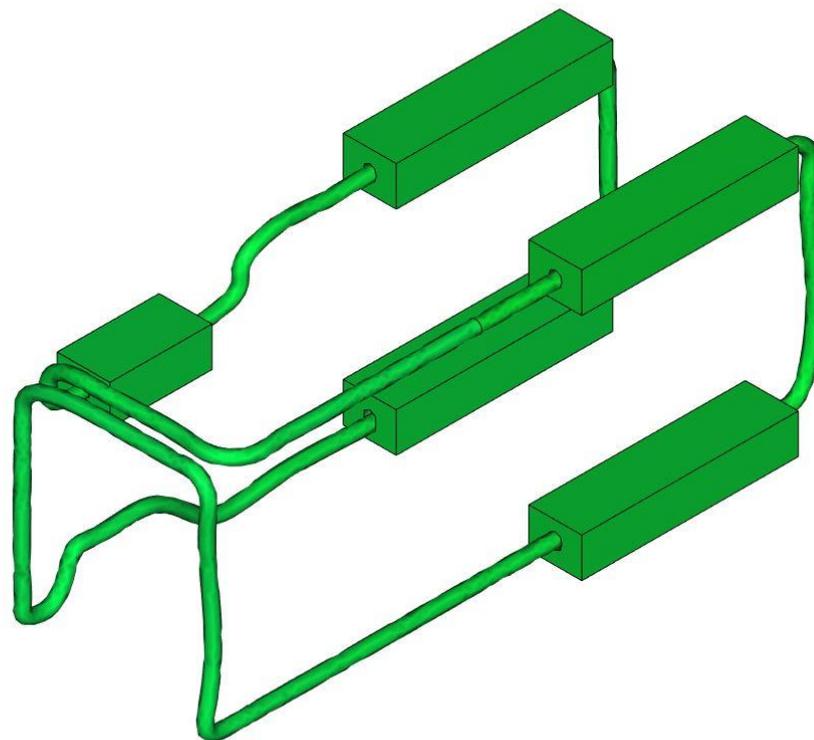
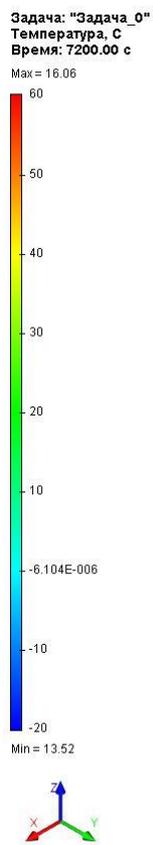


Рисунок 57 – Температурная картина при нахождении спутника на теневой стороне

При тех же температурных нагрузках показана разная температура на радиаторах системы при нахождении спутника на теневой стороне (рис 58).

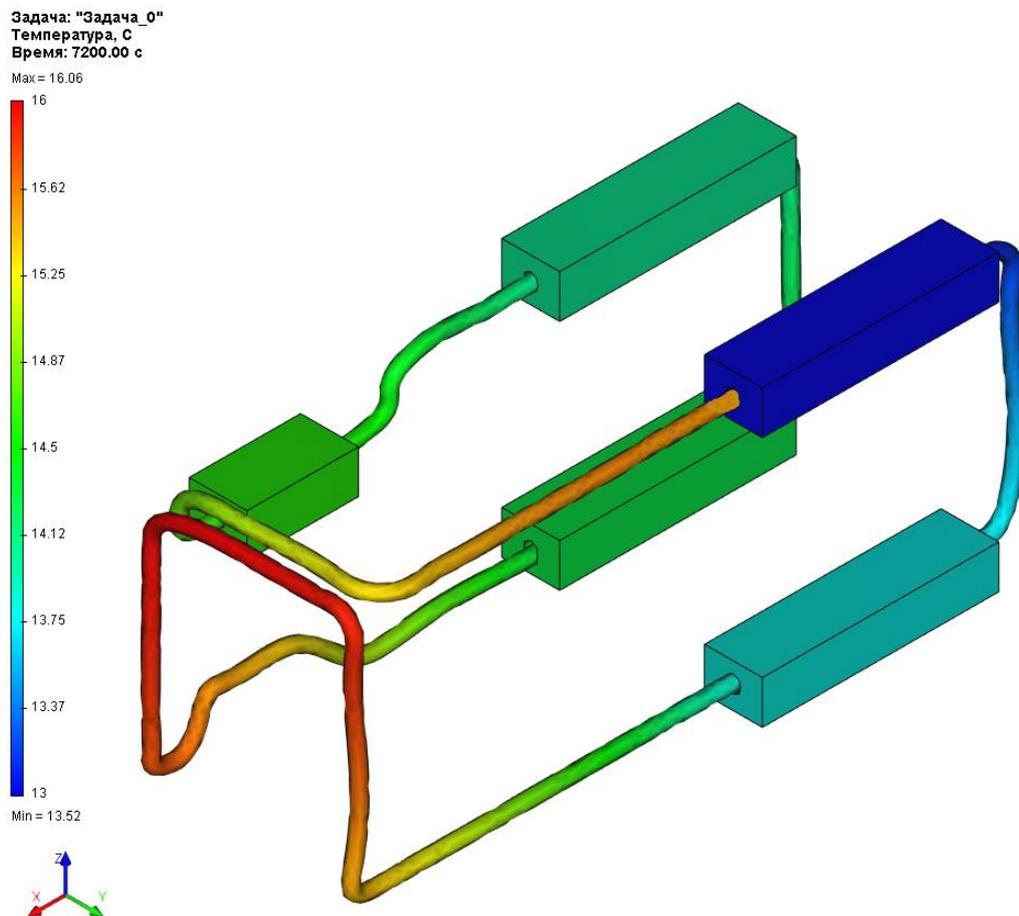


Рисунок 59 - Разная температура на радиаторах системы при нахождении спутника на теневой стороне

Благодаря модулю T-Flex Анализ возможно увидеть распределение температур по системе термостабилизации и позволяет исключить некоторые недоработки в виде неравномерного распределения температуры.

### **3. Вопросы конструирования и технологии**

В процессе проектирования системы термостабилизации рассмотрены следующие вопросы:

- Создание 3D моделей тепловых трубок и теплопроводящих пластинок (подложек)
- Процесс изготовления алюминиевых пластинок
- Рассматривается система прижима тепловой трубки к элементу охлаждения
- Монтаж системы термостабилизации – последовательность сборки и закрепление в корпусе МКА
- Создание технического задания для предприятия на изготовление тепловых трубок
- Оценка технологичности конструкции

#### **3.1. Создание 3D моделей тепловых трубок и теплопроводящих пластинок (подложек)**

Система состоит из тепловых труб, закреплённых на корпусе, на тепловых трубках устанавливаются излучающие радиаторы. Для обеспечения плотного теплового контакта между тепловыми трубками и охлаждаемыми объектами соединение выполнено из мягких сортов алюминия теплопроводящих пластинок (подложек), радиаторов и крепёжных изделий

Все 3D модели и их анализ, в данной работе, создаются с помощью программного продукта T-Flex CAD.

Спроектированная система тепловых трубок показана на рисунке 61.

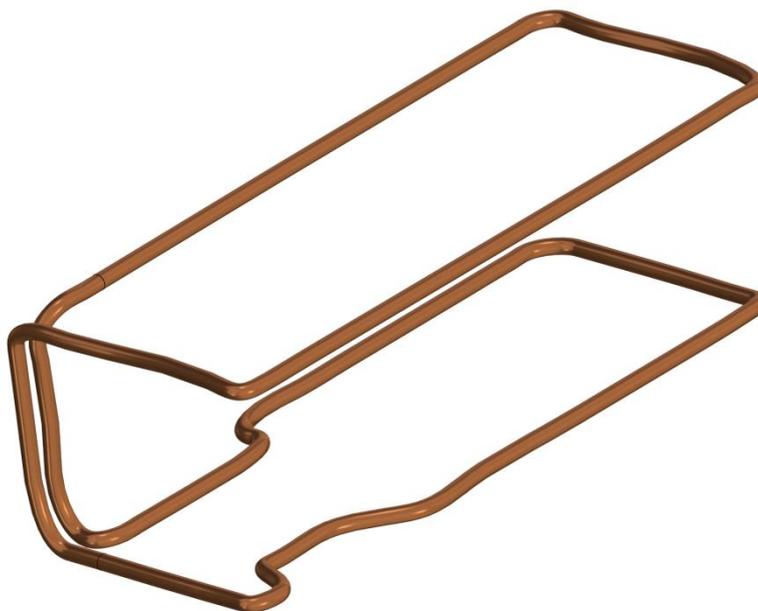


Рисунок 61 – 3D модель системы тепловых трубок.

Модель теплопроводящей алюминиевой подложки для процессора представлена на рисунке (рис 62)

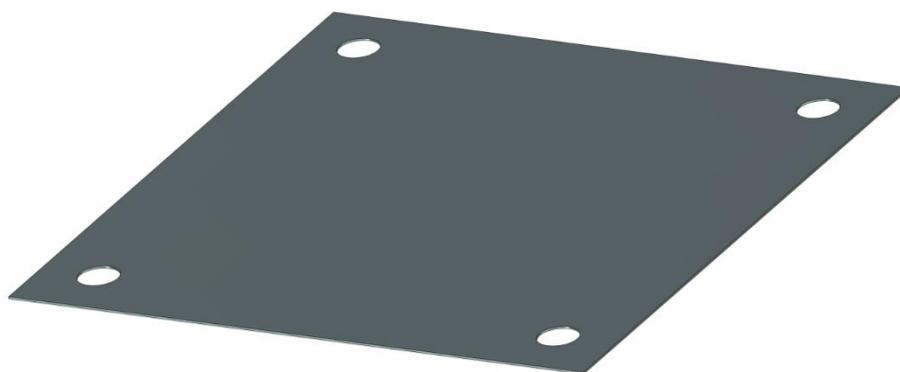


Рисунок 62 – Алюминиевая подложка для процессора

Для достаточного сброса тепловой энергии на тепловые трубки закреплены радиаторы (рис. 63).

### **3.2.Процесс изготовления алюминиевых пластинок**

В качестве исходного материала для изготовления пластинок используется алюминиевый сплав марки АД1 в форме листового проката или ленты. Готовые листы вырезаются по нужным размерам.

### **3.3. Система прижима тепловой трубки к элементу охлаждения**

Для оптимального прижима тепловой трубки к элементу охлаждения. Необходимо учесть силу давления на элемент, так, чтобы не повредить его. Для этого рассматриваем 2 способа прижима.

Способ 1: изготовить для каждого элемента пластиковые прижимы. Такой способ прижима позволяет закреплять составляющие без дополнительных операций. Но при этом имеется серьёзный недостаток – для каждого соединения необходимо изготовить индивидуальный пластмассовый прижим. Данный способ приведёт к дополнительным затратам на производство таких изделий.

Способ 2: закрепить элементы винтовыми соединениями. Надёжный способ закрепления, применим ко всем деталям. Для его применения необходимы технологические отверстия.

Оценив оба способа, наиболее подходящим является второй – для его осуществления не требуется создавать дополнительных деталей. Для выполнения крепёжных отверстий в пластинах достаточно сверлильного станка.

### **3.4. Монтаж системы термостабилизации в корпусе МКА**

Монтаж системы термостабилизации (рис. 63) производится после установки всех блоков и элементов с корпус спутника.

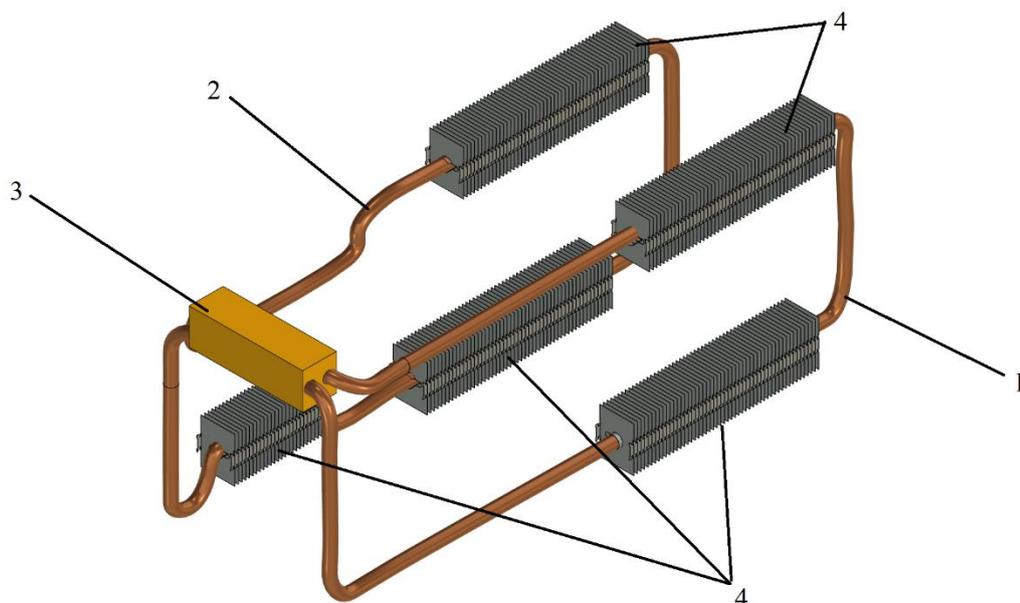


Рисунок 63 – Система термостабилизации в сборе  
 1 – первый тепловой контур; 2 – второй тепловой контур; 3 – нагреватель;  
 4 – радиаторы

На тепловые трубки последовательно надеваются пластины радиатора 4 и закрепляются между собой. Устанавливается первый тепловой контур 1, крепится он крепежом для трубок (рис 64)



Рисунок 64 – Крепёжные детали для тепловых трубок.

