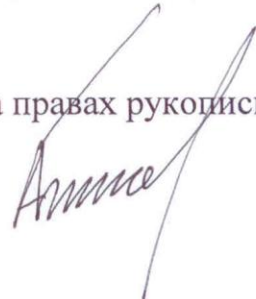


**МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
НАУЧНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ (МАИ НИУ)**

На правах рукописи



БАСОВ АНДРЕЙ АЛЕКСАНДРОВИЧ

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

Специальность 01.04.14 Теплофизика и теоретическая теплотехника

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
заведующий кафедрой
«Авиационно-космическая теплотехника»
Мякочин Александр Сергеевич

МОСКВА - 2018

Оглавление

ВВЕДЕНИЕ.....	5
ГЛАВА 1. СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ИХ НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ.....	16
1.1 Определения и классификация систем обеспечения теплового режима космических аппаратов.....	16
1.2 Назначение систем обеспечения теплового режима КА.....	22
1.3 Принципы построения систем обеспечения тепловых режимов космического аппарата.....	26
1.4 Этапы проектирования систем обеспечения тепловых режимов космического аппарата.....	27
1.5 Особенности расчёта тепловой нагрузки, воздействующей на поверхность космического аппарата.....	30
1.6 Некоторые особенности составления алгоритмов проектирования СОТР...	32
1.7 Анализ возможных погрешностей при проектировании СОТР космических аппаратов.....	36
Выводы по главе 1.....	39
ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНЕШНИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ ОКРУЖАЮЩЕГО ПРОСТРАНСТВА НА КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ ПОЛЁТЕ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ.....	40
2.1 Основные положения теории излучения реальных тел.....	40
2.2 Тепловые модели Солнца, планет и окружающего пространства.....	44
2.2.1 Тепловые модели Солнца и планет.....	44
2.2.2 Тепловые модели расчёта молекулярных тепловых потоков в поверхности космического аппарат.....	47
2.2.3 Математическая модель расчёта рекомбинационных тепловых потоков к поверхности космического аппарата.....	51

2.3. Математическая модель расчёта лучистых тепловых потоков в системе космическое пространство – межпланетный аппарат.....	53
Выводы по главе 2.....	61
ГЛАВА 3. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В БОРТОВЫХ СИСТЕМАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ	62
3.1 Задачи математического моделирования процессов в бортовых системах..	62
3.2 Обоснование выбора структуры математических моделей СОТР	66
3.3 Применение специальных программных комплексов для математического моделирования СОТР	78
3.4 Анализ неопределенностей при математическом моделировании.....	80
3.5 Построение и анализ классической СОТР КА с гидроконтуром.....	84
3.6 Построение и анализ СОТР КА с децентрализованным гидроконтуром.....	90
Выводы по главе 3.....	102
ГЛАВА 4. РЕЗУЛЬТАТЫ ВНЕДРЕНИЯ РАЗРАБОТАННЫХ ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННЫХ ПАССИВНЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ...	104
4.1 Признаки объектов для внедрения пассивных децентрализованных систем с автоматическим управлением.....	104
4.2 Этапность внедрения децентрализованных пассивных систем на космических объектах различного назначения.....	107
4.3 Тепловая модель и СОТР шлюзовой камеры.....	111
4.4 Тепловая модель и СОТР узлового модуля.....	122
4.5 Краткие итоги внедрения рассматриваемой СОТР для термостабилизации оптической системы космического назначения.....	128
4.6 Формирование критериев применимости децентрализованных СОТР пассивного типа с автономным управлением	129
Выводы по главе 4.....	134
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	136
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	138
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	140

ПРИЛОЖЕНИЕ А Акты внедрения результатов диссертационной работы	148
ПРИЛОЖЕНИЕ Б Сравнение надежности систем	155
ПРИЛОЖЕНИЕ В Результаты теплового математического моделирования и летной эксплуатации оборудования.....	162
ПРИЛОЖЕНИЕ Г Графическое отображение тепловой математической модели модуля «Причал».....	175

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность работы

Расширение перечня прикладных задач, решаемых средствами космического базирования, потребовало существенного увеличения сроков активного существования космических аппаратов. Применительно к пилотируемой космонавтике эта задача решалась экстенсивными методами – доставкой на орбиту значительного количества малоресурсных элементов и расходоуемых материалов с последующим проведением экипажем ремонтно-восстановительных работ. Для автоматических КА – параллельным повышением надежности бортовых систем и увеличением орбитальной группировки за счет введения в её состав резервных КА.

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

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

Для СОТР автоматических КА, несмотря на значительные успехи в повышении ресурса насосных групп и агрегатов гидроконтуров, применяется как дублирование, так и троирование гидроконтуров с входящим агрегатным составом.

На беспилотных КА отсутствует задача терморегулирования экипажа, что расширяет диапазон допустимых температур и устраняет специфические

требования по составу системы. Это позволяет заменить централизованную СОТР пассивными элементами и средствами терморегулирования: тепловыми трубами различного типа, тепловыми аккумуляторами, сбалансированным подбором свойств теплоизоляции и характеристик терморегулирующих покрытий, корректировкой теплофизических свойств конструкции КА.

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

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

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

- анализ с использованием тепловых математических моделей целесообразности применения пассивных средств терморегулирования и децентрализации системы;
- оценка влияния на надежность СОТР автономного управления ее элементами и использования децентрализованной структуры;

- разработка критериев целесообразности применения децентрализованной пассивной СОТР с автономным управлением элементами;
- выявление типов космических объектов, для которых эффективно использование пассивных децентрализованных систем.

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

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

Примененный расчетно-экспериментальный метод анализа теплового состояния разнотипных КА позволил выявить общие закономерности изменения теплового состояния КА с пассивной децентрализованной системой обеспечения теплового режима.

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

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

Уточнение тепловых математических моделей проводилось в два этапа:

1) по результатам термобалансных испытаний в термобарокамере с имитацией наиболее значимых факторов теплового воздействия космического пространства (для негерметичных КА панельной компоновки);

2) подбором эмпирических коэффициентов и уточнением теплофизических свойств малопрогнозируемых элементов СОТР по результатам анализа телеметрической информации функционирующего КА.

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

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

Научная новизна работы состоит в следующих положениях:

1) использован аппарат математического моделирования для прогнозирования и оптимального выбора облика СОТР и КА в целом, в зависимости от конкретного назначения КА;

2) проведен сравнительный многофакторный анализ классической и децентрализованной СОТР;

3) впервые предложены критерии целесообразности использования пассивной децентрализованной СОТР в космических объектах различного назначения;

4) разработаны принципы построения децентрализованной пассивной СОТР, способной выполнять свои функции при отказе бортовых средств управления и, в сокращенном объеме, решать задачи термостабилизации КА даже в случае потери электропитания;

5) рекомендована структура комплексной тепловой математической модели на основе анализа допущений, принимаемых при моделировании элементов СОТР.

Практическая значимость результатов представляемой работы состоит в значительном повышении надежности СОТР определенных типов КА и

космических объектов при увеличении срока их службы, снижении относительной массы системы, экономии ресурсов бортовых вычислителей, снижении электропотребления служебных систем и увеличении полезного объема отсеков КА.

Внедрение в космических объектах, отобранных по разработанным критериям использования предлагаемой СОТР, сформулированных в работе принципов построения децентрализованной системы позволило кроме того сократить без ущерба для надежности объем явного резервирования системы. Для обитаемых КА подтвержденной существенной значимостью применения результатов данной работы является исключение необходимости проведения периодических регламентов СОТР.

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

Личный вклад автора состоит в:

- разработке концепции построения децентрализованной СОТР пассивного типа, в том числе с автономным управлением;
- формулировании условий применения такой системы;
- разработке критериев применимости предлагаемой СОТР на конкретном КА;
- разработке схем функционального резервирования системы;
- разработке алгоритма управления элементами системы и формировании технических требований к автономному устройству их реализующему;
- разработке тепловых математических моделей и проведении балансных тепловых расчетов;

- формировании технических требований к компонентам предлагаемой СОТР;

- разработке методики проведения наземной тепловакуумной отработки космических объектов (их тепловых макетов) с децентрализованной пассивной СОТР и проведение ее адаптации к имеющейся стендовой базе предприятий-изготовителей КА.

На основании сопоставления результатов математического моделирования с результатами наземных термобалансных и летно-конструкторских испытаний объектов с внедренными элементами децентрализованной пассивной СОТР автором проведен критический анализ при сопоставлении результатов численного моделирования и телеметрической информации по тепловому состоянию эксплуатируемых в натуральных условиях космических объектов. По результатам анализа автором сделаны основные выводы по диссертационной работе.

Апробация и внедрение результатов работы проведена в выступлении на международной конференции по тепловым трубам в 2014г [72].

Результаты проработок докладывались на научно-технических советах РКК «Энергия», опубликованы в рекомендованных ВАК журналах [14, 15, 23, 39, 40, 51, 58 и др.], защищены патентами РФ [52, 53, 67, 69 и др.].

Результаты представляемой работы внедрены:

- в системах обеспечения теплового режима следующих элементов Российского сегмента Международной космической станции:
 - шлюзовой камеры для многофункционального лабораторного модуля «Наука» – летная эксплуатация с 2010 года;
 - малого исследовательского модуля «Рассвет» (внешний контур СОТР, включая РТО) – летная эксплуатация с 2010 года;
 - узлового модуля «Причал» – изготовлен в 2013 году, законсервирован на заводе-изготовителе;
- в конструкции микроспутника «Чибис-М» Института космических исследований РАН, запущенного в январе 2012г;

- в составе средств теплового обеспечения аппаратуры «РК-21-8» космического эксперимента «СВЧ-радиометрия», разработки специального конструкторского бюро Института радиотехники и электроники РАН;
- радиотехнической системы передачи информации разработки «Научно-производственного предприятия «САИТ»;
- средств адаптации аппаратуры космических экспериментов «Отражение»;
- в системе термостабилизации оптико-электронного модуля космического аппарата «Egyptsat», запущенного в 2014г.

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

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

Положения, выносимые на защиту

1. Принципы построения и теплового математического моделирования децентрализованных СОТР пассивного типа.
2. Результаты анализа рабочих характеристик децентрализованных СОТР, реализованных на различных космических объектах.
3. Критерии целесообразности и области применения децентрализованных СОТР пассивного типа с автономным управлением.

При подготовке диссертации использованы материалы из приведенных ниже публикаций автора.

1. Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК

- 1 Басов А.А., Прохоров Ю.М., Сургучев О.В. Радиаторы на тепловых трубах в системах терморегулирования космических аппаратов // Известия РАН. Энергетика – 2011 – №3 – С. 37-41.
2. Басов А.А., Клочкова М.А., Махин И.Д. О возможности использования технологии «холодного» газодинамического напыления теплопроводного порошкового материала для обеспечения теплового контакта между элементами конструкции // Космическая техника и технология – 2014. – №3 (6) – С. 64-70.
3. Меснянкин С.Ю., Ежов А.Д., Басов А.А. Определение контактного термического сопротивления на базе трехмерного моделирования соприкасающихся поверхностей // Известия РАН. Энергетика. – 2014. - №5. – С. 65-74.
4. Басов А.А., Лексин М.А., Прохоров Ю.М. Двухфазный контур системы обеспечения теплового режима научно-энергетического модуля. Численное моделирование // Космическая техника и технологии. – 2017. – №2 – С. 80-89.
5. Басов А.А., Огорокова К.С., Ставрицкий А.К. Системы обеспечения теплового режима разгонных блоков типа // Космическая техника и технологии. – 2016. – №3. – С. 71-79.
6. Басов А.А., Елчин А.П. Использование российского сегмента МКС в качестве платформы для отработки перспективных решений в части СОТР // Космонавтика и ракетостроение. – 2018. – № 4 (103). – С. 61-71.
7. Басов А.А., Лексин М.А., Прохоров Ю.М. Радиационный теплообменник двухфазного контура системы обеспечения теплового режима КА. Численное моделирование. // Тепловые процессы в технике. – 2018. – том 10, №3-4. – С. 125-133.

8. Басов А.А., Велюханов В.И., Коптелов К.А., Пациевский А.А. Применение средненапорных установок воздушного термостатирования для охлаждения КА панельной компоновки при наземных испытаниях // Известия РАН. Энергетика. – 2018. – № 4. – С. 27-34.
9. Котляров Е.Ю., Луженков В.В., Тулин Д.В., Басов А.А. Система терморегулирования негерметичного приборного отсека космического аппарата «Интергелиозонд» для исследования Солнца с близких расстояний // Космическая техника и технологии. – 2018. – №4. – С.18-26.
10. Басов А.А., Лексин М.А., Прохоров Ю.М., Мякочин А.С. Устройство для воздушного охлаждения тепловыделяющей аппаратуры. Методика расчета тепловых и гидравлических характеристик // Известия РАН. Энергетика. – 2018. – № 4. – С. 59-72.

2. Патенты РФ и авторские свидетельства

1. Пат. 2548316 Российская федерация, МПК В64G 1/50 (2006.01). Система терморегулирования стыковочного модуля обитаемой орбитальной станции / Басов А.А., Ключкова М.А. ; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» – №2013141780/11 ; заявл. 11.09.2013 ; опубл. 20.04.2015, Бюл. №11.
2. Пат. 2632057 Российская федерация, МПК В64D 13/00 (2006.01), H05K 7/20 (2006.01), H01L 23/467 (2006.01). Способ воздушного охлаждения тепловыделяющей аппаратуры, расположенной снаружи летательного аппарата, и система для его реализации / Басов А.А., Дядькин А.А., Лексин М.А., Прохоров Ю.М. ; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» – №2016107562 ; заявл. 01.03.2016 ; опубл. 02.10.2017, Бюл. №28.
3. Пат. 2494933 Российская Федерация, МПК В64G 1/50 (2006.01), F28D 15/02 (2006.01). Система термостатирования оборудования космического объекта /

- Аульченков А.В., Басов А.А., Елчин А.П., Прохоров Ю.М., Цихоцкий В.М. ; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» № 201204071-11 заявл. 06.02.2012 ; опубл. 10.10.2013, Бюл. №28.
4. Пат. 119969 Российская Федерация, МПК H05B 3/10 (2006.01). Гибкий электронагреватель / А.Н. Лазарев, А.И. Галушко, А.А. Басов, В.И. Ховалкин; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество "Научно-исследовательский институт электромеханики" – № 2012114388/07 ; заявл. 11.04.2012 ; опубл. 27.08.2012, Бюл. № 24.
5. Пат. 2579153 Российская Федерация, МПК H02P 1/00 (2006.01), H02P 1/04 (2006.01), H02P 1/18 (2006.01), B60L 11/04 (2006.01), B60L 11/12 (2006.01). Электропривод постоянного тока / А.А. Басов, А.И. Галушко, А.Н. Лазарев, Р.С. Салихов, Г.С. Сергеев ; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева», Открытое акционерное общество «Научно-исследовательский институт электромеханики» – № 2015101674/07 ; заявл. 20.01.2015 ; опубл. 10.04.2016, Бюл №10
6. Пат. 2657603 Российская Федерация, МПК B64G 5/00 (2006.01), F25B 29/00 (2006.01). Способ воздушного термостатирования отсеков КА при наземных испытаниях и устройство для его осуществления / А.А. Басов, В.И. Велюханов, К.А. Коптелов, А.В. Никонов, А.А.Пациевский ; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева», Общество с ограниченной ответственностью «Фриготрейд» - № 2017119067 , заявл. 31.05.2017 ; опубл.14.06.2018, Бюл. №17
7. Заявка 042819 Российская Федерация, МПК B64G 1/50. Средства распределения и подачи термостатирующего воздуха на поверхность панельного КА при наземных испытаниях / А.А. Басов, А.В. Быстров, А.В. Никонов, А.А. Пациевский ; заявитель Открытое акционерное общество

«Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» –
№ 2017124753/11; заявл. 11.07.2017

3. Публикации в других изданиях

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

ГЛАВА 1. СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ИХ НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ

Обеспечение необходимых тепловых условий работы приборно-агрегатного оборудования функциональных систем на борту космических аппаратов (КА) и, при наличии, экипажа, при длительном полёте в открытом космосе является одной из важнейших проблемных задач освоения космического пространства. Решение задачи производится системой обеспечения теплового режима (СОТР). Понятно, что эта система должна функционировать в постоянной взаимосвязи с окружающей средой в условиях комплексного воздействия разнообразных как постоянных, так и экстремальных факторов.

Сегодня в связи с разработкой новых типов космических объектов требуется развитие более современных подходов к исследованию, проектированию и испытанию СОТР.

Данный раздел работы посвящён анализу проблемных задач, которые необходимо решить для создания более эффективных и надёжных СОТР.

1.1 Определения и классификация систем обеспечения теплового режима космических аппаратов

Исследование околоземного космического пространства, а также планет Солнечной системы потребовало разработки КА, способных совершать длительные полёты в космическом пространстве. Это, в свою очередь, выдвинуло ряд совершенно новых требований к СОТР. Фактически для каждого типа создаваемых КА разрабатывались новые типы систем обеспечения теплового режима.

К проектированию таких систем привлекались как специализированные подразделения НИИ и КБ, так и ряд других организаций, работающих в самых различных областях науки и техники. Это способствовало возникновению

жаргонизмов, получивших широкое распространение как в производстве, так и публикациях. Например, в научно-технической литературе названия многих трудов и терминов отражают разные взгляды авторов на сущность определений, терминологию и классификацию [1, 2, 4, 5, 7].

В указанных работах одни авторы рассматривают СОТР как составную часть системы жизнеобеспечения [10], другие считают СОТР самостоятельной системой [2, 4, 7] или составной частью общей энергетической системы [5].

Бессистемность в терминологии, в основных определениях и классификации систем в большинстве случаев затрудняет взаимопонимание между специалистами, осложняет разработку технической документации, вызывает ненужные затраты времени при пользовании научно-технической и учебной литературой. Например, в научно-технической литературе часто встречается название «системы терморегулирования» вместо «системы обеспечения теплового режима». Практика показала, что отсутствие ГОСТовской классификации вызывает недоразумения и даже ошибки в производстве [7]. Всё это привело к необходимости разработки единой классификации по назначению и структуре принципиальных схем СОТР.

Ранее отмечалось, что поддержание заданного теплового режима является сложной теплотехнической задачей. Решение этой комплексной задачи обеспечивается множеством инженерных устройств, разработанных на основе системного подхода. Такой подход базируется на анализе задач термогазодинамики, тепло-массообмена, энергообмена при фазовых переходах, химической кинетики и др.

Система обеспечения теплового режима на борту космического аппарата сочетает в себе комплекс научных и инженерно-технических решений, реализующих эффективное взаимодействие различных подсистем и элементов оборудования. Система предназначена для создания необходимых температурно-влажностных условий для обеспечения высокой работоспособности экипажа и оборудования как в течение длительного полёта КА в космическом пространстве, так и в процессе его спуска в атмосфере при завершении полёта.

Классификация СОТР приведена на основании опубликованных работ ряда авторов [2, 3, 7 и др.] с учётом функционального назначения, принципов действия и особенностей технической и схемной реализации.

Одной из особенностей классификации СОТР является их разделение на подсистемы по функциональной принадлежности. Данная особенность позволяет выделить три базовые подсистемы СОТР, главным образом определяющие формирование теплового режима космического аппарата. К ним относятся:

- подсистема тепловой защиты;
- подсистема формирования температурно-влажностных и циркуляционных полей газовой среды;
- подсистема терморегулирования.

Все три указанные подсистемы СОТР функционально взаимосвязаны, но, тем не менее, имеют свои отличительные особенности в системе обеспечения теплового режима. Например, по назначению каждая подсистема выполняет определенные присущие только ей функции, определяющие общий тепловой режим КА. При этом в большинстве случаев один и тот же параметр СОТР может зависеть от режима функционирования двух или даже всех трёх подсистем.

Вторая особенность классификации определяется условием деления подсистем СОТР по принципу действия.

Наконец, третья особенность вытекает из условий технической и схемной реализации СОТР.

Классификация подсистем СОТР космического аппарата.

1. Подсистемы тепловой защиты:

- ***теплоограждающие.*** Строятся на основе:
 - терморегулирующих покрытий;
 - экранно-вакуумной изоляции;
 - однородной теплоизоляции.
- ***теплопоглощающие.*** Строятся с использованием:
 - теплоизоляции с большой теплоемкостью;
 - газодинамического (гидродинамического) охлаждения;

- частично уносимых (разрушающихся) теплозащитных покрытий.
- **теплорассеивающие.** Строятся с использованием:
 - радиаторов-излучателей;
 - охлаждения конвекцией;
 - изменения агрегатного состояния охладителя (процесса испарения);
 - термоэлектрических насосов.

2. Подсистемы формирования температурно-влажностных и циркулирующих потоков теплоносителя:

- **централизованные.** Строятся на основе:
 - сосредоточенной подачи и удаления теплоносителя;
 - распределенной подачи и удаления теплоносителя;
 - рециркуляции теплоносителей.
- **локализационные:**
 - закрытого типа;
 - полуоткрытого типа;
 - открытого типа.

3. Подсистемы терморегулирования:

- **конвективные:**
 - замкнутые;
 - с газовым циклом.
- **кондуктивно-лучистые:**
 - объединенные с конвективными системами;
 - автономные;
- **на основе изменения агрегатного состояния вещества:**
 - разомкнутые;
 - замкнутые.
- **термоэлектрические:**
- **теплоаккумулирующие.** Строятся с использованием:
 - материалов с высокой теплоёмкостью;
 - материалов с изменением агрегатного состояния вещества.

Назначение данной классификации выражается в том, что она позволяет не только доступно излагать методический материал, но и служит базой для дальнейшего развития общей терминологии, определений и классификационных признаков. Выделенные в данной классификации отдельные подсистемы и элементы не обязательно представляют собой самостоятельные группы. Чаще всего они встречаются в сочетании с другими подсистемами, образуя комбинированные варианты СОТР, где одна из подсистем может играть доминирующую роль.

По принципу действия СОТР в целом делятся на два класса. Первый из них включает комплекс средств активного регулирования тепловых процессов.

Второй, в отличие от первого использует средства пассивного регулирования и, при необходимости, средства компенсации нерегулируемых утечек тепла.

Системы активного регулирования тепловых процессов достаточно сложные. Они включают в себя вентиляционные устройства, жидкостные контуры теплообменных аппаратов, средства регулирования тепловых потоков, активные средства регулирования внешнего теплообмена КА, оборудование, использующие процессы фазовых переходов (скрытую теплоту фазовых превращений) и др.

Отличительной чертой активных систем является наличие ярко выраженного устройства-побудителя движения однофазного теплоносителя (электронасосы, вентиляторы) и, как следствие, чувствительность к потере части или всего теплоносителя. В таких системах кондуктивная передача тепла от элементов конструкции и приборов к теплоносителю имеет, как правило, вспомогательное значение.

В пассивных системах электрически зависимый побудитель движения теплоносителя, как и сам однофазный теплоноситель зачастую отсутствует. Перенос тепла осуществляется за счет организации гарантированных кондуктивных связей между тепловыделителями и элементами конструкции. Эффективная теплопроводность конструктивных элементов КА при

необходимости повышается за счет внедрения в конструкцию устройств-теплопроводов, например, тепловых труб ($\lambda_{эф} \approx 50\,000$ Вт/мК). Для парирования переохладения конструкции из-за наличия проектных неопределенностей с фактическим тепловыделением бортовой аппаратуры и необходимости переразмеривания средств теплоотвода для начального этапа функционирования КА на орбите в состав пассивных систем могут включаться компенсационные электронагреватели.

При использовании как активной так и пассивной СОТР отвод тепла в космическое пространство при полете КА более нескольких часов производится радиаторами-излучателями.

Наличие единого (пусть даже резервированного) побудителя циркуляции однофазного теплоносителя делает СОТР крайне уязвимой системой на случай потери герметичности или поломки побудителя циркуляции. Для снижения этой опасности приходится резервировать не только сам побудитель циркуляции (электронасос и/или вентилятор), но и гидроконтур СОТР целиком. Логичным решением этой проблемы является попытка создания системы без замкнутого герметичного контура и без централизованного электрически зависимого побудителя циркуляции теплоносителя. Предпосылки реализации такого подхода содержатся в использовании пассивных средств терморегулирования и легкой адаптируемости их к конструкции космических объектов. Применение принципа зонирования размещения тепловыделяющего оборудования на конструкции КА при создании пассивной СОТР также облегчает решение задачи устранения критичного центрального элемента системы.

Таким образом, вырисовывается облик интегрированной в состав конструкции космического объекта системы, не имеющей характерно выраженного центрального критичного элемента. Далее такую систему буду обозначать как **ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННУЮ**.

Системы пассивного регулирования тепловых процессов менее сложные. В отличие от активных систем они включает конструктивные элементы, обеспечивающие необходимые параметры посредством теплообмена излучением

и теплопроводностью как между элементами конструкции, так и между ними и окружающим пространством. Это достигается путём использования терморегулирующих покрытий, различного рода тепловой изоляции, термоизоляторов, термосопротивлений и др. К пассивным средствам терморегулирования относятся также силовые элементы конструкции, воспринимающие не только силовую нагрузку, но и являющиеся элементами, определяющими диссипацию тепловых потоков в объёме конструкции КА.

Поскольку реализация принципа децентрализации СОТР лучше «смотрится» при использовании пассивных средств далее будет исследоваться **ПАССИВНАЯ ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННАЯ** система обеспечения теплового режима. Для исключения зависимости пассивной децентрализованной СОТР от центрального бортового компьютера КА (еще один элемент ненадежности) буду рассматривать систему с **автономным управлением**, требующую только подачу питания на компенсационные нагреватели.

1.2 Назначение систем обеспечения теплового режима КА

Основной задачей СОТР является формирование на борту КА заданного теплового режима. Это обусловлено тем, что экипаж, бортовое оборудование, научная аппаратура могут успешно функционировать только в определенных температурных условиях. Расширение температурных диапазонов на борту КА, как правило, вызывает ухудшение определяющих характеристик бортовых систем.

При нарушении допустимого температурного диапазона на борту КА снижается надежность и увеличивается вероятность отказов в работе агрегатов и систем аппарата.

Вероятность снижения надёжности СОТР существенно повышается в условиях, когда внешнее и внутреннее тепловое воздействие изменяются во времени, что, как правило, реализуется при длительном полёте КА в космическом пространстве. Поэтому обеспечение теплового режима КА является одним из

основных условий, обеспечивающих успешное выполнение космическим аппаратом заданной программы.

В настоящее время разработаны и апробированы несколько способов стабилизации температурного режима КА в условиях переменной как внутренней, так и изменяющейся во времени внешней тепловой нагрузки, например, величины излучения, падающего извне на поверхность аппарата.

Например, одним из таких способов является изменение поглощательной и излучательной способности поверхности с помощью чисто механических способов путём применения различного типа подвижных жалюзи и экранов.

В практике используются способы обеспечения теплового режима КА с применением переменной теплопроводности. Такой способ реализуется с помощью устройств с тепловыми переключателями, последовательно увеличивающими теплоёмкость. В таких случаях применяются ёмкости расчётных объёмов (например, сифоны), заполненные жидкостью, обладающей необходимой теплоёмкостью. [8]

В ряде СОТР нашёл применение способ с расходуемыми хладагентами (жидкие или твёрдые). Способ базируется на простом физическом принципе, когда поступающая в конструкцию аппарата теплота, поглощается, фазовыми переходами. Получающиеся при этом пары фазовых переходов хладагентов выбрасываются за борт аппарата. [14]

Основной недостаток таких систем выражается в том, что они должны обеспечиваться относительно большой массой хладагента, а следовательно, и значительными ёмкостями для его хранения. В этой связи такие системы применяются только для кратковременных полётов или в качестве дублёров (вспомогательные или аварийные).

В практике проектирования космической техники наибольшее распространение нашли системы, построенные на базе использования процесса конвекции в замкнутых контурах. В таких системах расход газового или жидкого хладагента отсутствует, а теплота сбрасывается в открытое космическое пространство с помощью радиатора-излучателя.

Такие системы имеют ряд преимуществ. Например, при использовании газообразных теплоносителей в радиаторах-излучателях последние монтируются в качестве элементов конструкции непосредственно в отсеках КА и используются, как правило, в виде теплоотдающих поверхностей. Кроме того, они не подвергаются коррозии, обладают необходимым диэлектрическим коэффициентом, а также имеют ряд других нужных положительных свойств.

В свою очередь, жидкие теплоносители, обладая повышенными теплофизическими свойствами, обеспечивают более высокие по сравнению с газами коэффициенты теплоотдачи, что существенно интенсифицирует конвективный теплообмен в системе. Однако принципиальные схемы систем, использующих жидкие теплоносители, более сложные, поскольку требуют специального оборудования для их хранения и транспортировки, более совершенной компоновки этого оборудования, а также создания запасов для компенсации возможных утечек.

При современных уровнях внутренних тепловых нагрузок, составляющих $5 \div 10$ кВт мощности, применяются низкотемпературные СОТР с необходимыми расчётными по площадям и массам радиаторами-излучателями.

При выполнении длительных полётов в космическом пространстве, СОТР приходится решать более сложные задачи в связи с потребностью значительного увеличения бортовой мощности КА. Сложность усугубляется тем, что вся полезная мощность бортовой энергетической установки диссипатируется в теплоту при сравнительно низком уровне температур. В этой связи, для обеспечения необходимого температурного режима на борту КА необходимо увеличивать излучение с использованием всей его реальной поверхности. Проведём анализ возможной реализации такой интенсификации лучистого теплообмена.

Известно [1, 17, 38], что излучение твёрдого тела подчиняется закону Стефана-Больцмана. Из анализа этого закона просто сделать вывод о том, что площадь излучаемой поверхности пропорциональна величине излучаемой ею

плотности лучистого теплового потока и обратно пропорциональна температуре поверхности тела в четвертой степени.

Отсюда произвольно вытекает ещё один вывод, что для уменьшения излучаемой площади поверхности, а, следовательно, и массы тела необходимо увеличивать среднюю температуру излучателя (в случае СОТР – радиатора).

Проведенные исследования показали, что это условие можно выполнить при использовании составе СОТР тепловых насосов. Такие насосы позволяют при определенных энергетических затратах направлять тепловой поток с низкого температурного уровня на более высокий.

По принципу действия и конструкции известно несколько типов тепловых насосов. Они отличаются по уровню холодильных коэффициентов, типам хладагентов и др. Например, для обеспечения тепловых режимов КА могут быть использованы тепловые насосы с газовым циклом, с испарительно-компрессионным циклом [12], пароэжекторные и абсорбционные. Однако тепловые насосы пока ещё не нашли применения в СОТР космических аппаратов, и возможность использования того или иного типа насосов в сочетании с энергетической установкой и другими системами корабля требует дальнейшего всестороннего анализа.

Некоторый интерес представляет использование в системах обеспечения теплового режима термоэлектрических элементов, работающих на принципе эффекта Пельтье. Однако в настоящее время такие элементы имеют слишком низкие холодильные коэффициенты и большую удельную массу, что создаёт серьёзную проблему их применения в составе СОТР.

При разработке космической техники нового поколения усложняются стратегические задачи КА, повышается энерговооруженность пилотируемых и автоматических станций, увеличивается продолжительность активного полёта в космосе. Всё это вызывает необходимость в повышении требований к надежности бортового оборудования, что ужесточает требования к тепловому режиму на борту КА. Например, с целью улучшения характеристик термочувствительного бортового оборудования сужаются допустимые температурные диапазоны. Это

повышает требования к системе обеспечения теплового режима и расширяет диапазон функциональных задач СОТР. Последнее, в свою очередь, приводит к тому, что средства комплектации СОТР стали вносить существенный вклад в массовый и энергетический баланс КА.

Оценки показывают, что сегодня в зависимости от назначения КА и повышенных требований к СОТР, её общая масса и энергопотребление может достигать до 10 % от общей массы КА и энергопотребления КА. Более того, сегодня СОТР в большой степени определяются построение компоновочной схемы КА, его функциональные возможности. В этой связи задачам повышения экономичности, надежности и оптимизации по массе и энергопотреблению СОТР, совершенствованию методов и средств обеспечения теплового режима уделяется всё больше внимания на всех стадиях разработки. Совершенствованию подлежат также и методы теплового проектирования.

Такой комплексный подход обеспечит возможность оптимизации увязки требований СОТР с общими задачами проекта, например, к требованиям, предъявляемым другим функциональным системам, таким как радиоэлектронная аппаратура, к системам регулирования температуры на борту КА и другим.

1.3 Принципы построения систем обеспечения тепловых режимов космического аппарата

Сегодня проектные и научно-исследовательские организации имеют высокий уровень математического программного обеспечения в виде пакетов специальных программ, а также штат математиков-программистов высокой квалификации. Всё это позволяет решать проектно-конструкторские задачи посредством математического моделирования функциональных систем КА с учётом влияния окружающей среды и нестационарности процессов.

Алгоритмы решения отдельных типовых задач проводятся с использованием лицензированных пакетов программ, которые позволяют

проводить с достаточно высокой точностью многопараметрические исследования тепловых режимов даже весьма сложных СОТР.

По своей структуре система обеспечения теплового режима включает совокупность различных методов и устройств, способных регулировать как внешний, так и внутренний теплообмен в отсеках космического аппарата.

Из сказанного следует, что система обеспечения тепловых режимов выполняет важнейшую роль на борту КА. Она должна надёжно обеспечивать тепловой режим аппарата на всех этапах эксплуатации, таких как: подготовка КА к полёту на старте, на участке выведения, при длительном нахождении в условиях космического пространства. Если КА совершает посадку на поверхность планеты, СОТР должна сохранять тепловой режим на борту при аэродинамическом нагреве в процессе входа аппарата в плотные слои атмосферы. На завершающей стадии полёта после посадки система обеспечения теплового режима должна создавать требуемые температурные режимы для бортовой аппаратуры на весь запланированный период работы аппарата.

Понятно, что объектом теплового регулирования является космический аппарат, его конструкция, экипаж, приборы, оборудование и пр.

Стратегические задачи, выполняемые аппаратом, определяют облик СОТР, сложность его принципиальной схемы, количество приборов, агрегатов, устройств, протяжённость пневмо-, гидро- и электросетей и др. В свою очередь сложность СОТР, её массовая доля в составе аппарата определяет облик конструкции КА. В этой связи проектирование КА и проектирование СОТР проводится практически одновременно.

1.4 Этапы проектирования систем обеспечения тепловых режимов космического аппарата

На подготовительном этапе проектирования определяется стратегическое назначение КА. Это, в свою очередь, предъявляет требования к его аэродинамическим и прочностным характеристикам, функциональным бортовым

системам, траекторным параметрам и т.д. В дальнейшем, всё указанное даёт возможность сформулировать и рассчитать необходимые исходные данные для проектирования СОТР. Такие данные должны содержать:

- характеристики траекторий движения КА;
- требования к тепловому режиму на борту КА;
- тепловой баланс внешних и внутренних источников тепловыделения и основные их характеристики на всех этапах полёта КА;
- предполагаемую программу ориентации;
- схему аппарата и особенности её конструкции;
- длительность эксплуатации КА.

Проанализируем подробнее этапы проектирования СОТР при длительном полёте КА в космическом пространстве. Для этого, прежде всего, определим некоторые термины. Под термином «внешние тепловые нагрузки» в дальнейшем будем понимать падающий извне радиационный тепловой поток или тепловой поток, подводимый к поверхности КА вследствие конвективного теплообмена с обтекающим КА набегающим потоком. Сочетание указанных тепловых потоков может быть суммарным. Под термином «внутренние тепловые нагрузки» в дальнейшем будем понимать тепловую энергию (тепловые потоки), выделившиеся на борту КА от разных источников теплоты. Определение внешних и внутренних нагрузок позволяет перейти к оценке теплового баланса КА и разработке эффективной схемы внешнего теплообмена. Тепловой баланс КА включает следующие составляющие: теплота, поглощенная поверхностью аппарата от всевозможных видов внешнего радиационного теплообмена, теплота, выделившаяся в отсеках аппарата и теплота, переизлучённая в окружающее пространство наружными поверхностями КА.

На первом этапе производится первичное моделирование внешних поверхностей КА и для прогнозирования «худших случаев» внешних тепловых нагрузений производится оценка предельных тепловых воздействий на КА. Расчетный случай «перегрева», характеризующийся максимальным внешним тепловым воздействием при значениях термооптических коэффициентов,

характерных для конца эксплуатации КА (учет деградации ТРП), дает значение максимально необходимой площади радиаторов-излучателей. Расчетный случай «переохлаждения», характеризующийся минимальным тепловым воздействием при начальных (не деградированных) значениях термооптических коэффициентов для ранее полученного значения площади радиаторов-излучателей, дает предельную оценку необходимой мощности компенсационных нагревателей.

На втором этапе производится оценка требуемых уровней температур, необходимых бортовой аппаратуре и/или экипажу, и требуемой точности поддержания допустимых или комфортных температур. По результатам анализа осуществляется выбор типа СОТР: активной, пассивной, комбинированной; выделяются объекты термостатирования, требующие особых условий.

Третий этап посвящен построению расчетной тепловой схемы КА, учитывающей первичные решения по подбору материалов и покрытий КА, проектную компоновку и программу ориентации, в том числе при расчетных НШС с изделием [9,16].

Результатом выполнения третьего этапа является информация по первичному распределению температур элементов КА в экстремальных условиях его функционирования и первичные сведения по потребным характеристикам и ресурсам, необходимым СОТР для выполнения целевых задач.

На четвертом этапе производится подбор необходимых компонентов СОТР или выдача заданий на разработку новых агрегатов. Тут же производится учет ограничений, наложенных проектом КА в целом на СОТР, и проводятся итерационные тепловые расчеты. Результат этапа – расчетное подтверждение выполнения системой обеспечения теплового режима предъявленных к ней требований, выставление взаимосогласованных требований по конструктивному исполнению элементов смежных систем, практически полностью определенный тепловой интерфейс элементов КА и СОТР.

Завершение четвертого этапа позволяет перейти к этапу выпуска рабочей конструкторской документации на КА в целом и его составной части.

На этом же этапе расчетно подтверждается тепловой баланс КА на различных этапах его жизненного цикла, в том числе при расчетных НШС.

1.5 Особенности расчёта тепловой нагрузки, действующей на поверхность космического аппарата

В настоящее время для нахождения максимальных и минимальных внешних тепловых нагрузок на космический аппарат можно использовать предельные оценки влияния на него неоднородности поверхности Земли и облаков. С этой целью следует рассматривать случаи «горячей» и «холодной» поверхности Земли при среднестатистической облачности и при ясном небе, а также можно рекомендовать использовать внешние тепловые нагрузки, приведенные в таблицах.

Расчёт внешней тепловой нагрузки (тепловых потоков) производится разработчиком СОТР в соответствии с заданными условиями эксплуатации КА в космическом пространстве и заданной программой ориентации аппарата. При этом если ориентация КА произвольная и не заданы его минимальные скорости вращения вокруг своих осей, то следует рассмотреть все возможные варианты ориентации (считая каждую постоянной).

Диапазон внешних радиационных тепловых нагрузок определяется с учётом взаимного переизлучения элементов КА, в котором СОТР должна обеспечивать тепловой режим. При этом для обеспечения теплового баланса и разработки схемы внешнего теплообмена КА необходимо задавать уровни максимального и минимального количества энергии, которые падает на поверхность аппарата, в том числе и на его облучаемые лучистым потоком поверхности.

В тех случаях, когда дана преимущественная ориентация аппарата в космосе, но заданы также и возможные другие кратковременные варианты ориентации (манёвры), то при проектировании СОТР необходимо учитывать тепловые потоки, поступившие в конструкцию при выполнении этих кратковременных операций. Последнее осуществляется для оценки интервала

времени реализации этих манёвров и возможного в случае необходимости ограничения этого времени.