Затем устанавливается нагреватель 3, который соединяется со вторым тепловым контуром 2. Тепловые контуры и нагреватель подпаиваются для обеспечения лучшего закрепления и избавления от нежелательных просачиваний и утечек смачивающей жидкости. Второй тепловой контур, так же, как и первый закреплён на корпусе. Трубки, подведённые к охлаждаемым элементам, и подложки крепятся к этим элементам винтовыми соединениями.

### **3.5. Техническое задание для предприятия на изготовление тепловых трубок**

#### **1) Общие сведения;**

Система тепловых трубок предназначена для стабилизации температуры на малом космическом аппарате CubeSat. Конструкция тепловых трубок состоит из двух тепловых контуров. Контуров соединяются нагревателем. Сброс температуры происходит за счёт радиаторов излучателей, закреплённых на тепловых трубках.

#### **2) Назначение и цели создания системы;**

На кафедре точного приборостроения разрабатывается студенческий спутник CubeSat. Для стабильной работы электроники и других составляющих, элементов, установленным на борту КА, требуется определённый диапазон рабочей температуры. Система предназначена для стабилизации температуры на борту МКА в диапазоне от  $-20^{\circ}\text{C}$  до  $+60^{\circ}\text{C}$  при температуре окружающей среды  $-120^{\circ}\text{C}$  до  $+120^{\circ}\text{C}$ .

#### **3) Требования к системе;**

Тепловые трубки должны выдерживать температурный диапазон от  $-120^{\circ}\text{C}$  до  $+120^{\circ}\text{C}$ . Все швы должны быть надёжно запаяны и выдерживать внутреннее давление трубок при представленном диапазоне температур. Общая длина трубки 1300мм. На рисунке 65 показаны изгибы 1,2,3,4,5,6,7,8,9. Радиус их скругления 12,5мм.

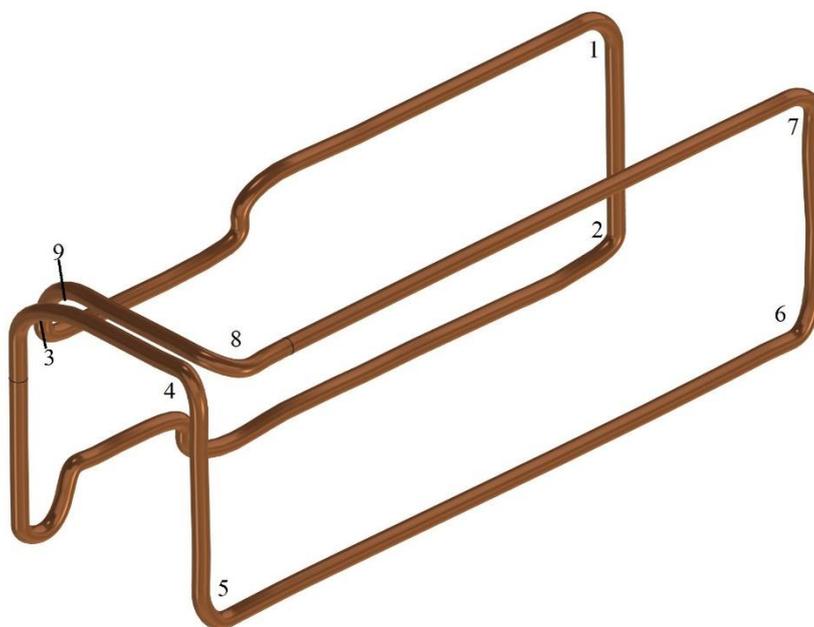


Рисунок 65 – Радиусы скруглений 12,5 мм

Скругления 10, 11, 12, 13, 14, 15 Имеют радиус 4 мм. Скругление радиусом 2,7 мм изображены цифрой 16 и показаны на рисунке 66

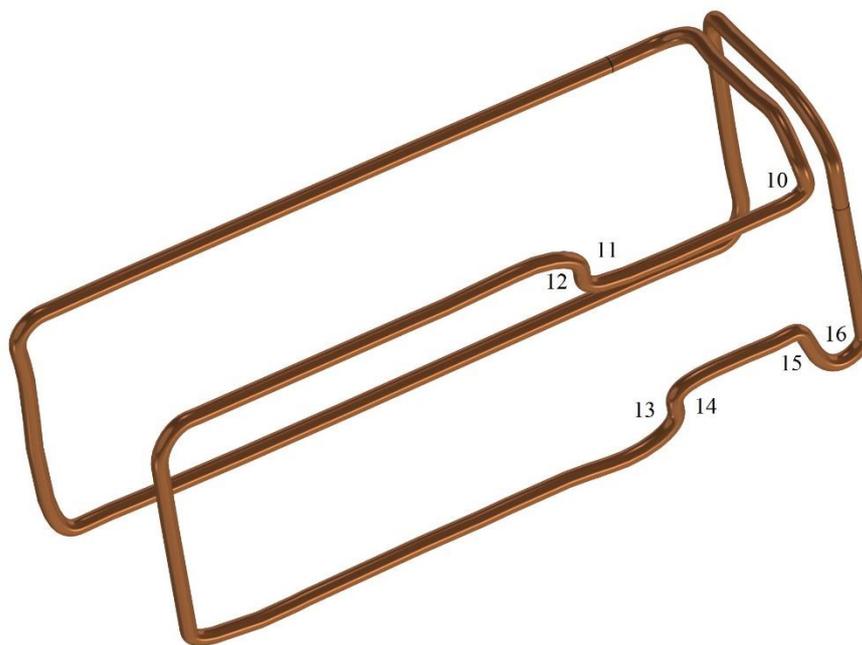


Рисунок 66 – Радиусы скруглений 4 мм и 2,7 мм

Трубка ДКРНМ 5X0,8X1,3МД М2 ГОСТ 11383-75 – трубка тянутая (Д), круглая (КР), нормальная точность (Н), мягкая (М), диаметр 5 мм, толщина стенки 0,8 мм, мерная длина 1,3 м (МД) из меди марка М2

Размеры и радиусы остальных частей показаны на чертеже в Приложении В.

4) Состав и содержание работ по созданию системы;

Работы по созданию системы выполняются в три этапа:

Проектирование. Разработка эскизного проекта. Разработка технического проекта (продолжительность — 1 месяцев). Разработка рабочей документации. Адаптация программ (продолжительность — 2 месяцев).

Ввод в действие (продолжительность — 2 месяца). Конкретные сроки выполнения стадий и этапов разработки и создания системы определяются планом выполнения работ, являющимся неотъемлемой частью договора на выполнение работ по имеющемуся техническому заданию. Возможные организации исполнители ООО "Системы СТК" г. Пермь и компания NS Labs г. Москва.

5) Контроль при приемке системы;

При приёмке готовых ТТ производится сверка размеров согласно с чертежом, проверяется геометрия готового изделия. Система тестируется в условиях, приближенных к эксплуатационным – создаются определённые температурные диапазоны (-120°С до +120°С) и тепловые потоки. Система должна сохранять температуру не выходя за значения -20°С до +60°С

### **3.6. Оценка технологичности**

Система тепловых трубок не имеет деталей, которым требуется высокая точность обработки. Деталей, полученных литьём, штамповкой, прессованием пластмасс в пресс формы нет. Система собирается путём закрепления на корпус и подпайкой в местах соединения тепловых трубок и нагревателя. Имеются повторяющиеся детали – радиаторы, сами трубки в единственном экземпляре. Пластины радиатора производятся серийно,

тепловые трубки, нагреватель и подложки изготавливаются индивидуально для данных элементов на борту МКА. Используются прогрессивные методы создания

#### 4. Социальная ответственность

##### Введение

Основным объектом исследования является разработка исследование и разработка системы термостабилизации малого космического аппарата CubeSat (МКА CubeSat). Основными работами при проведении исследования являются выполнение 3D моделей и проведение испытаний макета системы. При разработке используются компьютер, вакуумная камера, различные тепловые датчики.

##### 4.1. Производственная безопасность

Основные элементы производственного процесса, формирующие опасные и вредные факторы при выполнении работы на рабочем месте приведены на таблице 14:

Таблица 14 – Основные элементы производственного процесса, формирующие опасные и вредные факторы при выполнении работ

Источник фактора, наименование видов работ	Факторы (ГОСТ 12.0.003-74 ССБТ с измен. 1999 г.)		Нормативные документы
	Вредные	Опасные	
Неизоляционный проводник		Электрический ток	ГОСТ 12.1.038 – 82
Утечка охлаждающей жидкости	Утечки токсичных и вредных веществ в атмосферу	Термическая опасность	ГОСТ12.1.007 –76
Используемые лампы	Недостаточная освещенность рабочей зоны		СанПиН 2.2.1/2.1.1.127 8-03
Пайка	Утечки токсичных и вредных веществ в атмосферу	Термическая опасность	ГОСТ12.1.007 –76
Система	Электромагнитные	Электрический	

термостабилизации	поля компьютера	ток	
-------------------	-----------------	-----	--

#### 4.2. Анализ вредных и опасных факторов, которые могут возникнуть при проведении исследований

##### Вредные факторы

Выделение вредных веществ: олова, ядовитый дым из-за процесса пайки. По ГОСТ 12.1.007-76 допустимые нормы равны 10,0 мг/м<sup>3</sup>. Поскольку в процессе исследования объекта выделение вредных веществ не значительно, поэтому при исследовании нужно провести порядок обращения и после этого убирать всё выделение.

Оптимальные микроклиматические условия обеспечивают общее и локальное ощущение теплового комфорта в течении 8-часовой рабочей смены, не вызывают отклонений в состоянии здоровья и создают предпосылки для высокого уровня работоспособности. При проведении работы в лабораторном помещении указываются допустимые микроклиматические условия рабочей зоны с учетом избытков тепла, времени года и тяжести выполняемой работы согласно СанПиН 2.2.4.548–96 [прил. 2]. Работа выполняется на компьютере, связанна с перемещением мелких (до 1 кг) изделий или предметов, поэтому категория тяжести выполняемых работ относится к Па.

Таблица 15 – Категории тяжести работ

Сезон года	Категория тяжести выполняемых работ	Температура, С <sup>0</sup>		Относительная влажность, %		Скорость движения воздуха, м/сек	
		Факти ч.	Допуст им.	Факти ч.	Допуст им.	Факти ч.	Допуст им.
Холодный	Па	17,0 - 18,9	21,1 - 23,0	16,0 - 24,0	15 - 75	0,1	0,3
Теплый	Па	18,0 - 19,9	22,1 - 27,0	17,0 - 28,0	15 - 75*	0,1	0,4

В рабочем помещении присутствует принудительная вытяжная вентиляция, через которую воздух поступает в лабораторное перемещение и удаляется из лабораторного перемещения.

### **Опасные факторы**

Источниками электрического тока являются блок генератор и система проводников. Из-за неизолированного проводника может привести к получению травм. Есть две причины опасности поражения электрическим током. Первая это поражение нервной системы человека, вторая причина — это механическое поражение мягких тканей человека.

При включении паяльника в электрическую сеть ток проходит через нихромовую спираль и нагревает ее. Выделяющееся тепло передается медному стержню, который нагревается до температуры 142-350 °С. На этой высокой температуре при неосторожном обращении с паяльником существует опасность получения ожогов и возникновения пожаров.

### **4.3. Обоснование мероприятий по защите исследователя от действия опасных и вредных факторов**

- Предлагаемые средства защиты от вредных факторов:

+ Электромагнитное поле:

- Для защиты от влияния электромагнитного поля применяются средства индивидуальной защиты: электростатические халаты и обувь, антистатические браслеты;

- Методы, исключаящие или снижающие интенсивность генерации зарядов: увлажнение воздуха до относительной влажности 65...75%; химическая обработка поверхности электропроводными покрытиями; нанесение на поверхность антистатических веществ; нейтрализация зарядов с применением индукционных, высоковольтных, высокочастотных, радиоактивных нейтрализаторов.

#### + Вредные вещества

Образующиеся в процессе пайки дым и газы не только оказывают вредное воздействие на дыхательную систему, кожу и глаза монтажника, но и усложняют рабочий процесс, элементарно затеняя и ухудшая видимость в рабочей области. Чтобы избежать от этих вредных воздействий, на рабочем месте применяется дымоуловитель.

#### - Предлагаемые средства защиты от опасных факторов:

#### + Основные способы и средства электрозащиты:

- изоляция токопроводящих частей и ее непрерывный контроль;
- установка оградительных устройств;
- предупредительная сигнализация и блокировки;
- использование знаков безопасности и предупреждающих плакатов;
- электрическое разделение сетей;
- защитное заземление;
- защитное отключение;
- средства индивидуальной электрозащиты: печатки, одежда.

#### + Термическая опасность

При использовании паяльника, чтобы избежать от опасности ожогов и пожаров монтажник должен соблюдать следующие правила:

- Держать нагретый паяльник только за пластмассовую (деревянную) ручку;
- В перерывах между пайками нужно вставить паяльник на специальную подставку или основание из невоспламеняющегося материала: асбеста, керамики и т. п.;
- Необходимо следить за тем, чтобы хлорвиниловая изоляция проводов, по которым подводится к паяльнику ток, случайно не коснулась горячего кожуха или жала;

– В процессе пайки можно носить перчатки для защиты от термического воздействия.

#### **4.4. Экологическая безопасность**

Негативное воздействие на атмосферу является выделением ядовитого дыма, сопровождающимся пайка. При плавлении флюсов для пайки происходит выделение аэрозолей со специфическим запахом и газов. Кроме этого после пайки остаются металлы: олово, свинец и флюсы с гидразином. Но как уже сказано выше, количество выделение вредных веществ мало, поэтому после монтажа нужно убирать все выделенные металлы. Для удаления вредных дымов и газов рабочее место должно быть оснащено дымоуловителем или в рабочем помещении используется систему вентиляции.

#### **4.5. Безопасность в чрезвычайных ситуациях**

Перечень возможных чрезвычайных ситуаций, которые возможны во время эксплуатации и разработке объекта исследований:

- Солнечные вспышки (при эксплуатации)
- Столкновение с небесными телами (при эксплуатации)
- Пожар (во время исследований и разработки)

Типичная ситуация является пожаром. Возникновение пожара при проведении исследований обуславливается следующими факторами:

- наличие легко воспламеняемых элементов: документы, двери, столы и т.п.;
- наличие кислорода, как окислителя процессов горения;
- нарушенная изоляция электрических проводов.

#### **4.6. Анализ вероятных ЧС, которые могут возникнуть при исследовании объекта**

При исследовании и разработке объекта существует возникновение пожара. Возникновение пожара в рассматриваемой лаборатории при исследовании объекта обуславливается следующими факторами:

- Из-за короткого замыкания;
- Касание паяльника к легким воспламеняемым элементам.

#### **4.7. Обоснование мероприятий по предотвращению ЧС и разработка порядка действия в случае возникновения ЧС**

Для сведения возможности возникновения пожара в помещении к минимуму необходимо выполнять противопожарные меры:

- по возможности снизить количество легко воспламеняющихся веществ, заменив их аналогами, неподдающимися горению;
- устранить возможные источники возгорания;
- иметь в обязательном наличии средства пожаротушения (углекислотные огнетушители, пожарный инструмент, песок);
- провести пожарную сигнализацию в помещении;
- содержать электрооборудование в исправном состоянии, по возможности применяя средства, предотвращающие возникновение пожара;
- содержать пути и проходы эвакуации людей в свободном состоянии;
- проводить периодически инструктаж по технике безопасности;
- назначить ответственного за пожарную безопасность помещения.

Порядок действий в ситуации возникновения пожара:

1. Незамедлительно сообщить об этом по телефону 01 в пожарную охрану;

2. В случае сильного задымления и ограниченной видимости не следует паниковать, надо лечь на пол и осмотреться, сориентироваться в помещении, определить направление движения к выходу и покинуть помещение;

3. Принять по возможности меры по эвакуации людей и материальных ценностей в соответствии с планом эвакуации и реально создавшейся ситуацией;

4. По возможности отключить электроэнергию и приступить к тушению пожара первичными средствами пожаротушения, не подвергая свою жизнь опасности.

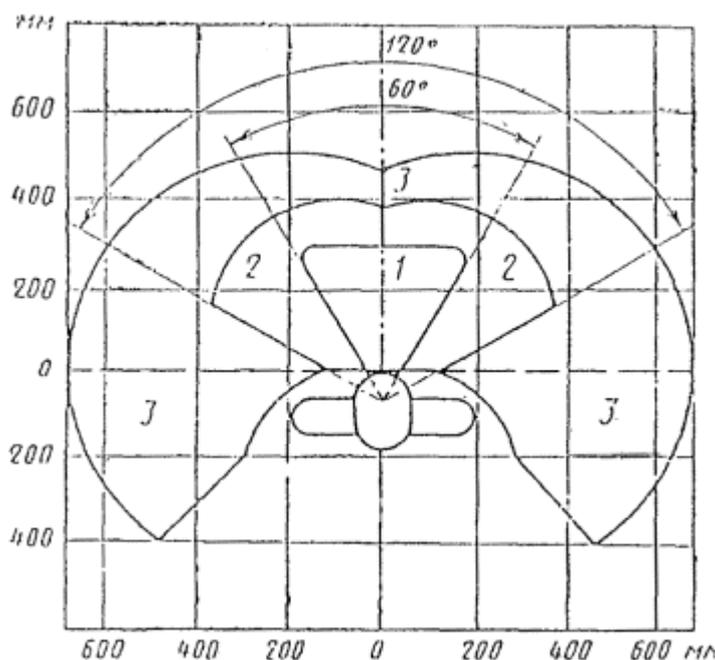
#### **4.8. Правовые и организационные вопросы обеспечения безопасности**

Управление системой термостабилизации осуществляется автоматически, а слежение за спутником и его состоянием дистанционное, следовательно, вредные факторы непосредственно на человека влияния не оказывают, кроме излучения компьютера.

При проведении исследований объекта необходимо сидеть за компьютером и столом, поэтому по ГОСТ 12.2.032-78 работа соответствует к работе сидя. Настоящий стандарт устанавливает общие эргономические требования к рабочим местам при выполнении работ в положении сидя при проектировании нового и модернизации действующего оборудования и производственных процессов:

Конструкцией рабочего места должно быть обеспечено выполнение трудовых операций в пределах зоны досягаемости моторного поля – расстояние вытянутой руки.

Рабочее место должно быть обеспечено в пределах зоны легкой досягаемости и оптимальной зоны моторного поля, приведенных на рисунке.



Подставка для ног должна быть регулируемой по высоте. Ширина должна быть не менее 300 мм, длина - не менее 400 мм. Поверхность подставки должна быть рифленой. По переднему краю следует предусматривать бортик высотой 10 мм. Высота сиденья для женщины 400 мм, для мужчины 430 мм.

При продолжительной работе в сидячем состоянии следует делать перерывы – совершать небольшие прогулки, делать разминку частей тела.

## **5. Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение**

### **5.1. Предпроектный анализ**

#### **5.1.1. Потенциальные потребители результатов исследования**

Современная тенденция в развитии космических аппаратов – создание малых космических аппаратов, т.к. они обладают рядом преимуществ:

- снижение затрат на производство и запуск КА;
- снижение времени на создание КА;

- возможность внедрения передовых технологий.

Столь низкая стоимость, унификация платформ и комплектующих позволяет разрабатывать запускать кубсаты университетам и даже школам, небольшим частным компаниям и любительским объединениям, а покетсаты – частным лицам.

Проведем сегментирование рынка услуг искусственных спутников Земли по типам спутника. Карта сегментирования представлена в таблице 16.

Таблица 16 – карта сегментирования

		Области использования спутника				
		Исследование систем связей	Дистанционное зондирование земли	Образовательные цели	Исследования тросовых систем	Межпланетные экспедиции
Типы спутника	Космический аппарат					
	Малый космический аппарат					

По таблице 16 можно сделать вывод, что малые космические аппараты можно использовать в тех же областях, что и космические аппараты (кроме межпланетных экспедиций). С точки зрения разработки, создания и запуска спутника малая масса обеспечивает ряд преимуществ экономического характера. Преимуществами малых спутников являются рентабельный запуск, гораздо меньшие массо-габаритные размеры, низкая стоимость, по сравнению с космическим аппаратом, а также требует гораздо меньшее

количество времени на разработку, благодаря унификации платформ и комплектующих.

### 5.1.2. Анализ конкурентных технических решений с позиции ресурсоэффективности и ресурсосбережения

Анализ конкурентных технических решений с позиции ресурсоэффективности и ресурсосбережения позволяет провести оценку сравнительной эффективности научной разработки и определить направления для ее будущего повышения (таблица 17).

Таблица 17 – Оценочная карта для сравнения конкурентных технических решений

Критерии оценки	Вес критерия	Баллы		Конкурентно-способность	
		Б <sub>ф</sub>	Б <sub>к1</sub>	К <sub>ф</sub>	К <sub>к1</sub>
<b>Технические критерии оценки ресурсоэффективности</b>					
1. Материалы	0,15	4	4	0,6	0,6
2. Масса	0,1	5	3	0,5	0,3
3. Надежность	0,1	4	4	0,4	0,4
4. Снижение времени на разработку	0,15	4	3	0,6	0,45
<b>Экономические критерии оценки эффективности</b>					
5. Конкурентоспособность продукта	0,1	4	4	0,4	0,4
6. Предполагаемый срок эксплуатации	0,15	3	4	0,45	0,6
7. Финансирование научной разработки	0,1	4	4	0,4	0,4
8. Цена	0,15	5	3	0,7	0,45
Итого	1			4,05	3,6

Позиция разработки и конкурентов оценивается по каждому показателю экспертным путем по пятибалльной шкале, где 1 – наиболее слабая позиция, а 5 – наиболее сильная. Веса показателей, определяемые экспертным путем, в сумме должны составлять 1.

Анализ конкурентных технических решений определяется по формуле:

$$K = \sum V_i \cdot B_i,$$

где  $K$  – конкурентоспособность научной разработки или конкурента;

$V_i$  – вес показателя (в долях единицы);

$B_i$  – балл  $i$ -го показателя.

Исходя из произведенного анализа, представленного в таблице, конкурентоспособность данного метода проведения выше натуральных испытаний, поскольку является более выгодным и менее затратным.

### **5.1.3. SWOT-анализ**

SWOT – Strengths (сильные стороны), Weaknesses (слабые стороны), Opportunities (возможности) и Threats (угрозы) – представляет собой комплексный анализ научно-исследовательского проекта. SWOT-анализ применяют для исследования внешней и внутренней среды проекта [1].

Составлена итоговая матрица SWOT-анализа, которая приводится в таблице 18

Таблица 18 – Матрица SWOT

	<p align="center"><b>Сильные стороны</b></p> <p><b>научно-исследовательского проекта:</b></p> <p>C1. Малые массо-габаритные параметры;</p> <p>C2. Низкая стоимость;</p> <p>C3. Унифицированная платформа и комплектующие;</p> <p>C4. Доступные материалы;</p> <p>C5. Функциональность.</p>	<p align="center"><b>Слабые стороны</b></p> <p><b>научно-исследовательского проекта:</b></p> <p>Сл1. Невозможен самостоятельный запуск;</p> <p>Сл2. Возможно длительное ожидание в очереди на запуск;</p> <p>Сл3. Отработанные или сломавшиеся аппараты становятся космическим мусором.</p>
--	--	---

<p><b>Возможности:</b></p> <p>В1. Расширение области решаемых задач;</p> <p>В2. Возрастание спроса на продукт;</p> <p>В3. Повышение стоимости конкурентных разработок.</p>	<p>В1С1С2С4 -</p> <p>расширение области решаемых задач способствует постепенному переходу от КА к МКА;</p> <p>В2С1С2С3С4С5 -</p> <p>Малые массо-габаритные параметры, низкая стоимость, унифицированная платформа и комплектующие, доступные материалы, функциональность способствуют повышению спроса на продукт;</p> <p>В3С3С4 работа с унифицированной платформой и комплектующими, а также доступные материалы повышает стоимость конкурентных разработок.</p>	<p>В1Сл1Сл2 совмещение возможности расширения области решаемых задач с слабыми сторонами проекта решать возникшие проблемы;</p> <p>В2Сл1Сл2Сл3 -;</p> <p>В3Сл1Сл2Сл3с появлением спроса и повышением стоимости конкурентных разработок слабые стороны будут удалены.</p>
--	--	--

<b>Угрозы:</b>	У1С1С3С4С5	может	У1Сл1Сл2Сл3
У1. Повышение стоимости материалов;	возникнуть	угроза	повышение стоимости
У2. Развитая конкуренция технологий производства;	повышения	стоимости	материалов, а также
У3. Появление усовершенствованной продукции на рынке.	материалов.		сложности с запуском МКА на орбиту могут снизить спрос на продукт.

Результаты SWOT-анализа учитываются при разработке структуры работ, выполняемых в рамках научно-исследовательского проекта.

#### 5.1.4. Оценка готовности проекта к коммерциализации

На какой бы стадии жизненного цикла не находилась научная разработка полезно оценить степень ее готовности к коммерциализации и выяснить уровень собственных знаний для ее проведения (или завершения). Для этого необходимо заполнить специальную форму, содержащую показатели о степени проработанности проекта с позиции коммерциализации и компетенциям разработчика научного проекта. Бланк оценки степени готовности научного проекта к коммерциализации приведен в таблице 19.

Таблица 19 - Бланк оценки степени готовности научного проекта к коммерциализации

№ п/п	Наименование	Степень проработанности научного проекта	Уровень имеющихся знаний у разработчика
1.	Определен имеющийся научно-технический задел	4	4
2.	Определены перспективные направления коммерциализации научно-технического	3	2

	задела		
3.	Определены отрасли и технологии (товары, услуги) для предложения на рынке	3	2
4.	Определена товарная форма научно-технического задела для представления на рынок	3	2
5.	Определены авторы и осуществлена охрана их прав	1	1
6.	Проведена оценка стоимости интеллектуальной собственности	1	1
7.	Проведены маркетинговые исследования рынков сбыта	1	1
8.	Разработан бизнес-план коммерциализации научной разработки	1	1
9.	Определены пути продвижения научной разработки на рынок	1	1
10.	Разработана стратегия (форма) реализации научной разработки	1	1
11.	Проработаны вопросы международного сотрудничества и выхода на зарубежный рынок	1	1
12.	Проработаны вопросы использования услуг инфраструктуры поддержки, получения льгот	1	1
13.	Проработаны вопросы финансирования коммерциализации научной разработки	1	1
14.	Имеется команда для коммерциализации научной разработки	1	1
15.	Проработан механизм реализации научного проекта	1	1
	Итого баллов	24	21

При проведении анализа по таблице, приведенной выше, по каждому показателю ставится оценка по пятибалльной шкале. При этом система

измерения по каждому направлению (степень проработанности научного проекта, уровень имеющихся знаний у разработчика) отличается. Так, при оценке степени проработанности научного проекта 1 балл означает не проработанность проекта, 2 балла – слабую проработанность, 3 балла – выполнено, но в качестве не уверен, 4 балла – выполнено качественно, 5 баллов – имеется положительное заключение независимого эксперта. Для оценки уровня имеющихся знаний у разработчика система баллов принимает следующий вид: 1 означает не знаком или мало знаю, 2 – в объеме теоретических знаний, 3 – знаю теорию и практические примеры применения, 4 – знаю теорию и самостоятельно выполняю, 5 – знаю теорию, выполняю и могу консультировать.