При полётах КА по планетарным орбитам следует учитывать, что радиационный теплообмен, а, следовательно, и тепловые потоки являются переменными величинами. В случае, когда отдельные элементы конструкции изолированы экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ) или элементы имеют большую массу, первичный (проектный) расчёт радиационного теплообмена производится для средней величины теплового потока за виток.

При проектировании СОТР в расчётах следует учитывать прецессию орбиты, а также вращения планеты вокруг Солнца. В этом случае средний лучистый тепловой поток, поступающий к поверхности КА даже в случае стабильной ориентации аппарата в пространстве, является нестационарным, что связано с изменением угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце. Пределы этих изменений определяются суточным местным временем в момент старта КА, а также длительностью его полёта в активном режиме.

При расчёте внутренних тепловых нагрузок обычно анализируются такие источники тепловыделения как: тепловыделения при дежурном режиме работы аппарата, среднесуточное максимальное тепловыделение, среднесуточное минимальное тепловыделение, тепловыделение при напряженном сеансе работы бортовой аппаратуры.

Дежурная нагрузка определяется как минимальная длительная нагрузка, при которой тепловой режим на борту должен быть обеспечен. Среднесуточное тепловыделение – это нагрузка, на которую обычно проектируется СОТР. Если величина внешне тепловой нагрузки заметно превышает среднесуточную, проектировщики оценивают возможность демпфирования этого превышения с использованием суммарной теплоёмкости конструкции аппарата. При этом к внешним нагрузкам относятся также тепловые потоки, обусловленные аэродинамическим нагревом.

1.6 Некоторые особенности составления алгоритмов проектирования СОТР

Анализ результатов многочисленных отечественных и зарубежных научных экспериментальных и теоретических исследований позволил установить, что при эксплуатации КА в процессе натурального полёта на его борту возможно возникновение трёх вариантов обеспечения теплового режима в зависимости от уровней внешних и внутренних тепловых нагрузок. Суть таких вариантов выражается в следующем:

- на всех этапах полёта КА в бортовых отсеках наблюдается значительный избыток теплоты. В таком случае для её удаления из объёма аппарата требуется создание специальных систем, обеспечивающих регулируемый отвод теплоты (схема «положительного баланса»);

- на всех этапах полёта КА в бортовых отсеках наблюдается недостаток теплоты. В этом случае требуется создание систем подогрева, обеспечивающих подвод теплоты, (схема «отрицательного баланса»);

- при длительном полёте КА на борту аппарата реализуется последовательно как схема «положительного», так и схема «отрицательного» баланса. Это наиболее сложный вариант. В этом случае требуется создание систем, обеспечивающих как подвод, так и отвод теплоты (схема «нулевого баланса»).

Для аппаратов с кратковременным полётом возможно использование теплоёмкости материалов в конструкции аппарата, которая играет роль теплового аккумулятора. В ряде случаев в таких системах сброс теплоты осуществляется с использованием фазовых переходов, например, системы испарения теплоносителя.

При проектировании СОТР особое внимание уделяется выбору тепловой схемы теплопереноса. Определяющее назначение тепловой схемы обусловлено выбором направлений переноса теплоты (тепловых потоков) с целью их перераспределения по конструкции аппарата или сброса посредством излучения в

открытое пространство. В этом смысле в качестве методов и средств переноса теплоты в конструкции КА могут использоваться тепловые трубы, газовые потоки, циркулирующие в герметичных отсеках, потоки теплоносителя в гидравлических контурах и др.

Так как конструкция КА достаточно сложная, то оценить роль всех элементов конструкции в тепловой схеме не представляется возможным, к тому же они, как правило, неизвестны на стадии проектирования. В таком случае, в тепловой схеме применяются методы термостатирования элементов в составе конструкции КА, температура которых поддерживается в определенном диапазоне. В таких методах термостатирования могут использоваться самые разнообразные приёмы, например, конвективное термостатирование газовым потоком или жидким теплоносителем в контурах СОТР, негерметичная оболочка отсека и др. Эти методы и устройства будут определять тепловые связи и температуру большинства элементов КА в процессе всего полёта в открытом космосе.

Таким образом, температура термостатируемых элементов конструкции КА и условия тепловых связей с ними остальных нетермостатируемых элементов и определяют тепловой режим всего КА.

Таким образом, в схеме СОТР условия тепловых связей с термостатируемыми элементами должны быть четко определены. Например, в герметичных отсеках задаются – давление, состав, температура и скорость движения газа. Это определяет конвективный теплообмен каждого элемента с газовым потоком.

В негерметичных отсеках задаются температуры и степень черноты поверхностей, обращенных к агрегатам и приборам.

Для приборов, устанавливаемых на внешней стороне оболочки и имеющих теплообмен с космическим пространством, задаётся температура оболочки, а также термическое контактное сопротивление между посадочными плоскостями прибора и оболочки.

Если оборудование устанавливается на термоплате, входящей в состав гидравлического контура, то обязательно задается отклонение от плоскости сопрягаемых поверхностей. При этом в каждом конкретном случае оценивается количество теплоты, которую может воспринять термостатируемый элемент.

В случае применения описанной выше концепции проектирования СОТР задача расчёта обеспечения теплового режима КА становится комбинированной и разбивается на две:

- одна из них определяет обеспечение теплового режима термостатируемых элементов;
- вторая обеспечивает необходимые тепловые связи (термоконтакты) всех элементов КА с термостатируемыми элементами. [15]

Такой подход позволяет рассчитывать температурные поля в каждом элементе конструкции и оборудования, с учётом того, что уровни температур термостатируемых элементов должны находиться в заданных пределах. Расчёт температурных полей термостатируемых элементов проводится с граничными условиями 2-го рода, т.е. при заданных значениях тепловых потоков от смежных элементов.

Схемы внешнего и внутреннего теплообмена для проектируемого КА разрабатывается обычно на стадии утверждения его технических данных. Полученные при этом характеристики тепловой схемы КА являются исходными данными для проектирования и разработки СОТР, её принципиальной схемы, а также агрегатов, приборов и устройств в её составе.

На стадии разработки технических предложений обычно анализируются несколько типов схем внешнего теплообмена и тепловых связей в конструкции КА. В этом случае в техническом задании определяются цели и задачи экспериментальной обработки как внутренней, так и внешней тепловых схем.

На последующих стадиях разработки СОТР основные усилия направляются на выполнение требований, заложенных в рабочей документации обеих схем. Схема внешнего теплообмена, как правило, в дальнейшем не изменяется. Уточняются обычно средства пассивного регулирования, обеспечивающие

местный теплообмен. Тепловая схема изделия в целом окончательно доводится на стадии эскизного проекта КА в результате уточнения комплекта аппаратуры, её компоновки, возможного тепловыделения и т.д.

В конечном счёте, в процессе эскизного проектирования СОТР уточняются и определяются: окончательный состав системы, рабочие пневмо-гидросхемы, алгоритм работы, технические задания на агрегаты. При этом путём поверочных расчётов тестируются выбранные средства на их способность обеспечить заданные температуры термостатируемых элементов в процессе полёта КА.

В дальнейшем по мере детальной проработки конструкции КА проводятся уточнённые расчёты внешних тепловых нагрузок в конструкцию, а также достоверность выбранных тепловых связей между термостатируемыми элементами, конструкцией и приборами для обеспечения необходимого температурного режима последних.

Как отмечалось, важнейшей задачей, которая должна быть решена в процессе проектирования СОТР, является организация упорядоченного сброса теплоты из рабочих отсеков в окружающую среду. Обычно такой сброс тепла осуществляется с использованием радиационных теплообменников (РТО). В этой связи, выбор типа теплообменников, оценка их эффективности и компоновка на борту КА является одной из важнейших задач проектирования.

Радиатор-излучатель в зависимости от конструктивных возможностей может являться составной частью корпуса КА или изготавливаться в виде самостоятельной конструкции на поверхности корпуса. В ряде случаев радиаторы выполняются в виде выносных панелей, связанных с аппаратом.

С целью уменьшения площадей радиационных теплообменников и при увеличении внутренних тепловыделений целесообразно повысить уровень температуры теплоносителя. Это осуществляется с использованием тепловых насосов, работающих на принципе парокомпрессионных машин. [12]

Сложность и многообразие задач, выполняемых бортовым оборудованием КА, требует разработки достаточно динамичной системы. Такая система должна быть мобильной и быстро изменять режимы своей работы. Это обусловлено

необходимостью изменения температур в бортовых отсеках в требуемых узких диапазонах.

1.7 Анализ возможных погрешностей при проектировании СОТР космических аппаратов.

При выборе облика и построения СОТР КА необходимо обеспечить возможность экспериментальной проверки в наземных условиях характеристик как отдельных агрегатов и элементов системы, так и обеспечения ею теплового режима КА в целом. Такие экспериментальные испытания необходимы для разрабатываемых новых КА. Это обусловлено тем, что при теоретическом исследовании задачи, допускается ряд упрощающих предположений, которые становятся источниками погрешностей при прогнозировании теплового режима КА. Например, одним из основных источников погрешностей как для теплового расчёта, так и для наземного эксперимента, являются исходные данные, принимаемые в процессе проектирования КА.

Погрешности, появляющиеся в исходных данных и прогнозируемых условиях эксплуатации СОТР, в значительной степени определяются влиянием ряда технологических и эксплуатационных факторов, к числу которых относятся следующие:

1. Несоответствие фактического значения термического сопротивления экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) ожидаемому значению – как следствие нарушения технологии изготовления или способа ориентации КА при конкретных условиях эксплуатации. Практика применения ЭВТИ показала, что фактическое значение термического сопротивления штатных матов теплоизоляции в составе СОТР, как правило, значительно ниже значений термического сопротивления лабораторных образцов в тех же температурных условиях.

2. Деградация термооптических характеристик терморегулирующих покрытий (ТРП) в условиях эксплуатации. Практически все применяемые ТРП

подвержены в той или иной степени деградации терморadiационных характеристик в процессе эксплуатации в сторону увеличения поглощательной способности (A_S) к потоку солнечной радиации.

3. Уровень мощности, потребляемой бортовыми системами в штатных условиях эксплуатации КА, существенно отличается от прогнозируемого на этапе проектирования. Причинами этого могут быть проектные резервы, реальные значения параметров на борту и уточнения циклограмм работы систем.

4. Значения термических связей (термоконтактов) в механически подвижных элементах конструкции и оборудования в значительной степени зависят от конструктивных и технологических зазоров и допусков. Кроме того, эти характеристики значительно зависят от остаточного давления в зазорах в условиях эксплуатации КА.

5. В ряде случаев, на абсолютное значение термического сопротивления связи оказывает существенное влияние конструктивное исполнение бортовой кабельной сети (БКС).

6. Для научной аппаратуры и бортового оборудования внешнего расположения часто одним из определяющих факторов является давление окружающей среды, абсолютное значение которого вблизи КА зависит от ряда факторов. Прогнозируемый диапазон изменения давления достаточно широк от 10^{-7} до 10^{-2} мм Нг и выше.

7. Одним из основных параметров, который также прогнозируется на этапе теплового проектирования, является эффективная теплоёмкость комплектующих КА элементов. Этот параметр даже в процессе наземных испытаний определяется приближенно с погрешностью $\sim 10 - 30\%$.

Таким образом, в большинстве случаев многие теплофизические параметры, которые используются в расчётах, известны с недостаточной достоверностью. В виду этого расчёты не могут полностью достоверно отражать истинное состояние температурных полей и тепловых процессов в конструкции КА. Однако поскольку нам известны пределы, в которых могут изменяться параметры,

расчёты позволяют оценить диапазоны, в которых может находиться температура того или иного элемента КА.

Для количественной оценки влияния указанных факторов на тепловой режим КА и элементов его конструкции необходимы специальные параметрические исследования с учётом ожидаемых диапазонов изменения соответствующих параметров в натуральных условиях эксплуатации КА.

Важным этапом отработки теплового режима КА является проведение тепловых испытаний в термобарокамере (ТБК). В ТБК осуществляется имитация внешнего радиационного теплообмена. Это, в свою очередь, позволяют определить ряд теплофизических характеристик, определяющих технологию производства средств терморегулирования, уточнить тепловой баланс аппарата и ряд других параметров, необходимых для теплового расчёта на этапе штатной работы КА.

Выводы по главе 1

Проведён анализ и подробное описание назначений и принципов построения систем обеспечения теплового режима. Приведена классификация систем обеспечения теплового режима. Описан типовой алгоритм проектирования СОТР, учитывающий итерационный процесс выбора характеристик КА. Показан уровень сложности проблемных задач, которые следует решать при проектировании и разработке СОТР.

Дано определение децентрализованной бортовой системы терморегулирования пассивного типа с автономным управлением

ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНЕШНИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ ОКРУЖАЮЩЕГО ПРОСТРАНСТВА НА КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ ПОЛЁТЕ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

При длительном полёте в космическом пространстве основным источником внешнего теплового воздействия на космический аппарат является излучение Солнца. Если КА совершает полёт вблизи планеты (например, орбитальный полёт), то, кроме прямого солнечного излучения, на него воздействует отраженное от поверхности планеты солнечное и собственное излучение планеты.

Кроме того, при орбитальном полёте КА на его поверхность воздействуют атмосферные тепловые потоки (молекулярные и рекомбинационные), обусловленные механическим и химическим воздействием на поверхность аппарата частиц верхней (разреженной) атмосферы.

Ниже проведён анализ физических факторов теплового воздействия на космический аппарат с учётом вариантов траекторий его полёта.

2.1 Основные положения теории излучения реальных тел

Важнейшей характеристикой переноса лучистой энергии в пространстве является спектральная плотность интенсивности излучения [1, 17, 25, 60] (или спектральная интенсивность излучения) J_λ . По определению спектральная интенсивность излучения J_λ равна количеству энергии излучения, проходящей через единичную площадку, расположенную перпендикулярно выбранному направлению, внутри единичного телесного угла в единичном интервале длин волн и в единицу времени.

Зная спектральную интенсивность излучения, можно определить количество лучистой энергии dW_λ , излучаемой за время dt элементарной площадкой dF с координатой, и нормалью внутри телесного угла с осью (рисунок 2.1) в интервале длин волн $\lambda \div (\lambda + d\lambda)$.

Расчёт интенсивности излучения проводится с использованием закона Ламберта в виде:

$$(2.1)$$

где θ – угол между векторами \vec{n} и $\vec{\omega}$.

Здесь dF = Дж; $d\omega$ = —.

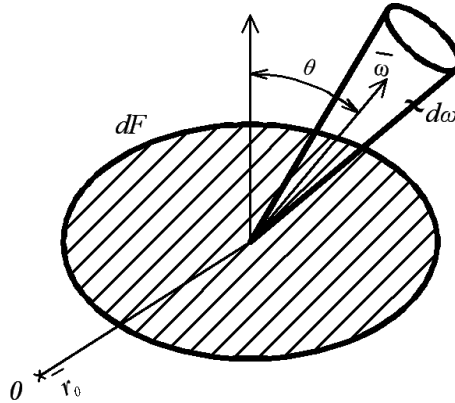


Рисунок 2.1 – К определению интенсивности излучения

В сферической системе координат элементарный телесный угол определяются соотношением:

$$d\omega = \sin\theta d\theta d\varphi, \quad (2.2)$$

где θ и φ – полярный и азимутальный углы, соответственно.

Телесный угол ω , охватывающий конус с углом при вершине θ , равен:

$$(2.3)$$

Во всём диапазоне длин волн интегральная интенсивность излучения определяется в виде:

$$I = \int dI, \quad (2.4)$$

Спектральная и интегральная поверхностные плотности потоков излучения и q определяются с использованием соотношений:

$$I = \int q d\omega, \quad q = \frac{dI}{d\omega} \quad \text{или} \quad q = \frac{dI}{dF d\omega} \quad (2.5)$$

где интегрирование проводится по телесному углу Ω , соответствующему верхней полусфере. Величина q называется также плотностью потока излучения. В свою очередь, лучистый поток, излучаемый площадкой dF , представляется в виде:

$$dQ = q \cdot dF \cdot \cos \theta, \quad (2.6)$$

Распределение интенсивности излучения по отдельным направлениям может быть как разным, так и одинаковым по всем направлениям, изотропным. Если изотропное излучение реализуется на поверхности твердого тела, оно называется диффузным излучением. В этом случае из сочетаний (2.5) и (2.2), получаем:

$$q = \pi \cdot I \quad (2.7)$$

Понятие «интенсивность излучения» может относиться к отдельным видам излучения, например, к интенсивности собственного, падающего, отраженного, эффективного и других излучений [17].

Излучение, определяемое природой данного тела его температурой, называется собственным излучением ($I_{\text{св}}$).

Энергия излучения других тел, попадая на поверхность данного тела, в зависимости от его физического состояния может частично поглощаться, частично отражаться, а также частично проходить сквозь тело. Все указанные процессы характеризуются соответствующими коэффициентами: поглощения A (поглощательная способность), отражения R (отражательная способность) и пропускания D (пропускательная способность). Все указанные коэффициенты связаны соотношением $A+R+D=1$. Если падающий поток монохроматический, то вводятся монохроматические коэффициенты в виде: A_{λ} , R_{λ} , D_{λ} . Тела, поглощающие всю падающую на них лучистую энергию, называются абсолютно чёрным ($A = 1$) Для абсолютно черного тела спектральная плотность потока монохроматического излучения определяется законом Планка в виде:

$$M_{\lambda, T} = \frac{2\pi^5 \cdot 15 \cdot k^4}{15 \cdot \pi^3 \cdot c^2 \cdot h^3} \cdot \frac{1}{e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1} \quad (2.8)$$

где c_1 и c_2 – постоянные Планка, ($c_1=3,7418 \cdot 10^{-16}$ Вт·м², $c_2=1,4388 \cdot 10^{-2}$ м·К);

Длина волны, на которую приходится максимум плотности поток излучения, определяется законом Вина:

$$\lambda_{max}T = 2898 \text{ мкм} \cdot \text{К}, \quad (2.9)$$

Интегральная плотность потока излучения абсолютно чёрного тела (плотность лучистого теплового потока) определяется законом Стефана-Больцмана в виде:

$$j = \sigma T^4, \quad (2.10)$$

где σ – постоянная Стефана-Больцмана $=5,67 \cdot 10^{-8}$ —.

Спектральная и интегральная плотности теплового излучения реальных (серых) тел при данной температуре отличаются от излучения абсолютно черного тела. Это отличие характеризуется излучательной способностью или степенью черноты поверхности (ϵ_w).

Если процессы отражения от поверхности подчиняются законам геометрической оптики и $R=1$, то поверхность тела называют зеркальной. При диффузном отражении её называют абсолютно белой. В последнем случае лучистая энергия отражается телом равномерно по всем направлениям не зависимо от направления падающего на поверхность излучения. Для реальных поверхностей коэффициент отражения складывается из зеркального и диффузного коэффициентов отражения (зеркально-диффузная модель отражения).

$$R = R_{зер} + R_{диф}. \quad (2.11)$$

Известно, что в зависимости от длин волн процессы поглощения и отражения излучения носят селективный характер. В этой связи, при расчёте теплового режима КА, совершающего длительный орбитальный полёт, процесс лучистого теплообмена производят в двух диапазонах длин волн: коротковолновом (солнечное излучение) и длинноволновом (собственное тепловое излучение планеты и элементов КА).

Очевидно, поглощение солнечного излучения () определяется коэффициентом поглощения $A_{\text{Сол}}$, а поглощение собственного теплового излучения () – степенью черноты поверхности ϵ_w . В таком случае, имеем:

$$, \quad (2.12)$$

$$. \quad (2.13)$$

Лучистый теплообмен между поверхностями определяется как их оптическими характеристиками ($A_{\text{Сол}}$ и ϵ_w), так и геометрическими параметрами – угловыми коэффициентами. По определению угловой коэффициент равен доле полной лучистой энергии, уходящей с поверхности i , которая достигает поверхности j . Расчёт и свойства угловых коэффициентов приведены ниже.

2.2 Тепловые модели Солнца, планет и окружающего пространства

Как отмечалось, тепловой режим КА формируется СОТР при воздействии внутренних и внешних источников и стоков теплоты. В этом смысле, обеспечение теплового режима на борту КА требует тщательного анализа как энергетического состояния всех его бортовых систем, так и взаимосвязи аппарата с окружающим пространством. В таком анализе широко используются тепловые модели Солнца, планет, и окружающего пространства [25, 31, 41, 66].

В данном разделе проведено краткое описание таких моделей.

2.2.1 Тепловые модели Солнца и планет

Ввиду того, что полёт космического аппарата реализуется на расстоянии нескольких миллионов километров от Солнца, поток солнечного излучения, падающий на поверхность КА, можно считать потоком практически параллельных лучей. По этой причине его величина определяется следующим соотношением:

$$Q_{\text{Сол}} = A_{\text{Сол}} \cdot S_{\text{Сол}} \cdot F_{\text{мид}} , \quad (2.14)$$

где $F_{\text{мид}}$ – «площадь миделя», или проекция рассматриваемого участка на плоскость, перпендикулярную направлению солнечных лучей.

В случае невыпуклой геометрии КА расчёт площадей миделя его участков представляет собой весьма трудоёмкую задачу из-за необходимости учёта взаимных затенений различных частей поверхности.

Интенсивность лучистых тепловых потоков, отражённых поверхностью Земли $q_{\text{отр}}$ (альbedo Земли), характеризуются отражённым потоком солнечного излучения. В процессе переизлучения солнечное излучение, падающее на Землю, изменяет спектр излучения. В этой связи, отраженное поверхностью Земли солнечное излучение переизлучается в космическое пространство диапазоне длин волн ($0,2 \div 5 \text{ мкм}$).

Кроме указанного, поверхность Земли излучает в космос собственное излучение (собственный лучистый тепловой поток, $q_{\text{зем}}$). При этом собственное излучение Земли реализуется в диапазоне длинноволнового спектра ($5 \div 50 \text{ мкм}$).

Указанные величины лучистых тепловых потоков, достигающих поверхности на КА, определяется с использованием угловых коэффициентов облучения: комбинированного $\varphi_{\text{ком}}$ и простого φ . [13, 16, 17]. В таком случае расчёт уровней плотностей лучистых тепловых потоков в конструкцию КА осуществляется по формулам:

$$q_{\text{отр}} = \varphi_{\text{ком}} \cdot \alpha \cdot S_0; \quad q_{\text{соб}} = \varphi \cdot q_{\text{зем}}. \quad (2.15)$$

Приведенные соотношения являются весьма приближенными, так как переизлучённое с поверхности Земли солнечное излучение и достигающее поверхности КА, зависит от множества факторов таких как:

- оптической прозрачности системы Земля–атмосфера (СЗА);
- состояния и рода поверхности Земли: суша, вода, горы, пустыня, низменность, снег и др.;
- сезонного и суточного изменения её температуры поверхности Земли и др.

При такой дифференциации факторов внешнего теплового воздействия на аппарат задача расчёта внешних тепловых нагрузок от излучения на него

поверхности Земли становится трудно разрешимой. Она сопрягается с более общей задачей теплового радиационного баланса Земли, влияния облачности на этот баланс, его изменения по широте, географии регионов, их климатических условий, реальности ландшафта и фауны поверхности планеты, вертикального распределения температур в атмосфере, движения облачности и др.

Соотношение для расчёта плотности собственного излучения планеты учитывает неравномерность собственного излучения планеты, обусловленной переменностью освещения её поверхности Солнцем. Значение величин S_0 и a для различных планет представлены в изданиях «Руководства для конструкторов» [25, 26].

Натурные измерения излучения Земли в длинноволновом и коротковолновом диапазонах спектра были проведены NASA в период с марта 1985 г. по февраль 1986 г. со спутника Земли. Эксперименты длились один год и охватывали все сезонные изменения в каждом из полушарий Земли. Были оценены изменения собственного излучения Земли в течение суток.

Облачность существенно влияет на радиационный баланс Земли. Облака отражают приходящее солнечное (коротковолновое) излучение, увеличивая альбедо планеты по сравнению с ясным небом. Это ведет к уменьшению солнечного потока на Землю и к охлаждению системы СЗА. При этом облака поглощают длинноволновую часть радиационного спектра, испускаемого поверхностью Земли, температура которой выше температуры облаков. В таких условиях облачность переизлучает энергию в космос с меньшего уровня температур, который определяется высотой и оптической толщиной облачного покрова. Блокировка длинноволнового спектра облачностью вызывает подогрев системы Земля – атмосфера. Такое явление называют «парниковым эффектом».

Таким образом, облачность оказывает два противоположных воздействия на радиационный баланс Земли, изучению которых был посвящен специальный космический эксперимент с целью экспериментального исследования радиационного баланса Земли (*ERBE*).

Результаты обобщения данных измерений сезонных и суточных изменений внешних тепловых нагрузок от Земли и Солнца в зависимости от широты и состояния облачного покрова Земли, представлены в работах [28, 29].

Падающие внешние радиационные и атмосферные тепловые потоки на элементы конструкции аппарата и наружное приборно-агрегатное оборудование при орбитальном движении КА определяются с использованием модели трёх констант [25, 26, 27]. Сущность модели определяется следующим параметрами:

- средней интенсивностью плотности излучения солнца (“солнечной постоянной”). Она равна, $E_c = 1396 \text{ Вт/м}^2$;

- средней плотности потока собственного излучения Земли

$$E_{зем} = 220 \text{ Вт/м}^2;$$

- средней величины альбедо $\alpha = 0,37$ ($E_\alpha = 265 \text{ Вт/м}^2$).

Модель трёх констант построена на базе суммарного теплового баланса Земли. При этом учитывается неоднородность излучения ее поверхности, сезонные и суточные изменения и влияние облачного покрова на величину внешних тепловых потоков. В этой связи диапазон изменения собственной плотности излучения Земли, обусловленного указанными факторами, изменяется в пределах: $153 \text{ Вт/м}^2 \leq q_{зем} \leq 349 \text{ Вт/м}^2$.

2.2.2 Тепловые модели расчёта молекулярных тепловых потоков в поверхности космического аппарата

Как известно, на больших высотах полёта КА (150 км и более) атмосфера планеты находится в сильно разреженном состоянии. Компонентный состав атмосферы – молекулярно-атомарный. При полёте КА на таких высотах и даже при более высоком орбитальном полёте, частицы разреженной атмосферы достигают поверхности аппарата и взаимодействуют с ней. По механизму, природа этого взаимодействия механическая и химическая. При механическом взаимодействии (ударе) молекул с поверхностью их кинетическая энергия

диссипатирует в теплоту. В этой связи тепловые потоки, обусловленные этим процессом, называются молекулярными.

В случае химического взаимодействия атомов с поверхностью КА тепловой поток реализуется вследствие рекомбинации атомов в молекулы, поэтому тепловые потоки в стенку называют рекомбинационными.

Механическое взаимодействие частиц разреженной атмосферы по физической сути связано с обменом импульсом, в процессе которого часть кинетической энергии частиц диссипатирует в теплоту и передается поверхности аппарата в виде теплового потока.

Механизм взаимодействия каждой падающей молекулы, вообще говоря, зависит от её скорости и числа других молекул, падающих на тот же элемент поверхности. В определенных условиях на поверхности образуется сплошной или кусочно-непрерывный слой адсорбированных молекул. Как известно, возможность образования такого слоя определяется временем задержки молекул газа на поверхности и их количеством, падающих в единицу времени. Механизм взаимодействия молекул с поверхностью, покрытой слоем адсорбированных молекул, существенно отличается от механизма в случае чистой поверхности.

Механизм отражения молекул (функция распределения отраженных молекул) зависит от многих величин. Прежде всего, от энергии и массы падающих частиц и их структуры (одно- или двухатомные частицы), от вида кристаллической структуры материала поверхности, от температуры поверхности, от характера сил взаимодействия между падающими молекулами и атомами поверхности, от качества механической обработки поверхности и т. д.

Механизм взаимодействия молекул с поверхностью описывается путём введения аппроксимирующей функции распределения отраженных молекул и представляется в виде некоторого набора макроскопических параметров, зависящих от перечисленных выше факторов. Эти параметры, в свою очередь, определяются экспериментально.

Одной из наиболее используемых аппроксимирующих функций распределения является предложенная Максвеллом, так называемая, зеркально-диффузная функция. Она имеет вид:

$$\text{-----} \quad \text{-----} \quad (2.16)$$

Здесь: a_r , T_r , n_r - макроскопические параметры, F_r - функция распределения отраженных молекул, R - газовая постоянная, F_i - функция распределения падающих молекул, \mathbf{r} - радиус-вектор точки поверхности, \mathbf{v} - скорость молекулы после удара.

Как следует из (2.16), аппроксимирующая функция состоит из двух слагаемых. Первое слагаемое в правой части равенства учитывает молекулы, которые отражаются зеркально от поверхности, а второе - молекулы, отражающиеся диффузно.

Коэффициент a_r , называется коэффициентом диффузного отражения. Он представляет собой долю молекул, отражающихся от поверхности диффузным образом. В таком случае величина $(1 - a_r)$ в соотношении (2.16) представляет долю молекул, отражающихся зеркально. В случае зеркального отражения, если молекула после отражения имеет скорость \mathbf{v} , то перед столкновением с поверхностью она будет иметь скорость:

$$(2.17)$$

где \bar{n} - единичный вектор, нормальный к поверхности. Все молекулы, имеющие перед столкновением скорость \mathbf{v} , после зеркального столкновения с поверхностью будут иметь скорость \mathbf{v}' . Поскольку выполняется условие (2.17), то комплекс $\mathbf{v} \cdot \bar{n}$ можно представить в виде:

В соотношении (2.16) величину T_r подбирают таким образом, чтобы принятая аппроксимация для F_r правильно определяла суммарную энергию отраженных молекул. При этом используют опытные данные о термическом коэффициенте аккомодации молекул в соответствии с условиями на стенке. Термический коэффициент аккомодации $a_{ак}$, представляется в виде [31]:

$$a_{ак} = \frac{E_i - E_r}{E_i - E_w}, \quad (2.18)$$

где E_i и E_r – энергия падающих и отражённых молекул, E_w – энергия всех молекул достигнувших стенки (полная аккомодация).

Если термический коэффициент аккомодации $a_{ак}$ известен, то плотность теплового потока в любой точке поверхности тела, приходящийся на единицу площади, вычисляется по формуле:

$$q_{w,мол} = a_{ак} e_i - e_r, \quad (2.19)$$

где e_i – энергия, приносимая падающими частицами на единичную площадку в единицу времени, e_r – энергия, уносимая отраженными молекулами.

Понятно, что энергия, приносимая на единицу поверхности стенки падающими частицами e_i , включает энергию поступательного движения частиц $e_{i,пост}$, а также внутреннюю энергию частиц $e_{i,вн}$. В итоге, e_i , приносимую на единичную площадку в единицу времени падающими частицами равна:

$$(2.20)$$

При условии равного распределения энергии по степеням свободы частицы, внутренняя энергия каждой молекулы составляет в среднем величину, равную $\frac{m \cdot R \cdot T_\infty \cdot j}{2}$, где j - число внутренних степеней свободы, которое можно выразить через коэффициент адиабаты $k = c_p/c_v$, следующим образом: $j = (5 - 3k)/(k - 1)$.

Если энергию одной молекулы умножить на число падающих частиц в единицу времени на единицу поверхности тела N_i , то можно получить e_i в виде:

$$e_i = \frac{1}{2} \cdot \frac{5-3k}{k-1} N_i \cdot m \cdot R \cdot T_\infty. \quad (2.21)$$

Таким образом, используя проведенный выше анализ, формулу (2.19) можно представить в виде:

$$q_{w,мол} = \frac{1}{2} \cdot a_{ак} \cdot \rho_{атм} \cdot V_{мол}^3 \cdot \frac{F}{F_n}, \quad (2.22)$$

где $a_{атм} = 0,9 \div 1,0$ – коэффициент аккомодации, $\rho_{атм}$ – плотность

атмосферы на высоте полёта КА, F_n – площадь проекции поверхности F на плоскость, перпендикулярную направлению вектора скорости.

2.2.3 Математическая модель расчёта рекомбинационных тепловых потоков к поверхности космического аппарата

Известно, что у поверхности космического аппарата даже при его длительном полёте в космическом пространстве, образуется локальная атмосфера, состав которой определяется физико-химическими процессами, реализуемыми на борту аппарата. При этом образовавшаяся таким образом атмосфера может быть химически активной, поскольку её компонентный состав образуют как молекулы, так и атомы. Указанные частицы этой атмосферы взаимодействуют с поверхностью аппарата, внося определённую долю энергии в его тепловой баланс. Природа механизма взаимодействия атомов с поверхностью совершенно иная, чем молекул. Достигнув поверхности, химически активные атомы могут взаимодействовать с поверхностью в двух потенциальных вариантах:

- химически реагируют с материалом поверхности. В этом случае гетерогенные реакции атомов с материалом конструкции может вызывать либо унос массы материала поверхности в виде газовой фазы, либо прирост массы на поверхности, например, за счёт образования твёрдых окислов. В первом случае, поверхность аппарата разрушается. Этот процесс не допустим для конструкции КА, совершающего длительный полёт в открытом космосе;

- атом не реагирует с поверхностью аппарата, если материал поверхности химически нейтрален к атомарным компонентам, но является катализатором к реакции рекомбинации атомов. В этом случае, на поверхности КА реализуется реакция рекомбинации атомов в молекулы с выделением громадного количества теплоты. Этот процесс значительно увеличивает плотность теплового потока в конструкцию КА, поскольку удельные энтальпии рекомбинации атомов составляют значительную величину. Например, энтальпии рекомбинации атомов кислорода составляет $h^0_{O_2} = 1,54 \cdot 10^4 \text{ кДж/кг}$, атомов азота - $h^0_{N_2} = 3,34 \cdot 10^4 \text{ кДж/кг}$.

Как видно, вклад гетерогенных реакций рекомбинации атомов в процесс теплообмена может быть весьма большим в зависимости от массовой концентрации атомов в разреженной атмосфере и его необходимо учитывать при расчёте теплового баланса аппарата.

Величина вклада гетерогенных реакций рекомбинации атомов на поверхности определяется не только интенсивностью потока атомов и их скоростью, но и непосредственно скоростью реакции рекомбинации, которая, в свою очередь, зависит от каталитической активности поверхности [24]. Как известно, реакция рекомбинации атомов многостадийная [32]. Схематически многостадийность гетерогенных каталитических реакций представляется тремя основными физико-химическими процессами:

- адсорбция химических реагентов на активных центрах поверхности;
- реакция между адсорбированным реагентом и реагентом из газовой фазы;
- десорбция как адсорбированных реагентов, так и продуктов реакции.

Адсорбция - процесс «прилипания» атомов или молекул к твердой поверхности, в нашем случае, к поверхности катализатора (ТЗП).

Десорбция - процесс обратный адсорбции.

Адсорбция реагентов и их химическое реагирование происходит не на всей поверхности, а в некоторых её локальных зонах, которые в химической кинетике принято называть активными центрами поверхности. Такими центрами являются грани и узлы поверхностных кристаллических решёток, а также дефекты кристаллических решёток, т.е. аномалии, нарушающие однородность кристаллической поверхности.

Установлены различные физические формы адсорбции. Линейная (термальная) адсорбция выражается в том, что каждая адсорбированная частица взаимодействует с одним активным центром. Если адсорбированная частица связывает два активных центра поверхности, то такую форму адсорбции называют «мостиковой». При взаимодействии адсорбированной частицы с несколькими активными центрами поверхности, форму адсорбции называют многоцентровой.

По своей природе выделяют два рода адсорбции: физическая и химическая. Установлено, что физическая адсорбция обусловлена силами Ван-дер-Ваальса. В противовес этому, химическая адсорбция определяется химическими ковалентными или координационными связями с поверхностью катализатора.

Таким образом, без учёта влияния каталитической активности поверхности, плотность теплового потока $q_{рек}$ в стенку за счёт рекомбинации атомов вычисляется по формуле [25]:

$$q_{рек} = \zeta \cdot E_1 \cdot N \cdot V_{орб} \cdot F_n / F, \quad (2.23)$$

где N – число атомов газа в единице объёма, ζ – эффективность рекомбинации атомов газа ($\zeta < 1$), E_1 – энергия, выделившаяся при рекомбинации одного атома газа, $V_{орб}$ – тепловая скорость удара частицы о поверхность.

2.3. Математическая модель расчёта лучистых тепловых потоков в системе космическое пространство – межпланетный аппарат.

При расчёте лучистых тепловых потоков сделаны следующие допущения:

- падающий поток солнечного излучения плоскопараллельный;
- планета представляется в виде сферического тела (эффективный радиус $R_{эф}$) с диффузно поглощающей и диффузно отражающей поверхностью;
- альbedo планеты постоянно по всей поверхности и равно среднему значению;
- при отражении солнечного потока от планеты его спектр излучения не меняется;
- интенсивность радиационного излучения планет и Солнца определяется как интенсивность излучения абсолютно черного тела при соответствующей температуре.

При указанных допущениях плотности падающих на поверхность КА радиационных тепловых потоков рассчитываются с использованием следующих соотношений:

- плотности радиационных тепловых потоков от излучения Солнца:

$$q_s = \mu_s \cdot S_0, \quad (2.24)$$

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

$$q_{\text{отр}} = \varphi_2 \cdot \alpha \cdot S_0, \quad (2.25)$$

- собственное излучение планеты

$$q_{\text{соб}} = C_1 \cdot \varphi_1 + C_2 \cdot \varphi_2, \quad (2.26)$$

где μ_s - относительный мидель поверхности, на которую падает солнечный поток, по направлению на Солнце, α - среднее альbedo планеты, S_0 - солнечная постоянная в окрестности планеты, C_1 , C_2 - константы, определяющие собственное излучение планеты, при этом у планет с плотной атмосферой $C_1 = (1-\alpha) S_0/4$, $C_2 = 0$, у планет без атмосферы $C_1 = 0$, $C_2 = (1-\alpha) S_0$, у планет с разреженной атмосферой C_1 задает равномерно распределенную по поверхности планеты инфракрасную составляющую собственного излучения, а C_2 - неравномерно распределенную составляющую в подсолнечной точке, φ_1 - угловой коэффициент между поверхностью и планетой, определяющий долю собственного излучения планеты, попадающую на поверхность, φ_2 - комбинированный угловой коэффициент, зависящий от взаимного положения поверхности, Солнца и планеты, показывающий долю отраженной от планеты солнечной энергии, попадающую на рассматриваемую поверхность.

По определению: $\varphi_1 = \frac{1}{\pi} \int_{\omega} \frac{F_n r}{F} \cdot d\omega$, а

$$\varphi_2 = \frac{1}{\pi} \int_{\omega} \frac{F_n r}{F} \cdot \frac{\cos \psi_0 + |\cos \psi_0|}{2} \cdot d\omega$$

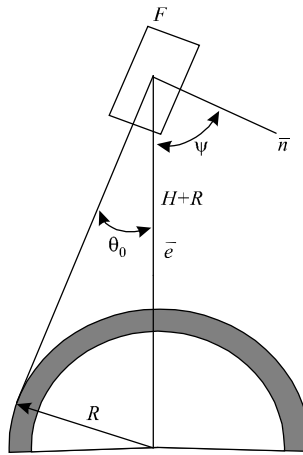


Рисунок 2.2 - Иллюстрация определения углового коэффициента φ_1 [25, 26].

После интегрирования полученного выше соотношения для φ_1 , формула определения углового коэффициента φ_1 принимает вид (см. рисунок 2.2):

$$\varphi_1 = \frac{1}{\pi} \int_{-\theta_0}^{\theta_0} \cos^2 \psi \sin \theta \, d\theta$$

где ψ - угол между внешней нормалью к площадке и направлением на центр планеты (местная вертикаль, рисунок 2.3), θ_0 - полуугол обзора планеты — , (H - высота полета, рисунок 2.3).

Для вычисления углового коэффициента φ_2 используется аппроксимационная зависимость вида:

$$(2.28)$$

где γ_s - угол между направлением на площадку и вектором S из центра Земли.

Функция $f(\theta_0)$ задается выражением:

$$f(\theta_0) = \frac{2 - 3\cos\theta_0 + \cos^3\theta_0 + \sin^3\theta_0}{6\sin\theta_0 \sin^2\frac{\theta_0}{2}} \quad (2.29).$$

Видно, что для определения перечисленных параметров требуются сведения об орбите космического аппарата.

Характеристики траектории КА при орбитальном полёте определяются экваториальной сферической системой координат. Экваториальная сферическая система координат представлена на рисунке 2.4 [25].

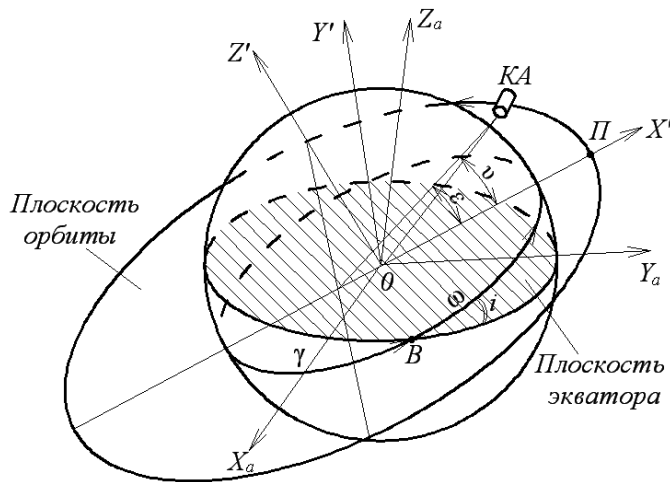


Рисунок 2.3 – Экваториальная сферическая система координат планетарной траектории

В такой интерпретации данная система позволяет задавать все исходные характеристики орбитальной траектории, используемые в дальнейшем для расчётов радиационных тепловых потоков, воздействующих на поверхность КА. К таким характеристикам относятся: текущее расстояние КА от поверхности планеты, ориентации орбиты относительно источников внешних лучистых потоков (Солнце, планета), условия нахождения аппарата в тени планеты, а также ориентация поверхности КА относительно поля излучения Солнца и планеты. В общем случае орбита и положение спутника на ней определяются шестью параметрами. Два из них (i , Ω) определяют положение плоскости орбиты в абсолютной системе координат, три других (a , e , ω) – размеры, форму и ориентировку орбиты в этой плоскости и последний (ν) – положение КА на орбите в текущий момент времени.

Первые пять из указанных параметров определяют характеристики орбиты движения аппарата. Они же являются исходными для расчёта текущего положения аппарата на орбите. Определим эти параметры:

i – угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора (наклонение), рисунок 2.3;

Ω – долгота восходящего узла;

a – большая полуось орбиты;

e – эксцентриситет;

ω – положение перицентра относительно восходящего узла в направлении движения аппарата.

Кроме того, для однозначного определения текущего положения аппарата на орбите должны быть заданы: время прохождения аппарата через перицентр τ , а также дата, для которой необходимо определить положение КА.

Для расчёта лучистых тепловых потоков от Солнца и планеты на поверхность КА должны задаваться направляющие косинусы единичных векторов, направленных на Солнце () и на центр планеты () в системе координат $(O_c X_c Y_c Z_c)$, жестко связанной с аппаратом.

Текущее направление векторов и в указанной системе координат зависит от типа ориентации аппарата относительно Солнца и планеты при его движении по орбите. В этом плане возможны три типа ориентации аппарата при его движении по эллиптической околоземной орбите:

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

При расчёте косинусов единичных векторов, направленных на Солнце и на планету , используются следующие прямоугольные системы координат (рисунок 2.4):

- спутниковая система координат. Система координат $0_c X_c Y_c Z_c$, жестко связанная со спутником. В этой системе координат задается геометрия КА и рассчитываются направляющие косинусы векторов \vec{e}_1 и \vec{e}_2 ;

- абсолютная система координат $0_a X_a Y_a Z_a$, при которой начало системы помещено в центр планеты, ось $0_a X_a$ направлена на точку весеннего равноденствия, ось $0_a Z_a$ – на север, а ось $0_a Y_a$ – лежит в плоскости экватора и дополняет до правой системы координат.

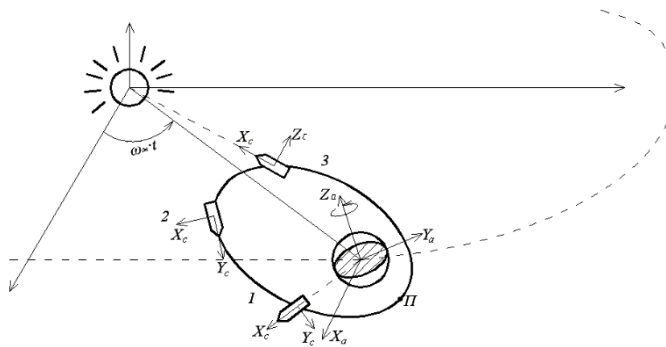


Рисунок 2.4 – Типы ориентации космического аппарата.

1 - ориентация на планету, 2 - ориентация по вектору скорости, 3 - ориентация на Солнце.

Когда космический аппарат вращается с угловой скоростью ω_c вокруг направленной оси $\vec{c}^1 (X_c)$, его координаты в спутниковой системе координат представляются в виде некой функциональной зависимости типа: $X_c = X_c(t)$, при этом вращение аппарата происходит в соответствии с правилом правого винта.

В случае фиксированной орбиты, характеристики которой не меняются во времени, вычисления упрощаются, так как достаточно вычислить внешние падающие радиационные тепловые потоки при заданном числе моментов времени на одном витке, потому что условия на всех витках одинаковые. Отсчёт времени при движении аппарата по фиксированной орбите, как и по орбите с прецессией, ведётся от подсолнечной точки, моменты прохождения перицентра, входа в тень и выхода из нее вычисляются.

При полёте по межпланетной орбите траектория характеризуется тем, что внешняя тепловая нагрузка на КА поступает только от излучения Солнца. В связи с этим при расчёте внешних лучистых тепловых потоков, поступающих в конструкцию КА в выбранные моменты времени, необходимо задавать только направляющие косинусы излучения в направлении Солнца, причём солнечная постоянная будет изменяться обратно пропорционально квадрату расстояния КА от Солнца.

При расчёте внешних радиационных тепловых потоков в условиях полёта КА по произвольной траектории необходимо в каждой точке поверхности аппарата задавать в каждый данный промежуток времени компоненты вектора скорости и направляющие конусы излучения Солнца и планеты. Кроме того, в таком режиме полёта необходимо знать время пребывания КА в тени планеты, а также интервалы времени его входа в тень и выхода из неё.

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

Радиационные тепловые потоки, падающие на поверхность аппарата, при его полёте в космическом пространстве могут значительно уменьшаться за счёт экранирования различными конструктивными элементами.

К таким элементам относятся: радиоантенны, солнечные батареи, различные пристыкованные модули и т.д.

В пакете программ, используемых для расчётов, предусмотрена возможность учёта эффекта экранирования путём введения коэффициентов k_i ($i = \{s, g, a\}$), которые рассчитываются, например, методом Монте-Карло [2].

Математическая модель расчёта строится с использованием следующей концепции. При вычислении, например, коэффициента k_s для случая падения прямого солнечного потока в любую случайную точку поверхности, проводится луч, направленный на Солнце. Затем проверяется, пересекает ли луч какую-либо поверхность экранирования. Процедура повторяется более $n = 1/\varepsilon_s$ раз, где ε_s – погрешность расчёта экранирования прямого солнечного потока. В результате, величина коэффициента k_s рассчитывается как отношение числа лучей, не пересекающих поверхности экранирования, к их общему числу.

При наличии атмосферных потоков расчёт коэффициента k_a проводится по аналогичному алгоритму с той лишь разницей, что лучи проводятся в направлении вектора скорости. При этом учитывается погрешность ε_a .

Вычисление коэффициента экранирования k_g диффузных потоков, отражённых от планеты в случайную точку поверхности, проводится луч в произвольно выбранном направлении в пределах телесного угла $2\theta_0$. При этом просматривается, пересекает ли луч какую-либо поверхность экранирования. Коэффициент экранирования k_g определяется как отношение числа лучей, достигающих поверхности планеты, к общему числу проведенных с каждой точки поверхности лучей.

При известных коэффициентах экранирования падающие на поверхность КА радиационные тепловые потоки вычисляются по формуле:

$$q_i' = q_i k_i, \quad (2.30)$$

где q_i – радиационные потоки без экранирования.

Следует отметить, что при решении конкретных прикладных задачах проектирования СОТР величины погрешности ε_i в расчётах, как правило, принимаются не более 0,01.

Выводы по главе 2

1. Проанализированы особенности расчёта тепловых режимов КА при длительном полёте в космическом пространстве. Показано, что в связи с многообразием процессов, происходящих в системах обеспечения тепловых режимов на борту КА, решение многопараметрической задачи возможно только при разработке приближённых тепловых моделей источников теплоты: Солнца, планет, окружающего КА пространства, бортовых источников тепловыделения, а также геометрической модели реальной конструкции космических аппаратов. Приведены основные положения теории излучения реальных тел.

2. На базе основных положений теории лучистого теплообмена проведён анализ особенностей расчёта радиационного теплообмена на поверхности КА при полёте в космическом пространстве. Показано, что при длительном орбитальном полёте КА основной нагрев его конструкции осуществляется за счёт собственной спектральной интенсивности излучения Солнца, длинноволнового спектра излучения планеты и интенсивности излучения Солнца, отражённого поверхностью планеты. Расчёт интенсивности излучения всех указанных объектов проводится с использованием законов Стефана-Больцмана и Ламберта. При этом учитываются: тип и характеристики траекторий КА, его ориентация в пространстве, угловые коэффициенты излучения объектов в каждую расчётную точку поверхности геометрической модели КА, оптические свойства поверхности аппарата, а также возможное затенение элементов конструкции аппарата.

3. Приведены алгоритмы расчётов: угловых коэффициентов прямого облучения элементов конструкции космического аппарата, внешних лучистых тепловых потоков, достигающих поверхности КА, внешнего лучистого теплообмена

ГЛАВА 3. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В БОРТОВЫХ СИСТЕМАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ

Обеспечение тепловых режимов летательных аппаратов включает широкий спектр задач, связанных с проектированием систем обеспечения тепловых режимов космических аппаратов (СОТР КА). Задачи охватывают как разработку общих положений методики обеспечения тепловых режимов летательных аппаратов, так и составление математических моделей и численных методов их решения с учётом воздействия внешних газодинамических и тепловых нагрузок на конструкцию аппаратов.

Круг этих задач охватывает также обеспечение тепловых режимов в объёме конструкции аппарата посредством использования пассивного и активного методов. Кроме указанного, в круг решаемых задач входит разработка методов тепловой наземной отработки СОТР. Затем, на основании анализа полученных данных делается оценка надёжности и стабильности работы всей системы в целом.

В настоящее время в решении указанного класса задач особое внимание уделяется применению методов математического моделирования. Этому вопросу посвящён данный раздел диссертации.

3.1 Задачи математического моделирования процессов в бортовых системах

Сегодня цели и задачи математического моделирования тесно связаны с общей концепцией проектирования космических аппаратов. В последние десятилетия она претерпела существенную модификацию. Это обусловлено в основном несколькими причинами:

– использованием рядом стран отечественных разработок в области космических исследований (международная кооперация). Это потребовало согласования отечественных и зарубежных методик расчёта, взаимоувязки

нормативно-технической документации, в том числе стандартов теплового проектирования и тепловакуумной отработки;

– значительно возросшей стоимостью экспериментальной отработки таких систем. Это повлекло за собой вынужденное сокращение объёмов наземных, например, тепловакуумных испытаний. Последнее, в свою очередь, потребовало модернизации методики теплового проектирования и тепловых расчетов космических аппаратов, существенно повысило требования к надежности систем терморегулирования и их тепловым расчетам;

- успехами в разработке и использовании новых схем и средств обеспечения тепловых режимов. В системах терморегулирования широкое применение нашли новейшие разработки тепловых труб, негерметичные компоновки приборного и агрегатного оборудования, применение космических аппаратов малых форм, обладающих значительно меньшей массой, а, следовательно, тепловой инерционностью. В системах терморегулирования с целью повышения эффективности их функционирования стали использоваться термодинамические процессы с повышенной интенсивностью тепловых переходов. Например, стали использоваться двухфазные аммиачные системы терморегулирования [30, 40, 51, 52], в которых теплоноситель транспортируется в зоны испарения, испаряется в этих зонах, а затем конденсируется в радиационном теплообменнике-охладителе.

Как следует из вышесказанного, усложнение систем терморегулирования поставило перед разработчиками цель с высокой степенью надёжности рассчитывать и проектировать эти системы, проводить их наземную отработку. Достижение указанной цели возможно только путём разработки общих математических моделей, а также методов численного решения этих моделей. Создание математических моделей, описывающих СОТР разных уровней и степеней сложности, позволит достаточно мобильно проводить широкий спектр исследований на этапах проектирования и производства современных систем обеспечения теплового режима.

Применение методов математического моделирования, как одного из инструментов современной технологии проектирования СОТР, позволяет

расширить круг поисковых НИР при значительном сокращении ресурса времени на реализацию ОКР.

Таким образом, методы математического моделирования позволяют:

- проводить комплексные исследования функционирования СОТР при различных режимах полёта с учётом воздействия расчётных и случайных тепловых нагрузок. Полученные результаты таких исследований и их анализ дают возможность научно обосновать и сформулировать заключение о готовности системы к эксплуатации в натуральных условиях или о необходимости доработки системы и проведении дополнительных испытаний. В последнем случае планируются алгоритмы последующей экспериментальной отработки системы;

- определить реакцию системы в случае непредсказуемого изменения характеристик отдельных её элементов при различных технологических и конструкторских изменениях в процессе изготовления;

- прогнозировать поведение системы и оценить возможные последствия в случае возникновения аварийных ситуаций, например, при отказе отдельных элементов в принципиальной схеме. Результаты таких прогнозов позволят ещё на стадии создания системы предусмотреть мероприятия, повышающие её надёжность;

- решить задачу анализа и синтеза подсистемы регулирования, обеспечивающей требуемый тепловой режим объекта с необходимым качеством функционирования системы;

- создать средства: оперативного контроля и управления работой СОТР, анализа нормативных характеристик функционирования системы, обнаружения отказов и разработки мероприятий по их локализации;

- планировать и проводить широкие экспериментальные исследования с моделированием натуральных условий эксплуатации СОТР для получения полной информации о её характеристиках.

Перечисленные выше основные цели и задачи, стоящие перед разработчиками перспективных СОТР, в ряде случаев могут быть решены с использованием математических моделей, описывающих процессы

функционирования систем обеспечения тепловых режимов разных уровней сложности.

Характерная особенность СОТР выражается в том, что это одна из сложных динамических систем КА. Это обусловлено множеством нестационарных процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена. Такие процессы реализуются как во всех функциональных элементах системы, так и на поверхности и в объёме КА в целом. Поэтому, проектирование СОТР тесно связано с процессами, происходящими на поверхности и на борту КА. В связи с этим СОТР описывается сложной, многопараметрической системой нелинейных уравнений в частных производных с переменными теплофизическими коэффициентами.

Для упрощения решения такой масштабной задачи приходится сложную по композиции СОТР дифференцировать на отдельные составляющие, подсистемы. Такие подсистемы поддаются математическому описанию достаточно простыми математическими моделями, которые затем связываются в единое целое условиями на стыках (границах) подсистем. Степень дифференциации СОТР диктуется уровнем сложности системы, которая, в свою очередь, определяется поставленными перед ней задачами.

Математическая модель упрощённой СОТР содержит порядка 10 узлов и может быть отнесена к первому уровню сложности. При проектировании более сложных СОТР число узлов в системе может увеличиваться. При этом математическая модель становится более сложной и переходит в разряд второго уровня. Например, структура реальных схем СОТР может содержать 20 и более узлов. В таком случае математическая модель будет включать 20 и более дифференциальных уравнений и столько же уравнений связи. Математическая модель третьего уровня сложности может включать около 50 дифференциальных уравнений и 30 уравнений связи.

На стадии проектирования при выполнении анализа функционирования СОТР, как единой системы, используются несколько подходов в разработке и решении математических моделей подсистем. Например, в случае сложности исходной системы уравнений, описывающих подсистему, применяют численные

методы решения этой математической модели. Однако такой подход требует предварительной верификации составленной математической модели.

В отдельных случаях анализа СОТР находит применение комплексный подход, в котором сочетаются аналитические и численные методы расчёта. Наконец, в отдельных проектах используется метод аппроксимации функций, позволяющий с некоторым приближением описать обыкновенными дифференциальными уравнениями процессы, реализуемые в подсистемах. Полученная таким образом система уравнений решается известными методами исследования динамических систем, разработанные в теории регулирования. [9, 10, 55]

Тем не менее, метод аппроксимации функций получается достаточно сложным. Это объясняется тем, что он описывает не только динамику процессов и их регулирование в подсистемах СОТР, но и комплекс процессов, реализуемых в полёте КА на его поверхности и в объёме. Кроме того, математическая модель включает систему алгебраических уравнений связи, описывающих как структуру СОТР, так элементы и агрегаты подсистемы регулирования. Сложность решения такой многопараметрической системы усугубляется ещё и тем, что в замкнутых рециркуляционных системах СОТР может происходить изменение расхода теплоносителя. Это влечёт за собой возникновение зависимости коэффициентов уравнений от управляющих воздействий.

На современном этапе благодаря использованию математического моделирования проектирование СОТР с переменными параметрами в большинстве случаев существенно упрощается.

3.2 Обоснование выбора структуры математических моделей СОТР

Как отмечалось, разработанные математические модели тепловых процессов, реализуемых в отсеках КА и элементах СОТР, представляют собой систему уравнений, которая решается численными методами. Такие методы позволяют решать широкий круг проблемных задач, но требуют больших

временных затрат для создания, тестирования программ и на проведение вычислений.

В настоящее время в связи с использованием высокоскоростной вычислительной техники численные методы решения становятся оперативными как при проведении анализа различных вариаций структурных схем СОТР и получения их рабочих параметров, так и в наглядном представлении получаемых результатов. Это обусловлено тем, что математическое моделирование позволяет проводить анализ СОТР поэлементно с использованием алгоритмов, построенных на основе обыкновенных дифференциальных уравнений. Однако прежде чем выбрать окончательно структуру математических моделей СОТР, необходимо проанализировать характеристики системы обеспечения теплового режима и возмущающих воздействий.

Для определения внешних возмущающих воздействий (внешняя задача) математические модели и их тестирование подробно изложены в работах [16, 25]. Математические модели для расчёта полей температур в элементах конструкции КА анализировались в публикациях [26, 56].

Математическая модель СОТР, представленная системой обыкновенных дифференциальных уравнений, соответствует переходу к модели с сосредоточенными параметрами или к так называемой узловой модели, когда система разбивается на ряд изотермических узлов и для каждого из них записывается уравнение баланса тепловых потоков.

Такая система имеет вид:

$$c_i \cdot \frac{\partial T_i}{\partial \tau} = Q_i \tau + \sum_{i \neq j} \alpha_{i,j} T_i - T_j + \sum_{i \neq j} b_{i,j} T_j^4 - T_i^4, \quad (3.1)$$

где T_i - средняя температура для узлов конструкции и выходная, температура жидких и газообразных теплоносителей в узлах; c_i - эффективные теплоемкости узлов; $\alpha_{i,j}$ — коэффициенты теплоотдачи, определяющие тепловые связи между узлами; $b_{i,j}$ - коэффициенты, определяющие лучистый теплообмен между узлами, - внутренняя тепловая нагрузка на i -й узел.

Структура системы дифференциальных уравнений, т. е. количество используемых при расчёте узлов модели, определяется постановкой задачи исследования.

Математическая модель объекта обеспечения теплового режима также может быть представлена системой обыкновенных дифференциальных уравнений типа (3.1). Она строится по следующему алгоритму. Объединяются математические модели отдельных элементов согласно структурной схеме СОТР. Далее математическая модель дополняется уравнениями связи отдельных элементов, уравнениями подсистемы регулирования, а также уравнениями внутренних и внешних возмущений. В итоге получается рабочая математическая модель всей системы. Полученная таким образом математическая модель в векторной форме принимает вид:

$$\frac{d\overset{1}{T}}{d\tau} = f \left(\overset{1}{a}, \overset{1}{c}, \overset{1}{T} \right) + D \left(\overset{1}{a}, \overset{1}{c} \right) \cdot \overset{1}{U}, \quad (3.2)$$

где $\overset{1}{T}$ - вектор переменных состояний системы, в который определяется температурами узлов модели; f - векторная функция связи температуры узлов модели; $\overset{1}{a}$ - вектор параметров, определяющих тепловые связи между узлами; $\overset{1}{c}$ - вектор теплоёмкости системы; $\overset{1}{U}$ - вектор входных воздействий. Вектор включает входные температуры в данной системе, внутренние тепловыделения в отсеке, положения кранов-регуляторов и пр.; $D(\overset{1}{a}, \overset{1}{c})$ - матрица входных воздействий.

Системы уравнений подобного рода решаются численными методами с использованием стандартных или специально разработанных компьютерных программ.

В отдельных задачах могут использоваться и другие формы математических моделей СОТР, которые включают расширенный вектор состояния.

Такой вектор учитывает, как состояние системы, определяемое вектором тепловых связей между узлами, так и влияние вектора — вектора теплоёмкости системы.

При таком подходе создается математическая многопараметрическая модель системы.

Для проведения численных расчётов требуется представление математической модели в дискретном времени.

Одной из возможных форм записей такой модели является:

$$\frac{X(\tau_1) - X(\tau_0)}{\tau_1 - \tau_0} = f^*[X(\tau_0)] + D^*[X(\tau_0)] \cdot U(\tau_0), \quad (3.3)$$

где X - новый вектор переменных состояния системы, $X^T = (T, \dot{a}, \dot{c})^T$.

Для малых временных интервалов $\Delta\tau = \tau_1 - \tau_0$ имеем:

$$X(\tau_0 + \Delta\tau) = \varphi[X(\tau_0)] + B[X(\tau_0)] \cdot U(\tau_0), \quad (3.4)$$

где

$$\begin{aligned} \varphi[X(\tau_0)] &= X(\tau_0) + f^*[X(\tau_0)] \cdot \Delta\tau \\ B[X(\tau_0)] &= D^*[X(\tau_0)] \cdot \Delta\tau \end{aligned}$$

Иногда удобно заменить $\tau + \Delta\tau$ на $k+1$, тогда уравнение (3.4) запишется в виде:

$$X(k+1) = \varphi[X(k)] + B[X(k)] \cdot U(k) \quad (3.5)$$

Уравнение (3.5) является одной из наиболее общих форм записи математической модели системы в дискретном виде.

В качестве примера предлагается задача проектирования СОТР гермомодуля для создания нормальных условий существования находящегося в нём экипажа.

Алгоритм решения такой задачи рассмотрим на примере реализации характеристик гермообъёма условного космического аппарата. Принципиальная схема такого КА и системы СОТР показана на рисунке 3.1.

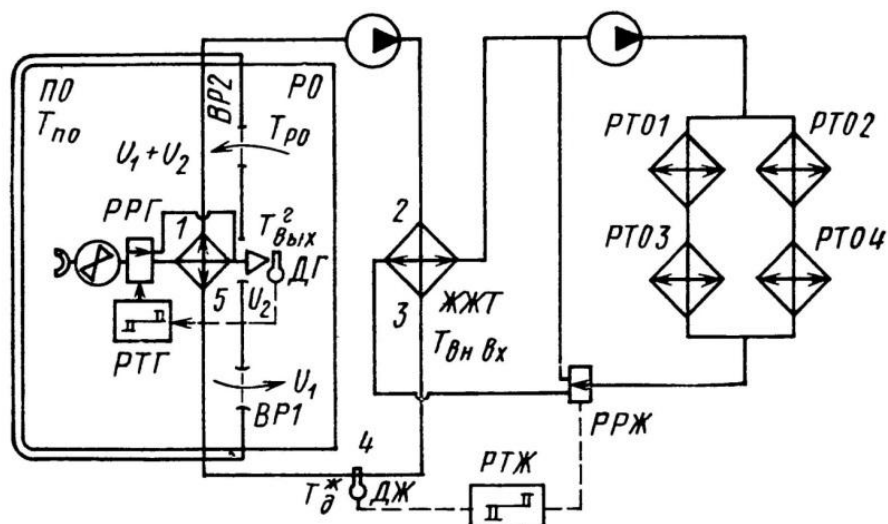


Рисунок 3.1 - Принципиальная схема объекта и системы обеспечения теплового режима

(РТО - радиационный теплообменник; ЖЖТ - жидкостно-жидкостный теплообменник; РРЖ - регулятор расхода жидкости; РТЖ - регулятор температуры жидкости; РРГ - регулятор расхода газа;

РТГ - регулятор температуры газа; ВР - вентиляционная решетка;

ПО - приборный отсек; РО - рабочий отсек; ДЖ - датчик температуры жидкости; ДГ - датчик температуры газа.)

Гермообъем, как правило, подразделяется на ряд функциональных отсеков, определяемых их назначением, способами обеспечения теплового режима и формирования температурно-влажностных и циркулярных полей. Тепловыделяющее оборудование обычно размещается в специальных приборных и агрегатных отсеках (ПО), полностью или частично изолированных от гермокабины рабочего отсека (РО), где находится экипаж.

Предположим, что распределение температуры газовой среды в пределах отсека равномерное, температура внутренней поверхности объема меняется мало или поддерживается на определенном уровне. Также предположим, что радиационные потоки внутри отсека и тепловые потоки через разделяющие отсек перегородки пренебрежительно малы. Таким образом, уравнение баланса тепловых потоков для приборного отсека будет иметь вид:

$$Q_{\Sigma}^{ПО} = Q_{об}^{ПО} + Q_{РО}^{ПО} - Q_{ВР1}^{ПО} - Q_{ГЖТ}^{ПО} - Q_{СТ}^{ПО} \quad (3.6)$$

где $Q_{об}^{ПО} = f_1(N_1)$ - тепловой поток от оборудования в функции мощности;
 $Q_{СТ}^{ПО}$ - тепловой поток к стенке или от стенки отсека; $Q_{ГЖТ}^{ПО}$ - тепловой поток, отводимый из приборного отсека газожидкостным теплообменником; $Q_{ВР1}^{ПО}$ - тепловой поток, уходящий из ПО через вентиляционную решетку ВР1; $Q_{РО}^{ПО}$ - тепловой поток, поступающий в ПО из РО через ВР2.

Уравнение баланса тепловых потоков для рабочего отсека:

$$Q_{\Sigma}^{РО} = Q_{об}^{РО} + Q_{ЭК} + Q_{ПО}^{РО} - Q_{ГЖТ}^{РО} - Q_{ВР2}^{РО} \quad (3.7)$$

где $Q_{об}^{РО} = f_2(N_2)$ тепловой поток от оборудования в функции мощности;
 $Q_{ВР2}^{РО}$ - тепловой поток, удаляемый из РО в ПО через вентиляционную решетку ВР2; $Q_{ПО}^{РО}$ - тепловой поток, поступающий в РО из ПО через вентиляционную решетку ВР1; $Q_{ГЖТ}^{РО}$ - тепловой поток, поступающий в РО через теплообменную решетку ГЖТ холодильно-сушильного агрегата; $Q_{ЭК}$ - тепловой поток, выделяемый экипажем.

Уравнение баланса тепловых потоков от стенки ограждения приборного отсека с газовой средой:

$$Q_{ст} = Q_{ст}^{ПО} + Q_{стаб} \quad (3.8)$$

где $Q_{стаб} = f_3$ тепловой поток, подводимый или отводимый системой стабилизации температуры стенки, если это предусмотрено.

Заменяя символы в уравнениях (3.6), (3.7), (3.8) физическими значениями тепловых потоков, получаем:

$$c_p \cdot \rho \cdot V_{ПО} \cdot \frac{dT_{ПО}}{d\tau} = f_1 N_1 + c_p \cdot \rho U_1 + U_2 \cdot T_{РО} + \alpha \cdot F_{ПО} \cdot T_{ст} - \left[c_p \cdot \rho U_1 + U_2 + \alpha \cdot F_{ПО} \cdot T_{ПО} \right] \quad (3.9)$$

$$c_p \cdot \rho \cdot V_{PO} \cdot \frac{dT_{PO}}{d\tau} = f_2 N_2 + c_p \cdot \rho U_1 \cdot T_{PO} + c_p \cdot \rho U_2 \cdot T_{вых}^\Gamma - [c_p \cdot \rho U_1 + U_2 T_{PO}] \quad (3.10)$$

$$c \cdot m_{cm} \frac{dT_{cm}}{d\tau} = \alpha \cdot F_{ПО} \cdot T_{ПО} - T_{cm} + f_3, \quad (3.11)$$

где $T_{вых}^\Gamma = \beta_\Gamma \cdot T_{ХСА}^\Gamma + 1 - \beta_\Gamma T_{ПО}$; $V_{ПО}$ и $V_{РО}$ - свободные объёмы приборного (ПО) и рабочего (РО) отсеков, соответственно; U_1 - объёмный расход газа через вентиляционную решетку ВР1; U_2 - максимальное значение объёмного расхода газа, проходящего через теплообменную решетку ХСА; β_Γ — доля объёмного расхода газа, проходящего через теплообменную решетку ХСА при изменении положения шторки исполнительного механизма.

Преобразуем уравнения (3.9) – (3.11) по методу Лапласа при нулевых начальных условиях. Для этого запишем систему уравнений в форме изображений:

$$\tau_{ПО} \cdot S + 1 \cdot \theta_{ПО} = k_1 \cdot \theta_{РО} + k_2 \cdot \theta_{СТ} + k_3 \cdot f_1 \quad (3.12)$$

$$\tau_{РО} \cdot S + 1 \cdot \theta_{РО} = k_4 \cdot \theta_{ПО} + k_5 \cdot \theta_{ХСА}^\Gamma + k_6 \cdot \theta_{ПО} + k_7 \cdot f_2 \quad (3.13)$$

$$\tau_{СТ} \cdot S + 1 \cdot \theta_{СТ} = k_8 \cdot \theta_{ПО} + k_9 \cdot f_3 \quad (3.14)$$

В уравнениях (3.12) – (3.14):

$$\tau_{ПО} = \frac{c_p \cdot \rho \cdot V_{ПО}}{c_p \cdot \rho U_1 - U_2 + \alpha \cdot F_{ПО}}; \tau_{РО} = \frac{c_p \cdot \rho \cdot V_{РО}}{c_p \cdot \rho U_1 - U_2};$$

$$k_1 = \frac{c_p \cdot \rho \cdot U_1 + U_2}{c_p \cdot \rho U_1 + U_2 + \alpha \cdot F_{ПО}}; k_2 = \frac{\alpha \cdot F_{ПО}}{c_p \cdot \rho U_1 + U_2 + \alpha \cdot F_{ПО}};$$

$$k_5 = k_6 = \beta_\Gamma \cdot \frac{U_2}{U_1 + U_2}; k_4 + k_8 = 1; k_7 = \frac{1}{c_p \cdot \rho U_1 + U_2};$$

$$\tau_{СТ} = \frac{cm_{СТ}}{cm_{ПО}}; k_9 = \frac{1}{\alpha \cdot F_{ПО}}$$

Преобразуем соотношения (3.12)÷(3.14) с учетом зависимости выходной температуры газа на выходе из газового тракта газожидкостного теплообменного аппарата с температурой $\theta_{ПО}$ на входе в газовый тракт и температурой на входе в жидкостный тракт $\theta_{ВХ}^Ж$, т.е.:

$$\theta_{\text{ввх}}^Г = A S \cdot \theta_{ПО} + B S \cdot \theta_{ВХ}^Ж \quad (3.15)$$

Система уравнений (3.12)÷(3.14) представляет математическую модель процессов теплообмена с целью регулирования средней по температуры газа в гермообъёме в рабочем и приборном отсеках.

Исключая в системе уравнений (3.12) – (3.14) промежуточные переменные $\theta_{ПО}$, $\theta_{СТ}$ и $\theta_{ВВХ}^Г$, получаем соотношение для расчёта средней температуры рабочего отсека в виде:

$$\theta_{РО} = W_{f_2}^{PO} S \cdot f_2 + W_{Ж,ВХ}^{PO} S \cdot \theta_{ВХ}^Ж + W_{f_1}^{PO} S \cdot f_1 + W_{\text{стаб}}^{PO} S \cdot Q_{\text{стаб}}, \quad (3.16)$$

где в уравнении (3.16) имеем:

$$W_{Ж,ВХ}^{PO} S = \frac{W_3 S}{1 - W_9 S}; \quad W_{\text{стаб}}^{PO} S = \frac{W_2 S \cdot W_5 S \cdot W_9 S}{1 - W_9 S}; \quad W_{f_1}^{PO} S = \frac{W_2 S \cdot W_6 S}{1 - W_9 S}$$

$$W_{f_2}^{PO} S = \frac{W_1 S [1 - W_4 S \cdot W_8 S]}{1 - W_9 S},$$

$$W_4 S = \frac{k_1}{\tau_{ПО} \cdot S + 1}$$

$$\text{где, в свою очередь, } W_1 S = \frac{k_4}{\tau_{РО} \cdot S + 1}; \quad W_2 S = \frac{k_5 + k_6 \cdot A S}{\tau_{РО} \cdot S + 1};$$

$$W_7 S = \frac{k_2}{\tau_{ПО} \cdot S + 1}; \quad W_8 S = \frac{k_3}{\tau_{ПО} \cdot S + 1}; \quad W_9 S = W_4 S \cdot W_8 S - W_2 S \cdot W_7 S$$

$$W_1 S = \frac{k_4}{\tau_{РО} \cdot S + 1}; \quad W_3 S = \frac{k_6 \cdot B S}{\tau_{РО} \cdot S + 1}; \quad W_4 S = \frac{k_7}{\tau_{СТ} \cdot S + 1}; \quad W_5 S = \frac{k_8}{\tau_{СТ} \cdot S + 1}.$$

Исключив в системе уравнений (3.12) – (3.14) переменные $\theta_{РО}$, $\theta_{СТ}$ и $\theta_{ВВХ}^Г$, получим соотношения для расчёта для приборного отсека:

$$\theta_{ПО} = W_{f_1}^{ПО} S \cdot f_1 + W_{f_2}^{ПО} S \cdot f_2 + W_{Ж.вх}^{ПО} S \cdot \theta_{ВХ}^Ж + W_{\text{стаб}}^{ПО} S \cdot Q_{\text{стаб}}, \quad (3.17)$$

$$\text{где } W_{f_1}^{ПО} S = \frac{W_6 S}{1 - W_9 S}; \quad W_{f_2}^{ПО} S = \frac{W_1 S \cdot W_7 S}{1 - W_9 S}; \quad W_{Ж.ВХ}^{ПО} S = \frac{W_2 S \cdot W_3 S}{1 - W_9 S};$$

$$W_{стаб}^{ПО} S = \frac{W_5 S \cdot W_8 S}{1 - W_9 S}.$$

Анализ частотных характеристик как объекта регулирования параметров T_{PO} и $T_{ПО}$ позволяет сделать следующие выводы:

- гермообъём КА является фильтром низких частот для возмущающих воздействий $f_1, f_2, T_{ВХ}^{Ж}$ и $Q_{стаб}$. При этом он ослабляет воздействие указанных возмущений, с коэффициентом затухания $\xi_{ПО(PO)} = \frac{W_i j\omega}{W_i 0} = -20 \frac{\text{дБ}}{\text{дек}}$ в диапазоне средних частот $8,3 \cdot 10^{-5} < \omega < 8,0 \cdot 10^{-3}, c^{-1}$ и коэффициентом затухания

$$\xi_{ПО(PO)} = -40 \frac{\text{дБ}}{\text{дек}} \text{ в диапазоне высоких частот } \omega < 2,0 \cdot 10^{-2}, c^{-1};$$

- сопоставление частотных характеристик $W_i j\omega$ гермообъёма с учётом его фильтрующих свойств с частотными характеристиками теплообменника показывает, что для математического моделирования теплообменников можно использовать соотношения:

$$c \cdot m_{\Gamma} \frac{dT_{\Gamma}}{d\tau} = c_p \cdot G_{\Gamma} \cdot T_{\Gamma.ВХ} - T_{\Gamma.ВЫХ} + \alpha \cdot F_{\Gamma} T_{СТ} - T_{\Gamma}; \quad (3.18)$$

$$c \cdot m_{\Gamma} \frac{dT_{СТ}}{d\tau} = \alpha \cdot F_{\Gamma} \cdot T_{\Gamma} - T_{СТ} - \alpha \cdot F_X T_{СТ} - T_X; \quad (3.19)$$

$$c \cdot m_X \frac{dT_X}{d\tau} = c_p \cdot G_X \cdot T_{X.ВХ} - T_{X.ВЫХ} + \alpha \cdot F_X T_{СТ} - T_X \quad (3.20)$$

В общем случае процессы, протекающие в теплообменнике, описываются уравнениями движения, энергии и неразрывности [50]. Математическая модель процессов в теплообменных аппаратах, описывающая режимы течений, структуру потоков (гомогенный, стержневой или гетерогенный), а также дополненная зависимостями теплофизических свойств теплоносителя от температуры и давления, составляют замкнутую систему. Однако решение такой системы даже численными методами представляет большие трудности и для решения задачи

вводится ряд допущений, которые упрощают математические модели и обеспечивают тем самым оперативное получение результатов:

- одномерность процесса передачи тепла в стенке канала и режима течения жидкости в нём;
- квазипостоянство температуры по толщине стенки и в сечении канала;
- принятие теплопроводности вдоль потока бесконечно малой по сравнению с конвективным переносом.

Таким образом, соотношения (3.18) – (3.20) получены при следующих допущениях:

$$T_{CP}^Г = 0,5 T_{ВХ}^Г + T_{ВЫХ}^Г ; \quad T_{CP}^Ж = 0,5 T_{ВХ}^Ж + T_{ВЫХ}^Ж ; \quad \left(\frac{\alpha_{Г}}{\alpha_{Г.\max}} \right) \equiv \left(\frac{G_{Г}}{G_{Г.\max}} \right).$$

Однако, несмотря на принятые допущения, соотношения (3.18) – (3.20) в диапазоне частот $\omega < 4,2 \cdot 10^{-3}$, c^{-1} обладают большой точностью при описании динамики тепловых процессов, так как практически полностью совпадают с «опорными» уравнениями.

Для оценки возможности применения обыкновенных дифференциальных уравнений при моделировании радиатора-излучателя проанализируем характеристики внешних тепловых возмущений.

Одним из основных режимов полёта КА является ориентация не вращающегося аппарата по вектору скорости («орбитальная ориентация»). Лучистые тепловые потоки, падающие на радиационный теплообменник, во многом определяют алгоритм функционирования СОТР.

Плотность теплового потока, воспринимаемого каждой элементарной площадкой поверхности аппарата, можно определить по формуле:

$$q_{\text{ПОГЛ}} = A_{\text{солн}} q_{\text{солн}} + q^{\text{отр}} + \varepsilon_w \cdot q^{\text{соб}}, \quad (3.21)$$

где $q_{\text{солн}}$ определяется с использованием зависимости:

$$q_{\text{солн}} = S_{\text{солн}} \cdot \cos \psi_e \quad \text{при} \quad 0 \leq \psi_e \leq \frac{\pi}{2}, \quad (3.22)$$

$q^{\text{отр}}$ рассчитывается по соотношению:

$$q_{отр} = A_{cp} \cdot S_{солн} \cdot \varphi_2 \quad (3.23)$$

В свою очередь,

$$q_I^{cob} = \frac{1 - A_{cp}}{4} \cdot S_{солн} \cdot \varphi_1 \quad (3.24)$$

для первого типа планет,

$$q_{II}^{cob} = 1 - A_{cp} \cdot S_{солн} \cdot \varphi_2 \quad (3.25)$$

для второго типа планет,

$$q_{III}^{cob} = C_1 \cdot \varphi_1 + C_2 \varphi_2 \quad (3.26)$$

для третьего типа планет.