Из проведенного анализа можно сделать вывод, что перспективность научной разработки на данном этапе ниже среднего.

## **5.2.Инициация проекта**

Группа процессов инициации состоит из процессов, которые выполняются для определения нового проекта или новой фазы существующего. В рамках процессов инициации определяются изначальные цели и содержание и фиксируются изначальные финансовые ресурсы. Определяются внутренние и внешние заинтересованные стороны проекта, которые будут взаимодействовать и влиять на общий результат научного проекта.

### **5.2.1. Цели и результаты проекта**

В данном разделе приведена информация о заинтересованных сторонах проекта, иерархии целей проекта и критериях достижения целей.

Заинтересованные стороны проекта представлены в таблице 20

Таблица 20 - Заинтересованные стороны проекта

Заинтересованные стороны проекта	Ожидания заинтересованных сторон
Руководитель проекта	Качественное выполнение работ в установленные сроки
Исполнитель проекта	Результаты исследования системы термостабилизации малого космического аппарата

В таблице 21 представлена информация о иерархии целей проекта и требованиях к результатам.

Таблица 21 - Цели и результаты проекта

Цель проекта:	Исследование и расчет платформы малого космического аппарата
Ожидаемые результаты проекта:	Результаты исследования системы термостабилизации малого космического аппарата
Требования к результату проекта:	Выполнение в срок, анализ результатов исследования теплового анализа

### 5.2.2. Организационная структура проекта

Организационная структура проекта состоит из рабочей группы, роли каждого участника в проекте, функций каждого участника и их трудозатрат. Все это представлено в таблице 22.

Таблица 22 - Рабочая группа проекта

№	Ф.И.О., должность	Роль в проекте	Функции	Трудозатраты, час
1	Вершинин Д.А., магистрант	Исполнитель	Выполнение запланированных работ по проекту	1300
2	Костюченко Т.Г., к.т.н., доцент кафедры ТПС	Руководитель	Консультирование, координирование деятельности исполнителя	200
Итого:				1500

### 5.2.3. Ограничения и допущения

Ограничения проекта – это все факторы, которые могут послужить ограничением степени свободы участников команды проекта, а так же «границы проекта» - параметры проекта или его продукта, которые не будут реализованных в рамках данного проекта. В таблице 23 представлены ограничения проекта.

Таблица 23 - Ограничения проекта

Фактор	Ограничения/допущения
1. Сроки проекта:	15.11.14 – 12.06.16
1.1 Дата утверждения плана управления проектом	15.11.16
1.2 Дата завершения проекта	12.06.2016

### 5.3. Планирование управления научно-техническим проектом

Группа процессов планирования состоит из процессов, осуществляемых для определения общего содержания работ, уточнения целей и разработки последовательности действий, требуемых для достижения данных целей.

#### 5.3.1. Иерархическая структура работ проекта

Иерархическая структура работ (ИСР) – детализация укрупненной структуры работ. В процессе создания ИСР структурируется и определяется содержание всего проекта. На рисунке 67 представлена иерархическая структура проекта.

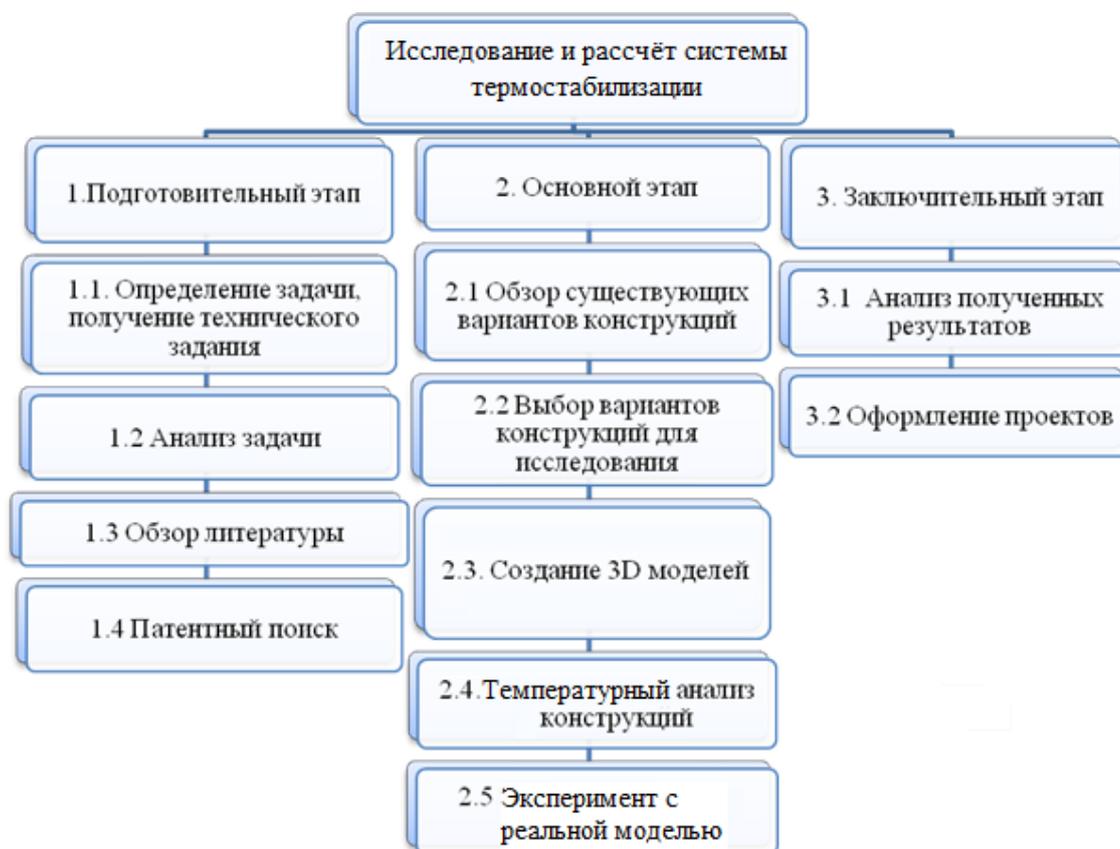


Рисунок 67 Иерархическая структура исследования и расчета платформы малого космического аппарата

### 5.3.2. Контрольные события проекта

В рамках данного раздела определены ключевые события проекта, определены их даты и результаты, которые должны быть получены по состоянию на эти даты. Эта информация приведена в таблице 30.

Таблица 24 - Контрольные события проекта

№ п/п	Контрольное событие	Дата	Результат
1	Определение задачи, получение технического задания	15.11.14 - 18.11.14	Отчет по НИР
2	Патентные исследования	15.12.14 - 11.01.15	Патентный поиск
3	Обзор литературы	1.12.14 - 14.12.14	Отчет по НИР
4	Создание 3D моделей малого космического аппарата	6.02.16 - 5.05.16	Отчет по НИР
5	Проведение анализа конструкций	6.03.15 - 13.05.15	Предзащита
6	Анализ полученных результатов, оформление проекта	14.04.15 - 12.06.16	Предзащита, защита диплома

### 5.3.3. План проекта

В рамках планирования научного проекта необходимо построить календарный и сетевой графики проекта. Линейный график представлен в виде таблицы 25.

Таблица 24 - Календарный план проекта

Код работы (из ИСР)	Название	Длительность, дни	Дата начала работ	Дата окончания работ	Состав участников
1.1	Определение задачи, получение технического задания	3	15.11.14	18.11.14	Руководитель Исполнитель
1.2	Анализ задачи	11	19.11.14	30.11.14	Исполнитель
1.3	Обзор литературы	13	1.12.14	14.12.14	Исполнитель
1.4	Патентный поиск	27	15.12.14	11.01.15	Исполнитель
2.1	Обзор существующих вариантов конструкций платформы космического аппарата	10	12.01.15	22.01.15	Исполнитель
2.2	Выбор вариантов конструкций для исследования	12	23.01.15	5.02.15	Руководитель Исполнитель
2.3	Создание 3D моделей малого космического аппарата	26	6.02.16	5.03.16	Исполнитель
2.4	Проведение анализа конструкций	37	6.03.16	13.04.16	Исполнитель

3.1	Анализ полученных результатов	20	14.04.16	5.05.16	Исполнитель
3.2	Написание докладов и статей	10	6.05.16	16.05.16	Руководитель Исполнитель
3.3	Оформление работы	18	17.05.16	4.06.16	Исполнитель
3.4	Подготовка демонстрационных материалов и доклада для защиты	7	5.06.16	12.06.16	Исполнитель
	Итого	194			

#### **5.3.4. Бюджет научного исследования**

При планировании бюджета научного исследования был составлен перечень всех видов осуществленных расходов, которые были произведены в процессе его выполнения.

##### **5.3.4.1. Сырье, материалы, покупные изделия и полуфабрикаты**

Расчет стоимости материальных затрат производится по действующим прейскурантам или договорным ценам. В стоимость материальных затрат включают транспортно-заготовительные расходы (3% от цены). В эту же статью включаются затраты на оформление документации (канцелярские принадлежности, тиражирование материалов). Результаты по представлены в таблице 25.

Таблица 25- Сырье, материалы, комплектующие изделия и покупные полуфабрикаты.

Наименование	Марка,размер	Кол-во	Цена за единицу, руб.	Сумма, руб.
Тепловая трубка с радиатором	-	1	650	650
Элемент Пельтье	-	1	570	570
Лицензионные программные продукты				
T-FLEXCAD 2D	мест	10	500	5000
T-FLEX CAD 3D	мест	10	750	7500
T-FLEX Анализ	мест	10	1050	10500
Всего за материалы				23 000
Транспортно-заготовительные расходы (3-5%)				920
Итого по статье См				25140

#### **5.3.4.2. Специальное оборудование для экспериментальных работ**

В данную статью включают все затраты, связанные с приобретением специального оборудования (приборов, контрольно-измерительной аппаратуры, стендов, устройств и механизмов), необходимого для проведения работ по конкретной теме. Определение стоимости спецоборудования производится по действующим прейскурантам, а в ряде случаев по договорной цене. Результаты приведены в таблице 26.

Таблица 26 - Расчёт затрат на оборудование

№	Наименование оборудования	Кол-во единиц оборудования	Цена единицы оборудования, руб.	Общая стоимость оборудования, тыс. руб
1	Компьютер	1	40 000	40 000
Норма амортизации, 15%				6 000
Итого				46 000

### 5.3.4.3. Основная заработная плата

Величина расходов по заработной плате определяется исходя из трудоемкости выполняемых работ и действующей системы оплаты труда. Основная заработная плата включает в себя премию, выплачиваемую ежемесячно из фонда заработной платы. Расчет основной заработной платы сведен в таблицу 27.

Таблица 27 - Расчет основной заработной платы

№ п/п	Исполнители по категориям	Должность	Трудоемкость, чел.-дн.	Зарплата, приходящаяся на один чел.-дн., руб.	Всего заработная плата по тарифу (окладам), руб.
1	Руководитель	Доцент, к.т.н	42	1013,3	30400
2	Исполнитель	магистрант	146	395,8	8 022,65

В статью включена основная заработная плата работников, непосредственно занятых выполнением проекта, (включая премии, доплаты) и дополнительная заработная плата.

$$C_{зп} = Z_{осн} + Z_{доп}, \quad (1)$$

где  $Z_{осн}$  – основная заработная плата;

$Z_{\text{доп}}$  – дополнительная заработная плата.

Основная заработная плата ( $Z_{\text{осн}}$ ) руководителя (лаборанта, инженера) от предприятия (при наличии руководителя от предприятия) рассчитывается по следующей формуле 2:

$$Z_{\text{осн}} = Z_{\text{дн}} + T_{\text{раб}}, \quad (2)$$

где  $Z_{\text{осн}}$  – основная заработная плата одного работника;

$Z_{\text{дн}}$  – среднедневная заработная плата работника, руб.;

$T_{\text{раб}}$  – продолжительность работ, выполняемых научно-техническим работником, раб. дн. (таблица 28).

Среднедневная заработная плата рассчитывается по формуле 3:

$$Z_{\text{дн}} = \frac{Z_{\text{м}} \cdot M}{F_{\text{д}}}, \quad (3)$$

Где  $Z_{\text{м}}$  – месячный должностной оклад работника, руб.;

$M$  – количество месяцев работы без отпуска в течение года: при отпуске в 24 рабочих дня  $M = 11,2$  месяца, 5-дневная неделя; при отпуске в 48 рабочих дней  $M = 10,4$  месяца, 6-дневная неделя;

$F_{\text{д}}$  – действительный годовой фонд рабочего времени научно-технического персонала, раб.дн. (таблица 28).

Таблица 28 - Баланс рабочего времени

Показатели рабочего времени	Руководитель	Исполнитель
Календарное число дней	365	365
Количество нерабочих дней		
- выходные дни	104	52
- праздничные дни	10	10
Потери рабочего времени		
- отпуск	24	56
- невыходы по болезни	–	–
Действительный годовой фонд рабочего времени	227	247

Месячный должностной оклад работника:

$$Z_m = Z_b \cdot (k_{пр} + k_d) \cdot k_p, \quad (4)$$

где  $Z_b$  – базовый оклад, руб.;

$k_{пр}$  – премиальный коэффициент;

$k_d$  – коэффициент доплат и надбавок;

$k_p$  – районный коэффициент, равный 1,3 (для Томска).

В ТПУ премии, доплаты и надбавки включены в базовый оклад. Расчёт основной заработной платы приведён в таблице 29.