Подставив записанные соотношения (3.22÷3.26) в уравнение (3.21) окончательно получим:

$$q_{погл} = A_{солн} \cdot S_{солн} \cos \psi_e + A_{cp} \cdot \varphi_2 + \varepsilon_w \cdot C_1 \cdot \varphi_1 + C_2 \cdot \varphi_2, \quad (3.27)$$

где для планет первого типа $C_1 = \frac{1 - A_{cp}}{4} \cdot S_{солн} \cdot \varphi_1$, $C_2 = 0$. Для планет второго типа $C_1 = 0$, $C_2 = 1 - A_{cp} \cdot S_{солн}$. Для планет третьего типа $C_1 \neq 0$ и $C_2 \neq 0$. Например, для планеты Марс $C_1 = 46 \text{ Вт/м}^2$, а $C_2 = 310 \text{ Вт/м}^2$.

Вдали от планет, когда можно пренебречь собственным и отражённым излучением, плотность лучистого теплового потока в конструкцию КА определяется прямым солнечным излучением. Его интенсивность рассчитывается по закону Ламберта в виде:

$$q_{погл} = A_{солн} \cdot S_{солн} \cdot \cos \varphi_e \quad (3.28)$$

Для оценки распределения поглощенного теплового потока радиационным теплообменником, расположенным, к примеру, на цилиндрической оболочке корабля, можно воспользоваться специальной программой численного расчёта лучистых составляющих. [25]

Проведенный анализ по оценке распределения плотностей лучистых тепловых потоков, воспринимаемых участками цилиндрической поверхности КА,

обращенной к Солнцу, $q_{1,\Sigma}$ и к Земле $q_{2,\Sigma}$, позволил получить следующие соотношения:

- со стороны прямого солнечного облучения:

$$\begin{aligned} q_{1\Sigma} &= \varepsilon_W \cdot q^{cob} + 0,85 A_{солн} \cdot q^{omp}, 0 < \varphi < \pi \\ q_{1\Sigma} &= \varepsilon_W \cdot q^{cob} + 0,85 A_{солн} \cdot q_{солн}, \pi < \varphi < \varphi_1, \varphi_2 < \varphi < 2\pi \\ q_{1\Sigma} &= \varepsilon_W \cdot q^{cob}, \varphi_1 < \varphi < \varphi_2 \end{aligned} \quad (3.29)$$

- со стороны облучения Земли

$$\begin{aligned} q_{2\Sigma} &= \varepsilon_W \cdot q^{cob} + 0,7 A_{солн} \cdot q_{солн}, 0 < \varphi < \pi, \\ q_{2\Sigma} &= \varepsilon_W \cdot q^{cob}, \pi < \varphi < 2\pi \end{aligned} \quad (3.30)$$

Совместное рассмотрение частотных характеристик спектра внешних возмущений РТО позволяет сделать вывод, что первые десять гармоник спектра внешних возмущений $10\omega_1 = 1,85 \cdot 10^{-3}$ Гц укладываются в низкочастотный диапазон излучения радиационного теплообменника. Указанное обстоятельство позволяет использовать для исследования динамики РТО при заданных характеристиках внешнего возмущения её математическую модель в виде уравнения баланса тепловых потоков:

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{P_1 - P_2}{L}, \quad (3.31)$$

где P_1 , P_2 и L – внутренний, наружный периметры поверхности теплоотдачи и её длина, соответственно, q_Σ - плотность теплового потока, воспринятого радиатором, η – эффективность облучения.

Однако, при воздействии на аппарат высокочастотных возмущений, которые могут возникнуть, например, при вращении аппарата вокруг собственных осей, использование обыкновенных дифференциальных уравнений может привести к значительным погрешностям.

Таким образом, приближенные математические модели типовых агрегатов и элементов СОТР на основе обыкновенных дифференциальных уравнений могут быть в первом приближении использованы для моделирования и исследования

СОТР расчетно-аналитическими методами с применением средств вычислительной техники.

3.3 Применение специальных программных комплексов для математического моделирования СОТР

Разработанные математические модели элементов позволяют проводить исследование СОТР различной сложности и назначения. Рассмотренные в предыдущей главе «точные» математические модели отдельных элементов, полученные на основе систем нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных, а также оформленные в виде процедур алгоритмы их решения позволяют набирать различные схемы систем и проводить их расчет и анализ. При этом структура системы задается посредством согласования граничных условий соответствующих систем уравнений. В общем случае расчета и анализа сложной теплотехнической системы требуется применение специальной управляющей программы, объединяющей отдельные математические модели в комплексный алгоритм исследования системы.

Обобщенный и систематизированный в [16, 26] математический аппарат лег в основу математического ядра отечественного программного комплекса теплового математического моделирования «TERM»/«BC СОТР». Комплекс широко используется при проектировании систем СОТР для разных КА. В части математического моделирования внешних тепловых нагрузок на КА комплекс базируется на следующих соотношениях [16]:

- уравнение теплового баланса КА или его элементов, имеющего слабую тепловую связь с КА (соотношение 3.1);

- обобщенное уравнение для расчета коэффициента облученности между поверхностью КА и видимой поверхностью Земли произвольно расположенной в пространстве площадки [26] (соотношение 2.24);

- соотношение взаимности коэффициентов облученности площадок, участвующих в лучистом теплообмене:

(3.32)

где S_1, S_2 – площади поверхностей тел, видимых с других тел;
 ϵ_1, ϵ_2 – коэффициенты облученности со стороны тела (площадки) 1 в направлении тела (площадки) 2 и коэффициент облученности со стороны тела (площадки) 2 в направлении тела (площадки) 1 соответственно.

Для всей совокупности тел (площадок), участвующих в теплообмене, действует соотношение:

(3.33)

Элементарный коэффициент облученности между площадками i и j равен:

(3.34)

где r_{ij} – расстояние между площадками;
 θ_{ij}, θ_{ji} – углы между нормальными к площадкам и линией r_{ij} , соединяющей центры i -й и j -й площадок.

Для проведения расчета внешних тепловых потоков и последующего расчета температур элементов КА вся поверхность моделируемого объекта разбивается на кусочно-плоские площадки с известными термооптическими, геометрическими и теплофизическими характеристиками.

Далее между площадками определяются тепловые связи. Совокупность площадок, описывающих внешнюю поверхность КА или его элемента, образует геометрическую модель. Дооснащенная теплофизическими характеристиками геометрическая модель образует тепловую математическую модель КА или его элемента.

Затем с использованием так называемых «направляющих косинусов», записывается функция изменения пространственного положения моделируемого объекта относительно основных источников внешних тепловых воздействий – Солнца и Земли.

Угловые коэффициенты излучения вычисляются для геометрической модели КА, представляющей собой набор плоских многоугольных площадок с

учётом или без учёта взаимного экранирования упомянутых площадок. Вычисление проводится методом Монте-Карло.

При вычислении угловых коэффициентов в замкнутых полостях конструкции наблюдается нестрогое выполнение условия замкнутости, которое даже при высокой точности расчёта может составлять несколько процентов (обычно менее трёх) [13, 16, 25].

На подобных принципах построен также программный комплекс Thermal Desktop со встроенным расчётным блоком Sinda Fluint. [71]

3.4 Анализ неопределенностей при математическом моделировании

В процессе построения математических моделей СОТР возникает ряд сложных вопросов, связанных с разбиением системы на элементы, выделением существенных тепловых связей и взаимодействий, а также определением коэффициентов выбранной модели. В каждом конкретном случае разработчик решает эту задачу дискретно. Часто для оценки модели строится несколько её вариантов с различным числом узлов и проводится анализ с целью определения той границы, после которой число узлов не оказывает влияния на точность расчёта. Однако результаты расчёта и в этом случае могут не совпадать с данными экспериментальных исследований. Источники возникающих ошибок можно условно разделить, на четыре группы:

- неправильное определение функциональной структурной схемы системы;
- погрешности измерений;
- ошибки в выборе параметров модели;
- технологический фактор

В первом случае необходимо разрабатывать новую модель. Если же расхождения обусловлены двумя последними причинами, то оказывается возможным выполнить статистическую оценку параметров модели по результатам измерений и провести их коррекцию.

На раннем этапе математического моделирования в методах статистической оценки параметров моделей теплотехнических систем нашли применение алгоритмы, основанные на уравнениях линейного фильтра Калмана [47]. Уравнения фильтра имели рекуррентный вид и позволяли значительно снизить порядок матриц, используемых при расчётах математических моделей.

Например, в работах [47, 49] применены уравнения Калмана к математическим моделям, построенным на базе нелинейных дифференциальных уравнений. Использование уравнений Калмана позволило выполнить линеаризацию исходных уравнений и, таким образом упростить процедуру решения, сведя её по существу рекуррентному методу наименьших квадратов.

Рассмотрим в качестве примера применение уравнений Калмана к решению задачи статистической оценки параметров узловой модели сложной теплотехнической системы. Такая система описывается матричным уравнением типа (3.20) или (3.21) [48] и имеет вид:

$$T_{k+1} = A \cdot T_k + C \cdot q_k \quad (3.35)$$

Для каждого отдельного элемента уравнение (3.1) записывается следующим образом:

$$T_i^{k+1} = T_i^k + \sum_{j \neq i} \frac{\alpha_{ij}}{c_i} \cdot [T_j^k - T_i^k] + \frac{q_i^k}{c_i} \quad (3.36)$$

Предполагается, что измеряются значения параметров:

$$T_i^* k = T_i k + n_i k \quad (3.37)$$

$$q^* k = q k + n_q k \quad (3.38)$$

где $n_i(k)$ и $n_q(k)$ - независимые случайные последовательности Гаусса типа белого шума с нулевым средним и ковариационными матрицами $cov(n_i) = P$, $cov(n_q) = N$. В соотношении (3.36) оценке подлежат параметры $(1/c_i)$ и (α_{ij}/c_i) . Тогда исходные уравнения (3.35) с использованием (3.37) и (3.38) путем тождественных преобразований приводятся к виду:

$$T(k+1) = A \cdot T(k) + C \cdot q(k) = R(k) \cdot a; \quad (3.39)$$

$$T^*(k+1) = R(k) \cdot a + n_t(k+1) \quad (3.40)$$

Элементами матриц $R^*(k)$ являются значения компонентов векторов $T(k)$, $q(k)$ и известные элементы матриц A и C , которые входят в вектор a и подлежат определению.

Подставляя в уравнение (3.39) значения $T(k)$ и $q(k)$ из соотношений (3.37) и (3.38), получим:

$$\begin{aligned} T^*(k+1) &= A \cdot [T^*(k) - n_t(k)] + C \cdot [q^*(k) - n_q(k)] + \\ &+ n_t(k+1) = R^*(k) \cdot a - A \cdot n_t(k) - C \cdot n_q(k) + n_t(k+1) \end{aligned} \quad (3.41)$$

Элементами матрицы $R^*(k)$ являются измеренные значения векторов $T(k)$ и $q(k)$. Предполагая далее, что параметры системы не изменяются, получим новые уравнения для оцениваемых параметров

$$a(k+2) = a(k+1) \quad (3.42)$$

$$T^*(k+1) = R^*(k) \cdot a(k+1) + n_a(k+1) \quad (3.43)$$

где

$$n_a(k+1) = n_t(k+1) - A \cdot n_t(k) - C \cdot n_q(k) \quad (3.44)$$

Появление нового члена $n_a(k+1)$ в соотношении (3.44) можно считать шумом $(k+1)$ сеанса измерений. В уравнении (3.44) следует что это гауссовская случайная последовательность, представляемая ковариационной матрицей в виде:

$$\text{cov } n_a = P - A \cdot P \cdot A^T + C \cdot N \cdot C^T \quad (3.45)$$

К системе уравнений (3.42) и (3.43) могут быть применены уравнения Калмана. Увеличение ковариационной матрицы погрешности измерений приводит к уменьшению коэффициента усиления Калмана, что и следовало ожидать, так как разность между предсказанным и измеренным значениями параметра $T(k+1)$ обусловлена дополнительной погрешностью, вызванной неточностью измерений в момент времени k .

Данные уравнения применимы, например, в случае существенной неопределенности, обусловленной недетерминированностью теплового контакта между элементами конструкции негерметичного КА и источниками выделения теплоты. В работах [15, 59] тщательно проанализирована эта особенность. Общая методика моделирования тепловых контактных сопротивлений изложена в [26, 57].

В инженерной практике вопрос неопределенности термического контактного сопротивления, особенно для негерметичных КА, кардинально решается установкой между контактирующими поверхностями теплопроводного материала-заполнителя. Данный метод позволяет исключить необходимость создания каких-либо моделей контактного теплообмена и свести задачу к расчету термического сопротивления по известной зависимости

Для особых условий эксплуатации элементов КА, например, температуры выше 100°C или при зазоре между контактирующими поверхностями более 1,5 мм, в качестве материала-заполнителя может быть использован металл, нанесенный методами газодинамического напыления [58].

Итак, используя указанные выше математические модели разных уровней, можно проводить исследования функционирования СОТР на борту космического аппарата в штатных и нештатных режимах работы при достаточно широком варьировании внешней и внутренней тепловой нагрузки и изменения рабочих и нештатных параметров элементов в составе СОТР.

В результате решения задачи определяются пределы изменения регулируемых температур теплоносителя и газа, частоту включения регуляторов, уровни нагрузок, приводящих к автоколебательным режимам.

Возможность вариации различных параметров позволяет оценить их влияние на общий режим функционирования системы и объекта и выработать конкретные рекомендации по их проектированию для получения заданных характеристик.

3.5 Построение и анализ классической СОТР КА с гидроконтуром

Практика теплового проектирования космических аппаратов предполагает двухстадийное математическое моделирование тепловых процессов, происходящих в его конструкции:

- проектный тепловой расчет,
- поверочный тепловой расчет.

Проектный тепловой расчет проводится на ранних стадиях создания КА при значительных неопределенностях в тепловыделении, режимах работы системы, количестве и топографии расположения объектов теплового обеспечения и поэтому проводится по упрощенным тепловым математическим моделям. В этом случае основная задача сводится к принятию решений с обоснованным инженерным запасом по обеспечению теплового баланса КА при всех вариантах его ориентации в экстремальных условиях функционирования – так называемый расчет «Худшего случая» по перегреву и переохлаждению.

Поверочный тепловой расчет выполняется на этапе выпуска чертежно-технической документации при наличии практически полной информации по теплофизическим свойствам конструкции КА, его геометрии, компоновки и др. Основная задача – подтверждение правильности принятых проектных решений и оптимизация инженерных запасов с целью улучшения массово-энергетических характеристик КА.

Как правило, задача теплового математического моделирования разбивается на две крупные подзадачи – расчет внешнего и внутреннего теплообмена (внешняя и внутренняя задача соответственно).

При решении внешней задачи определяются значения внешних тепловых нагрузок на СОТР КА, являющихся, как правило, переменной частью суммарных тепловых нагрузок на СОТР. При решении внешней задачи для экстремальных, в том числе нештатных случаев функционирования КА определяются необходимые площади радиационного теплообменника-излучателя. [16, 25]

При решении внутренней задачи определяются температуры и скорости газовых потоков (для герметичных отсеков КА), а также поля температур на поверхности конструкции. Кроме того, рассчитываются также температуры установочных элементов для монтажа приборов и агрегатов. В этом случае расчёт проводится для экстремальных сочетаний внешних и внутренних тепловых нагрузок. [16, 18, 20, 21, 22]

Оценке подлежит также переменная составляющая внутренних тепловых нагрузок:

- циклограмма работы бортовой аппаратуры;
- циклограмма тепловыделений экипажа (режимы сна и бодрствования).

Наиболее простой, а потому и чаще всего используемой, является схема СОТР с гидравлическими контурами и последовательно-параллельным подключением источников тепловыделений (рисунок 3.2).

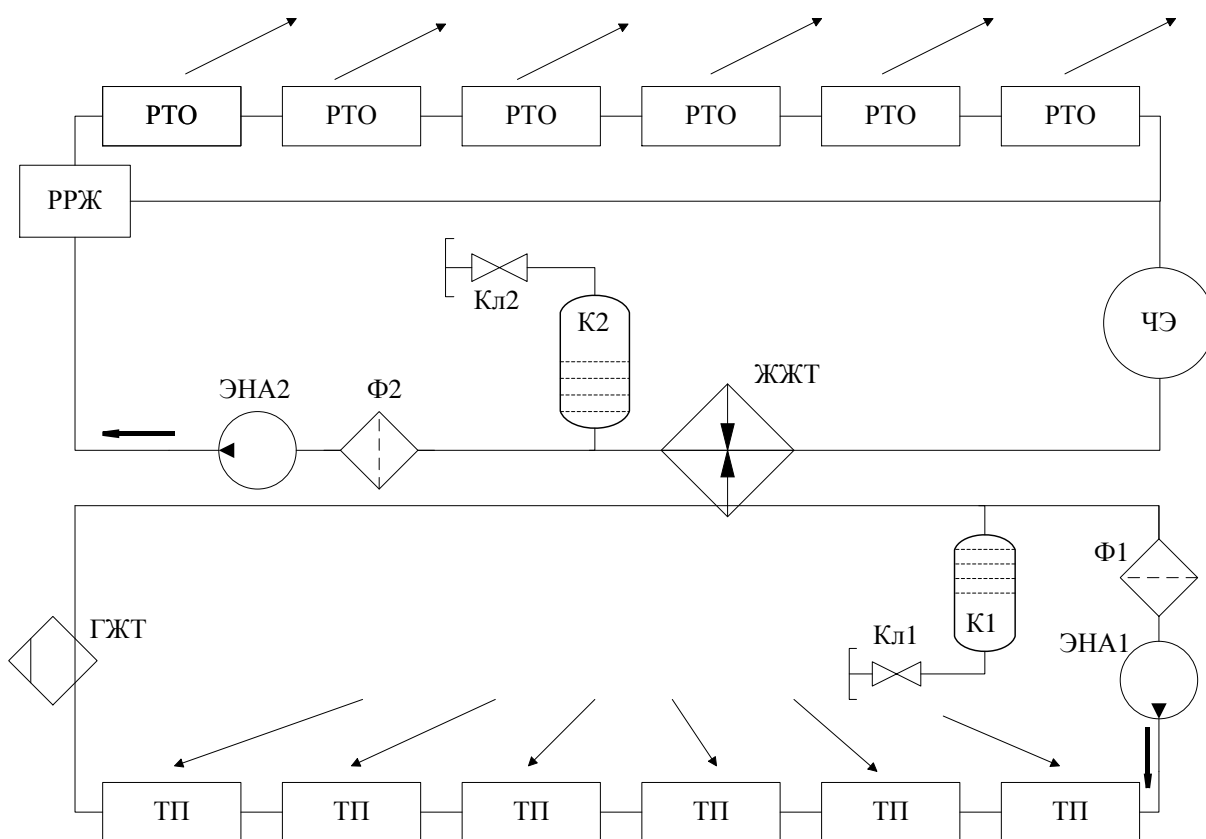


Рисунок 3.2 - Схема гидравлическая контура СТР, построенная на основе использования традиционных агрегатов и методов проектирования

РТО – радиационный теплообменник, РРЖ – регулятор расхода жидкости, Кл1, Кл2 – клапаны, К1, К2 – компенсаторы, Ф1, Ф2 – фильтры, ЭНА1, ЭНА2 – электронасосные агрегаты, ЧЭ – чувствительный элемент, ЖЖТ – жидкостно-жидкостный теплообменник, ГЖТ – газо-жидкостный теплообменник, ТП – термоплаты приборов.

Математическое моделирование процессов внешнего нагрева элементов конструкции КА сводится к следующему. Составляется уравнение баланса мощностей внешних тепловых нагрузок, воспринимающих в экстремальных условиях воздействия на поверхности элементов конструкции КА от разных источников нагрева. В таком случае уравнение баланса мощностей принимает вид:

(3.46)

где левая часть уравнения представляет тепловую мощность, воспринятую каждым i -ым элементом конструкции, два первых члена в правой части уравнения, представляют мощность, получаемую узлом за счёт конвективного теплообмена, третий член уравнения – мощность, принимаемую за счёт лучистого теплообмена, четвёртый – мощность, передаваемую теплообменниками, пятый член – тепловая нагрузка на i -й элемент, c_i – средняя удельная теплоёмкость конструкции i -го элемента (Дж/кг·гр) и m_i – масса конструкции i -го элемента, $i, j, m=1, 2, 3, \dots, N$, а $k=1, 2, 3, \dots, n$.

Полученное соотношение (3.46) является математической моделью процесса внешнего нагрева элементов конструкции КА разными видами теплообмена. Решение составленной системы уравнений позволяет определить тепловую мощность, воспринимаемую каждым i -ым элементом конструкции КА. В этом выражается суть внешней задачи нагрева элементов конструкции КА.

После решения внешней задачи, решается внутренняя задача, которая сводится к определению поля температур на поверхностях каждого i -го элемента. Это необходимо для задания граничных температур теплоносителя гидроконтура и/или воздуха гермоотсека.

Для решения внутренней задачи используется математическая модель, представляемая основным дифференциальным уравнением нестационарной теплопроводности виде [6]:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau} = \operatorname{div}(-\lambda \operatorname{grad} T) + q_v \quad (3.47)$$

В случае одномерной постановки соотношение (3.47) вид:

$$\rho \cdot c \cdot \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial x} \right), \quad (3.48)$$

При этом если теплофизические свойства тела в процессе нагрева практически не изменяются, то (3.48) принимает более простой вид:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = a \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}, \quad (3.49)$$

где $a = \lambda / \rho \cdot c$ – коэффициент температуропроводности материала i -го элемента.

Математическая модель объекта и системы СОТР в целом должна представляться следующими многопараметрическими дифференциальными уравнениями в частных производных для каждой i -ой подсистемы, в составе СОТР, например,:

- теплообменники газожидкостные (ГЖТ) и жидкостно-жидкостные (ЖЖТ). Математическая модель представлена уравнениями баланса плотностей тепловых потоков в виде:

$$c \rho \delta_w \cdot \frac{\partial T_w}{\partial \tau} = \alpha_\Gamma T_\Gamma - T_w + \alpha_X T_X - T_w \quad (3.50)$$

$$\left(\frac{c_p G}{U} \right)_\Gamma \cdot \left(\frac{\partial T_\Gamma}{\partial \tau} + U_\Gamma \cdot \frac{\partial T_\Gamma}{\partial y} \right) = \alpha_\Gamma \cdot \frac{F}{l_\Gamma} T_w - T_\Gamma \quad (3.51)$$

$$\left(\frac{c_p G}{U} \right)_X \cdot \left(\frac{\partial T_X}{\partial \tau} + U_X \cdot \frac{\partial T_X}{\partial x} \right) = \alpha_X \cdot \frac{F}{l_X} T_w - T_X \quad (3.52)$$

- участок трубопровода. Математическая модель представляется уравнениями баланса плотностей тепловых потоков на стенке трубопровода и жидкого теплоносителя в виде:

$$c \rho \delta_w \cdot \frac{\partial T_w}{\partial \tau} = \alpha_{l,x} T_l - T_{w,l} + \alpha_l T_{\varepsilon,l} - T_l \quad (3.53)$$

$$\left(\frac{c_p G}{U} \right)_{l,\varepsilon} \cdot \left(\frac{\partial T_{l,\varepsilon}}{\partial \tau} + U_{l,\varepsilon} \cdot \frac{\partial T_{l,\varepsilon}}{\partial \zeta} \right) = \alpha_{l,\varepsilon} \cdot \pi D_l T_l - T_{l,\varepsilon} \quad (3.54)$$

- чувствительный элемент. Математическая модель представляется в виде:

$$c \cdot m_{ч.э} \cdot \frac{\partial T_{ч.э}}{\partial \tau} = \alpha \cdot F_{ч.э} T_i - T_{ч.э} \quad (3.55)$$

- исполнительный механизм. Математическая модель представляется в виде соотношениями:

$$\omega = k_{y.n.} \left[k_{y.c.} T_{ч.э1.} + \Delta_1 + \delta_1 - T_{ч.э2.} + \Delta_2 + \delta_2 + T_{нор} \right] \quad (3.56)$$

$$G_X = K_G \left(\int_0^{\tau} \omega \tau d\tau + \varphi_0 \right) \quad (3.57)$$

Представленная выше комплексная математическая модель решается при следующих:

- начальных условиях:

$$\text{при } \tau = 0, T_i = T = T_c = T_2 = T_x = T_l = T_{л,ж} = T_{ч.э1} = T_{ч.э2} = T_0; \quad (3.58)$$

$$\text{при } \Delta_1 = \Delta_2 = \delta_1 = \delta_2 = 0;$$

где ω - скорость перемещения заслонки; G – расход хладагента;

Δ и δ - систематические и случайные погрешности измерений;

$k_{уп}$, $k_{ус}$, k_c — коэффициенты усиления элементов схемы регулирования.

- граничных условиях:

$$x = 0, -\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = \alpha (T - T_\infty) + \varepsilon_w \sigma (T^4 - T_\infty^4) \quad (3.59)$$

$$x = l, -\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = \alpha_i (T_i - T_\infty) + \varepsilon_w \sigma (T_i^4 - T_\infty^4) \quad (3.60)$$

$$x_l = 0; T_2 = T_{2l}; y_l = 0; T_x = T_{xl}; \zeta = 0; T_{ж,1} = T_{ж,12} \quad (3.61)$$

Далее проведём оценку надёжности СОТР. Для системы, представленной на рисунке 3.2, структурная схема расчёта надёжности приведена на рисунке 3.3. Проведенный расчет надёжности показал, что при достигнутых в настоящее время значениях вероятности безотказной работы для типовых агрегатов СОТР, функционирующих в теплоносителях «Триол» и «ПМС-1,5р», значение вероятности безотказной работы СОТР составляет 0,923 при сроке эксплуатации на орбите МКС в течение 10 лет.

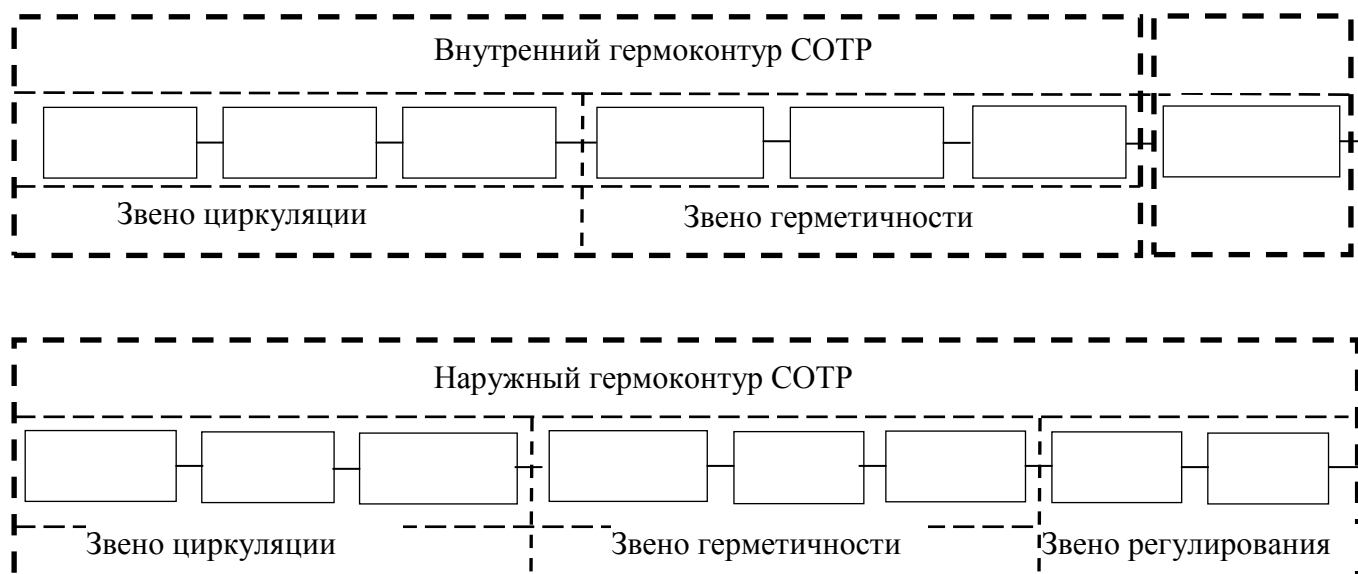


Рисунок 3.3 – Схема надёжности классической СОТР с гидроконтуром

В представленной на рисунке 3.3 системе обеспечения теплового режима наибольшей опасности подвержен незащищенный гермокорпусом внешний контур, находящийся длительное время под воздействием факторов космического пространства, в том числе бомбардировки метеоритов.

Существенным недостатком такой схемы является низкая надёжность обусловленная нарушением герметичности внутреннего или внешнего гидроконтура системы. Это приводит к полной потере возможности СОТР выполнять целевую задачу. Устранение этого недостатка возможно только посредством дублирования гидроконтуров, их распараллеливания и, как следствие, значительного увеличения количества и номенклатуры запорно-регулирующей арматуры. Низкие показатели ресурса и надёжности запорно-регулирующей арматуры вносят существенный вклад в ограничения сроков эксплуатации КА и снижают его потребительскую привлекательность.

3.6 Построение и анализ СОТР КА с децентрализованным гидроконтуром

Для устранения указанной опасности, автором диссертации в соавторстве (см. работы [51, 53]) предложена уникальная схема СОТР (Патент РФ №2494933

зарегистрирован 10.10.2013). Уникальность системы обусловлена тем, что в ней внешний гидравлический контур децентрализован. Такая компоновка системы не только существенно повышает надежность, но и позволяет сократить номенклатуру элементов системы. Это, в свою очередь, снижает массу и энергопотребление СОТР, а также сокращает объем ресурсов бортового вычислительного комплекса.

Схема СОТР с децентрализованным внешним гидравлическим контуром приведена на рисунке 3.4.

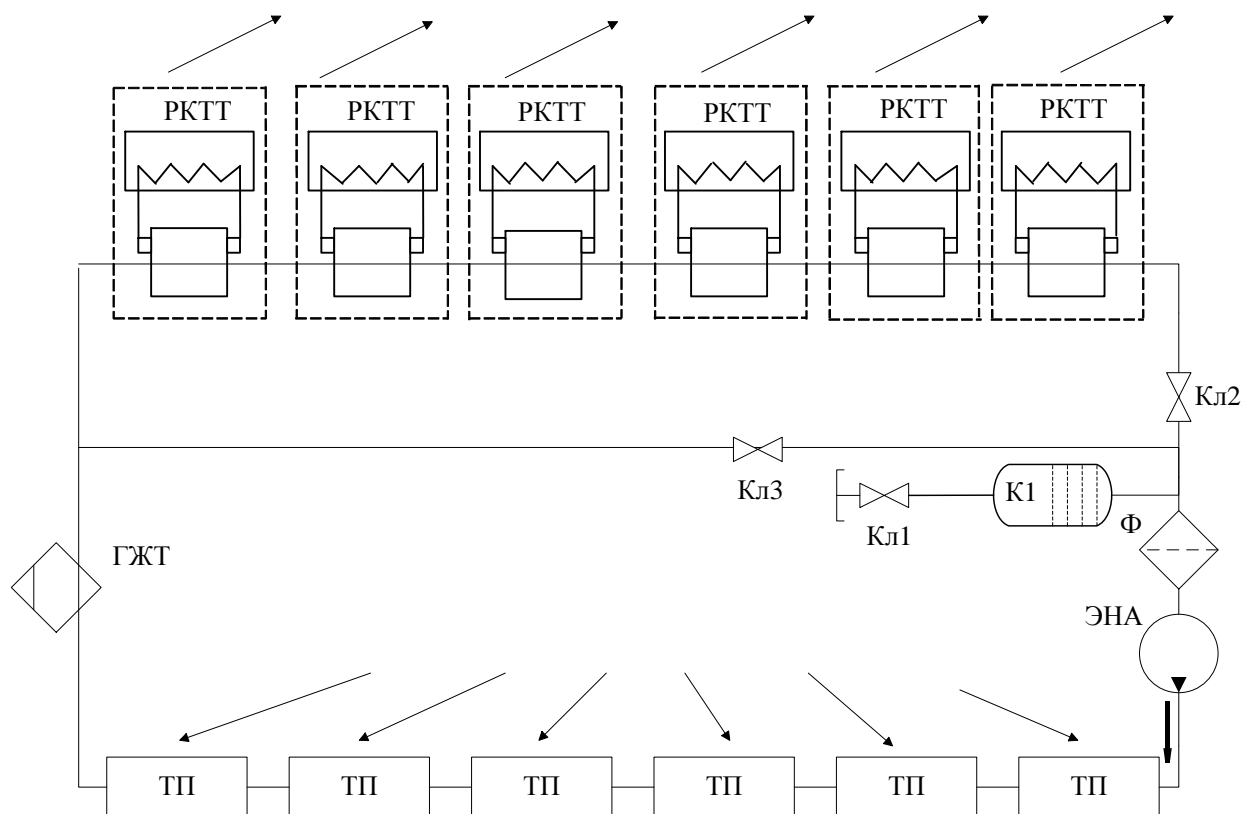


Рисунок 3.4 - Упрощенная схема контура СТР, использующая в качестве панелей РТО радиаторы на контурных тепловых трубах (РКТТ)

РКТТ – радиаторы на контурных тепловых трубах, Кл1, Кл2, Кл3 – клапаны, К – компенсатор, Ф – фильтр, ЭНА – электронасосный агрегат, ГЖТ – газожидкостный теплообменник, ТП – термоплаты приборов.

Математическая модель схемы рисунке 3.4 практически не отличается от модели традиционной схемы, представленной на рисунке 3.2. Однако существенное упрощение в предложенной схеме достигается за счет исключения блока модели, отвечающего за регулятор расхода теплоносителя (3.55) – (3.57).

Соответствующая структурная схема надежности предложенной СОТР приведена на рисунке 3.5. Алгоритм оценки вероятности безотказной работы системы аналогичен алгоритму, используемому ранее для оценки СОТР, представленной на рисунке 3.3. Рассчитанная вероятность безотказной работы предложенной СОТР составляет 0,991. Алгоритм расчета надежности СОТР приведен в Приложении Б.

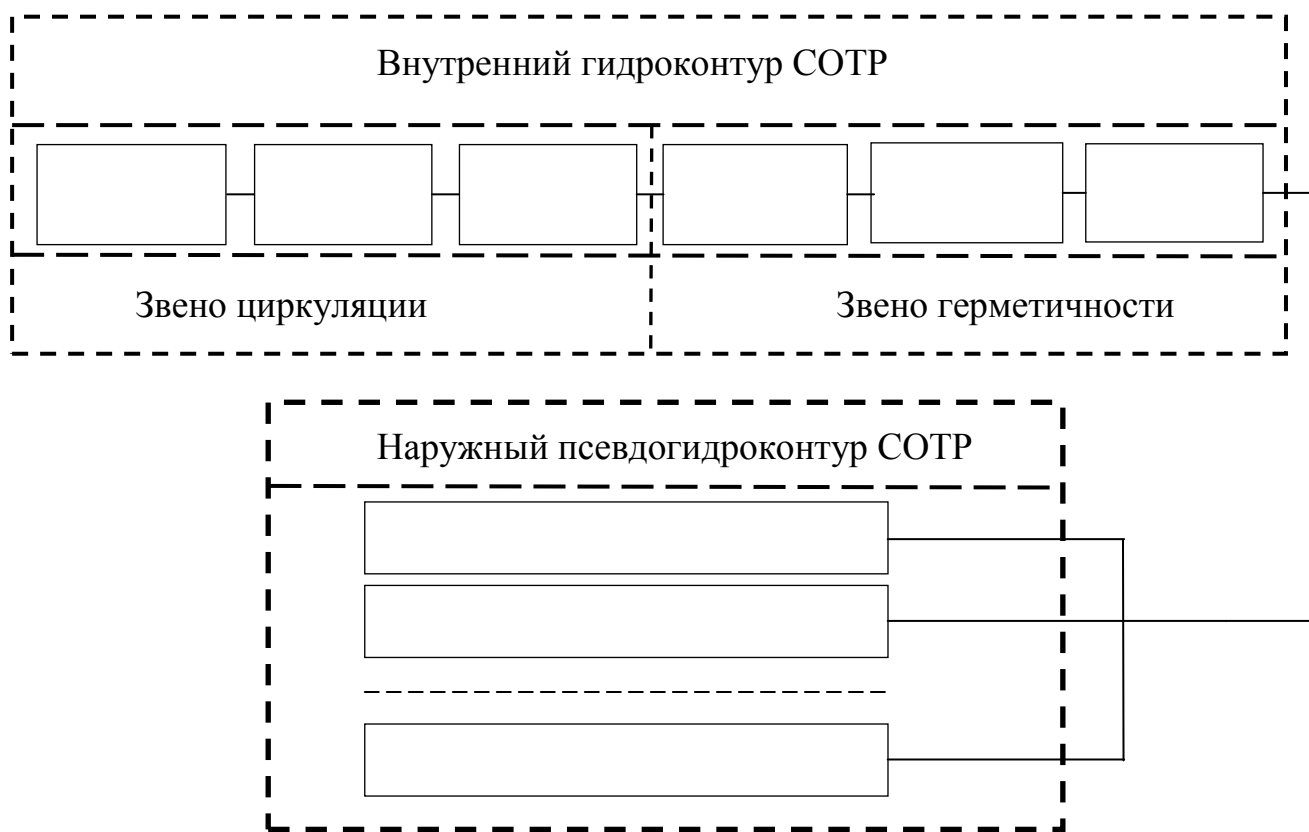


Рисунок 3.5 – Схема надёжности СОТР с децентрализованным контуром

Схема СОТР, приведенная на рисунке 3.5, реализована на модуле «Рассвет» Международной космической станции и безаварийно функционирует с 2010 г.

Сравнительный анализ параметров централизованной СОТР и СОТР с децентрализованным внешним контуром приведен в таблице 3.1.

Таблица 3.1

Параметры сравнения	Наружный контур централизованной СОТР на примере много целевого модуля	Наружный децентрализованный контур СОТР на примере малого исследовательского модуля
Суммарная масса, приведённая к максимальной хладопроизводительности 600 Вт, в том числе:	295,0 кг	70,2 кг
- радиатор	120,0 кг	39,6 кг
- теплоноситель	36,0 кг	0,6 кг
- сменные панели насосов и РРЖ	64,0 кг	Не требуются
- теплообменники	27,0 кг	30,0 кг
- арматура	48,0 кг	Не требуется
Энергопотребление:		
- при штатной работе	140 Вт	0 Вт
- при использовании резервных средств	140 Вт	от 10 до 120 Вт со скажностью 0,5
Номенклатура агрегатов и арматуры (наименований / общее количество)	11 / 41	1 / 6

Ниже, в качестве примера, приведены принцип построения СОТР, геометрические и тепловые модели и результаты расчетов полей температур для интегрированного в состав российского сегмента международной космической станции (МКС) оборудования «СВЧ-радиометрия» (рисунок 3.6). Упомянутое оборудование практически не имеет кондуктивной тепловой связи с модулем-носителем (служебный модуль «Звезда» на МКС). Конвективные связи с модулем также отсутствуют.

Системы (средства) обеспечения теплового режима оборудования «СВЧ-радиометрия» созданы на базе применения пассивных средств, обеспечивающих децентрализованное построение СОТР. Такая схема обеспечивает независимость СОТР, кроме функции подачи электропитания, от централизованных средств управления КА-носителя и его СОТР.