Таблица 29 - Расчет основной заработной платы

Исполнители	З <sub>б</sub> , руб.	k <sub>р</sub>	З <sub>м</sub> , руб.	З <sub>дн</sub> , руб.	T <sub>р</sub> , раб.дн.	З <sub>осн</sub> , руб.
Руководитель	20100	1,3	26130	1197,1	42	50278,2
Исполнитель	8 022,65	1,3	10 429,5	439,1	146	64108,6
Итого						114386,2

#### 5.3.4.4. Дополнительная заработная плата

Дополнительная заработная плата рассчитывается исходя из 10 – 15% от основной заработной платы, работников, непосредственно участвующих в выполнении темы:

$$З_{\text{доп}} = k_{\text{доп}} \cdot З_{\text{осн}}, \quad (5)$$

где  $З_{\text{доп}}$  – дополнительная заработная плата, руб.;

– коэффициент дополнительной зарплаты;

$З_{\text{осн}}$  – основная заработная плата, руб.

Коэффициент дополнительной заработной платы = 0,15, который исходит из 15% от основной заработной платы. В таблице 30 приведена форма расчёта основной и дополнительной заработной платы.

Таблица 30 - Заработная плата исполнителей

Заработная плата	Руководитель	Исполнитель
Основная зарплата, руб.	50278,2	64 108,6
Дополнительная зарплата, руб.	7541,73	9 616,3
Зарплата, руб.	57819,9	73 724,9
Итого по статье Сзп	131544,8	

#### **5.3.4.5. Отчисления на социальные нужды**

Работа включает в себя отчисления во внебюджетные фонды.

$$C_{\text{внеб}} = k_{\text{внеб}} \cdot (Z_{\text{осн}} + Z_{\text{доп}}), \quad (6)$$

где  $k_{\text{внеб}}$  – коэффициент отчислений на уплату во внебюджетные фонды (составляет 30%).

$$C_{\text{внеб}} = 0,3 \cdot 167905,1 = 50371,5, \text{руб.}$$

#### **5.3.4.6. Накладные расходы**

В эту статью включаются затраты на управление и хозяйственное обслуживание, которые могут быть отнесены непосредственно на конкретную тему. Накладные расходы составляют 80 – 100 % от суммы основной и дополнительной заработной платы, работников, непосредственно участвующих в выполнении темы.

Расчет накладных расходов ведется по следующей формуле 7:

$$C_{\text{накл}} = k_{\text{накл}} \cdot (Z_{\text{осн}} + Z_{\text{доп}}), \quad (7)$$

где  $k_{\text{накл}}$  – коэффициент накладных расходов.

$$C_{\text{накл}} = 0,9 \cdot 167905,1 = 151114,6 \text{ руб.}$$

На основании полученных данных по статьям затрат составлена калькуляция плановой себестоимости НТИ и приведена в таблице 31.

Таблица 31 - Группировка затрат по статьям

№	Наименование статьи	Сумма, руб.
1	Сырье, материалы, покупные изделия и полуфабрикаты	25140
2	Специальное оборудование для экспериментальных работ	46 000
3	Основная заработная плата	103 532
4	Дополнительная заработная плата	15 529,8
5	Отчисления на социальные нужды	50 371,5
6	Накладные расходы	151 114,6
7	Итого плановая себестоимость	255 687,9

#### 5.3.4.7. Матрица ответственности

Для распределения ответственности между участниками проекта формируется матрица ответственности (таблица 32).

Таблица 32 - Матрица ответственности

Этапы проекта	Научный руководитель / Доцент кафедры ТПС	Учебно- вспомогательный персонал / Магистр 2 курса кафедры ТПС	Заведующий кафедрой ТПС
Подготовительный этап.	О	И	
Основной этап.	О	И	
Заключительный этап.	У О	О И	С

Степень участия в проекте характеризуется следующим образом:

Ответственный (О) – лицо, отвечающее за реализацию этапа проекта и контролирующее его ход.

Исполнитель (И) – лицо, выполняющее работы в рамках этапа проекта.

Утверждающее лицо (У) – лицо, осуществляющее утверждение результатов этапа проекта (если этап предусматривает утверждение).

Согласующее лицо (С) – лицо, осуществляющее анализ результатов проекта и участвующее в принятии решения о соответствии результатов этапа требованиям.

#### **5.3.4.8. План управления коммуникациями проекта**

План управления коммуникациями отражает требования к коммуникациям со стороны участников проекта. План управления коммуникациями представлен в таблице 33.

Таблица 33- План управления коммуникациями

№ п/п	Какая информация передается	Кто передает информацию	Кому передается информация	Когда передается информация
1	Требования к проекту	Руководитель	Исполнителю	При получении технического задания
2	Обмен информацией о текущем состоянии проекта	Исполнитель	Руководителю	Еженедельно
3	Информация по проекту	Исполнитель	Руководителю	Еженедельно
4	О выполнении контрольной точки	Исполнитель	Руководителю	За 3 дня до контрольной точки

### 5.3.4.9. Реестр рисков проекта

Идентифицированные риски проекта включают в себя возможные неопределенные события, которые могут возникнуть в проекте и вызвать последствия, которые повлекут за собой нежелательные эффекты. Информацию по данному разделу сведена в таблицу 34.

Таблица 34 - Реестр рисков

№	Риск	Потенциальное воздействие	Вероятность наступления	Влияние риска	Уровень риска*	Способы смягчения	Условия наступления
1	Получение некорректной модели и, следовательно, ошибочных данных.	Получение неверного результата	2	4	Высокий	Проведение доп. консультаций	Отсутствие мощных ПК
2	Недостаточное финансирование	Осложняется процесс разработки и изготовления	2	5	низкий	Подбор аналогичных имеющихся материалов	Задержка финансирования заказчиком
3	Недостаточно квалифицированный персонал	Увеличение сроков и снижение качества разработки	3	4	низкий	Повышение квалификации рабочих	Низкий уровень образования выпускников в вузов
4	Изменение технических требований заказчиком	Увеличение сроков выполнения работ	4	5	средний	Замена аналогичными элементами	Отсутствие элементов, изменение параметров готового изделия

\* Уровень риска оценивается как: высокий, средний или низкий в зависимости от вероятности наступления и степени влияния риска. Риски с наибольшей вероятностью наступления и высокой степенью влияния будут

иметь высокий уровень, риски же с наименьшей вероятностью наступления и низкой степенью влияния соответственно низкий уровень.

#### **5.4. Определение ресурсной (ресурсосберегающей), финансовой, бюджетной, социальной и экономической эффективности исследования**

Эффективность научного ресурсосберегающего проекта включает в себя социальную эффективность, экономическую и бюджетную эффективность. Показатели общественной эффективности учитывают социально-экономические последствия осуществления инвестиционного проекта как для общества в целом, в том числе непосредственные результаты и затраты проекта, так и затраты и результаты в смежных секторах экономики, экологические, социальные и иные внеэкономические эффекты.

Показатели экономической эффективности проекта учитывают финансовые последствия его осуществления для предприятия, реализующего данный проект. В этом случае показатели эффективности проекта в целом характеризуют с экономической точки зрения технические, технологические и организационные проектные решения.

Бюджетная эффективность характеризуется участием государства в проекте с точки зрения расходов и доходов бюджетов всех уровней.

Кроме выше перечисленных видов эффективности можно выделить ресурсный эффект (характеризуется показателями, отражающими влияние инновации на объем производства и потребления того или иного вида ресурса), научно-технический (оценивается показателями новизны и полезности) и др.

##### **5.4.1. Оценка социальной эффективности исследования**

Социальная эффективность научного проекта учитывает социально-экономические последствия осуществления научного проекта для общества в целом или отдельных категорий населения, в том числе как

непосредственные результаты проекта, так и «внешние» результаты в смежных секторах экономики: социальные, экологические и иные внеэкономические эффекты. В таблице 35 приводится оценка социальной эффективности проекта разработки микромеханического слухового сенсора.

Таблица 35 - Критерии социальной эффективности

ДО	ПОСЛЕ
Большие размеры космических аппаратов.	Использование малых космических аппаратов, имеющих малые размеры и вес.
Большие сроки выполнения и финансовые затраты.	Меньшие сроки выполнения и финансовые затраты.

#### 5.4.2. Оценка сравнительной эффективности исследования

Определение эффективности научного исследования происходит на основе расчета интегрального показателя эффективности. Его нахождение связано с определением двух средневзвешенных величин: финансовой эффективности и ресурсоэффективности.

Интегральный показатель финансовой эффективности научного исследования получен в ходе оценки бюджета затрат трех (или более) вариантов исполнения научного исследования. Для этого наибольший интегральный показатель реализации технической задачи принимается за базу расчета (как знаменатель), с которым соотносятся финансовые значения по всем вариантам исполнения.

Интегральный финансовый показатель разработки определяется как:

$$I_{\Phi}^p = \frac{\Phi_{pi}}{\Phi_{max}}, \quad (8)$$

где  $I_{\Phi}^p$  - интегральный финансовый показатель разработки;

$\Phi_{pi}$  – стоимость  $i$ -го варианта исполнения;

$\Phi_{max}$  – максимальная стоимость исполнения научно-исследовательского проекта (в т.ч. аналоги).

Вариант № 1. Спутник CubeSat – 2118864 руб.;

Вариант № 2. Спутник PicoSat – 2670350 руб.;

Вариант № 3. Спутник TabletSat – 3351789 руб.

$$I_{\Phi}^p = \frac{2118864}{4237728} = 0.5, \quad I_{\Phi}^p = \frac{2670350}{4237728} = 0.63, \quad I_{\Phi}^p = \frac{3351789}{4237728} = 0.79.$$

Полученная величина интегрального финансового показателя разработки отражает соответствующее численное увеличение бюджета затрат разработки в разгах (значение больше единицы), либо соответствующее численное удешевление стоимости разработки в разгах (значение меньше единицы, но больше нуля).

Интегральный показатель ресурсоэффективности вариантов исполнения объекта исследования можно определить следующим образом:

$$I_m^a = \sum_{i=1}^n a_i b_i^a, \quad I_m^p = \sum_{i=1}^n a_i b_i^p \quad (9)$$

где  $I_m$  – интегральный показатель ресурсоэффективности вариантов;

$a_i$  – весовой коэффициент  $i$ -го параметра;

$b_i^a, b_i^p$  – балльная оценка  $i$ -го параметра для аналога и разработки, устанавливается экспертным путем по выбранной шкале оценивания;

$n$  – число параметров сравнения.

Расчет интегрального показателя ресурсоэффективности рекомендуется проводить в форме таблицы 36, пример которой приведен ниже.

Таблица 36 - Сравнительная оценка характеристик вариантов исполнения проекта

Критерии оценки	Вес.коэф.	$I_{\text{тп}}$	Аналог1 (PicoSat)	Аналог2 (TabletSat)
1. Материалы	0,15	5	5	5
2. Масса	0,1	4	4	3
3. Надежность	0,1	4	4	4
4. Снижение времени на разработку	0,15	4	4	4
5. Конкурентоспособность продукта	0,1	4	4	3
6. Предполагаемый срок эксплуатации	0,15	5	4	4
7. Финансирование научной разработки	0,1	4	4	3
8. Цена	0,15	5	5	4
Итого	1	35	36	30

$$I_{\text{тп}} = 5 \cdot 0,15 + 4 \cdot 0,1 + 4 \cdot 0,15 + 4 \cdot 0,1 + 5 \cdot 0,15 + 4 \cdot 0,1 + 5 \cdot 0,15 = 4,45$$

$$A1 = 5 \cdot 0,15 + 4 \cdot 0,1 + 4 \cdot 0,1 + 4 \cdot 0,15 + 4 \cdot 0,1 + 4 \cdot 0,15 + 4 \cdot 0,1 + 5 \cdot 0,15 = 4,3$$

$$A2 = 5 \cdot 0,15 + 3 \cdot 0,1 + 4 \cdot 0,15 + 3 \cdot 0,1 + 4 \cdot 0,15 + 3 \cdot 0,1 + 4 \cdot 0,15 = 3,45$$

$$I_m^p = \frac{35}{36} = 0.97; \quad I_m^{a1} = \frac{36}{36} = 1;$$

$$I_m^{a2} = \frac{30}{36} = 0.76$$

Интегральный показатель эффективности разработки ( $I_{\text{финр}}^p$ ) и налога ( $I_{\text{финр}}^p$ ) определяется на основании интегрального показателя ресурсоэффективности и интегрального финансового показателя по формуле:

$$I_{\text{финр}}^p = \frac{I_m^p}{I_{\phi}^p}, \quad I_{\text{финр}}^a = \frac{I_m^a}{I_{\phi}^a}, \quad (10)$$

Сравнение интегрального показателя эффективности текущего проекта и аналогов позволит определить сравнительную эффективность проекта.

Сравнительная эффективность проекта:

$$\mathcal{E}_{\text{ср}} = \frac{I_{\text{финр}}^p}{I_{\text{финр}}^a} \quad (11)$$

где  $\mathcal{E}_{\text{ср}}$  – сравнительная эффективность проекта;

$I_{\text{финр}}^p$  – интегральный финансовый показатель разработки;

$I_{\text{финр}}^a$  – интегральный показатель ресурсоэффективности вариантов.

Таблица 37 - Сравнительная эффективность разработки

№ п/п	Показатели	Аналог1 (PicoSat)	Аналог2 (TabletSat)	Разработка
1	Интегральный финансовый показатель разработки	0,63	0,79	0,5
2	Интегральный показатель ресурсоэффективности разработки	4,3	3,45	4,45
3	Интегральный показатель эффективности	1,59	0,96	1,36
4	Сравнительная эффективность вариантов исполнения	0,63	1,04	0,52

Сравнение значений интегральных показателей эффективности позволяет понять и выбрать более эффективный вариант решения поставленной в магистерской диссертации технической задачи с позиции финансовой и ресурсной эффективности.