Снаружи модуля-носителя «Звезда» для выполнения космического эксперимента «СВЧ-радиометрии» смонтирована активная фазированная антенная решетка (АФАР), требующая термостабилизации. АФАР представляет собой совокупность идентичных ячеек размером 240x200 мм (рисунок 3.7). Лучистый теплообмен внутри ячеек определяется собственным излучением лицевой и обратной сторон АФАР (рисунок 3.8-а). Конструктивное исполнение АФАР практически исключает кондуктивный теплообмен между ячейками. Внешние тепловые (лучистые) связи элементов АФАР приведены на рисунке 3.8-б и включают связи лицевой стороны АФАР с корпусом модуля-носителя, панелями СБ модуля, прибором СВЧ, его штангой. Разбиение АФАР и влияющих на ее тепловой режим элементов модуля-носителя (далее КА) на изотермические расчетные узлы приведено в таблице 3.2.

Кондуктивные связи элементов АФАР и их значения приведены на рисунке 3.9.

Таким образом, задачами теплового проектирования являлся подбор конструктивных решений (изоляция, термооптические покрытия, средства обогрева при необходимости), обеспечивающих при всех возможных положениях АФАР относительно Солнца и Земли минимальное изменение температуры ячеек АФАР при минимальном градиенте температуры по АФАР. Требование обосновано эффективностью выполнения АФАР в составе оборудования «СВЧ-радиометрия» целевых задач за счет минимизации «температурных шумов» при её работе.

Таблица 3.2

Наименование элемента конструкции	Номер элемента тепловой модели
1 Лицевая сторона АФАР	1 - 48
2 Обратная сторона АФАР	49 - 96
3 Корпус КА - обечайка большого диаметра, изолированная ЭВТИ	207
4 Корпус КА – радиационная поверхность большого диаметра	208
5 Корпус КА – коническая часть, изолированная ЭВТИ	209
6 Корпус КА - обечайка малого диаметра, изолированная ЭВТИ	210
7 Панели СБ	211
8 Прибор СВЧ	212
9 Штанга прибора СВЧ	213

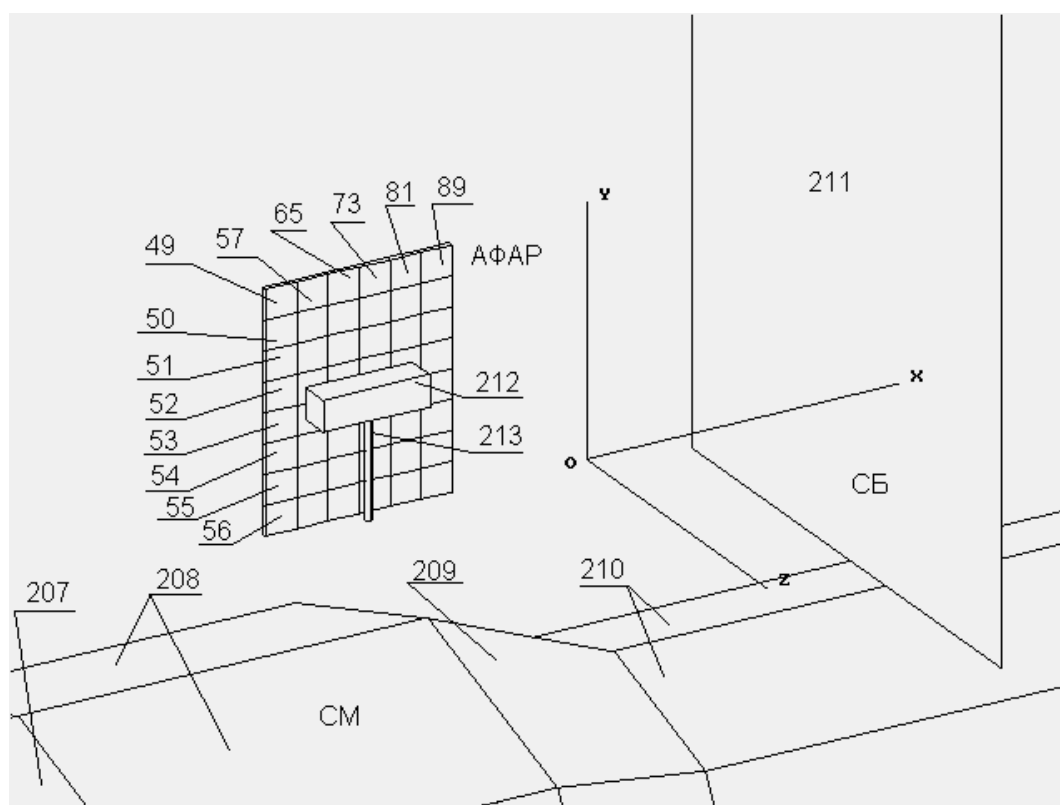


Рисунок 3.6 – Геометрическая модель АФАР
оборудования «СВЧ-радиометрия»

Элементы лицевой стороны АФАР

49	50	51	52	53	54	55	56
1	2	3	4	5	6	7	8
9	10	11	12	13	14	15	16
17	18	19	20	21	22	23	24
25	26	27	28	29	30	31	32
33	34	35	36	37	38	39	40
41	42	43	44	45	46	47	48

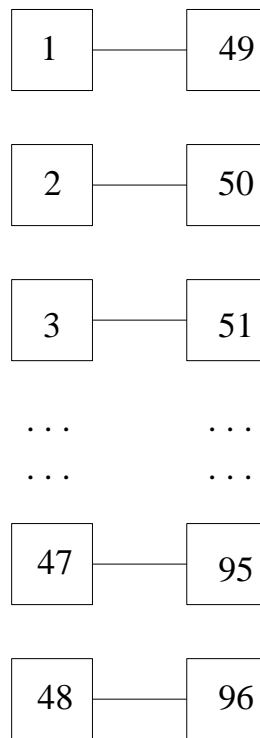
240

200

Элементы обратной стороны АФАР

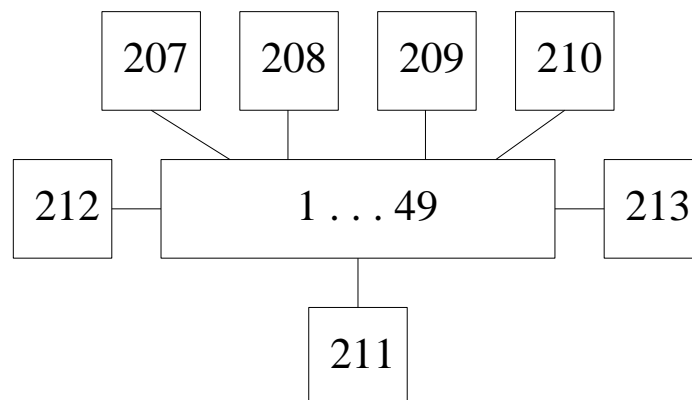
56	55	54	53	52	51	50	49
64	63	62	61	60	59	58	57
72	71	70	69	68	67	66	65
80	79	78	77	76	75	74	73
88	87	86	85	84	83	82	81
96	95	94	93	92	91	90	89

Рисунок 3.7 – Разделение АФАР на расчетные элементы



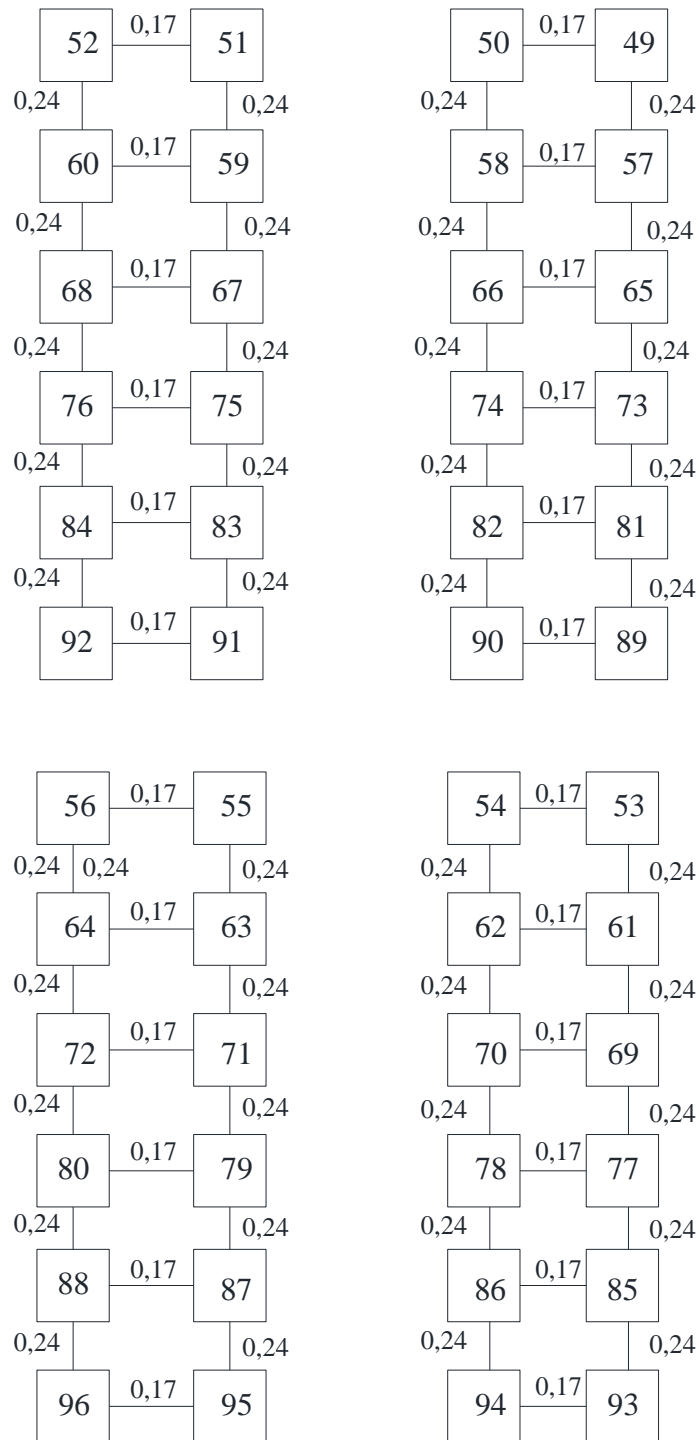
a) Схема внутреннего лучистого теплообмена (внутренние лучистые связи) между элементами АФАР.

Внешние лучистые связи элементов АФАР



б) Схема внешнего лучистого теплообмена (внешние лучистые связи) между элементами АФАР.

Рисунок 3.8 – Схемы внутреннего *a)* и внешнего *б)* лучистого теплообмена между элементами АФАР



Условные обозначения:

92 - номер элемента модели;

0,17 } значение коэффициента тепловой про-
0,24 } водимости между элементами (Вт/К)

Рисунок 3.9 – Схемы и величины кондуктивных связей элементов АФАР

Тепловая модель включает в себя:

- 1) геометрическую модель оборудования (рисунок 3.6);
- 2) характеристики лучистого теплообмена поверхностей элементов антенны с окружающим пространством (в том числе с поверхностями КА):
 - оптические характеристики поверхностей элементов АФАР и КА;
 - внутренние и внешние лучистые связи между элементами, схемы которых приведены на рисунках 3.8;
- 3) циклограмму внешних тепловых потоков на поверхности элементов АФАР;
- 4) теплоемкостные характеристики элементов модели;
- 5) кондуктивные связи между элементами модели (рисунок 3.9).

Расчет по тепловой математической модели проводится с использованием компьютерной программы «ТЕМР», входящей в состав пакета прикладных программ «TERM» разработки ФГУП «ЦНИИМАШ» и предназначенной для расчета нестационарных температурных полей по элементам конструкции КА с учетом лучистого и кондуктивного теплообмена.

Для определения лучистого теплообмена поверхностей элементов модели и расчета внешнего теплового потока, предварительно была создана геометрическая модель АФАР, штанги и прибора СВЧ и других элементов КА. В геометрической модели каждый из элементов тепловой математической модели представлен в виде одной или нескольких элементарных поверхностей. Совокупность элементарных поверхностей модели описывает поверхности АФАР, прибора и штанги, элементов конструкции КА.

Расчетные значения внешних тепловых потоков на поверхности лицевой и обратной сторон АФАР приведены в таблице В.1 Приложения В.

В таблице В.1 приведены результаты расчетных исследований вариантов подбора пассивных средств терморегулирования для решения задачи теплового обеспечения АФАР. Результаты расчетных исследований приведены в Приложении В.

Ключевым элементом при решении задачи термостабилизации АФАР оборудования эксперимента «СВЧ-радиометрия» является использование вакуумной изоляции с прогнозируемым термическим сопротивлением в совокупности с применением высокоэффективной ЭВТИ и минимизацией кондуктивных связей между ячейками АФАР (расчетные элементы тепловой математической модели). Полученная таким образом система обеспечения теплового режима АФАР не зависит от централизованной СОТР модуля-носителя, не требует активного управления и циркуляции теплоносителя, т.е. является децентрализованной, пассивной системой. Поскольку возможные маловероятные локальные незначительные повреждения термоизоляции не мешают СОТР АФАР выполнять целевые функции, такая система имеет черты высоконадежной системы децентрализованного типа.

Разработанная для оборудования эксперимента «СВЧ-радиометрия» тепловая модель содержит 103 изотермических узла. В приложении В приведены результаты и расшифровка данных телеметрии, полученной при эксплуатации телеметрии оборудования на орбите МКС [70].

Предложенная СОТР была внедрена (акт внедрения прилагается), прошла успешные летные испытания на служебном модуле «Звезда» РС МКС.

Аналогичные задачи теплового обеспечения решались для оборудования радиотехнической системы передачи информации (РСПИ). Исходя из конструктивных особенностей оборудования, в РСПИ добавилась задача введения управляемого обогрева подрешеток АФАР и электронного блока. Необходимый обогрев осуществляется путем введения легких пленочных электронагревателей [60], управление которыми производят малогабаритные терморегуляторы. При этом основой СОТР радиотехнической системы передачи информации являются пассивные средства: термоизоляторы и терморегулирующие покрытия. Потребность связи такой системы с модулем-носителем минимальна. Используется только механический интерфейс с высоким термическим сопротивлением и электрическая связь для питания нагревателей. Функция управления обогревом решается независимо от систем модуля-носителя.

СОТР радиотехнической системы передачи информации также успешно внедрена на служебном модуле «Звезда» (акт внедрения прилагается).

Таким образом, для теплового обеспечения «внешних установок» модуля-носителя предлагаемая децентрализованная пассивная СОТР с автономным управлением дает существенный выигрыш по надежности, электропотреблению, занимаемым объемам и потребляемым ресурсам. Кроме того, она удобна для проведения ремонта и регламентных работ.

На основании приведённых примеров можно сформулировать принципы построения и теплового математического моделирования децентрализованных СОТР пассивного типа:

- изменение теплофизических характеристик конструкции (теплоёмкость, теплопроводность, локальный нагрев) за счёт интегрирования в конструкцию КА элементов СОТР с нужными свойствами;
- адаптируемость системы к нарушению теплового режима в одном из функциональных узлов, являющемуся побудителем интенсификации теплопереноса между узлами; компенсация неблагоприятных воздействий происходит без применения активных средств регулирования;
- минимизация неопределённости внешних воздействий за счёт применения высокоэффективных теплоизоляционных материалов;
- широкое использование конструкции космического аппарата как единого теплопровода.

Выводы по главе 3

1. Приведены приближённые математические модели типовых агрегатов и элементов СОТР на основе дифференциальных уравнений, пригодные для проведения теплового моделирования. Обоснован выбор структуры математических моделей СОТР. Определены задачи и возможности теплового моделирования.

2. Дан обзор особенностей применения российского и иностранного программно-математических комплексов «TERM» - «BC СОТР», разработки головного института космической отрасли России – ФГУП «ЦНИИМАШ», Некоторые модели разработаны под пакет «SINDA – FLUINT» - «TERMAL DESKTOP» (США).

3. Приведён практический инженерный способ гарантированного исключения влияния неопределённостей при оценке процессов контактного теплообмена для диапазонов температуры от минус 150 до плюс 200 °С.

4. Приведено обобщённое математическое описание тепловых процессов СОТР КА. Приведена этапность теплового моделирования.

5. На примере вспомогательного модуля МКС рассмотрены достоинства частичной децентрализации классической СОТР с дублированными гидравлическими контурами за счёт использования цепочки автономных пассивных средств излучения избыточного тепла. Показана существенная выгода использования децентрализации СОТР и применения в её составе пассивных средств.

6. Приведено описание теплового математической модели типичного для применения пассивных средств космического объекта. Проведено сравнение результатов тепловых расчётов по разработанной модели с данными телеметрической информации, полученной при лётной эксплуатации объекта. Справочно приведены результаты вариативных проектных тепловых расчётов, на основании которых разработана децентрализованная СОТР рассматриваемого космического объекта.

7. На основании анализа результатов теплового проектирования децентрализованных СОТР космических объектов различного назначения и успешного опыта их лётной эксплуатации сформулированы принципы проектирования децентрализованных СОТР пассивного типа с автономным управлением и без него.

ГЛАВА 4. РЕЗУЛЬТАТЫ ВНЕДРЕНИЯ РАЗРАБОТАННЫХ ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННЫХ ПАССИВНЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

4.1 Признаки объектов для внедрения пассивных децентрализованных систем с автоматическим управлением

Проведенное в главе 3 математическое моделирование тепловых процессов, происходящих на космических аппаратах, позволило определить объекты, на которых технически оправдано применение децентрализованных пассивных систем обеспечения теплового режима с автономным управлением.

В сегменте беспилотных космических объектов к ним относятся:

- автоматические КА панельной компоновки, для которых располагаемой площади панели-радиатора достаточно для сброса избыточного тепла в предельном «горячем» случае;
- микроспутники, конструктивное исполнение которых выбирается, в том числе из условия обеспечения максимально эффективных кондуктивных и лучистых связей;
- обособленные блоки бортовой аппаратуры, требующие максимальной механической и тепловой «развязки» с конструкцией аппарата-носителя;
- блоки или отсеки КА с существенно отличающимися от аппарата-носителя температурными требованиями и режимами тепловыделения.

В сегменте обитаемых/пилотируемых космических аппаратов предлагаемые пассивные системы наиболее подходят для следующих объектов:

- посещаемые малоразмерные модули (исследовательские, складские) не предназначенные для постоянного нахождения экипажа;
- шлюзовые и стыковочные модули, модули-адаптеры;
- технические отсеки-микромодули с периодическим вакуумированием гермообъема;
- отдельно летающие корабли-модули технологического назначения;

- внешние элементы и устройства, требующие перемещения относительно поверхности модуля-носителя (антенные устройства, манипуляторы, заменяемые технологические и исследовательские боксы-модули);

- вспомогательные СОТР, поддерживающие минимальные необходимые условия в посещаемых и/или периодически консервируемых модулях орбитальных и планетных баз.

Схема применимости децентрализованных пассивных СОТР с автономным управлением приведена на рисунке 4.1.

Общим для всех перечисленных объектов являются:

- расширенные по отношению к аппарату-носителю или жилым модулям орбитальной базы температурные требования к среде обитания экипажа;

- сравнительно небольшие размеры;

- относительно малые теплотери, позволяющие незначительно влиять на энергобаланс аппарата-носителя;

- широкое использование теплофизических и термооптических свойств конструкции КА;

- относительно малое (до ~ 1,5...2 кВт) и/или периодическое тепловыделение бортовой аппаратуры;

- широкое использование конструкции КА в качестве теплопровода.



Рисунок 4.1 – Применение децентрализованных пассивных СОТР на космических объектах

4.2 Этапность внедрения децентрализованных пассивных систем на космических объектах различного назначения

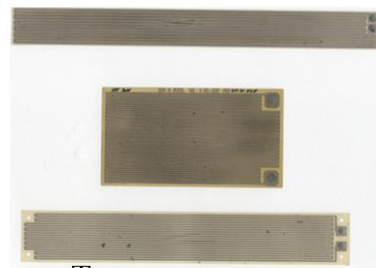
Внедрение принципов децентрализации системы и применение пассивных средств произведено поэтапно. В качестве платформы для поэлементной отработки децентрализованных систем терморегулирования с автономным управлением использованы модули Российского сегмента МКС. В работе [23] изложены результаты подготовительных мероприятий по внедрению таких СОТР. Требования по минимизации массы СОТР, как обеспечивающей системы, необходимость ее адаптации к различным объектам и пожеланиям заказчиков по полной, автономности средств теплового обеспечения, включая энергообеспечение, потребовали разработки линейки специальных устройств: тонкопленочных электронагревателей массой менее 5 г [67], малогабаритных терморегуляторов для их управления (рисунок 4.2) и автономных средств энергообеспечения на основе ионисторов [69]. Упомянутые устройства, кроме средств энергообеспечения, широко используются в РКК «Энергия» им. С.П. Королева и в оборудовании предприятий-партнеров. На некоторые из этих устройств и способы их изготовления выданы патенты.



Тепловые трубы
Срок службы > 25 лет
ВБР 0,9999 (1 канал)



ЭВТИ
Срок службы > 30 лет
ВБР 0,999999



Тонкопленочные
электронагреватели
Срок службы до 35 лет
ВБР 0,9999



Терморегуляторы
Срок службы 17 лет
ВБР 0,999



Терморегулирующие
покрытия класса
«солнечные отражатели»



Радиаторы с КТТ
Срок службы 17 лет
ВБР 0,9999

Рисунок 4.2 – Типовые компоненты децентрализованной пассивной СОТР с автономным управлением, внедренные на КА

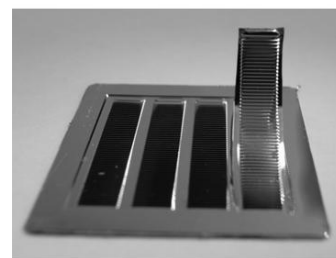
Находящиеся в разработке перспективные устройства для пассивных децентрализованных СОТР с автономным управлением представлены на рисунке 4.3.



Адаптируемые нагреватели
линейной структуры



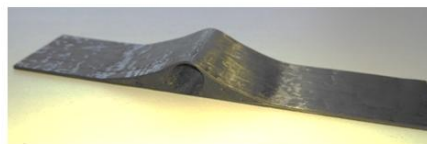
Пленочные экранированные
слаботочные кабели



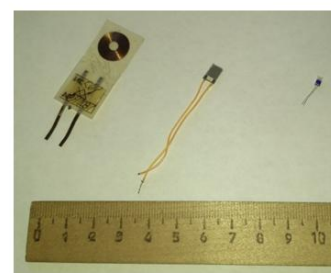
Актуаторы



Миниатюрные
терморегуляторы



Твердотельные теплопроводы
 $\lambda_{эф} > 800 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$



Малогабаритные
датчики температуры

Рисунок 4.3 – Типовые перспективные компоненты децентрализованной пассивной СОТР с автономным управлением

В главе 3 в качестве одного из примеров приведено использование децентрализованной пассивной СОТР для теплового обеспечения научной аппаратуры «СВЧ-радиометрия», разработанной в ФГУП «СКБ ИРЭ» РАН и успешно проработавшей на служебном модуле «Звезда». Достигнутые результаты отражены в [70], копия акта внедрения приведена в приложении А.3.

С 2010 года успешно используется для передачи больших объемов данных с МКС на Землю радиотехническая система передачи информации, разработки «НПП «САИТ», тепловое обеспечение внешнего блока которой производится децентрализованной пассивной СОТР с автономным управлением, включающей в себя экранно-вакуумную теплоизоляцию, теплоаккумулирующую пластину-основание, дублированные компенсационные электронагреватели и блоки их управления (акт внедрения приложение А.2).

Аналогичная концепция средств теплового обеспечения и устройства для ее реализации использованы при проведении РКК «Энергия» космических экспериментов «Отражение 4» и «Отражение 5» на транспортно-грузовых

кораблях «Прогресс М-05М» и «Прогресс М-23М» в 2010 и 2014 годах соответственно.

Параллельно с внедрением концепции децентрализованной пассивной СОТР с автономным управлением на вышеперечисленных космических объектах после получения предварительных положительных результатов была проведена разработка СОТР для микроспутника «Чибис-М» Института космических исследований РАН. Периодическое функционирование части целевой аппаратуры, сопоставимость тепловыделения целевой и служебной аппаратуры спутника с прогнозируемыми на основании теплового математического моделирования нерегулируемыми теплотерями, малый размер, расширенный диапазон допустимых температур, а главным образом, учет при разработке конструкции теплофизических требований по подбору материалов и взаимной компоновке аппаратуры позволили осуществить терморегулирование спутника «Чибис-М» за счет соединения элементов конструкции и установки части аппаратуры через теплопроводные материалы-заполнители (клей «Эласил», терморасширенный графит, теплопроводный эпоксидный клей ВК-9); подбором термооптических характеристик внешних защитно-декоративных покрытий приборов и элементов конструкции; оптимизации схемы размещения ЭВТИ на внешней поверхности спутника, выборе толщины силовых элементов конструкции с учетом выполнения подтвержденных расчетом требований по тепловой проводимости и др.

Таким образом, на спутнике «Чибис-М» реализовалась концепция теплового обеспечения без создания какой-либо обособленной, отдельно изготовленной системы. Необходимый результат достигнут за счет интегрирования в состав конструкции примитивных элементов – покрытий и теплопроводных заполнителей, подобранных на основании расчетов по тепловой математической модели спутника.

Децентрализованные пассивные средства теплового обеспечения спутника «Чибис-М» успешно отработали весь срок баллистического существования микроспутника, более чем в 2,5 раза превысив гарантийный ресурс безотказной

работы при выполнении в полном объеме требований к тепловому обеспечению. Акт внедрения результатов настоящей диссертационной работы в микроспутнике «Чибис-М» представлен в Приложении А.4.

Дальнейшее внедрение децентрализованных пассивных СОТР с автономным управлением проводилось на малоразмерных периодически посещаемых модулях орбитальной станции, разработки РКК «Энергия» им. С.П. Королева. В главе 3 подробно описан элемент системы малого исследовательского модуля «Рассвет» на базе радиаторов с контурными тепловыми трубами [51] (Акт внедрения приведен в Приложении А.1). С момента начала использования модуля «Рассвет» в составе Российского сегмента Международной космической станции в мае 2010 г его внешний контур системы обеспечения теплового режима работает без замечаний. Регламентные и ремонтно-восстановительные работы также не потребовались.

4.3 Тепловая модель и СОТР шлюзовой камеры

Одновременно с модулем «Рассвет» на орбиту Международной космической станции была доставлена шлюзовая камера для модуля «Наука». В настоящее время она находится в законсервированном состоянии на внешней поверхности модуля «Рассвет». Тепловой режим шлюзовой камеры поддерживается средствами ее собственной СОТР.

По своему функциональному назначению шлюзовая камера является периодически вакуумируемым микромодулем, не имеющим собственного постоянного тепловыделения. Пребывание экипажа в шлюзовой камере практически невозможно, но при проведении перезагрузки исследовательских блоков по газовой среде внутренний объем шлюзовой камеры будет сообщаться с гермообъемом модуля «Наука». Указанные особенности позволили применить на шлюзовой камере децентрализованную пассивную СОТР с автономным управлением (Акт внедрения приведен в Приложении А.1).

Ниже приводится краткое описание СОТР и тепловая схема шлюзовой камеры модуля «Наука».

Внешний вид шлюзовой камеры представлен на рисунке 4.4. Шлюзовая камера представляет собой цилиндрическую обечайку с одной стороны которой установлено стыковочное устройство, а с другой – герметизирующая крышка многократного открытия. Внешняя поверхность цилиндрической обечайки защищена противометеороидным экраном. Между противометеороидным экраном и гермокорпусом шлюзовой камеры установлена экранно-вакуумная тепловая изоляция. На внешние элементы шлюзовой камеры, кроме поверхностей целевого назначения, нанесено силикатное терморегулирующее покрытие класса «солнечный отражатель» ТРСО-12. Покрытие имеет на конец расчетного срока службы следующие значения термооптических коэффициентов:

- коэффициент поглощения солнечной радиации $A_s \leq 0,24$;
- степень черноты $\epsilon \geq 0,92$.

Поддержание требуемых температур элементов шлюзовой камеры осуществляет децентрализованная пассивная СОТР с автономным управлением, в состав которой входят:

- тепловые трубы;
- тонкопленочные электронагреватели;
- автономные блоки управления электронагревателями;
- тепловая изоляция (ЭВТИ).

Для решения задач теплового обеспечения также используются терморегулирующие покрытия, теплопроводящие клеи, термоизоляторы, металлические элементы конструкции (обечайка корпуса, шпангоуты, корпус герметизирующей крышки и др.), кабели подачи электропитания, контрольные температурные датчики. Схема размещения элементов СОТР на конструкции шлюзовой камеры приведена на рисунке 4.5 Для решения задач теплового проектирования и оптимизации состава СОТР была разработана тепловая математическая модель шлюзовой камеры. Её составной частью является

геометрическая модель (рисунок 4.6), адаптированная к требованиям используемого для расчетов пакета прокладных программ «TERM» [30].

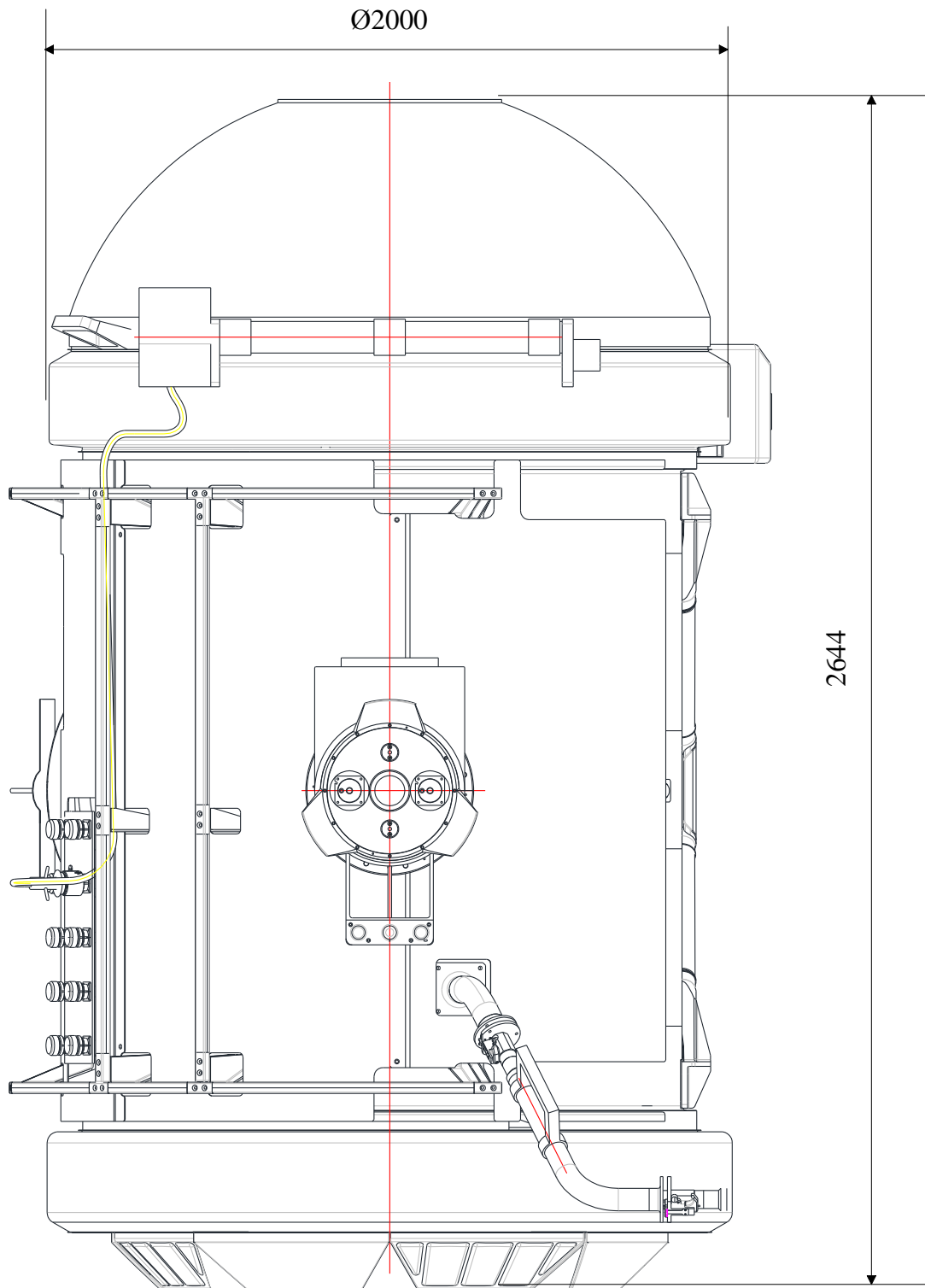


Рисунок 4.4 – Внешний вид шлюзовой камеры модуля «Наука»

Тепловая модель включает в себя модели значимых элементов шлюзовой камеры: цилиндрической обечайки, стыковочного устройства, внешней крышки, узлы стыковки внешних грузов, противометеороидного экрана, средств крепления шлюзовой камеры к модулю-носителю, и механизм поворота крышки (МПК). Модель каждого из перечисленных элементов разбита на условноизотермические узлы, в том числе узлы, соответствующие зонам обогрева. Модельные узлы в рамках модели соответствующего значимого элемента приняты одинаковыми по геометрическим размерам и теплофизическим характеристикам. Развертка конструкции шлюзовой камеры с разбиением на узлы тепловой математической модели приведена на рисунке 4.7. Тепловая схема (тепловые связи узлов) шлюзовой камеры приведена на рисунке 4.8. В тепловой модели кондуктивные и лучистые связи между элементами, т.к. из-за отсутствия движения воздуха или при функционировании в вакууме конвективная составляющая теплообмена отсутствует.

Представленная на рисунке 4.7 развертка наглядно иллюстрирует децентрализованный характер системы терморегулирования по зонам обеспечения гарантированного теплового контакта. Разрыв гарантированной кондуктивной связи, например, между корпусом и внешней крышкой, корпусом и противометеороидным экраном, приводит к появлению на микромодуле обособленных (децентрализованных) зон теплового обеспечения.

Всего тепловая математическая модель шлюзовой камеры содержит 67 изотермических узлов, что достаточно для проведения расчетов, подтверждающих обеспечение заданных температурных условий ее функционирования.

Компенсация тепловых потерь с элементов гермокорпуса (цилиндрическая обечайка, стыковочное устройство, внешняя крышка) производится за счет работы тонкопленочных электронагревателей, управляемых малогабаритными терморегуляторами (рисунок 4.2). В составе автономных терморегуляторов имеется управляемый от встроенного терморезистора коммутирующий элемент, обеспечивающий подачу/снятие электропитания нагревателя.

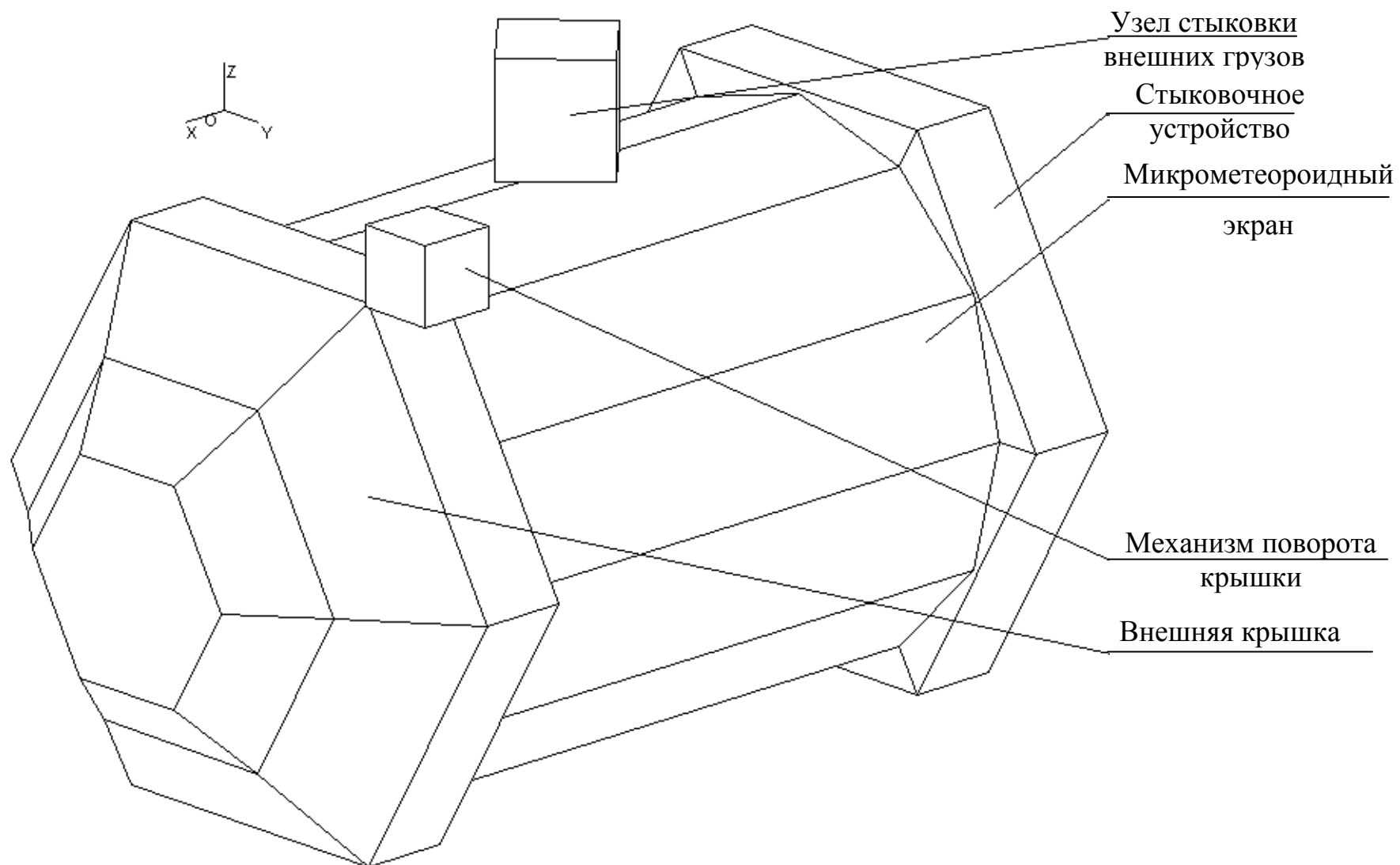


Рисунок 4.6 – Геометрическая модель шлюзовой камеры

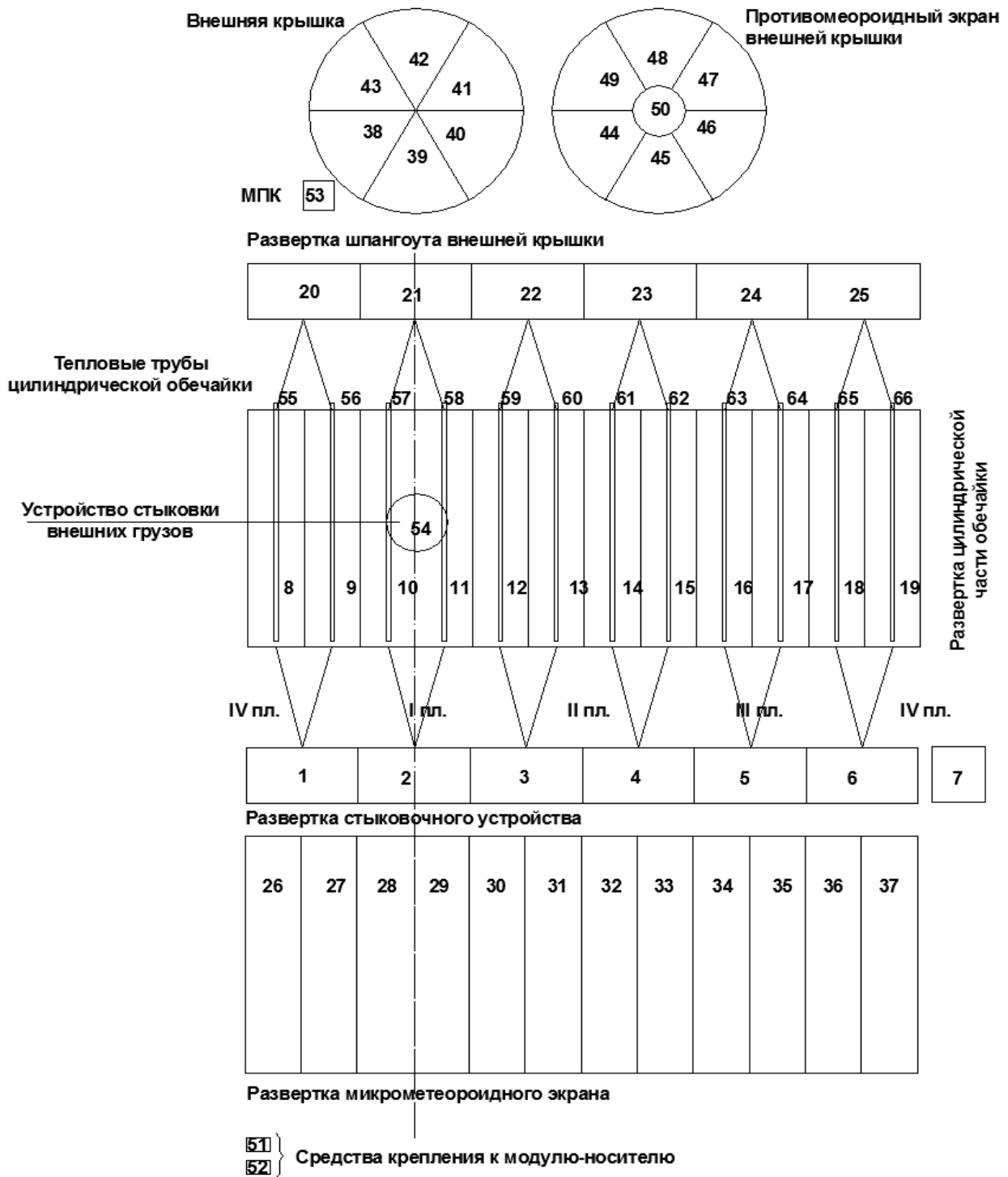
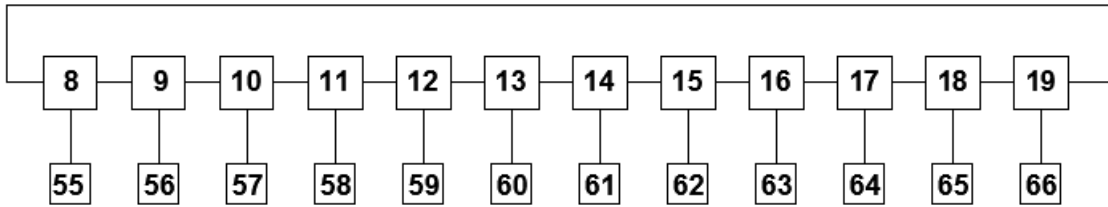
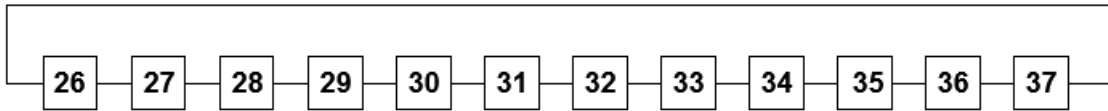


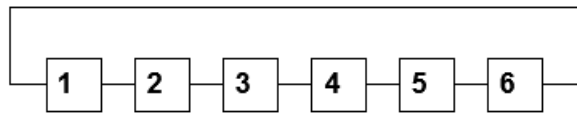
Рисунок 4.7 – Развертка конструкции шлюзовой камеры с разбиением на узлы тепловой математической модели



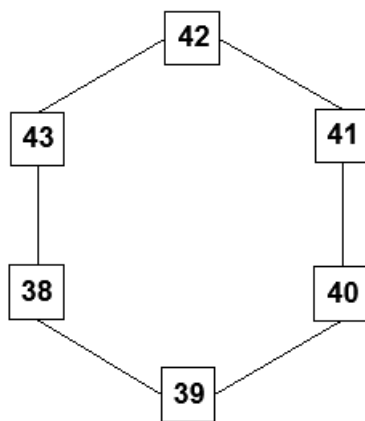
Цилиндрическая обечайка шлюзовой камеры



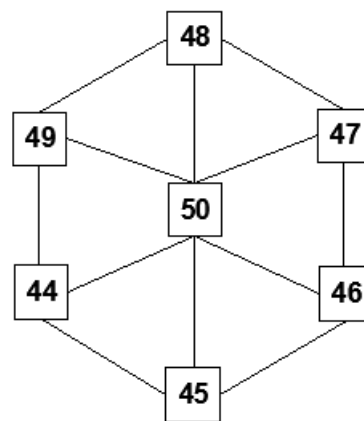
Микрометеороидный экран



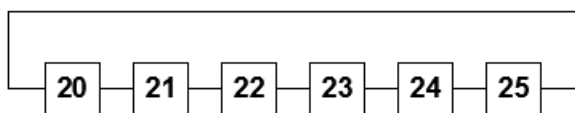
Стыковочное устройство



Внешняя крышка



**Микрометеороидный экран
внешней крышки**



Шпангоут внешней крышки

Рисунок 4.8 – Тепловые связи узлов модели шлюзовой камеры

Система обеспечения теплового режима шлюзовой камеры управляется с помощью собственных элементов и не требует алгоритмического управления от средств космического корабля.

Элементами СОТР, требующими управления, являются электронагреватели. Управление включением/отключением электронагревателей осуществляется по температуре конструкции в соответствующей зоне электрообогрева автономным электронным блоком соответствующего основного и/или резервного электронагревателя. Включение/отключение электронагревателей осуществляется автоматически без использования ресурсов бортовой вычислительной машины КА. Для реализации функции управления электронагревателями на автономные электронные блоки СОТР должно быть подано питание.

Упрощенная схема управления единичным электронагревателем представлена на рисунке 4.9.

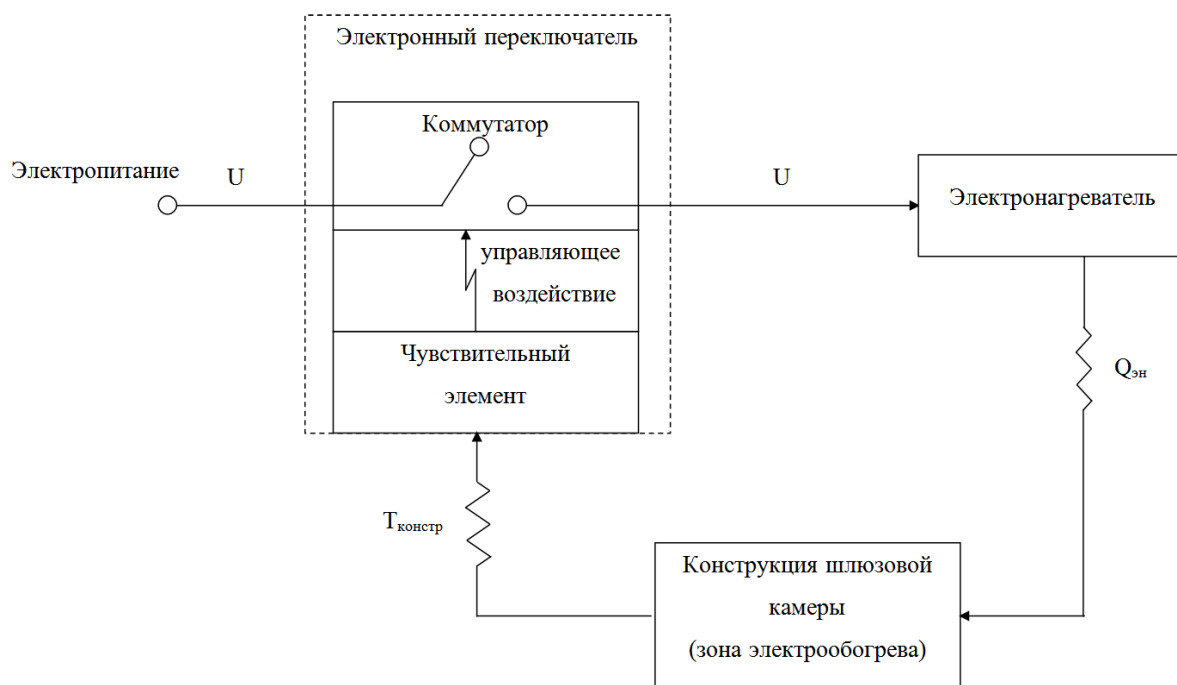


Рисунок 4.9 – Упрощенная схема управления электронагревателем СОТР шлюзовой камеры

Чувствительный элемент (дублированный терморезистор) автономного электронного блока реагирует на пороговое значение температуры его установочной поверхности, имеющей гарантированный тепловой контакт с поверхностью конструкции шлюзовой камеры. Сигнал от терморезистора приводит к срабатыванию элемента, коммутирующего подачу электропитания на электронагреватель.

Расстояние между автономным электронным блоком и управляемым им электронагревателем выбирает из соображений удобства компоновки с учетом минимизации числа срабатываний автономных электронных блоков.

Способ установки автономных электронных блоков и электронагревателей и расстояние между ними регулируют значение термического сопротивления «обратной связи», играющего роль звена, обеспечивающего запаздывание в исполнении команд.

Для выполнения СОТР задач по тепловому обеспечению шлюзовой камеры средствами КА обеспечиваются независимые фидеры питания.

Установка электронагревателя гарантирует тепловой контакт между ним и конструкцией ШК. Проведенная от электронагревателя к конструктивному элементу зоны обогрева мощность приводит к повышению (или исключению дальнейшего понижения) температуры конструкции в зоне обогрева. По достижении температурой конструкции под установочной поверхностью автономного электронного блока порогового значения «на отключение» от сигнала терморезистора коммутирующий элемент автономного электронного блока размыкает цепь подачи питания на электронагреватель.

Таким образом реализуется управление электронагревателями СОТР шлюзовой камеры без расходования ресурсов бортовой вычислительной машины КА.

В случае недостаточности мощности одного (основного) электронагревателя или при его отказе по той же логике активируется резервный электронагреватель, автономный электронный блок которого имеет заниженный по сравнению с основным номиналом температуры включения.

При недостаточной мощности электронагревателей какой-либо зоны обогрева температура конструкции в соседних зонах понижается, что автоматически приводит (при достижении порогового значения на включение) к активации электронагревателей соседних зон электрообогрева и повышению температуры конструкции в зоне с пониженной температурой.

Таким образом, теплофизические свойства конструкции корпуса ШК (теплопроводность) выполняют функцию обратной связи в каждом тридцати шести автономных контурах управления электронагревателей СОТР, причем внутри групп зон электрообогрева (шпангоут стыковочного устройства, цилиндрическая часть корпуса, герметизирующая внешняя крышка) автоматически осуществляется межзонное дублирование электронагревателей СОТР. Такое многократное резервирование достигнуто без использования дополнительных ресурсов модулей-носителей и при минимальной затрате ресурсов ШК (масса, объем).

Примененная схема построения СОТР за счет многократного межзонного дублирования и исходной высокой надежности элементов обеспечила расчетную вероятность безотказной работы СОТР в 0,9999 за 15 лет эксплуатации на орбите МКС.

Реализованное в СОТР шлюзовой камеры позонное, с возможностью внешней блокировки, управление компенсационными электронагревателями и успешное длительное хранение микромодуля на МКС создает предпосылки реализации схем теплового обеспечения консервируемых посещаемых модулей орбитальных и планетных баз с помощью вспомогательных СОТР, обеспечивающих выполнение минимальных тепловых требований режима «выживание».

СОТР шлюзовой камеры успешно используется с мая 2010 г, замечаний к ее работе нет.

4.4 Тепловая модель и СОТР узлового модуля

Успешные внедрения децентрализованных пассивных систем обеспечения теплового режима с автономным управлением на вышеперечисленных объектах обосновало возможность их дальнейшего распространения. Следующим объектом их применения стал узловой модуль «Причал», разработки РКК «Энергия». Предложенная для него СОТР защищена патентом РФ №2548316 от 19.03.2015 г [52], основные принципы ее проектирования изложены в [54].

Ниже приводится тепловая схема и краткое описание СОТР узлового модуля «Причал».

Общий вид узлового модуля «Причал» представлен на рисунке 4.10. Узловой модуль представляет собой сферическую оболочку гермокорпуса диаметром 3300 мм и толщиной 4 мм из алюминиевого сплава, в которую ввариваются шесть силовых шпангоутов под установку стыковочных агрегатов и два шпангоута для соединения со средствами доставки на МКС (кораблем-модулем). На расстоянии около 70 мм от внешней поверхности гермокорпуса размещен жесткий металлический противометеороидный экран из алюминиевого сплава толщиной 2 мм. На внешнюю поверхность противометеороидного экрана в целях минимизации теплопритока от внешних источников (Солнце, Земля и др.) нанесено терморегулирующее покрытие ТР-СО-12. Минимизация кондуктивных связей противометеороидного экрана и корпуса обеспечивается термоизоляторами из стеклотекстолита толщиной не менее 5 мм и титанового сплава. Конструкция средств крепления противометеороидного экрана к гермокорпусу модуля (рисунок 4.11).

В зазор между гермокорпусом и жестким противометеороидным экраном установлена ЭВТИ с термическим сопротивлением не менее 15 К/Вт^2 и мягкие противометеороидные экраны из базальтовой ткани. Собственное тепловыделение модуля на этапе целевого использования в составе орбитальной станции не превышает 300 Вт, а на этапе доставки к станции – 150 Вт.

Активный СТА

Силовые шпангоуты

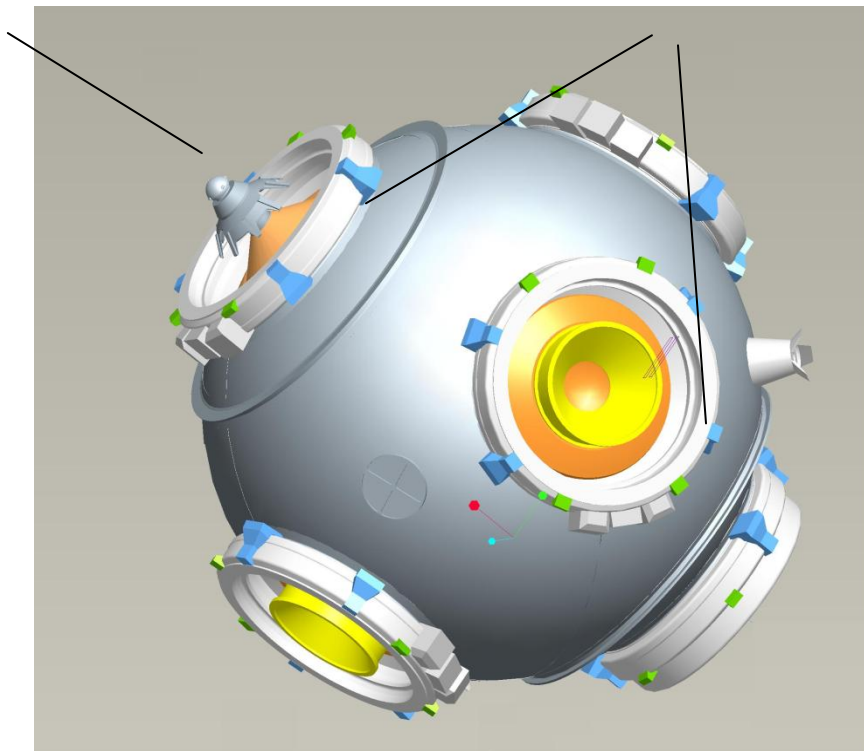


Рисунок 4.10 – Внешний вид узлового модуля

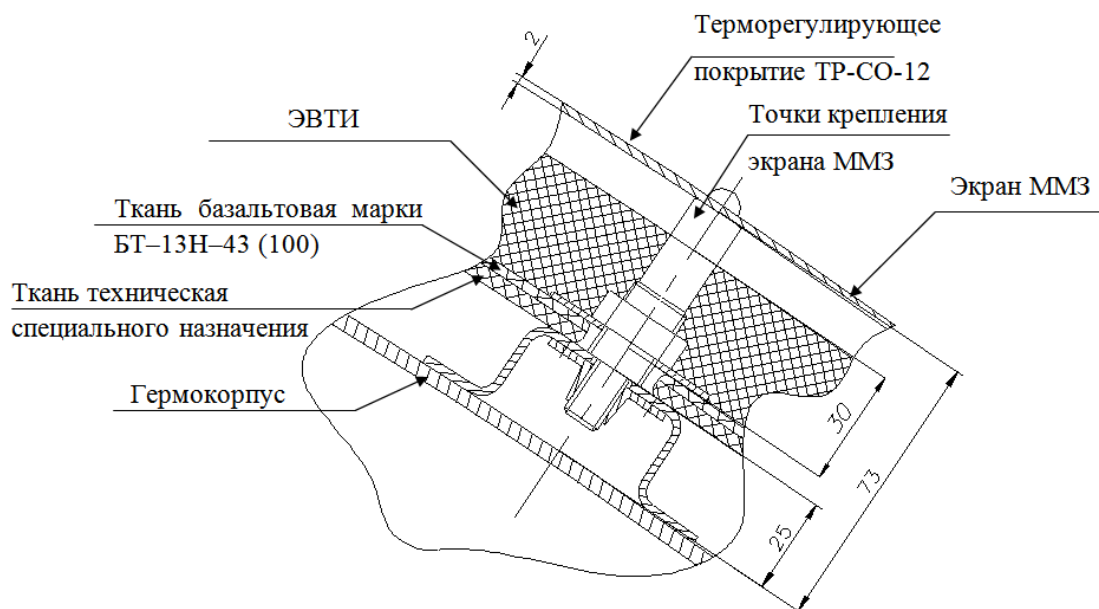


Рисунок 4.11 - Схема размещения противометеороидного экрана и ЭВТИ

Целевое назначение модуля – механическое объединение основных модулей орбитальной станции и обеспечение стыковки транспортных кораблей исключает постоянное пребывание в нем членов экипажа. Это расширяет диапазон допустимых температур при целевом использовании модуля в составе станции и одновременно повышает требования к надежности и сроку службы его систем, в том числе системы обеспечения теплового режима.

Система обеспечения теплового режима узлового модуля «Причал» строится на базе высокоресурсных элементов повышенной надежности: тепловых труб, ЭВТИ, тонкопленочных компенсационных электронагревателей и их блоков управления. Использование толстостенного, изготовленного из высокотеплопроводного материала гермокорпуса в качестве единого «вечного» теплопровода позволило децентрализовать СОТР, превратив систему в набор специальным образом установленных элементов, объединенных только кондуктивной связью. Представленное в приложении Г (рисунок Г.2) графическое отображение тепловой математической модели модуля наглядно демонстрирует многократное резервирование системы обеспечения теплового режима за счет децентрализации. Задублировав одноканальные тепловые трубы и обеспечив зону перекрытия соседних пар тепловых труб в 10÷12 раз превышающую расчетное значение длины зоны неконденсирующегося газа, удалось обеспечить расчетное значение вероятности безотказной работы СОТР узлового модуля в 0,9999 для 10 лет эксплуатации в составе орбитальной станции и в 0,9995 для 30 лет эксплуатации. Эти значения достигнуты для необслуживаемой системы, ремонт которой не предусмотрен, и не возможен, т.к. основные ее элементы – тепловые трубы и ЭВТИ – в процессе полета орбитальной станции недоступны. Доступ к электронагревателям и их автономным блокам управления возможен, но крайне затруднен.

Развертка гермокорпуса узлового модуля с установленными на нем элементами СОТР приведена на рисунке 4.12.

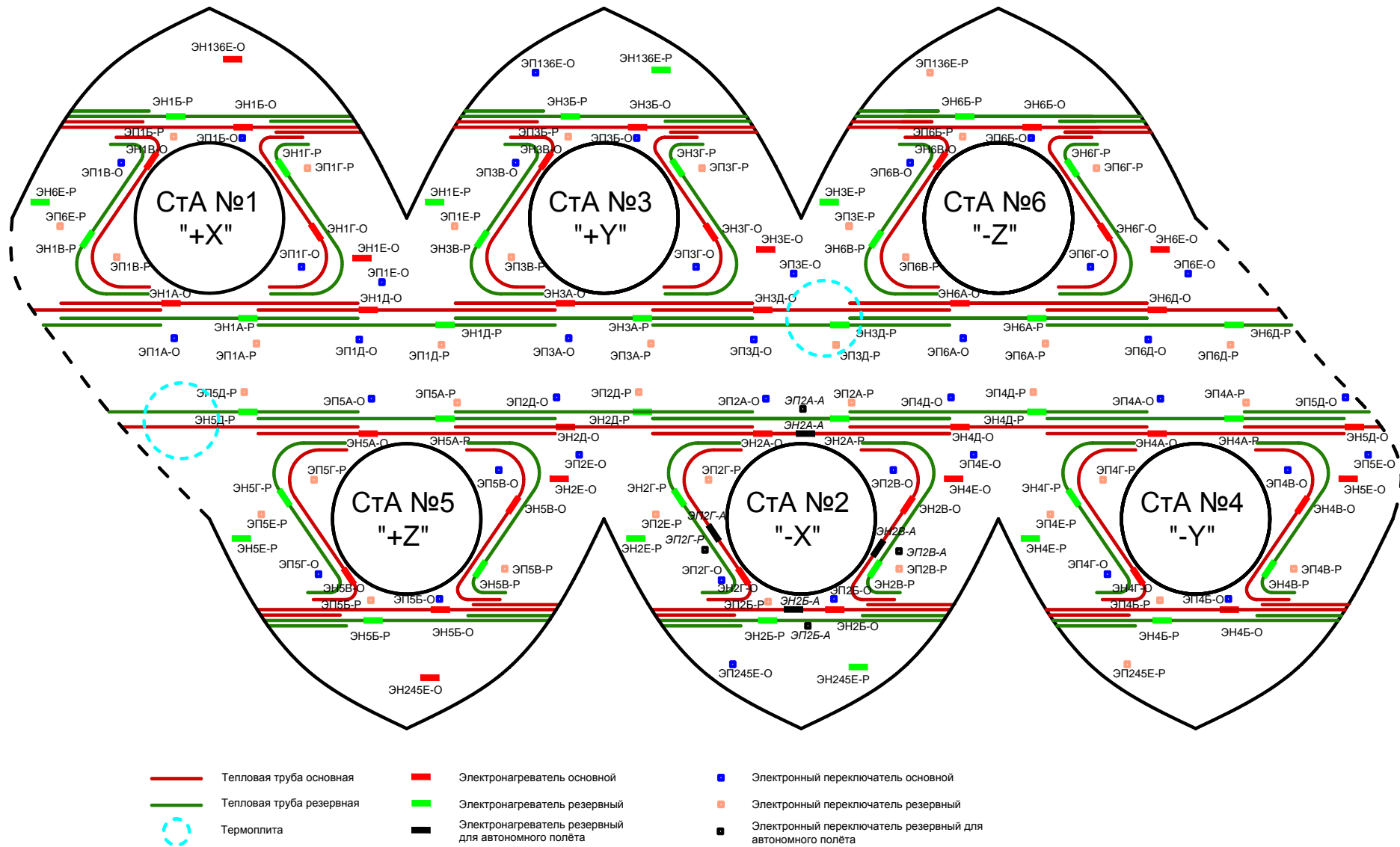


Рисунок 4.12 – Развёртка гермокорпуса модуля «Причал» с установленными на нем элементами СОТР

Общее количество элементов СОТР, их масса, расчетный срок службы и вероятность безотказной работы (ВБР) для расчетного срока службы приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1

Наименование	Количество, шт.	Суммарная масса, кг	Расчетный срок службы, лет	Вероятность безотказной работы за срок службы
Тепловые трубы	60	55,00	30	0,999
Электронагреватели	80	0,28	35	0,9999
ЭВТИ	1	35,00	35	1,0
Автономный блок управления электронагревателями	80	7,20	15	0,999

Таким образом, при массе модуля в 3774 кг масса СОТР составляет 97,48 кг или 2,4 %, а срок службы системы при однократной замене автономных блоков управления составляет не менее 30 лет при обеспечении надежности, превышающей надежность имеющихся СОТР обитаемых модулей.

При разработке тепловой математической модели узлового модуля «Причал» был использован программный комплекс «ThermalDesktop/SindaFluint v.5.5». Модель содержит 3744 расчетных изотермических узлов.

При сравнении СОТР шлюзовой камеры и СОТР узлового модуля (таблица 4.2 столбцы 2 и 3) обращает на себя внимание тенденция к увеличению количества основных элементов систем, что может привести к чрезмерному разрастанию систем подобного типа при увеличении размера обеспечиваемого объекта и/или его тепловыделения. Кроме того, большое количество электронагревателей, запитываемых по индивидуальным независимым фидерам электропитания может привести к разрастанию менее надежных сложных систем космического аппарата.

Таблица 4.2 - Сравнительный анализ возможностей применения децентрализованных пассивных СОТР

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

В настоящее время готовый к отправке на полигон запуска модуль «Причал» находится на хранении на заводе-изготовителе.

Внедрение результатов предложенной к рассмотрению диссертационной работы при создании СОТР модуля «Причал» подтверждено соответствующим Актом, приведенным в Приложении А.1.

4.5 Краткие итоги внедрения рассматриваемой СОТР для термостабилизации оптической системы космического назначения

Существенным фактором, влияющим на качество снимков земной поверхности, получаемых средствами оптико-электронного наблюдения, является термостабильность оптической схемы и приемника изображения космического аппарата. Традиционно указанная задача решается применением централизованной активной СОТР на основе гидравлических контуров терморегулирования и защитных крышек многократного срабатывания.

Чувствительность централизованной гидравлической СОТР к локальным негерметичностям гидроконтуров и отказам в электромеханических устройствах (насосы, регуляторы расхода теплоносителя) требует введения резервирования «элементов ненадежности» и применения дополнительной регулирующей аппаратуры. Указанные обстоятельства обуславливают ограничения на срок активного существования КА в 3...7 лет и относительно высокую удельную массу СОТР, что снижает техническую и экономическую эффективность КА.

Таким образом, задача создания эффективной устойчивой к внешним воздействиям СОТР со сроком службы не менее 25 лет, надежностью не менее 0,999 и относительной массой не более 2...3 % от массы обеспечивающего объекта, актуальна для современных средств оптического наблюдения поверхности Земли.

В ходе совместного со специалистами белорусского предприятия «Пеленг» решения задачи разработана методология построения децентрализованной архитектуры СОТР на базе высоконадежных пассивных элементов с длительным сроком службы – тепловых труб [64, 65], экранно-

вакуумной тепловой изоляции, термооптических покрытий и тонкопленочных электронагревателей.

Использование децентрализованной архитектуры системы пассивного типа позволило осуществить без увеличения массы многократное функциональное внутрисистемное резервирование. Децентрализация обеспечила практическое отсутствие эффекта «критичного единичного отказа», характерного для централизованных гидравлических СОТР и снизила чувствительность системы к внешним воздействиям типа «метеоритный пробой».

Использование при изготовлении элементов СОТР тонких полиимидных пленок и тонкого стеклотекстолита (теплоизоляция, электронагреватели) обеспечило снижение удельной массы системы при увеличении количества однотипных элементов. С помощью разработанной тепловой математической модели аналитически оптимизированы параметры размещения тепловых труб и электронагревателей, что также способствовало снижению удельной массы СОТР.

Пассивная децентрализованная система обеспечения теплового режима оптико-электронного модуля КА дистанционного зондирования Земли внедрена и успешно прошли летно-конструкторские испытания в составе космического аппарата «Egyptstat».

Акт внедрения результатов представляемой работы в составе оптико-электронного аппаратуры дистанционного зондирования Земли для «Белорусского космического аппарата» и спутников системы «Egyptstat» приведен в приложении А.5.

4.6 Формирование критериев применимости децентрализованных СОТР пассивного типа с автономным управлением

Для формирования критериев применимости рассматриваемой системы сделаны оценки предельных возможностей применения децентрализации при

разработке СОТР космической техники. В качестве предельного случая рассматривается задача обеспечения теплового режима прототипа беспилотного посещаемого технологического корабля, имеющего в своем составе технологическое оборудование с повышенным тепловыделением.

К системе обеспечения теплового режима технологического корабля были предъявлены следующие требования:

- структурно технологический корабль разделен на герметичный отсек, в котором размещается целевая аппаратура и часть служебных систем, и негерметичный отсек, в котором размещается аппаратура вспомогательных систем;

- суммарное тепловыделение бортовой аппаратуры составляет 7 кВт;

- технологический корабль функционирует в режиме автономного полета длительностью от 90 до 180 суток, а также в составе РС МКС для проведения регламентных работ;

- требование по микрогравитации – отсутствию вибраций при работе агрегатов и систем.

СОТР должна обеспечивать выполнение следующих задач:

- обеспечение значений температуры корпуса герметичного отсека гарантированно выше температуры точки росы для исключения выпадения конденсата атмосферной влаги в процессе автономного полета и эксплуатации в составе РС МКС, но не выше плюс 40 °С;

- обеспечение значений температуры на установочных поверхностях служебного и целевого оборудования в пределах допустимого диапазона от 0 до плюс 40 °С.

Рассматривается решение поставленных задач использованием децентрализованной СОТР пассивного типа с автономным управлением:

- из условия допустимых значений и равномерности температуры корпуса герметичного отсека выбираются шаг и количество тепловых труб, обеспечивающих перераспределение тепловой энергии;

- для обеспечения отвода излишков тепловой нагрузки от целевой аппаратуры, обладающей высокой плотностью исходящих тепловых потоков, применяются РТО с КТТ;

- для обеспечения отвода излишков тепловой нагрузки от служебной аппаратуры, расположенной в герметичном отсеке, используются тепловые трубы, перераспределяющие тепловую нагрузку по корпусу отсека и сброса за счет излучения со свободных от изоляции элементов корпуса и программируемых потерь через изоляцию;

- для обеспечения отвода излишков тепловой нагрузки от служебной аппаратуры, расположенной в негерметичном отсеке, используются терморегулирующие покрытия на внешней стороне приборных панелей, при этом перераспределение тепла по панели осуществляется за счет тепловых труб.

По результатам проработки была спроектирована децентрализованная СОТР пассивного типа, в состав которой вошли:

- тепловые трубы (106 шт.);
- РТО с КТТ (22 шт.);
- электронагреватели (625 шт.);
- электронные переключатели (301 шт.);
- датчики температуры поверхностные (358 шт.).

На рисунке 4.13 приведена тепловая схема СОТР технологического корабля с указанием мест размещения составных частей СОТР.

По результатам проведенной оценки надежности вероятность безотказной работы СОТР технологического корабля составила 0,991 за 7 лет эксплуатации.

Отмечается существенное снижение вероятности безотказной работы (с 0,999 за 10-12 лет до 0,991 за 7 лет) по сравнению с аналогичными показателями для внешнего контура СОТР модуля «Рассвет» и модуля «Причал» (таблица 4.2). Снижение вызвано увеличением размерности технологического корабля при сохранении требования по равномерности полей температур по корпусу и существенно более высоким тепловыделением бортовой аппаратуры.

Таким образом, по результатам анализа тенденций в изменениях надежности, массы, электропотребления децентрализованных пассивных СОТР посещаемых космических объектов различной размерности и тепловыделения формулируются следующие критерии применимости децентрализованных СОТР пассивного типа с автономным управлением.

1. Расширенные по отношению к модулям постоянного пребывания экипажа температурные требования к конструкции и среде обитания.

2. Относительно малое и/или периодическое тепловыделение бортовой аппаратуры (рекомендованное – от 200 до 2000 Вт).

3. Сравнительно небольшие размеры (рекомендуется - до 30...40м² площади внешней поверхности)

4. Наличие возможности использования теплофизических и термооптических свойств конструкции в интересах терморегулирования.

5. Конструктивная возможность минимизации тепловпотерь до уровня незначительного (менее 3...5%) влияния на энергобаланс КА.

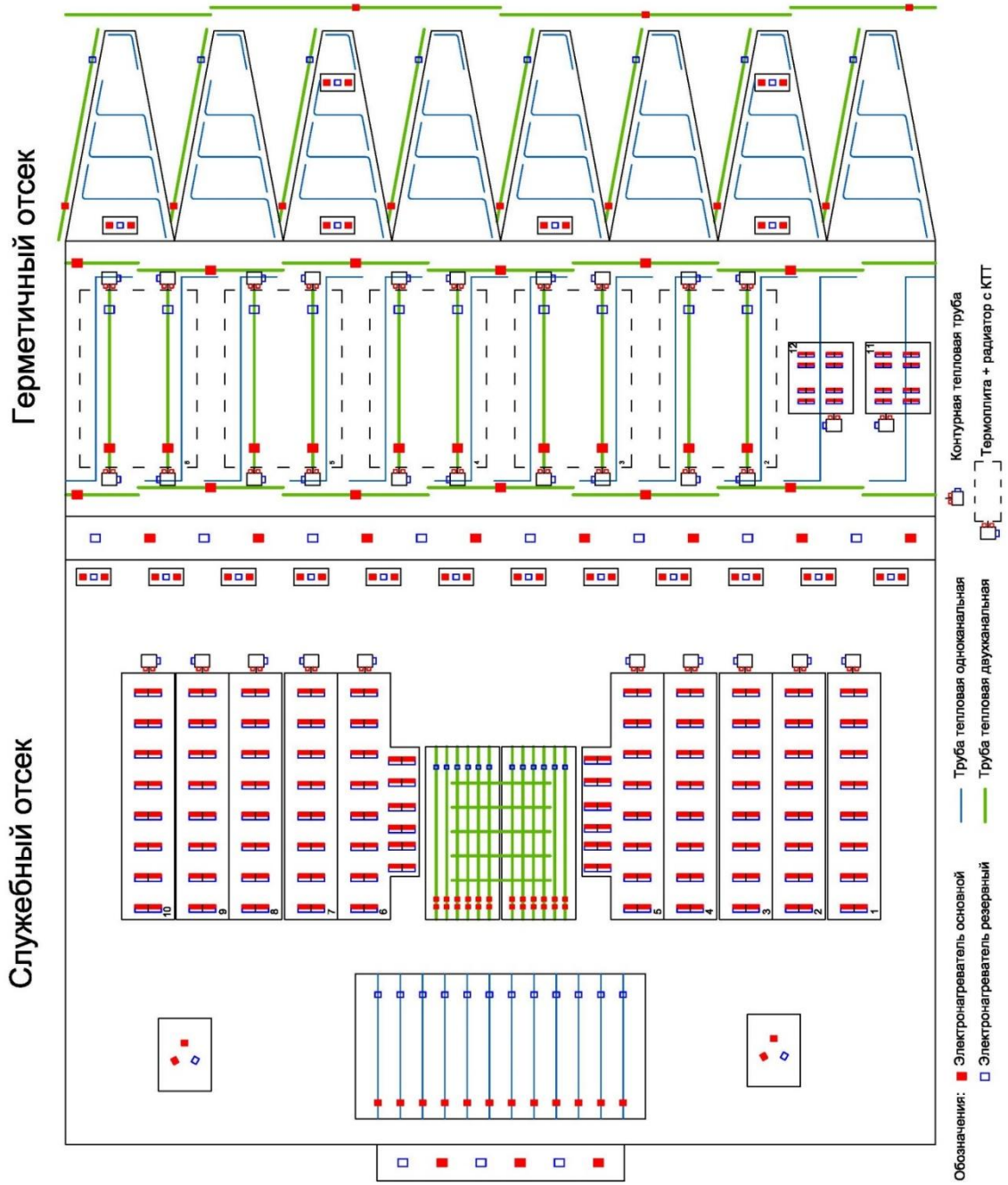


Рисунок 4.13 – Тепловая схема технологического корабля

Выводы по главе 4

На основании представленных в предыдущей главе результатов теплового математического моделирования и рассмотрения модели надежности КА с децентрализованной пассивной СОТР с автономным управлением сформулированы признаки объектов внедрения исследуемой системы, представлена их классификация.

На примерах внедренных в состав успешно прошедших летную эксплуатацию космических объектов проиллюстрированы этапы отработки компонентов защищаемой системы. Эволюционный подход по принципу «от простого к сложному» минимизировал риски неуспеха и позволил накопить достаточный объем практических знаний для распространения идеологии децентрализованной пассивной СОТР с автономным управлением на вспомогательные модули орбитальной станции. Выработанная идеология подкреплена специально созданными компонентами системы, обеспечивающими усиление достоинств рассматриваемой системы. Предложены направления и прототипы для дальнейшего расширения компонентной базы децентрализованных пассивных СОТР.

Проведенный сравнительный анализ эксплуатационных свойств децентрализованных пассивных систем на объектах различной размерности и теплонагруженности позволил сформулировать критерии применимости на космических объектах децентрализованных пассивных СОТР с автономным управлением. Также разработан и успешно прошел проверку летной эксплуатацией алгоритм управления компенсационными нагревателями и аппаратные средства для его реализации.

Положительные результаты внедрения подтверждены соответствующими актами пяти независимых друг от друга организаций космической отрасли России, Российской академии наук, оптического кластера Республики Беларусь и предприятия корпорации «Ростех».

Приведены сведения по подтвержденной патентами Российской Федерации новизне и уникальности разработанных технических решений и компонентов для их реализации.