## **Заключение**

В научном исследовательском Томском политехническом университете ведётся работа по созданию малого космического аппарата типа CubeSat. Одной из основных задач является обеспечение теплового режима.

В ходе исследования проведены: патентное исследование, расчёт положения спутника в тени и количество получаемого тепла за 1 виток, проведены эксперименты с моделью тепловых трубок, создана 3D модель системы стабилизации.

При проведении патентного исследования было рассмотрено множество патентов и выбраны наиболее подходящие для разрабатываемого спутника. Самые подходящие системы исполнены с помощью тепловых труб и гипертеплопроводящих материалами.

Из расчётов видно, что панели за весь виток суммарный тепловой поток не превышает  $1,5 \text{ кВт/м}^2$ .

Система тепловых трубок является наиболее дешёвой и поддерживает требуемую температуру. Модель из ГПТС имеет большую цену, однако имеет улучшенные свойства теплоизлучения и меньший вес. В зависимости от целей полёта, внутренних систем космического аппарата, имеется ли пространство внутри спутника и стоит выбирать систему термостабилизации. Тепловые трубки выбираются в случаях, когда внутри МКА не много аппаратуры. ГПТС используются в случае, когда свободного места в МКА не имеется.

## Список публикаций

В ходе работы над магистерской диссертацией было опубликовано две статьи:

1. Статья «Система термостабилизации малого космического аппарата типа CubeSat CubeSat» // Космическое приборостроение: сборник научных трудов III Всероссийского форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием, Томск, 11-14 Апреля 2016. - Томск: ТПУ, 2016

2. Статья «Температурные испытания для МКА CubeSat» /// Космическое приборостроение: сборник научных трудов IV Всероссийского форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием, Томск, 11-14 Апреля 2016. - Томск: ТПУ, 2016

## Список использованных источников

1. Cubesats/ESA, URL: <http://www.cubesat.ru/ru/nesushchaya-konstruktsiya-razmera-1u-inzhenernyi-obrazets.html>
2. Патент «Теплопередающее устройство» Майданик Ю.Ф., Дмитрин В.И.
3. Тепловые трубки и применение технологии для охлаждения узлов компьютеров и радиоаппаратуры/ ESA, URL: <http://www.electrosad.ru/Ohlajd/Cooltt1.htm>
4. Е. Н. Васильев, В. А. Деревянко «Вычислительное моделирование процессов теплообмена в системах терморегулирования космических аппаратов» Учреждение Российской академии наук Институт вычислительного моделирования СО РАН. Том 14, № 6, 2009, с 24
5. Аристов В.Ф. патент «Экранно-вакуумная теплоизоляция космического аппарата с внешним комбинированным покрытием» / ESA URL: <http://www.freepatent.ru/patents/2397926>
6. 6. Томчук А. В. «Теплопередающее устройство космического аппарата» / ESA URL: <http://www.findpatent.ru/patent/234/2346862.html>
7. Патент. «Система терморегулирования космического аппарата» Габов А.С., Гордеев Е.А., Князев А.Г
8. Патент «Система терморегулирования приборного отсека посадочного лунного модуля» Устинов С.Н., Котляров Е. Ю., Долгополов В.П.

9. Патент «Система терморегулирования космического аппарата и способ ее изготовления» Акчурин В.П., Бартенов В.А., Загар О.В.
10. Магистерская диссертация «Проект студенческого малого космического аппарата» Смолянский В.А.
11. Патент «Система терморегулирования космического аппарата» Халиманович В.И., Лавров В.И., Колесников А.П.
12. Федеральный закон «Об основах охраны труда» от 17.07.1999 г. № 181-ФЗ.
13. СанПиН 2.2.4/2.1.8.055-96 «Электромагнитные излучения радиочастотного излучения».
14. ГОСТ 12.1.038-82 ССБТ. Электробезопасность.
15. СНиП 23-05-95 «Естественное и искусственное освещение».
16. СанПиН 2.2.4.548–96. Гигиенические требования к микроклимату производственных помещений.
17. СП 2.6.1.2523-09. Нормы радиационной безопасности (НРБ-99/2009).
18. ГОСТ Р 22.0.01-94 Безопасность в ЧС. Основные положения.
19. ГОСТ Р 22.0.07-95 Безопасность в чрезвычайных ситуациях.
20. Федеральный закон от 22.07.2008 N 123-ФЗ (ред. от 13.07.2015) "Технический регламент о требованиях пожарной безопасности"

## Приложение А

### Раздел (2.3)

#### Обзор существующих термостабилизирующих систем) (The review of existing systems of thermostabilizing)

Студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
1БМ4В	Вершинин Дмитрий Аркадьевич		

Консультант кафедры \_\_\_\_\_ ТПС \_\_\_\_\_ :

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент	Костюченко Т.Г	к.т.н.		

Консультант – лингвист кафедры \_\_\_\_\_ (аббревиатура кафедры) \_\_\_\_\_ :

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент	Кошелева Е.Ю.	к.и.н.		

## **1. The review of existing systems of thermostabilizing**

### **1.1. Passive systems**

The main problems which need to be solved by means of the systems of temperature stabilizing offered below is a support of a certain temperature range, the mode of a passive thermal regulation and a stable non-cavitation operation mode.

Cavitation is the process of evaporation and the subsequent collapse of steam bubbles with simultaneous condensation of steam in a liquid flow which is followed by noise and water hammers. Formation in liquid of cavities (cavitation bubbles, or the cavities) filled with steam of the liquid in which arises. There are different ways of the appearance of cavitation. The option interesting us called "hydrodynamic cavitation". It results from local pressure reduction in liquid which can happen in case of increase in its speed and change of temperature. Being moved with a flow to the area with more high pressure or during compression, the cavitation bubble collapses, radiating at the same time a shock wave.

Passive thermal regulation in the satellite with the use of thermal pipes.

Heat pipe is the cooling system element, its principle of operation is based on that in the closed tubes from heat-conducting metal (for example, copper) there is a volatile liquid. Heat transfer happens because liquid evaporates on the hot end of a tube and is condensed on cold, and then again flows on the hot end. The internal surface of the heat pipe consists of capillary and porous structure (wick) which is the metal gauze, the baked balls, metal wools, glass fabric and even system of grooves. The Heat Pipes (HP) are widely applied in systems of support of the thermal mode of automatic and piloted the satellite. They are used in heat sinks radiators of the satellite, in cells-panels the satellite of untight execution and for thermostabilizing of radio-electronic equipment and constructive elements of products. In a figure 3 the schematic image of a HP is shown, they are executed in the form of the round hollow cylinder with the big relation of length of  $L$  to

diameter  $d$ . The internal surface of a pipe consists of capillary and porous structure 2, the structure is saturated with cooling liquid and is on boundary with a steam volume of - it is the central part of a tube of radius of  $r_p$ . Cooling liquid is the heat carrier and depending on temperature water, liquid metals, mercury, alcohols, acetone, ammonia, freon, etc. are selected from a zone of a source. At temperatures over 750 liquid metals used, for the range  $550 \leq T \leq 750 \text{ K}$  – mercury. In the field of the average range of temperatures  $200 \leq T \leq 550 \text{ K}$  are used as the heat carrier organic liquids, water (the low-temperature HP); at temperatures below 200 (that is suitable for us option) the heat carrier are the liquefied gases (cryogenic TP). In case of an application of a heat flux of  $\Phi_{\Pi}$  to a transpiration zone the heat carrier in this part of capillary and porous system begins to evaporate, and couples, having passed a transport zone, come to the opposite end of a pipe in – in a condensation zone where heat is radiated. Here steam is condensed, and further liquid under the influence of capillary forces comes on a match to an evaporation zone again. In case of process of vapor condensation the flow of  $\Phi_{\text{O}}$  which is led out in a heat radiator is selected. Between zones of evaporation and condensation there are temperature gradients, but the lateral surface of the cylinder 1 in a transport zone practically doesn't change temperature therefore it is possible to read that through a zone all flow  $F$  would be transferred, i.e.  $\Phi$ , t.e.  $\Phi = \Phi_{\Pi} = \Phi_{\text{O}}$ [2].

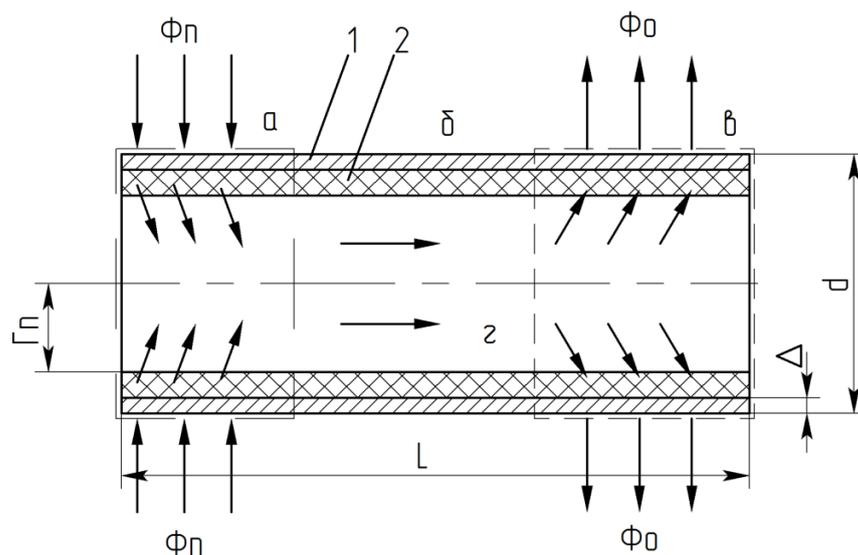


Figure 3 - Diagram of a heat pipe.

## Some characteristics of a HP

Today the most effective device for transmission of thermal energy is thermal tubes. Even the cylindrical thermal tube with water in case of  $t = 50^{\circ}\text{C}$  has heat conduction in several hundreds times more than at copper, lithium HP in case of  $t = 1500^{\circ}\text{C}$ , on an axis of a tube can transfer in the direction to  $25\text{kv}/\text{cm}^2$ .

HP have the following characteristics:

- Working temperature from  $4^{\circ}\text{K}$  to  $2300^{\circ}\text{K}$
- Length of a tube makes from several centimeters to tens of meters
- Diameter is to from 2-3 to several meters
- The heat transfer makes to  $25\text{kv}/\text{cm}^2$
- Operation resource is till 100 000 hours

Properties and functions of working liquid:

1. provide heat-transfer in system and to maintain working temperature
2. must not decay at these temperatures,
3. must have sufficient warmth of conversion,
4. must moisten well material of a match and the casing,
5. value of viscosity of liquid and steam phases must be low,
6. must have high surface tension and high heat conduction.

In dependence of operating conditions different substances in a liquid phase – from the liquefied gases to metals are used: helium ( $-271\text{...} - 269^{\circ}\text{C}$ ), ammonia ( $-60\text{...} +100^{\circ}\text{C}$ ), freon-11 ( $-40\text{...} +120^{\circ}\text{C}$ ), acetone ( $0\text{...} +120^{\circ}\text{C}$ ), water ( $25\text{...} 200^{\circ}\text{C}$ ), mercury ( $250\text{...} 650^{\circ}\text{C}$ ), sodium ( $600\text{...} 1200^{\circ}\text{C}$ ), silver ( $1800\text{...} 2300^{\circ}\text{C}$ ), etc. In our case freon suits the best 11[3].

## Usage of hyper heat-conducting porous structures

In the report of Institute of computing simulation of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences in 2009 for longsource satellites with the period of the active existence for 15 years and more was offered for creation, supports of the stable and comfortable thermal mode of onboard REA to use hyper heat-conducting porous structures (HHCPS). They represent the planar thin pressurized construction containing porous material – the matrix filled with liquid working substance – the heat carrier (ammonia, water, etc.), and channels for steam transfer (fig. 4).

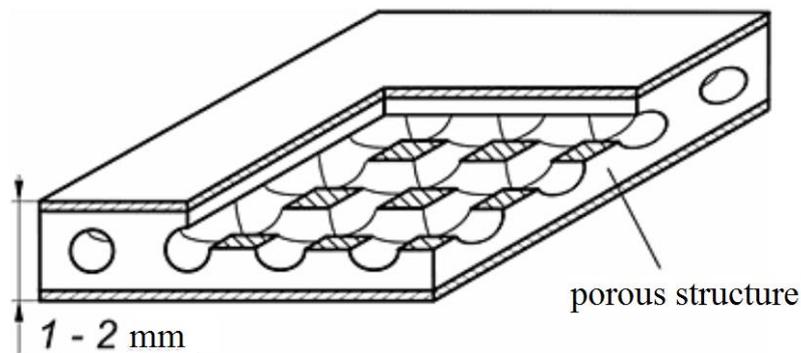


Figure 4 - Hyper heat-conducting porous structure

In ICM of the Siberian Branch of the Russian Academy of Science within the Federal target program "Global Navigation Satellite System" together with the Ural electrochemical plant for the benefit of JSC Reshetnev Information Satellite Systems units of REA with the hyper heat-conducting bases are developed, probed and launched in pilot production (fig. 5). Having the weight and dimensional characteristics similar to earlier applied aluminum bases, they allow to reduce a temperature gradient by 5–7 times in case of increase in heat release by 5 times (to 100 W) and to provide at the same time uniformity of a temperature field within 2°C [4].