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

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

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

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

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

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

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

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

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

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

Полученный результат позволяет вести разработку СОТР, обеспечивающих эффективное использование энергоресурсов посещаемых

долговременных космических объектов, в том числе планетных станций, за счет управляемого перевода СОТР из рабочего режима в режим консервации и обратно.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АФАР	-	активная фазированная антенная решетка
БКС	-	бортовой кабельной сети
ВБР	-	вероятность безотказной работы
ВР	-	вентиляционная решетка
ГЖТ	-	газо-жидкостный теплообменник
ДГ	-	датчик температуры газа
ДЖ	-	датчик температуры жидкости
ЖЖТ	-	жидкостно-жидкостный теплообменник
ИК-излучение	-	инфракрасное излучение
КА	-	космический аппарат
МКС	-	международная космическая станция
ММЗ	-	микрометеороидная защита
МПК	-	механизм поворота крышки
НШС	-	нештатная ситуация
ПМО	-	программно-математическое обеспечение
ПО	-	приборный отсек
РКТТ	-	радиатор на контурных тепловых трубах
РО	-	рабочий отсек
РРГ	-	регулятор расхода газа
РРЖ	-	регулятор расхода жидкости
РСПИ	-	радиотехническая система передачи информации
РТГ	-	регулятор температуры газа
РТО	-	радиационный теплообменник
СБ	-	солнечная батарея
СВЧ	-	сверхвысокая частота
СЗА	-	система Земля-атмосфера
СОТР	-	система обеспечения теплового режима

ССК	-	связанная система координат
ССН	-	структурная схема надежности
СтА	-	стыковочный агрегат
ТБК	-	термобарокамера
ТЗП	-	теплозащитное покрытие
ТММ	-	тепловая математическая модель
ТП	-	термоплата приборов
ТРП	-	терморегулирующее покрытие
ТТ	-	тепловая труба
УДИ	-	уходящего длинноволнового излучения
УМ	-	узловой модуль
УФП	-	устройство фиксации пассивное
ХСА	-	холодильно-сушильный агрегат
ЧЭ	-	чувствительный элемент
ШК	-	шлюзовая камера
ЭВТИ	-	экранны-вакуумной теплоизоляции
ЭНА	-	электронасосный агрегат

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авдудевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: учебник для авиационных специальностей вузов /; под общ. ред. В.С. Авдудевского, В.К. Кошкина. – 2-е изд., перераб и доп. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.
2. Малозёмов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1980. – 232 с., с ил.
3. Автоматические планетные станции / В.В. Андреев, В.В. Артамонов, И.Т. Атманов [и др.] – М.: Наука, 1973. – 279 с.
4. Воронин Г.И. Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах – М.: Машиностроение, 1973. – 444 с.
5. Энергетические системы космических аппаратов / А.А. Куландин, С. В. Тимашев, В.П. Иванов – М.: Машиностроение, 1972. – 428 с.
6. Маккей Д.Б. Конструирование космических силовых установок / пер. с англ. В. Самсонова. - М.: Машиностроение, 1966 – 348 с.
7. Как работать над терминологией. Основы и методы / Отв. ред. В.С. Кулебакин. - М.: Наука, 1968. – 76 с.
8. Алексеев В.А. Основы проектирования тепловых аккумуляторов космических аппаратов. – Курск : Наукком, 2016. - 248 с.
9. Кудрявцева, Н.С. Основы проектирования эффективных систем терморегулирования КА. – М.: Изд-во МАИ, 2012. – 226 с.
10. Рожнов, В.Ф. Космические системы жизнеобеспечения: учебное пособие – М.: МАИ-Принт, 2009. – 344 с.
11. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов [и др.]; Под ред. акад. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
12. Использование холодильных машин в системах терморегулирования пилотируемых КА / Брюханов Н.А. [и др.] // Известия РАН. Энергетика. – 2003 – №4. – С. 78-82

13. Программный комплекс «Вычислительная система «СОТР». / В.В. Альтов, Д.К. Винокуров, С.В. Залетаев [и др.] – Королев: ФГУП ЦНИИМаш ФАП РКТ, 2014. – инв. №2151П ; рег. №4196
14. Басов А.А., Огорокова К.С., Ставрицкий А.К. Системы обеспечения теплового режима разгонных блоков типа ДМ // Космическая техника и технологии – 2016. – №3. – С. 71-79
15. Меснянкин С.Ю., Ежов А.Д., Басов А.А. Определение контактного термического сопротивления на базе трехмерного моделирования соприкасающихся поверхностей // Известия РАН. Энергетика. – 2014. - №5. – С. 65-74
16. Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В. Расчет теплообмена космических аппаратов – М.: Машиностроение, 1979. – 208 с.
17. Блох, А.Г. Основы теплообмена излучением – М.: Госэнергоиздат, 1962. – 331 с
18. Spacecraft thermal control handbook. Volume I: Fundamental Technologies. (ed. by David G. Gilmore) 2nd ed. - The Aerospace Press, EL Segundo, California, 2002 – p 838
19. Винокуров Д.К. Способ решения задачи лучистого теплообмена космических аппаратов при наличии оптических систем // Космонавтика и ракетостроение – 2018. – № 4 (103)- С. 36-45
20. Никитин П.В. Тепловая защита. Учебник высшей школы. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 510 с.
21. Полежаев Ю.В., Юревич Б.Ф. Тепловая защита / под ред. А.В. Лыкова – М.: Энергия, 1976. – 392 с.
22. Никитин П.В. Тепловая защита спускаемых космических аппаратов. – М.: Изд-во МАИ, 1992. – 76 с. – ISBN 5-7035-0182-2
23. Басов А.А., Елчин А.П. Использование российского сегмента МКС в качестве платформы для отработки перспективных решений в части СОТР // Космонавтика и ракетостроение – 2018 -№ 4 (103)- С. 61-71.

24. Никитин П.В., Сотник Е.В. Катализ и излучение в системах тепловой защиты космических аппаратов – М.: Янус-К, 2013. – 335 с.
25. Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов. Том.1. Основные положения по проектированию СОТР ЛА. Расчет внешних тепловых нагрузок и лучистого теплообмена летательных аппаратов – Калининград: ГОНТИ-1, 1992 – 131 с.
26. Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов. Том.2. Расчёт температурных полей конструкции ЛА и его элементов – Калининград: ГОНТИ-1, 1989 – 158 с.
27. Альтов В.В. Уточнение моделей расчета солнечного излучения, собственного и отраженного излучения Земли с учетом неоднородности подстилающей поверхности. – НТО № 1117-105-95. ЦНИИмаш, 1995.
28. Harrison E.F., Minnis P. et al. Seasonal Variation of Cloud Radiative Forcing Derived From the Earth Radiation Budget Experiment. // Journal of geophysical research – 1990 - vol. 95, no. D11, p. 18,687 –18,703.
29. Harrison E.F., Brooks D.R., Minnis P. et al. First Estimates of the Diurnal Variation of Longwave Radiation from the Multiple-Satellite Earth Radiation Budget Experiment (ERBE). / Bulletin of the American Meteorological Society – 1988 - vol. 69, No. 10.
30. Пакет прикладных программ по расчёту теплового режима ЛА в орбитальном полёте. – ТЕРМ. ОФАП САПР, СИБ. – М.: Госфонд алгоритмов и программ, 1984 – вып. 33.
31. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды / под ред. Г.И. Петрова – М.: Машиностроение, 1971. – 382 с.
32. Ковалёв В.Л. Гетерогенные каталитические процессы в аэротермодинамике – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002. – 224 с.
33. Оцисик М.Н. Сложный теплообмен / перевод с англ.; под ред. д. т.н. Н.А. Анфимова – М.: Мир, 1976. – 616 с.
34. Космические аппараты / Под общ. ред. К.П.Феоктистова – М.: Воениздат, 1983. – 319 с., ил

35. Внешний теплообмен космических объектов / Кобранов Г.П., Цветков А.П., Белов А.И., Сухнев В.А. – М.: Машиностроение, 1977. – 104 с.
36. Спэрроу Е.М., Сэсс Р.Д. Теплообмен излучением / пер. с англ. С.З. Сориц и Л. М. Сорокопуда ; под ред. А.Г. Блоха. – Л.: Энергия, 1971. – 294 с.
37. Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н. Теплообмен излучением – М.: Энергоатомиздат, 1991 – 431 с.
38. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи – М.: Энергия, 1977. – 344 с.
39. Басов А.А., Лексин М.А., Прохоров Ю.М. Двухфазный контур системы обеспечения теплового режима научно-энергетического модуля. Численное моделирование // Космическая техника и технологии – 2017. – №2 – С. 80-89
40. Басов А.А., Лексин М.А., Прохоров Ю.М. Радиационный теплообменник двухфазного контура системы обеспечения теплового режима КА. Численное моделирование. // Тепловые процессы в технике – 2018. – том 10, №3-4 – С. 125-133
41. Колесников А.В., Палешкин А.В., Сыздыков Ш.О. Влияние погрешностей моделирования внешних тепловых потоков на теплоперенос через экранно-вакуумную теплоизоляцию // Тепловые процессы в технике. – 2017 – т.9 №1 – С.34-39
42. Д'Анжело Г. Линейные системы с переменными параметрами. Анализ и синтез. – М.: Машиностроение, 1974. – 287 с.
43. Солодов, А.В. Линейные системы автоматизированного управления с переменными параметрами. – М.: Физматгиз, 1962. – 324 с.
44. Техническая кибернетика. Кн. 3, Ч. 1. Теория нестационарных, нелинейных и самонастраивающихся систем автоматизированного регулирования / Под ред. В.В. Солодовникова. – М.: Машиностроение, 1969 – 608 с.
45. Малозёмов В.В., Томский А.А. Прогнозирование состояния сложных теплотехнических систем. // ИФЖ – 1975. – т. XXIX, № 1– С. 128-132.
46. Исимото, Пан. Методы коррекции тепловых моделей. // Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов. – М.: Мир, 1974. – С. 301-326.

47. Симбирский Д.Ф., Гольцов А.С. Идентификация нестационарного нелинейного теплового объекта с применением фильтра Калмана. // Автометрия – 1975. – №1 – С. 36-42.
48. Логинов С.Н., Малоземов В.В. Статистическая коррекция параметров математических моделей теплотехнических систем – ИФЖ — 1977. – т. XXXIII, №6 – С. 1067-1069.
49. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления – М.: Мир, 1975. – 683 с.
50. Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций / под ред. д.т.н., проф. В.В. Ефанова, д.т.н. В.С. Финченко – Химки.: АО «НПО Лавочкина», 2018. – 400 с.
51. Басов А.А., Прохоров Ю.М., Сургучев О.В. Радиаторы на тепловых трубах в системах терморегулирования космических аппаратов // Известия РАН. Энергетика – 2011 – №3 – С. 37-41
52. Пат. 2548316 Российская федерация, МПК В64G 1/50 (2006.01). Система терморегулирования стыковочного модуля обитаемой орбитальной станции / Басов А.А., Клочкова М.А. ; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» – №2013141780/11 ; заявл. 11.09.2013 ; опубл. 20.04.2015, Бюл. №11
53. Пат. 2494933 Российская Федерация, МПК В64G 1/50 (2006.01), F28D 15/02 (2006.01). Система термостатирования оборудования космического объекта / Аульченков А.В., Басов А.А., Елчин А.П., Прохоров Ю.М., Цихоцкий В.М. ; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» № 201204071-11 заявл. 06.02.2012 ; опубл. 10.10.2013, Бюл. №28
54. Комарова М.А. Проектирование СОТР узлового модуля МКС // Космонавтика и ракетостроение – №1(70) – 2013. – с. 46-51

55. Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов. Том 6. Динамика систем терморегулирования ЛА / Головинский В.Н., Гуля В.М., Гусева В.Н. [и др.] ; под ред. Анфимова Н.А. – Калининград: ГОНТИ-1, 1990. – 216 с.
56. Пехович А.И., Жидких В.М. Расчеты теплового режима твердых тел – Л.: Энергия, 1968. – 304 с.
57. Лыков А.В. Теория теплопроводности : учебное пособие для студентов теплотехнических специальностей высших учебных заведений – М.: Высшая школа, 1967. - 599 с.
58. Басов А.А., Ключкова М.А., Махин И.Д. О возможности использования технологии «холодного» газодинамического напыления теплопроводного порошкового материала для обеспечения теплового контакта между элементами конструкции // Космическая техника и технология – 2014. – №3 (6) – С. 64-70
59. Меснянкин С.Ю. Методы расчета и регулирования контактных термических сопротивлений // Тепловое проектирование систем. Сборник трудов – М.: МАИ, 1990. – с. 78-86
60. Половко А.М. Основы теории надежности – М.: Наука, 1964. – 448 с.
61. Кутателадзе С.С. Основы теории теплообмена – АН СССР. Сиб. отд-ние. Ин-т теплофизики. – 4-е изд., доп. - Новосибирск: Наука, 1970. - 658 с.
62. Болгарский А.В., Мухачев Г.А., Щукин В.К. Термодинамика и теплопередача – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высшая школа, 1975. – 495 с.
63. Майданик Ю.Ф., Ферштатер Ф.Г., Пастухов В.Г. Контурные тепловые трубы: разработка, исследование, элементы инженерного расчета – Свердловск: УрО АН СССР, 1989. – 52 с.
64. Разработка тепловых труб для использования в системах терморегулирования космических аппаратов / под ред. Прохорова Ю.М. – М.: ГОНТИ-4, 1974. – 245 с.

65. Алексеев С.В., Прокопенко И.Ф., Рыбкин Б.И. Низкотемпературные тепловые трубы для космической техники. В 2 т. Т.1. Проблемы обеспечения работоспособности – М.: Новости, 2006. – 256 с.
66. Андрейчук О.Б., Малахов Н.Н. Тепловые испытания космических аппаратов – М.: Машиностроение, 1982. – 143 с.
67. Пат. 119969 Российская Федерация, МПК H05B 3/10 (2006.01). Гибкий электронагреватель / А.Н. Лазарев, А.И. Галушко, А.А. Басов, В.И. Ховалкин; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество "Научно-исследовательский институт электромеханики" – № 2012114388/07 ; заявл. 11.04.2012 ; опубл. 27.08.2012, Бюл. № 24
68. Колесников А.В., Палешкин А.В., Сыздыков Ш.О. Влияние погрешностей моделирования внешних тепловых потоков на теплоперенос через экранно-вакуумную теплоизоляцию // Тепловые процессы в технике. – 2017. – Т.9 №1. – С. 34-39
69. Пат. 2579153 Российская Федерация, МПК H02P 1/00 (2006.01), H02P 1/04 (2006.01), H02P 1/18 (2006.01), B60L 11/04 (2006.01), B60L 11/12 (2006.01). Электропривод постоянного тока / А.А. Басов, А.И. Галушко, А.Н. Лазарев, Р.С. Салихов, Г.С. Сергеев ; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева», Открытое акционерное общество «Научно-исследовательский институт электромеханики» – № 2015101674/07 ; заявл. 20.01.2015 ; опубл. 10.04.2016, Бюл №10
70. Смирнов М.Т., Халдин А.А. Предварительные результаты экспериментов с СВЧ радиометрическим комплексом L-диапазона на РС МКС // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. –2012. – Т.9, №2– С. 160-166.
71. Timothy D. Panczak, Steven G. Ring, Mark J. Welch, David Johnson, Brent A. Cullimore, Douglas P. Bell Thermal Desktop®. User's Manual. CAD Based Thermal Analysis and Design. Version 5.5 – February 2012 – 1057 с.

72. Kopiatkevich R., Gulia V., Goncharov K., Basov A. Analysis methods of operation ability of radiation heat exchangers with heat pipes applied for Russian module of International space station // International conference Heat pipes for space application. – 15-19 september 2014. – Moscow, Russia.
73. Гордеев С.К. Композиты алмаз-карбид кремния – новые сверхтвердые конструкционные материалы для машиностроения // Вопросы материаловедения. – 2001. – №3 (27). – С.31-40.
74. Абызов А.М., Кидалов С.В., Шахов Ф.М. Теплопроводность композита алмаз-парафин // Физика твердого тела. – 2011. – том 53, выпуск 1. – С.48-51.

ПРИЛОЖЕНИЕ А**Акты внедрения результатов диссертационной работы**

- Приложение А.1 Копия Акта внедрения на изделиях ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева
- Приложение А.2 Копия Акта внедрения в составе радиотехнической системы передачи информации разработки «НПП «САИТ»
- Приложение А.3 Копия Акта внедрения в составе оборудования «РК-21-8» космического эксперимента «СВЧ-радиометрия». Разработчик – ФГУП СКБ ИРЭ РАН
- Приложение А.4 Копия Акта внедрения на микроспутнике «Чибис-М» СКБ КП ИКИ РАН
- Приложение А.5 Копия Акта внедрения на оптико-электронной аппаратуре дистанционного зондирования Земли для «Белорусского космического аппарата и спутника «Egyptsat». Разработчик – ОАО «Пеленг», Республика Беларусь

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный конструктор,
Первый заместитель генерального директора
академик РАН


« » 2018г



АКТ
о внедрении результатов диссертационной работы

Комиссия в составе руководителя НТЦ, заместителя главного конструктора пилотируемых космических комплексов Хамица И.И. (председатель), начальника отделения Бидеева А.Г., заместителя начальника отделения Елчина А.П. и начальника отдела Абдулхаликова Р.М. настоящим актом подтверждает, что результаты диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук Басова Андрея Александровича «Децентрализованная бортовая система терморегулирования пассивного типа с автономным управлением» внедрены в ПАО «РКК «Энергия» в период 2008-2017гг в следующих изделиях (приложение 1):

- шлюзовая камера для модуля «Наука»;
- внешний контур терморегулирования модуля «Рассвет»;
- узловой модуль «Причал»;
- средства адаптации аппаратуры для экспериментов «Отражение 4», «Отражение 5».

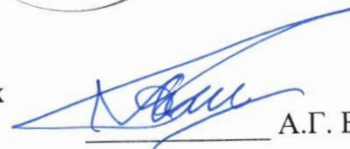
Председатель комиссии

Руководитель Научно-Технического Центра
«Проектирование космических пилотируемых
комплексов и транспортных систем»


И.И. Хашиц

Члены комиссии

Начальник отделения «Проектирование пилотируемых
космических станций», к.т.н.


А.Г. Бидеев

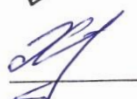
Зам.начальника отделения
«Системы терморегулирования»


А.П. Елчин

Начальник отдела «Проектирование элементов
космических станций»


Р.М. Абдулхаликов

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


О.Н. Хатунцева

Приложение 1 к акту внедрения
результатов диссертационной работы Басова А.А.

Перечень изделий, в которых применены результаты диссертационной работы Басова А.А.

Наименование изделия	Обозначение изделия	Эскизный проект	Документ с заключением о допуске к использованию на МКС	Год запуска на МКС
Шлюзовая камера для модуля «Наука»	77КМЛБ	77КМЛБ 0000-0 ПЗ1	77КМЛБ 0000-0 ФО	2010г
Малый исследовательский модуль «Рассвет» (внешний контур СОТР)	521ГК	521ГК.50Ю 0000-0ПЗ	521ГК.50Ю00000-0 ФО	2010г
Узловой модуль «Причал»	573ГК	573ГК.50Ю 0000-0ПЗ	573ГК.50Ю00000-0 ФО	Находится на консервации на заводе-изготовителе с 2014г
Аппаратура для космического эксперимента «Отражение 4»	11Ф615, зав. № 405	П5856=103 кн.100, прил 1, изв.П.63-10	Заключение №1Д-11/25-10	2010г
Аппаратура для космического эксперимента «Отражение 5»	11Ф615, зав. № 423	П5856=103 кн.100, прил 1, изв.П.182-13	Заключение №1ПО-11/56-14	2014г

Руководитель ИЦ



И.И. Хамид

Приложение А.2

УТВЕРЖДАЮ

Директор АО «НПП «САИТ»



Д.Н. Сафронов

21 » 02 2018г

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы

Комиссия в составе главного конструктора Кузьменко А.А. (председатель), начальника отдела Буркута Р.И., начальника отдела Круглика Е.А. настоящим актом подтверждает, что результаты диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук Басова Андрея Александровича «Децентрализованная бортовая система терморегулирования пассивного типа с автономным управлением» внедрены в АО «НПП «САИТ» в период 2008-2017гг в конструкции радиотехнической системы передачи информации, развернутой на служебном модуле «Звезда» Российского сегмента Международной космической станции и успешно используются в течении семи лет.

Председатель комиссии

Главный конструктор, заместитель директора

А.А. Кузьменко

Члены комиссии

Начальник отдела

Р.И. Буркут

Начальник отдела

Е.А. Круглик



Директор-главный конструктор
ФГУП СКБ ИРЭ РАН

В.В. Абрамов

2018 г.

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы

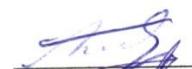

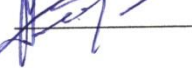
Комиссия в составе начальника отдела Халдина А.А. (председатель), начальника отдела Бажанова А.С., начальника сектора Максимова А.Е., начальника сектора Нестерова В.П. настоящим актом подтверждает, что результаты диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук Басова Андрея Александровича «Децентрализованная бортовая система терморегулирования пассивного типа с автономным управлением» внедрены в ПАО «РКК «Энергия» в период 2008-2017 гг. в составе научной аппаратуры «РК-21-8» космического эксперимента «СВЧ-радиометрия». Эксперимент проведен на борту служебного модуля «Звезда» российского сегмента МКС.

Начальник отдела,
главный конструктор НА

 А.А. Халдин

Члены комиссии:

Начальник отдела
Начальник сектора
Начальник сектора

 А.С. Бажанов
 А.Е. Максимов
 В.П. Нестеров

Подписи заверяю
Секретарь НТС

 В.Ю. Светличный

УТВЕРЖДАЮ

Директор СКБ КП ИКИ РАН

В.А. Давыдов

« _____ » 2018 г



АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы

Комиссия в составе главного конструктора микроспутника «Чибис – М» В.Н. Ангарова, зам. научного руководителя проекта д.ф.-м. наук С.И. Климова, начальника сектора А.В. Калюжного и начальника сектора В.М. Козлова настоящим актом подтверждает, что результаты диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук Басова Андрея Александровича «Децентрализованная бортовая система терморегулирования пассивного типа с автономным управлением» внедрены в СКБ КП ИКИ РАН в период 2010 – 2014 гг. в конструкции микроспутника «Чибис – М», запущенного в январе 2012 г с грузового корабля «Прогресс М-13М», входящего в РС МКС.

СОТР (пассивная) успешно отработала весь срок баллистического существования, превысив более чем в 2,5 раза гарантированный ресурс безотказной работы и подтвердила в полном объеме технические характеристики, заданные в ТЗ на СОТР.

Председатель комиссии

Главный конструктор МС «Чибис – М»

 В.Н. Ангаров.

Члены комиссии

Зам. научного руководителя проекта

 С.И. Климов.

Начальник сектора

 А.В. Калюжный

Начальник сектора

 В.М. Козлов

«УТВЕРЖДАЮ»



Первый заместитель
Генерального директора
ОАО «Пеленг» -
Главный инженер
В.И. Беляковский
15 03 2018г

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы

Комиссия в составе начальника управления к.т.н. Сикорского Д.А. (председатель), заместителя начальника управления к.т.н. Страцевского В.Н., начальника отдела Поташникова Ю.М. и ведущего инженера-конструктора Чеботарева А.В. настоящим актом подтверждает, что результаты диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук Басова Андрея Александровича «Децентрализованная бортовая система терморегулирования пассивного типа с автономным управлением» внедрены в ОАО «Пеленг» при создании оптико-электронной аппаратуры дистанционного зондирования Земли, разработанной для «Белорусского космического аппарата» и спутников системы «Egyptsat» в период 2004-2018гг.

Председатель комиссии

Д.А. Сикорский

Начальник управления

Члены комиссии

Зам. начальника управления

В.Н. Страцевский

Начальник отдела

Ю.М. Поташников

Ведущий инженер-конструктор

А.В. Чеботарев

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Сравнение надежности систем

Сравним надежность двух вариантов гидравлических контуров систем терморегулирования космического модуля, упрощенные схемы которых приведены на рисунках 3.2 и 3.4. Внешние и внутренние тепловые условия и требования для каждого варианта одинаковы. Вариант 1: СОТР построен на традиционных методах проектирования с использованием радиационного теплообменника (РТО) для сброса избыточного тепла в космическую среду. В варианте 2 внутренний контур гидросистемы СОТР по составу идентичен внутреннему контуру СОТР варианта 1, а для сброса тепла в космическую среду используются радиаторы на контурных тепловых трубах, что по сути заменяет наружный контур СОТР. На рисунках пневмогидравлическая арматура (дренажные клапаны, блок заправочный) и датчики не показаны.

На рисунке 3.2 приведена упрощенная схема контуров СОТР, построенная на основе использования традиционных агрегатов и методов проектирования.

Исходя из требований по безопасности экипажа, гидравлические контуры разделяются на внутренние, использующие в жилых (посещаемых) объемах модуля нетоксичные пожаробезопасные теплоносители на основе воды, и наружные, использующие в качестве теплоносителя низкотемпературные жидкости.

СОТР состоит из двух герметичных гидравлических контуров (внутреннего и наружного) с циркулирующими жидкими теплоносителями. Тепловая связь между теплоносителями контуров осуществляется в жидкостно-жидкостном теплообменнике (ЖЖТ).

Избыточное тепло из внутренних объемов модуля от приборов и газовой среды поступает в теплоноситель внутреннего контура через термоплаты (ТП) и газо-жидкостный теплообменник (ГЖТ).

Сброс избыточного тепла излучением в окружающее пространство из теплоносителя наружного контура осуществляется радиационным

теплообменником (РТО), который для удобства конструктивного исполнения разбит на шесть отдельных панелей.

Регулирование холодопроизводительности радиационного теплообменника осуществляется изменением расхода теплоносителя, поступающего на охлаждение в РТО, с помощью регулятора расхода жидкости (РРЖ) в зависимости от температуры теплоносителя после смешения потоков теплоносителя на выходе из РТО и байпаса, измеряемой чувствительным элементом (ЧЭ) температурного датчика.

Циркуляцию теплоносителя в контурах обеспечивает электронасосные агрегаты (ЭНА1 и ЭНА2), состоящие из двух насосов, один из которых находится в «холодном» резерве.

На схеме также приведены компенсаторы (К1 и К2), компенсирующие температурные изменения объема теплоносителей и поддерживающие постоянное давление на входе в электронасосные агрегаты, и клапаны запорные (Кл1, Кл2).

На рисунке 3.4 приведена упрощенная схема контура СОТР, использующая в качестве панелей РТО радиаторы на контурных тепловых трубах (РКТТ), что позволяет, наряду с одинаковым по агрегатному составу с вариантом 1 внутренним контуром, исключить наружный контур. Регулирование холодопроизводительности РКТТ осуществляет контурная тепловая труба.

Для сравнения надежности вариантов в качестве количественного параметра надежности взята вероятность безотказной работы системы за 10 лет.

Вариант 1.

Структурная схема надежности (ССН) для варианта 1 представлена на рисунке Б.1 и представляет собой последовательное соединение трех элементов, характеризующих вероятность безотказной работы:

- внутреннего контура;
- наружного контура;
- жидкостно-жидкостного теплообменника.

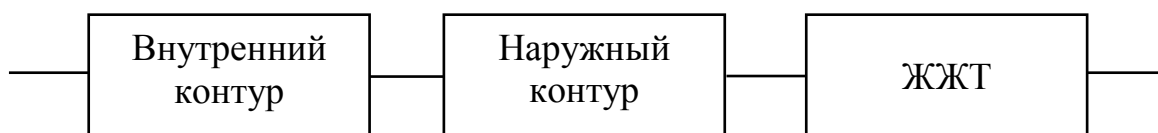


Рисунок Б.1 - Структурная схема надежности СТР варианта 1

Надежность работы внутреннего контура определяется двумя составляющими: герметичностью контура (звено герметичности) и наличием циркуляции теплоносителя (звено циркуляции).

Структурная схема надежности внутреннего контура представляет собой последовательное соединение этих двух элементов и приведена на рисунке Б.2.

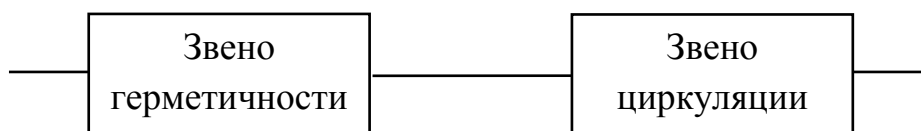


Рисунок Б.2 - Структурная схема надежности внутреннего контура варианта 1

ВБР звена герметичности определяется как произведение значений вероятностей сохранения герметичности всех комплектующих агрегатов контура (ЭНА, фильтра, термоплат, ГЖТ, компенсатора).

ВБР звена циркуляции равно ВБР ЭНА.

Структурная схема надежности наружного контура для варианта 1 приведена на рисунке Б.3. ССН представляет собой последовательное соединение трех звеньев: звена герметичности, звена циркуляции и звена регулирования температуры.

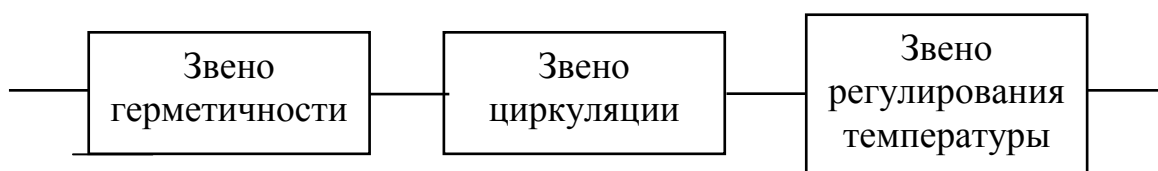


Рисунок Б.3 - Структурная схема надежности наружного контура варианта 1

ВБР звена герметичности определяется как произведение значений вероятностей сохранения герметичности всех комплектующих агрегатов контура (ЭНА, компенсатора, РРЖ), включая панели РТО.

ВБР звена циркуляции равно ВБР ЭНА.

ВБР звена регулирования температуры определяется как произведение ВБР РРЖ и ВБР температурного датчика.

Вариант 2.

Структурная схема надежности (СН) для варианта 2 представлена на рисунке Б.4 и представляет собой последовательное соединение элементов, характеризующих вероятность безотказной работы:

- внутреннего контура;
- радиаторов на контурных тепловых трубах (6 шт.).

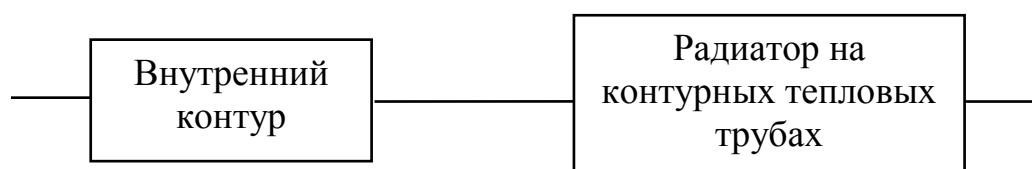


Рисунок Б.4 - Структурная схема надежности внутреннего контура варианта 2

Надежность работы внутреннего контура определяется двумя составляющими: герметичностью контура (звено герметичности) и наличием циркуляции теплоносителя (звено циркуляции).

Структурная схема надежности внутреннего контура представляет собой последовательное соединение этих двух элементов и приведена на рисунке Б.5.

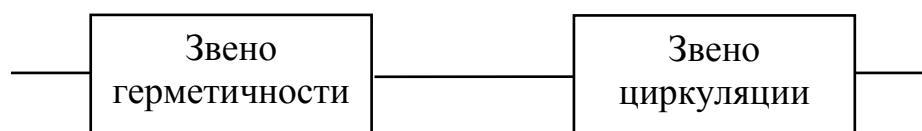


Рисунок Б.5 - Структурная схема надежности внутреннего контура варианта 2

Резервирование работы радиаторов на контурных тепловых трубах организовано по принципу «5 из 6-ти», т.е в системе из шести радиаторов

допустим отказ одного радиатора. Структурная схема надежности радиаторов представлена на рисунке Б.6.

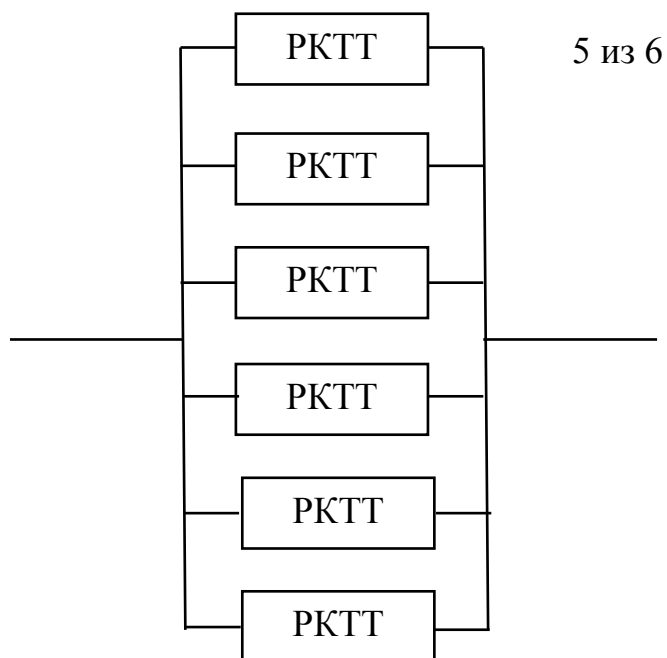


Рисунок Б.6 - Структурная схема надежности радиаторов на контурных тепловых трубах

Значения ВБР агрегатов для расчетов за время работы 10 лет (87600 ч) приведены в таблице Б.1.

Таблица Б.1

Наименование агрегата	Значение ВБР	Примечание
Электронасосный агрегат	0,995	
Жидкостно-жидкостный теплообменник	0,999	Герметичность
Газожидкостный теплообменник	0,999	Герметичность
Термоплата	0,9999	Герметичность
Регулятор расхода жидкости	0,95	
Датчик температуры	0,99	
Панель РТО	0,99998	Герметичность
Радиатор на контурных трубах	0,999998	
Фильтр	0,99999	Герметичность
Компенсатор	0,99999	Герметичность
Блок заправочный	0,9993	Герметичность
Клапан дренажный	0,9999993	Герметичность
Клапан запорный	0,999999	Герметичность

Результаты расчета приведены в таблице Б.2.

Таблица Б.2.

Наименование	Вариант 1	Вариант2	Примечания
ВБР звена герметичности внутреннего контура	0.9963	0,9963	
ВБР звена циркуляции	0.99499	0,99499	
ВБР звена герметичности наружного контура	0.99869	--	
ВБР звена циркуляции наружного контура	0.99499	--	
ВБР звена регулирования температуры теплоносителя	0.9405	--	
ВБР радиаторов на контурных трубах	--	0,999994	
ВБР внутреннего контура	0.9913	0,9913	
ВБР наружного контура	0,9765	--	
ВБР ЖЖТ	0,9990	--	
ВБР СТР	0,9233	0,99129	

С точки зрения надежности СОТР в исполнении варианта 2 с ВБР = 0,99129 более предпочтителен, чем в исполнении варианта 1 с ВБР = 0,9233.

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Результаты теплового математического моделирования и летной эксплуатации оборудования эксперимента «СВЧ-Радиометрия»

Таблица В.1 – Результаты математического моделирования для различных расчетных вариантов термостабилизации АФАР научной аппаратуры «СВЧ-радиометрия»

Диапазон изменения температуры на витке

Угол между АФАР и направлением на Солнце Расчетный вариант термостабилизации	+75°	0°	-75°
1 Специальные средства отсутствуют	от 28 до 60 °С от 28 до 102 °С	от 57 до 90 °С от 71 до 202 °С	от -30 до -18 °С от -72 до -62 °С
2 На тыльной стороне изоляция (высокоэффективная ЭВТИ)	от 16 до 47 °С от 3 до 17 °С	от 10 до 30 °С от 0 до 7 °С	от -28 до -17 °С от -62 до -56 °С
3 Лицевая сторона окрашена, тыльная изолирована ЭВТИ	от -13 до 17 °С от -2 до 9 °С	от -21 до 12 °С от 0 до 90 °С	от -26 до -11 °С от -39 до -36 °С
4 Лицевая сторона изолирована волокномно-вакуумной изоляцией с подобранным термическим сопротивлением, тыльная сторона – высокоэффективная ЭВТИ	от -6 до 10 °С от -2 до 12 °С	от -6 до 4 °С от 3 до 12 °С	от -30 до -22 °С от -45 до -41 °С

Примечание – В верхней части ячейки указаны результаты, полученные для лицевой стороны, в нижней – для тыльной стороны

Наилучшие показатели по термостабилизации у варианта с использованием ЭВТИ и волокномно-вакуумной изоляции с подобранным термическим сопротивлением.