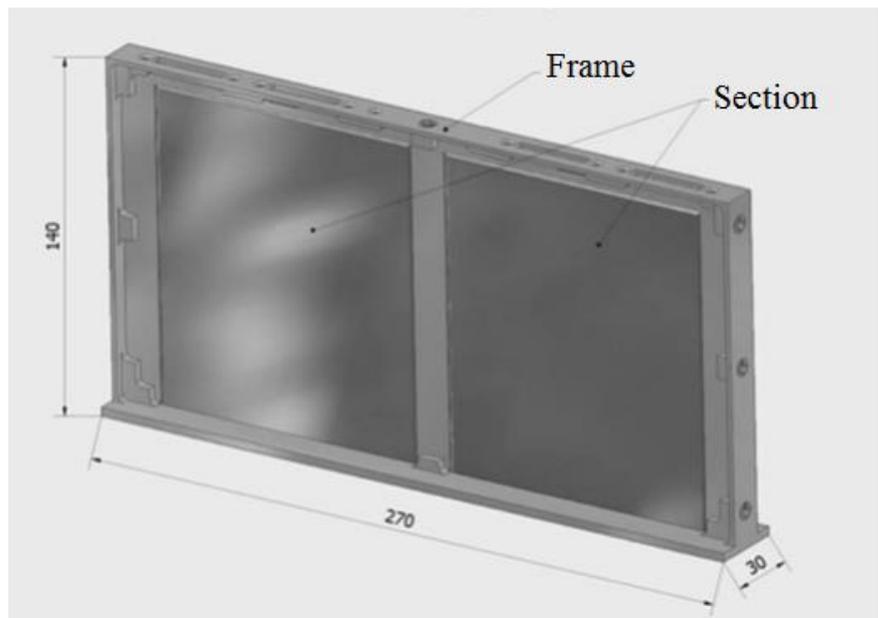


Fig. 5 - A construction sample with sections from HHCPS.

**Use of temperature-controlled coverings, screen and vacuum heat insulation and heating elements.**

In possible versions of the satellite there are options in which radio-electronic equipment (antennas, receivers, etc.) takes place outside of the casing of the satellite. In case of placement radio-electronic equipment outside of the satellite in an outer space it should be considered practically as an independent body. If radio-electronic to the apparatusena it is set on a special thermostatically controlled platform of the satellite then the thermal mode the radio-electronic equipment generally is defined by influence of external heat fluxes and own heat release during an operating time. Here the big problem will be created by questions of support of operability of equipment at the negative temperatures which reduction should be restricted to both passive, and active means. As passive means use temperature-controlled coverings on outside radiant surfaces of the casing radio-electronic equipment, screen and vacuum heat insulation of a surface for the purpose of reduction of heatlosses in an outer space. For a heat shield of antenna-feeder devices from influence of aerodynamic flows, heat fluxes from streams of

engines in an orbit it is required screen and vacuum heat insulation, capable to miss radio-frequency radiation from these devices. Composition materials are applied to manufacture of the heat-insulating coverings of the satellite.

In the Russian Federation patent No. 2397926 screen and vacuum heat insulation of the satellite with an external combined covering is offered. It consists of a polymeric substrate, an electrowire layer with a wearproof layer on an external surface and the reflecting layer on an internal surface (a figure 6). Insulation contains a temporal protective layer on an external surface and the strengthening polymeric grid on an internal surface. In a figure 6 it is shown:

a) packet covering screen and vacuum heat insulation (arimidny fabric, glass fabric, external combined covering);

b) the first layer screen and vacuum heat insulation – a film 20 microns thick;

c) 20 layers screen and vacuum heat insulation from the films metallized the poly ethylene terephthalate separated by spacers from a glass veil.

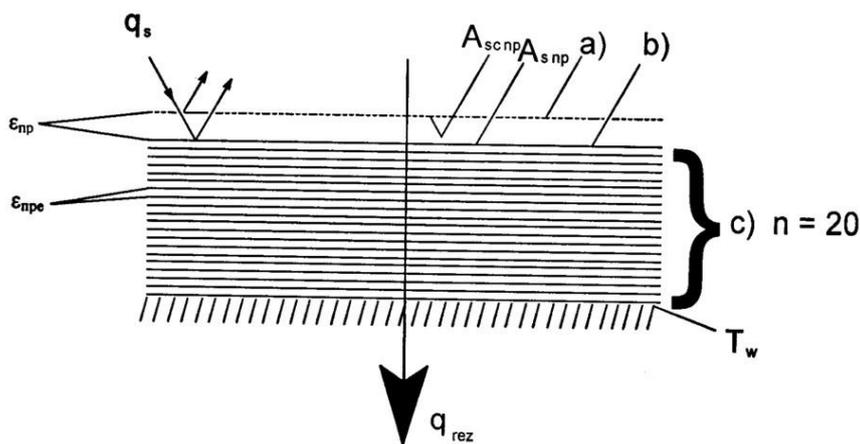


Figure 6 - the Diagram of heat exchange of a packet screen and vacuum heat insulation ( $n = 20$ ) in a space.

Such combined covering allows considerably (by 1,5 – 2 times) to lose a weight screen and vacuum heat insulation of the satellite. Besides, the combined

covering thanks to a continuous upper surface, the antistatic layer and a removable protective layer possesses much a smaller heat-pile-separation [5].

### **The active systems**

#### **Use in spacecrafts of the active systems of a thermal regulation and thermostating.**

Passive systems of support now in use of the thermal mode of space objects can maintain temperature at one level only in case of a certain orientation spacecrafts and in case of continuous heat release of equipment. In case of variable orientation of space object its temperature can change because of possible lighting of the heat sink radiator of system of support of the thermal mode with solar or planetary radiation. In case of variable heat release temperature of object changes because of an off-design operation mode of the heat sink. For compensating of these effects the active elements – heaters and coolers are used. As the active means heating systems which heating elements join only in case of achievement of minimum and admissible temperatures in thermosensitive zones to radio-sensitive equipment are most perspective. In other modes the heating system shall consume insignificant power, realizing functions of monitoring for the moment of submission of a signal on switching on of a heating element. Such systems can be with the distant and combined control. In the Russian Federation patent No. 2346862 the heat-transmitting device spacecrafts (a figure 7) relating to the systems of support of the required thermal mode of preferentially telecommunication satellites using planimetric thermal pipes is offered. The device contains the closed two-phase circuit filled with the low-boiling heat carrier. The circuit includes the condenser 2 and the evaporator 5 reported by pipelines 1. The condenser is built in construction of a panel of the heat sink 3 and has the internal channel with smooth walls. The evaporator 5 is connected to the hydraulic accumulator 4 having thermal communication with a thermostatically controlled surface 6. In the evaporator 5 the capillary pump 5.1 executed in the form of the

main capillary structure adjoining in its central zone to the concentric auxiliary capillary structure appearing from the hydraulic accumulator 4 5.2 is set. Near an internal surface of this auxiliary structure with a gap between it and an edge surface of the main capillary structure the end part of the pipeline of submission of the liquid heat carrier from the condenser 2 in the evaporator 5 is located. Submission is carried out via the hydraulic accumulator 4 which casing with the capillary system installed in it is connected to the casing of the evaporator 5.3 through an adapter 7. The internal volume of the hydraulic accumulator 4 in a zone of auxiliary capillary structure 5.2 and near its internal surface is supplied with a match with more small-sized cells, than cells in a remaining zone. In last the part of the pipeline of submission of the heat carrier from the condenser 2 in the evaporator 5 executed in the form of a spiral is located. On an outside surface of the hydraulic accumulator 4, is closer to the evaporator 5, the electric heater of variable power 8 is set. Technical result of the invention is stability of operating characteristics of the device for a long time of its operation (typically, 15 years) in the conditions of a space [6].

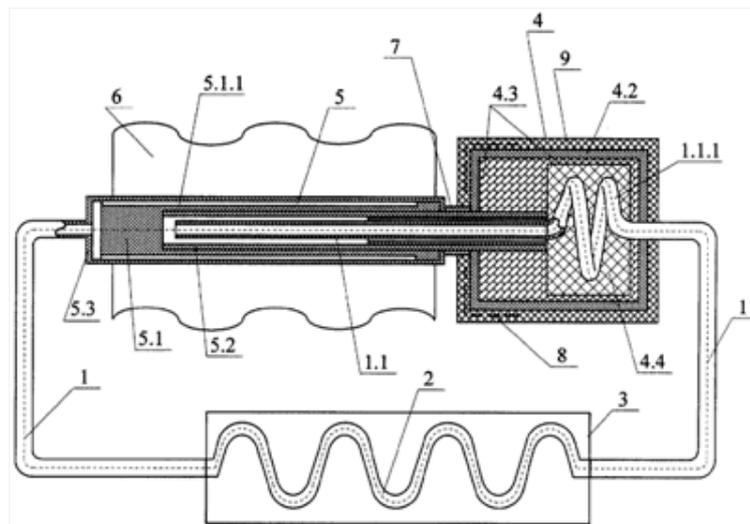


Figure 7 - the Device for cooling of the heat-generating equipment

## System of a thermal regulation of the spacecraft

In the system of a thermal regulation of the spacecraft including the closed liquid circuit with the circulating heat carrier incorporating elements: the electric pump aggregate, the hydraulic accumulator, collectors of panels on which instruments are set and heat sinks which are among themselves reported by sections of connective pipelines with the input and output flow sections identical with output and input sections of the mentioned elements, the part of sections of connective pipelines is executed with an identical rated equivalent inside diameter, smaller, than diameters of remaining parts, with the summary length meeting the following condition (which is set by authors on the basis of the analysis of the physical processes happening in case of system operation of a thermal regulation):

$$L_{X\Sigma} = L_{\Sigma} \cdot \left(\frac{d_x^5}{d^5} - 1\right) \cdot \frac{d_x^5 \cdot \Delta P_{\text{ЭНА}}}{V^2 \cdot K}$$

where  $L_{X\Sigma}$ ,  $d_x$  - the summary length and an inside diameter of parts of sections of the connective pipelines having a smaller equivalent rated inside diameter of flow section, than diameters of remaining parts of connective pipelines and collectors, m;

$L_{\Sigma}$  - summary length of all sections of connective pipelines and collectors, m;

$d$  - rated inside equivalent diameter of the majority of sections of connective pipelines and collectors (where  $d > d_x$ ), m;

$\Delta P_{\text{ЭНА}}$  - a pressure of the electric pump aggregate in case of which it provides productivity - the expenditure in a liquid circuit, equal to the required minimum admissible rated value, Pa;

$V$  - the required minimum admissible rated value of the expenditure of the heat carrier in collectors in case of which the working temperature of instruments not above admissible value is with guarantee provided, to m<sup>3</sup>/s;

K - the average experimental coefficient of hydraulic resistance of one running meter of different connective pipelines and collectors used in liquid circuits, kg/m<sup>3</sup> · with, as is, essential distinguishers of the proposed technical solution.

In development process of drawings on manufacture of the specific satellite of the corresponding power on the basis of configuration of system of a thermal regulation determine the summary length of all liquid path through which the heat carrier under operating conditions circulates. Then for the assigned flow section (for example, the equivalent rated diameter of collectors and connective pipelines is equal to mm d=12) a liquid circuit define, using the account and pressure head characteristic of the electric pump aggregate, the possible expenditure of the heat carrier: if it, for example, exceeds more than for 10% the required value of the expenditure of the heat carrier, part of sections of connective pipelines make the decision to develop with the reduced inside diameter, for example, of mm dx=9, and determine the summary length of such sections from mm dx=9 by a formula:

$$L_{X\Sigma} = L_{\Sigma} \cdot \left(\frac{d_x^5}{d^5} - 1\right) \cdot \frac{d_x^5 \cdot \Delta P_{\text{эна}}}{V^2 \cdot K}$$

After that, using above-data retrieveds, the part of sections on drawings is specified and executed with mm dx=9 (remaining sections with a length making, for example, up to 90% of the summary length of a circuit are executed with mm d=12).

After such execution of drawings on system of a thermal regulation of the spacecraft in the made liquid circuit the expenditure of the heat carrier will exceed not much more minimum admissible value that is confirmed with the experimental data.

Thus, as a result of such manufacture of the offered construction the system of a thermal regulation under operating conditions will be provided the expenditure of the heat carrier, the close to rated (minimum admissible), and the

uncompensated kinetic moment will be minimum possible and, therefore, mass expenses of a working body will also be minimum possible, i.e. the objectives of the invention thereby are achieved [7].

### **System of a thermal regulation of the instrumental bay of the landing lunar module**

The system of a thermal regulation of the instrumental bay of the landing module containing the radioisotope heat generator, a platform for placement on it of the equipment and instruments, an adjustable planimetric thermal pipe with the evaporator, transport pipelines and the condenser which is built in the radiation heat exchanger, and also the three-way valve providing switch-off of the radiation heat exchanger by means of the bypass line in case of achievement of temperature of a platform of the given lower temperature limit, differing in the fact that the platform is set parallel to a vector of mass forces of a gravitational field of the Moon, and in a platform thermal pipes so are built in that the lower zones of the built-in thermal pipes have thermal contact with the radioisotope heat generator set in the lower part of a platform, and the upper zones of the built-in thermal pipes have thermal contact with the evaporator of an adjustable planimetric thermal pipe set in the upper part of a platform.

The system of a thermal regulation of the instrumental bay of the landing module containing the radioisotope heat generator, a platform for placement on it of the equipment and instruments, an adjustable planimetric thermal pipe with the evaporator, transport pipelines and the condenser which is built in the radiation heat exchanger, and also the three-way valve providing switch-off of the radiation heat exchanger by means of the bypass line, in case of achievement of temperature of a platform of the given lower temperature limit, differing in the fact that the platform is set parallel to a vector of mass forces of a gravitational field of the Moon, and in a platform the thermal pipes which are also located parallel to a vector of the specified mass forces are built in, at the same time the nonadjustable

planimetric thermal pipe having transport pipelines and the condenser is in addition set, and the evaporator of a nonadjustable planimetric thermal pipe has direct thermal contact with the radioisotope heat generator, and the condenser contacts to the lower zones of the thermal pipes which are built in a platform and, besides, the upper zones of the thermal pipes which are built in a platform are connected by at least one collector heat conductor among themselves, and also to the evaporator of an adjustable planimetric thermal pipe. [8].

From this system of that to emphasize the bypass line which insures ours systems in case of failure.

### **System of a thermal regulation of the spacecraft**

We will consider the following system of a thermal regulation

The system contains liquid circuits in which, in particular, are set the electric pump aggregate, hydraulic accumulator which sealed gas cavity is partially filled with the required amount of the two-phase working liquid intended for creation of necessary operating range of the vapor pressure of working liquid providing, on the one hand, non-cavitation operation the electric pump aggregate (for what minimum allowable working pressure, for example, shall be equal in a gas cavity  $\approx 0,2 \text{ kgf/cm}^2$  ( $\approx 20 \text{ kPa}$ ) and, on the other hand for support of minimum possible leakages of the heat carrier from a liquid circuit during the long term of exploitation of KA in an orbit ( $\approx 15$  years) (the pressure - the less leakage of the heat carrier is less) and proceeding from the long resource confirmed in case of ground tests the electric pump aggregate - the optimum pressure of working liquid in a gas cavity shall be (70-115) kPa - closely to atmospheric pressure  $\approx$  in  $1 \text{ kgf/cm}^2$  ( $\approx 100 \text{ kPa}$ ) under rated operating temperature conditions of the hydroaccumulator in an orbit, equal from  $15 \text{ }^\circ\text{C}$  to  $30 \text{ }^\circ\text{C}$ . As a result of researches it is set what to such above-stated requirements, and also according to requirements of radiation firmness, satisfies liquid-freon 141 in (see l. 169-170 in "the Reference manual. Industrial fluororganic products. Leningrad. "Chemistry", 1990). At the

same time under operating conditions in an orbit change of temperature of working liquid in the range from 15 °C to 30 °C is provided with periodic switching on in operation of the electric heater with a power, for example, 15 W set on the casing of the hydraulic accumulator.

The analysis of operation and construction of the spacecraft shows that it (at the expense of minimum possible mass of rechargeable batteries of power supply system) it is necessary for support of minimum possible weight that energy consumption of the spacecraft on a section of deduction and in case of implementation of the mode of the hardware solar orientation (for example because the onboard computer "hung") in an orbit was minimum possible - at the same time the electric pump aggregate shall function regularly (i.e. it is steady - without cavitation).

The carried-out analysis showed that in case of start of the spacecraft, for example, or in the mode of the hardware solar orientation temperature of a gas cavity of the hydraulic accumulator in case of an inoperable electric heater can fall to winter time to minus 25 - minus 35 °C. In this case pressure of vapors of working liquid will be almost close to zero (below  $\approx 0,05 \text{ kgfs/cm}^2$  ( $\approx 5 \text{ kPa}$ )), and, therefore, there comes the cavitation mode the electric pump aggregate and in a liquid path the system of a thermal regulation stops circulation of the heat carrier and leadout of a surplus heat from operating (functionally necessary) instruments of the spacecraft that is inadmissible.

Therefore, for support of operability of a system of a thermal regulation it is necessary to provide additional quantity of the electric power in the above-stated cases - additional weight regarding rechargeable batteries of power supply system.

Thus, an essential shortcoming known the system of a thermal regulation is the fact that for support of operability of a system of a thermal regulation it is necessary to provide the increased mass of its power supply system (about 1 kg) in all possible (considered) operating conditions of the spacecraft.

The system of a thermal regulation (fig. 8) includes: 1 - the liquid circuit filled with the heat carrier; 1.1 - electric pump aggregate; 1.2 - heat exchangers of instruments; 1.3 - heat sink; 1.4 - hydraulic accumulator; 1.4.1 - casing; 1.4.2 - electric heater; 1.4.3 - temperature sensor; 1.4.4 - the gas cavity which is partially filled with two-phase working liquid 1.4.5 - freon 141v; 1.4.6 - bellow; 1.4.7 - the liquid cavity of the hydraulic accumulator connected to a liquid circuit near an input in the electric pump aggregate.

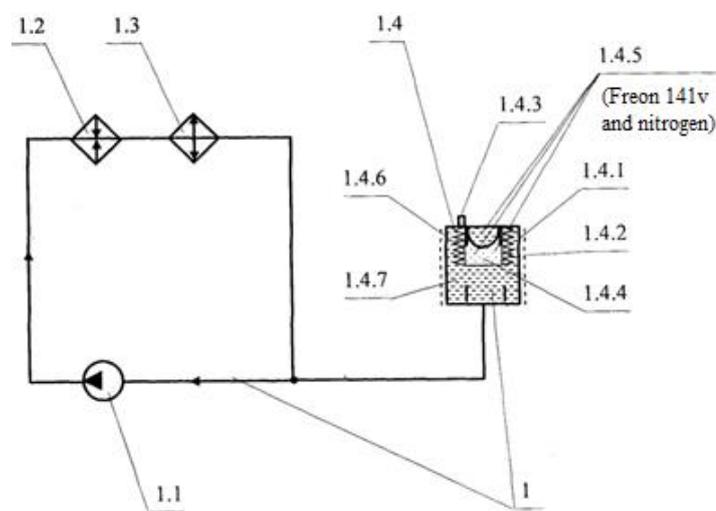


Figure 8 - the schematic diagram system of a thermal regulation of the spacecraft

Essential shortcoming known system of a thermal regulation are its insufficient functional capabilities in case of all possible (considered) spacecraft operating conditions without support of necessary essential increase of its weight.

For elimination of shortcomings of system and stable functioning at the negative temperatures – supports of the non-cavitation mode the system of a thermal regulation of the spacecraft includes the liquid circuit filled with the heat carrier in which are set the electric pump aggregate heat exchangers of instruments, the heat sink and the hydraulic accumulator containing the sealed gas cavity filled with partially required amount of working liquid separated by a bellow from the

liquid cavity of the hydraulic accumulator connected to a liquid circuit of system the casing on which electric heaters and temperature sensors are set at the same time the sealed gas cavity of the hydraulic accumulator in addition to working liquid is filled with gas-nitrogen in minimum possible quantity meeting the following condition:

$$m = \frac{P_{\text{КАВ}} \cdot V_{\text{Г.П.МАКС}}}{R \cdot T_{\text{МИН}}}$$

where  $m$  - minimum possible mass of gas-nitrogen filled in a gas cavity of the hydraulic accumulator, kg;

$P_{\text{КАВ}}$ -minimum allowable pressure on an input in the electric pump aggregate for support of its non-cavitation operation according to specifications on it at a temperature of the heat carrier minimum possible under operating conditions, Pa;

$V_{\text{Г.П.МАКС}}$ - the greatest possible volume of a gas cavity of the hydraulic accumulator according to its manufacture, m<sup>3</sup>;

$R=296,8\text{Joule}/(\text{kg}\cdot\text{degree})$  - gas constant for nitrogen;

Caraway seeds - minimum possible calculated temperature of a gas cavity of the hydraulic accumulator under operating conditions,  $T_0$ , as are essential distinguishers of a technical solution.

In fig. 8 the schematic diagram system of a thermal regulation of the spacecraft where is figured: 1 - the liquid circuit filled with the heat carrier; 1.1 - electric pump aggregate; 1.2 - heat exchangers of instruments; 1.3 - heat sink; 1.4 - hydraulic accumulator; 1.4.1 - casing; 1.4.2 - electric heater; 1.4.3 - temperature sensor; 1.4.4 - the gas cavity which is partially filled with two-phase working liquid - freon 141v plus in addition gas-nitrogen of a certain quantity (no more than 0,01 kg):

$$m = \frac{P_{kav} \cdot V_{Г.П.макс}}{R \cdot T_{мин}}$$

where  $m$  - minimum possible mass of gas-nitrogen filled in a gas cavity of the hydraulic accumulator, kg;

$P_{kav}$  - minimum allowable pressure on an input in the electric pump aggregate for support of its non-cavitation of operation according to specifications on it at a temperature of the heat carrier minimum possible under operating conditions, Pa;

$V_{г.п.макс}$  - the greatest possible volume of a gas cavity of the hydroaccumulator according to its manufacture, m<sup>3</sup>;

$R=296,8$  / (kg · a hail) - gas constant for nitrogen;

$T_{мин}$  - minimum possible calculated temperature of a gas cavity of the hydraulic accumulator under operating conditions, To;

1.4.6 - bellow; 1.4.7 - the liquid cavity of the hydraulic accumulator connected to a liquid circuit near an input in the electric pump aggregate 1.1.

Operation offered system of a thermal regulation under operating conditions of the spacecraft happens as follows.

On a section of deduction of the spacecraft, for example, in winter time or in case of implementation of the mode of abnormal solar orientation of the spacecraft minimum possible (necessary) number of instruments, including the electric pump aggregate (the retranslator, a hydraulic accumulator electric heater are put into operation (for the purpose of power saving) - disconnected), and heat carrier temperature in a liquid circuit and in a gas cavity of the hydraulic accumulator -35 °C fall to -25 °C .... In this case the hydraulic accumulator bellow is almost completely expanded - (the volume of a gas cavity is equal to approximately greatest possible value) and working pressure of gas in a gas cavity value at least 0,2 kgfs/cm<sup>2</sup> (20 kPa) only in addition in it the filled gas-nitrogen (the working

body - freon 141v in this case almost completely is in a liquid phase), almost completely creates operation non-cavitation, sufficient for support, the electric pump aggregate and by that circulation of the heat carrier in a liquid circuit is provided and, therefore, the required thermal mode of operating instruments of the spacecraft is provided.

After a spacecraft output to the given orbit or elimination of the mode of the mode of the hardware solar orientation of the spacecraft operates normally: instruments of the retranslator and other necessary instruments are put into operation, the electric heater of the hydraulic accumulator and necessary working pressure in the range (0,7 - 1,15) kgfs/cm<sup>2</sup> (70 kPa are 115 kPa) in a gas cavity work electric pump the aggregate periodically provide jointly vapors of two-phase working liquid (freon 141v) and gas (nitrogen) that it is enough for operation non-cavitation the electric pump aggregate during the required long time of operation.

Thus, apparently from the above, operability of a system of a thermal regulation in all operating conditions of the spacecraft is provided, for example, in case of its start in winter time or in case of implementation of the mode the mode of the hardware solarorientation, but with additional increase in mass of the spacecraft and due to switch-off of an electric heater of the hydraulic accumulator [9].

Such system can be used in the student's satellite, but having an essential shortcoming – the cavitation mode at low temperatures. Installation of the additional equipment is necessary for its elimination that the occasional seat in the small spacecraft leads to additional weight.

## Приложение Б

### Расчёт теплового потока

Определение температуры панели

$$T := -120 \dots 120 \quad C_m := 800 \frac{\text{Дж}}{(\text{кг} \cdot \text{К})} \quad M_s := 28,084 \left( \frac{\text{г}}{\text{моль}} \right) \quad t := 1000$$

$$C_m \cdot M_s \cdot \left( \frac{d}{d t} T \right) = Q_1 + Q_2 - N_{ud} \quad (1)$$

$$Q_1 := \alpha_l \cdot (E_l + E_{otrl} + E_{sobl}) + \alpha_t \cdot (E_t + E_{otrt} + E_{sobt})$$

$E$  - освещенность панелей Бф от солнечного излучения, а индексы "л" и "т" указывают лицевую и тыльную поверхности панели, Вт/м<sup>2</sup>

$\alpha_l$  и  $\alpha_t$  - интегральные коэффициенты поглощения лицевой и тыльной поверхности панели;

$$Q_2 := -(\varepsilon_l + \varepsilon_t) \cdot \sigma T^4$$

$\varepsilon_l$  и  $\varepsilon_t$  - интегральные коэффициенты излучения лицевой и тыльной стороны.

Принимаем примерное значение от 30 до 60 Вт\см<sup>2</sup>

Тепловая трубки способна отвести до 25

$$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$$

$$N_{ud} := (E_l + E_{otrl}) \cdot \eta_{zap}$$

$$C_m \cdot M_s \cdot \left( \frac{d}{d t} T \right) = \alpha_l \cdot (E_l + E_{otrl}) \cdot (1 - \eta \cdot K_{zap}) + \alpha_l \cdot E_{sobl} + \alpha_t \cdot (E_t + E_{otrt} + E_{sobt}) - (\varepsilon_l + \varepsilon_t) \cdot \sigma T^4$$

Длительность тени  $t$

$$\mu = 3,986 \cdot 10^5 \quad \mu - \text{гравитационный параметр притягивающего центра (для Земли)}$$

$$a = \left( \left( \frac{86400}{2 \cdot \pi \cdot N} \right)^2 \cdot \mu \right)^{\frac{1}{3}} \quad \text{Большая полуось эллипса (для эллиптической орбиты)}$$

$$t_t = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \cdot ((E_{vix} - E_{vh}) - e \cdot (\sin(E_{vix}) - \sin(E_{vh}))) \quad \text{длительность тени}$$

$$\text{tg} \left( \frac{E}{2} \right) = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \cdot \text{tg} \left( \frac{\theta}{2} \right) \quad \text{Эксцентричные аномалии}$$

$$e_t = 2 \cdot \arctg \left( \frac{A + \sqrt{A^2 + B^2 - Q^2}}{B - Q} \right) \quad A \text{ и } B \text{ см стр } 96$$

Освещённость панелей в течении витка

$$E_0 := 1360 \quad L := 1$$

При неориентированном положении

$$E := E_0 \cdot \text{Kosv} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$$

$$\text{Kosv} = L \cdot \cos(\alpha)$$

# Приложение В

## Чертёж тепловых трубок