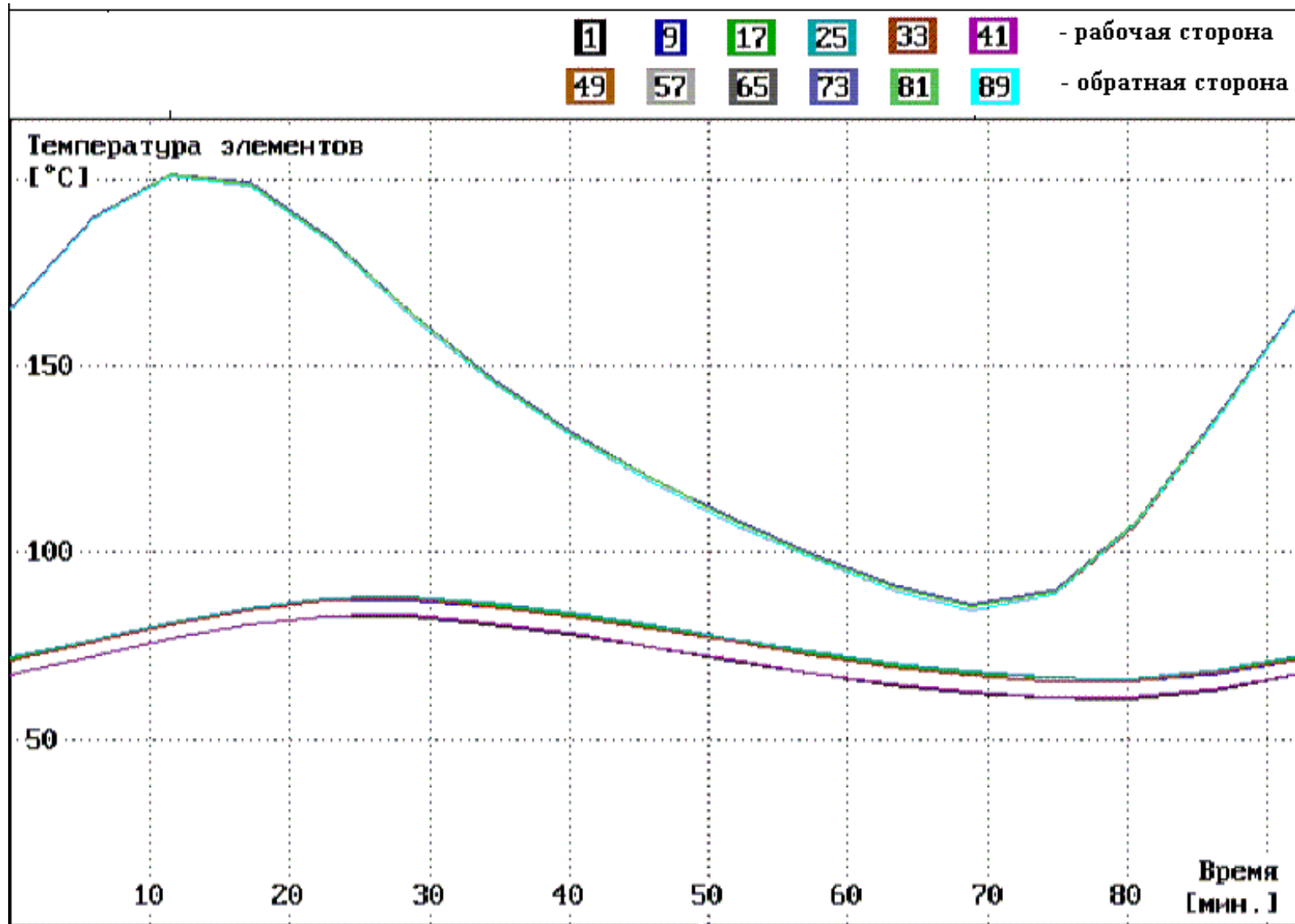


Рисунок В.1 – Вариант 1, угол $\beta = 0$ град. Рабочая сторона $As = 0,17$; $\varepsilon = 0,1$ (медь)

обратная сторона $As = 0,5$; $\varepsilon = 0,1$ (алюминий)

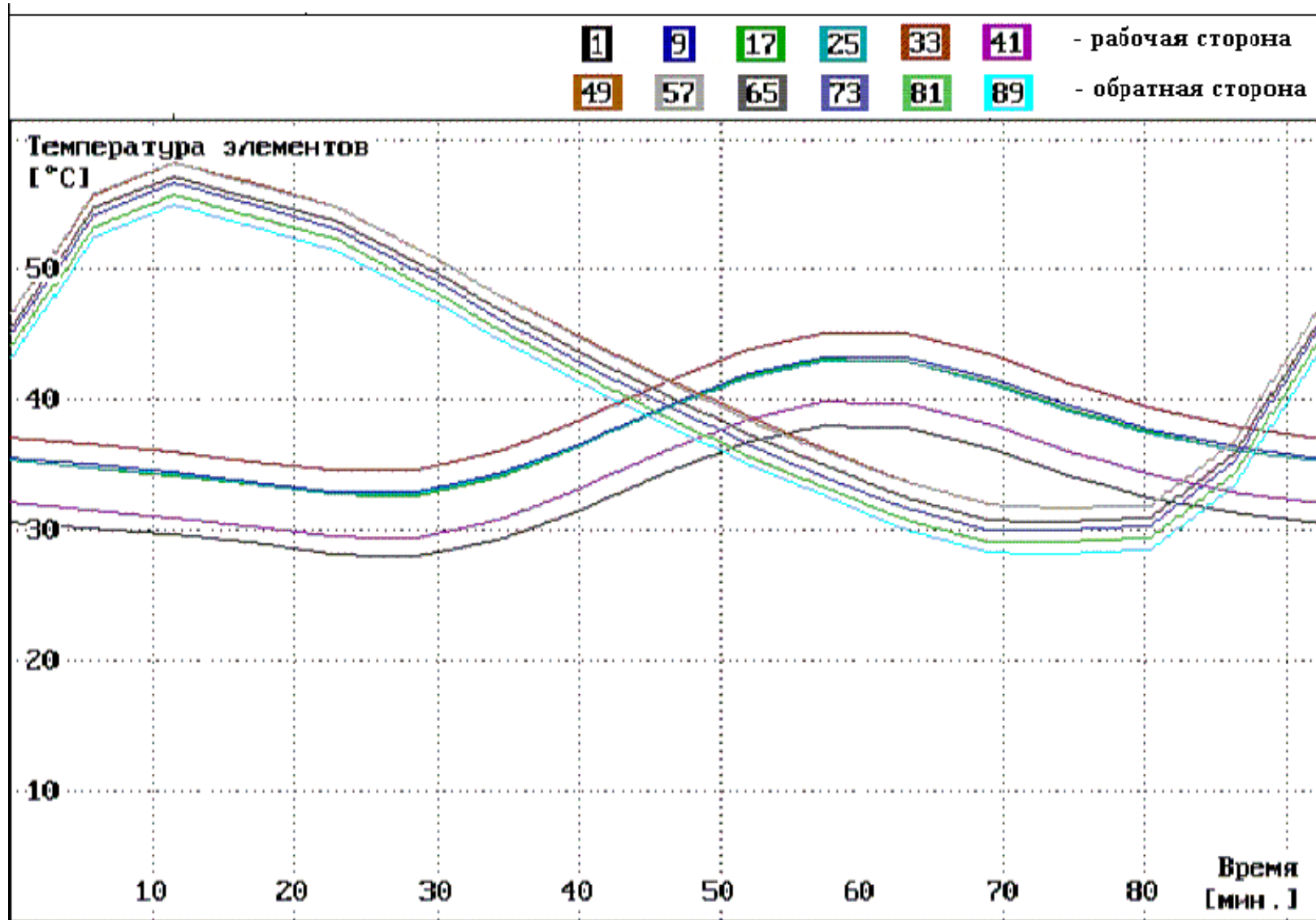


Рисунок В.2 – Вариант 1, угол $\beta = +75$ град. Рабочая сторона $As = 0,17$; $\epsilon = 0,1$ (медь)

обратная сторона $As = 0,5$; $\epsilon = 0,1$ (алюминий)

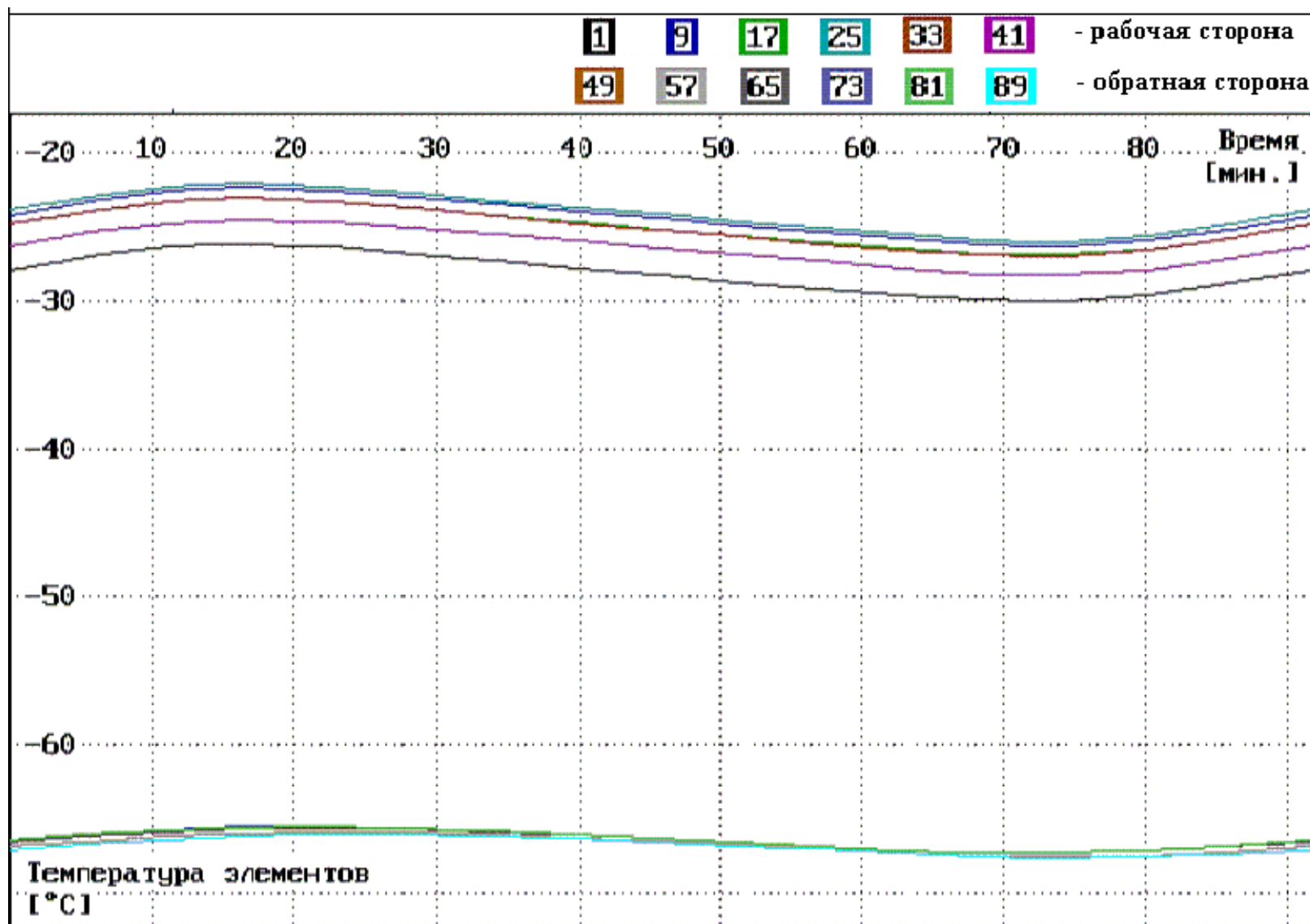


Рисунок В.3 – Вариант 1 , угол $\beta = -75$ град. Рабочая сторона $As = 0,17$; $\varepsilon = 0,1$ (медь)

обратная сторона $As = 0,5$; $\varepsilon = 0,1$ (алюминий)

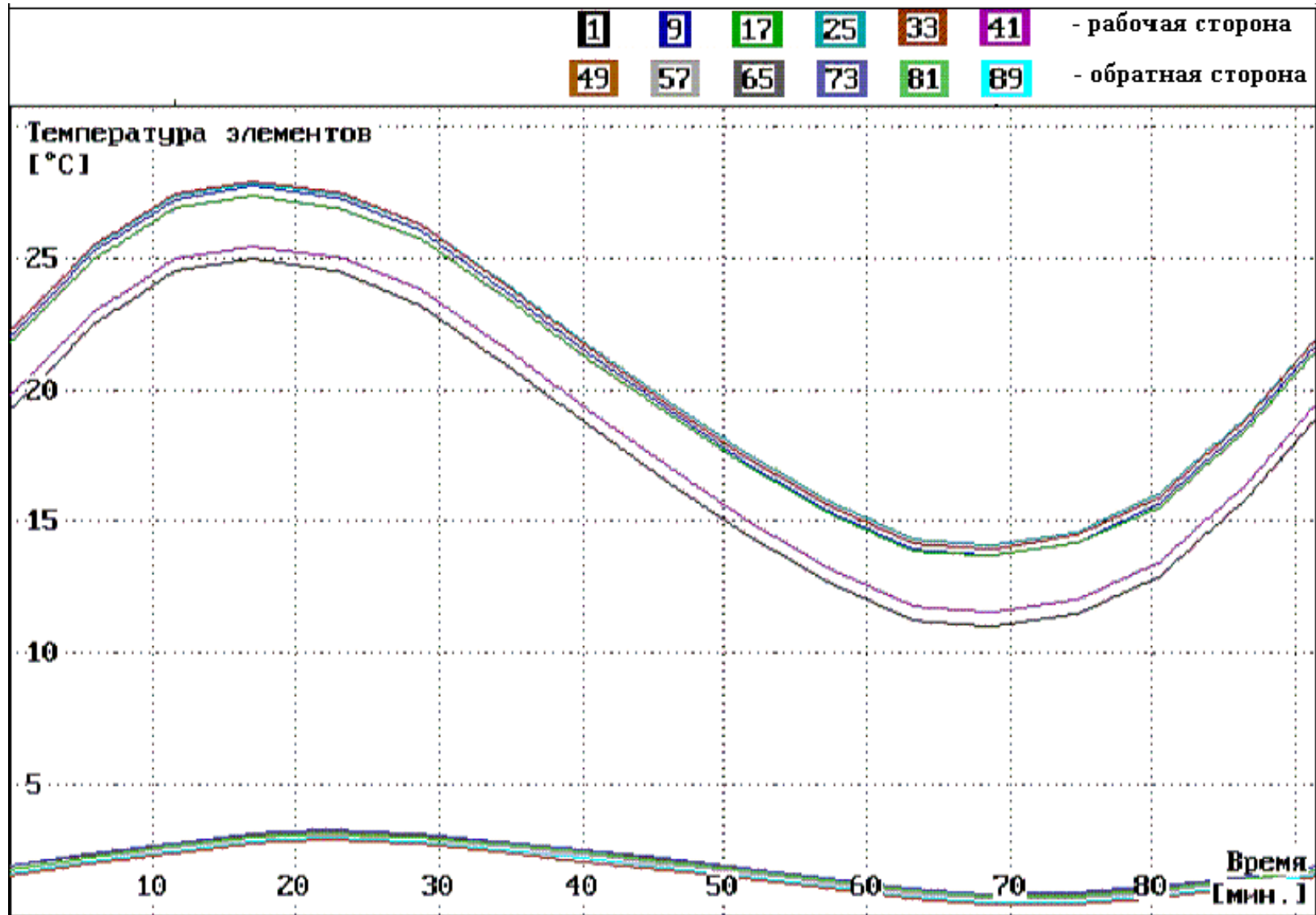


Рисунок В.4 – Вариант 2, угол $\beta = 0$ град. Рабочая сторона $As = 0,17$; $\varepsilon = 0,1$ (медь)

обратная сторона $As = 0,5$; $\varepsilon = 0,85$, $R = 20$ К/Вт (ЭВТИ)

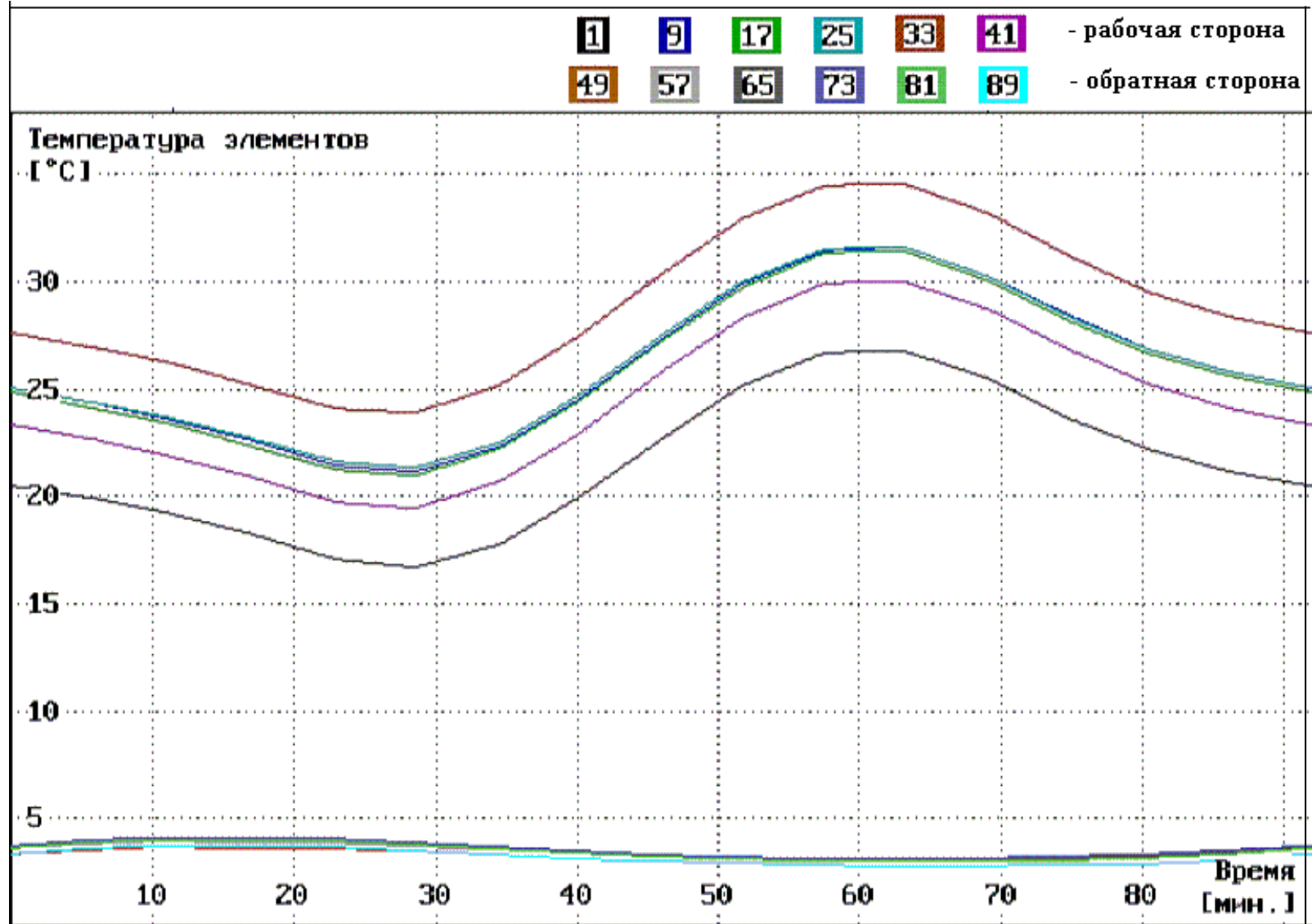


Рисунок В.5 – Вариант 2, угол $\beta = +75$ град. Рабочая сторона $A_s = 0,17$; $\varepsilon = 0,1$ (медь)

обратная сторона $A_s = 0,5$; $\varepsilon = 0,85$, $R = 20$ К/Вт (ЭВТИ)

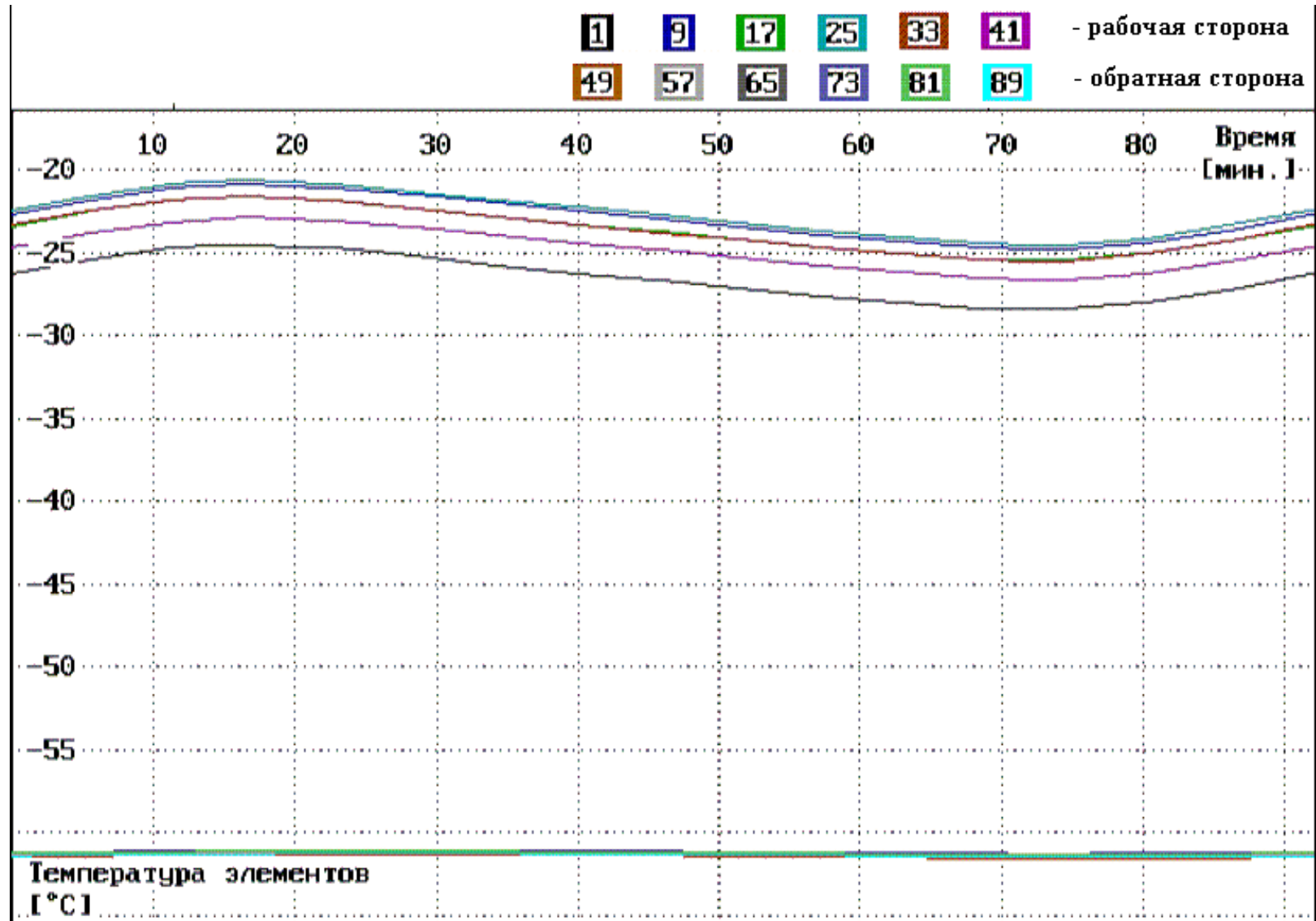


Рисунок В.6 – Вариант 2, угол $\beta = -75$ град. Рабочая сторона $A_s = 0,17$; $\varepsilon = 0,1$ (медь)
 обратная сторона $A_s = 0,5$; $\varepsilon = 0,85$, $R = 20$ К/Вт (ЭВТИ)

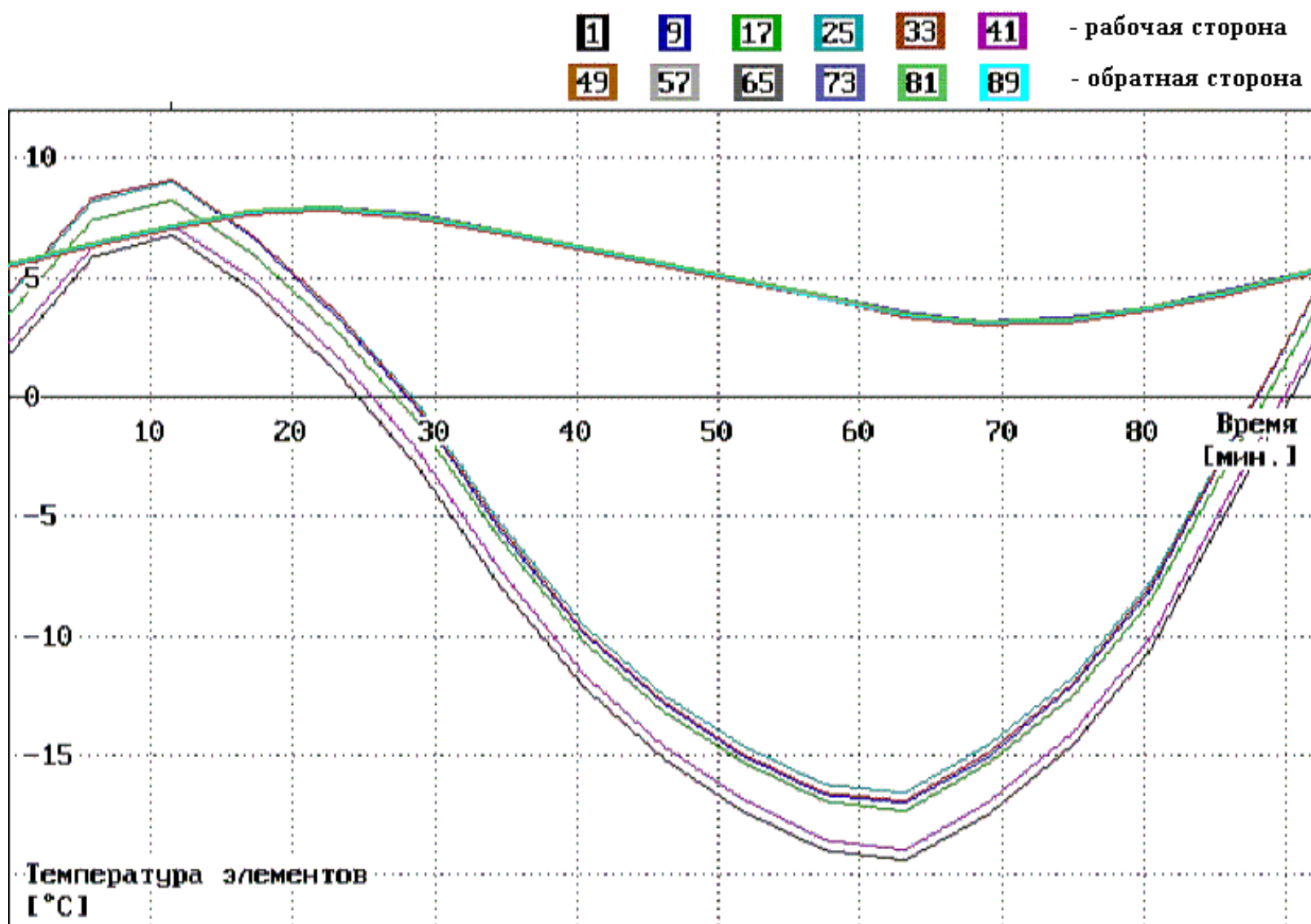
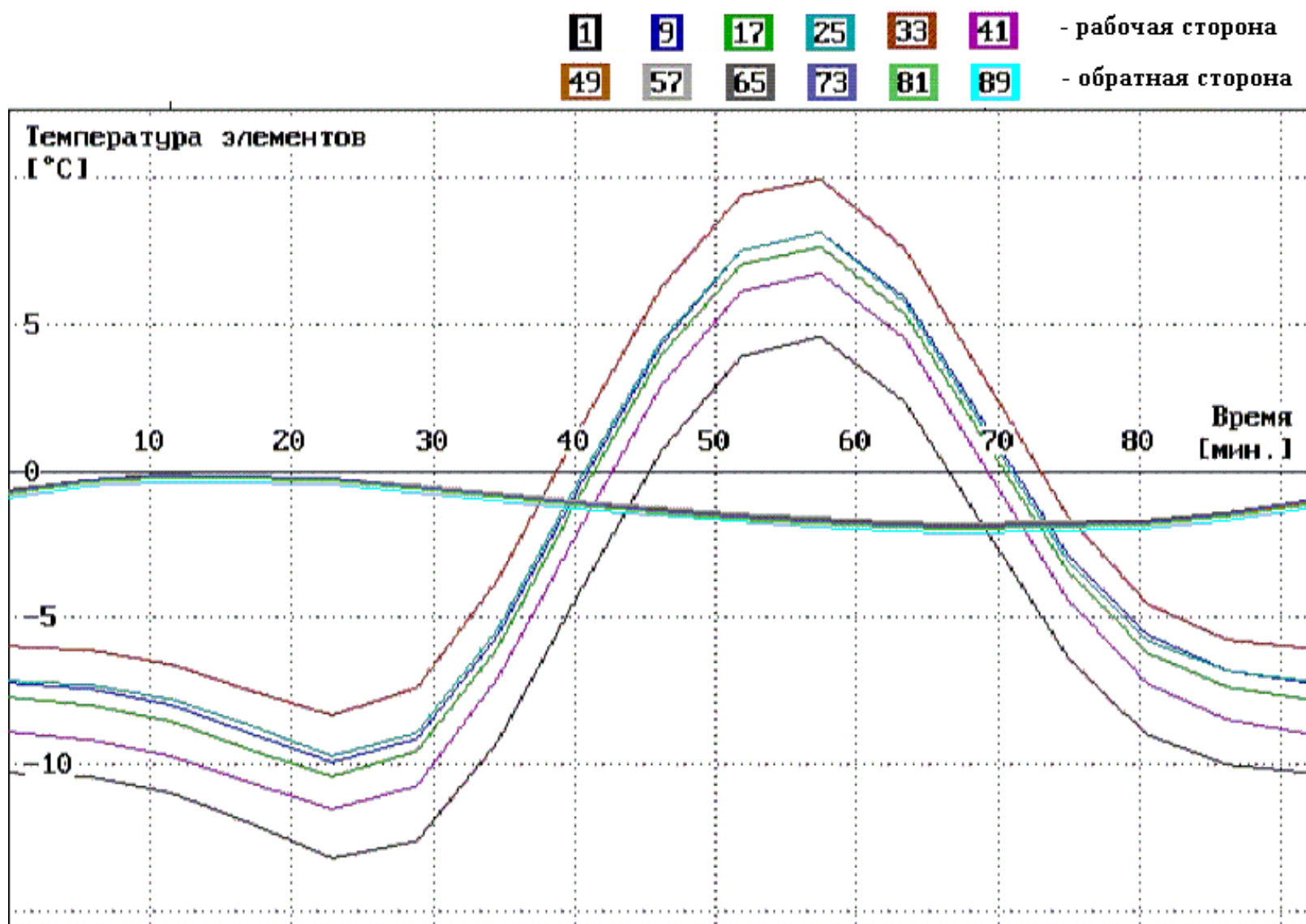


Рисунок В.7 – Вариант 3 , угол = 0 град. Рабочая сторона $A_s = 0,4$; $\varepsilon = 0,9$ (эмаль ЭП-140 белая)
 обратная сторона $A_s = 0,5$; $\varepsilon = 0,1$, $R = 20$ К/Вт (ЭВТИ)



**Рисунок В.8 – Вариант 3 , угол = +75 град. Рабочая сторона $A_s = 0,4$; $\epsilon = 0,9$ (эмаль ЭП-140 белая)
 обратная сторона $A_s = 0,5$; $\epsilon = 0,1$, $R = 20$ К/Вт (ЭВТИ)**

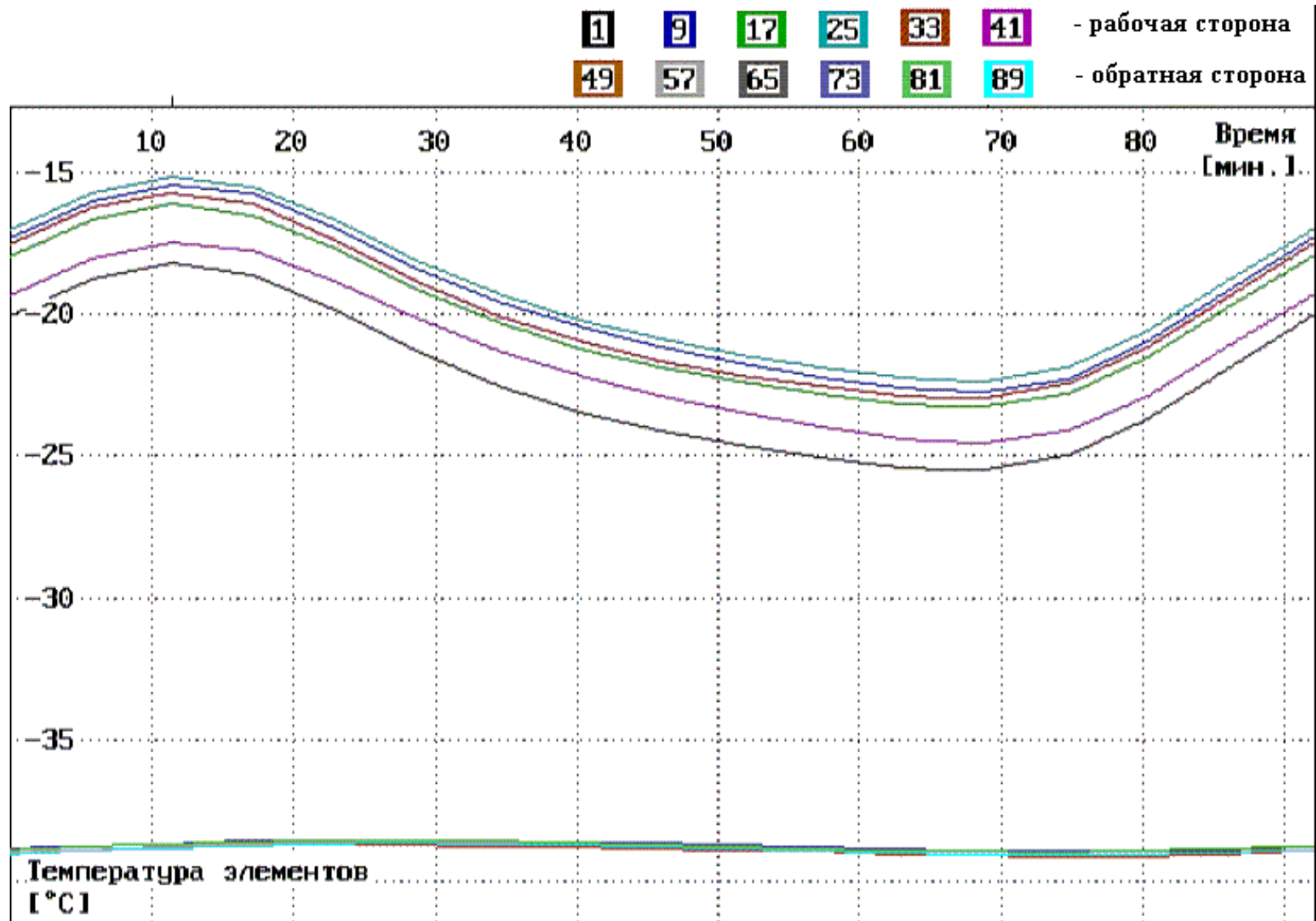


Рисунок В.9 – Вариант 3 , угол = -75 град. Рабочая сторона $A_s = 0,4$; $\varepsilon = 0,9$ (эмаль ЭП-140 белая)
 обратная сторона $A_s = 0,5$; $\varepsilon = 0,1$, $R = 20$ К/Вт (ЭВТИ)

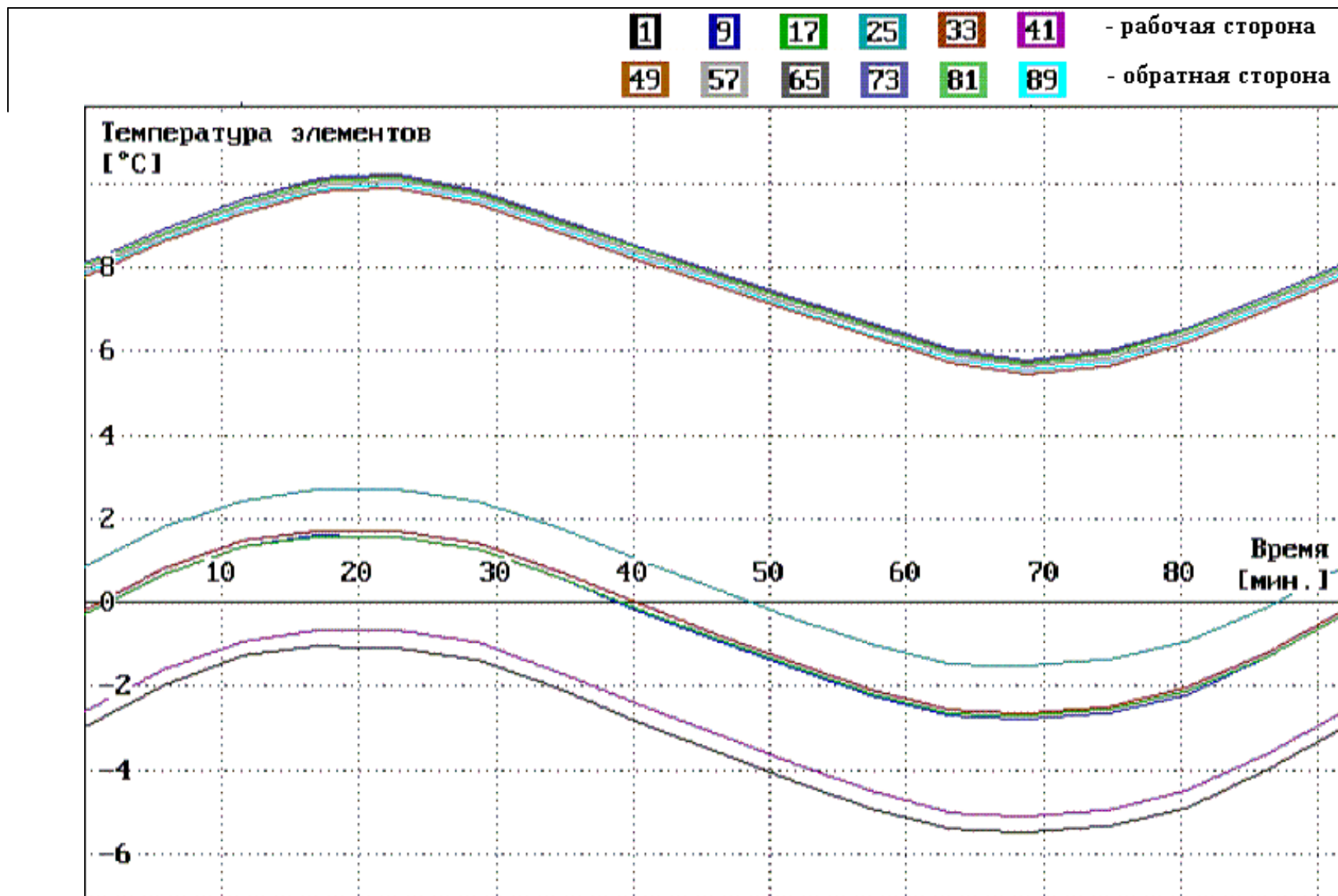


Рисунок В.10 – Вариант 4, угол = 0 град. Рабочая сторона $A_s = 0,4$; $\varepsilon = 0,7$, $R = 2$ К/Вт (АТМ)

обратная сторона $A_s = 0,5$; $\varepsilon = 0,1$, $R = 20$ К/Вт (ЭВТИ)

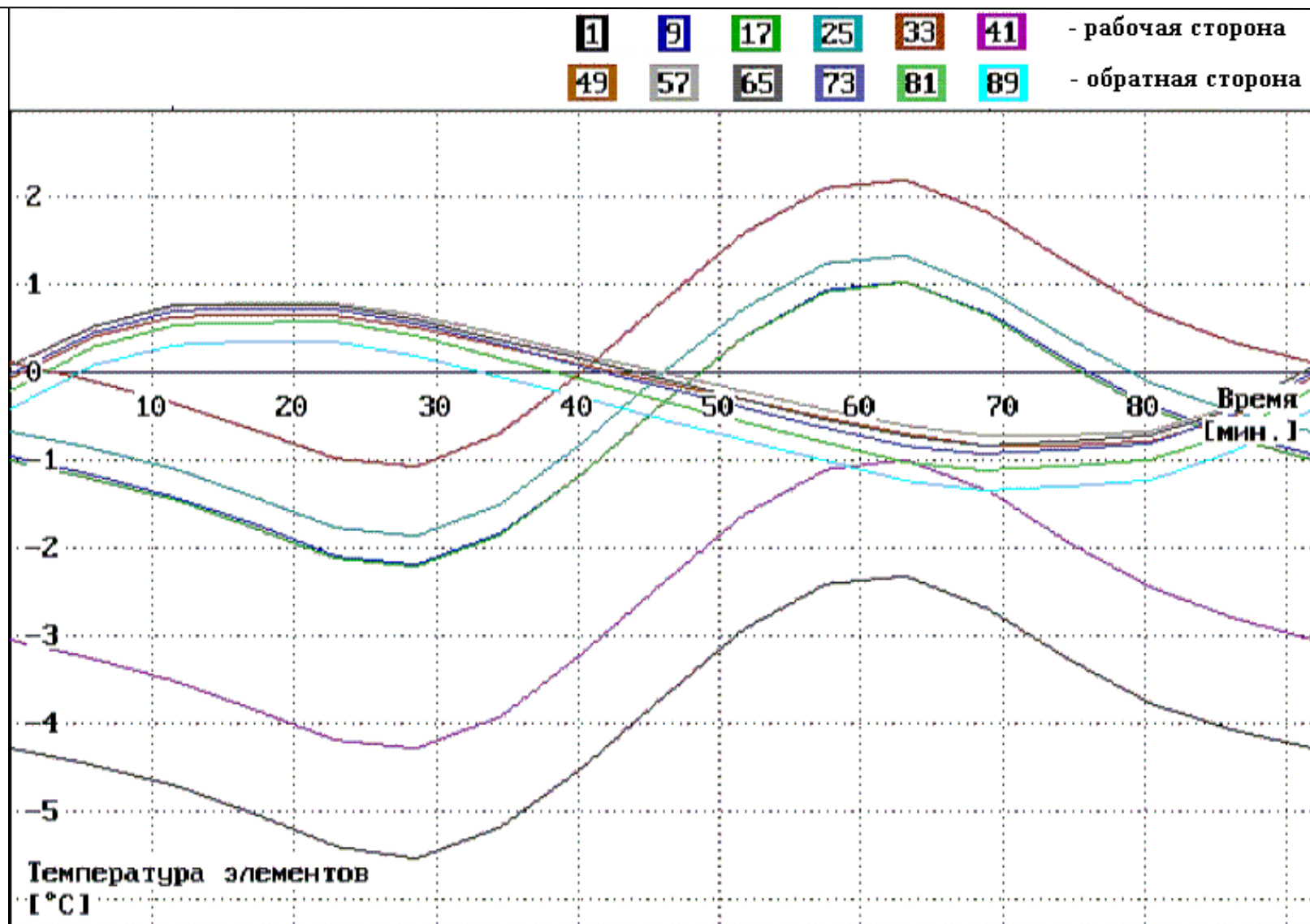


Рисунок В.11 – Вариант 4, угол = +75 град. Рабочая сторона $A_s = 0,4$; $\varepsilon = 0,7$, $R = 2$ К/Вт (АТМ)
 обратная сторона $A_s = 0,5$; $\varepsilon = 0,1$, $R = 20$ К/Вт (ЭВТИ)

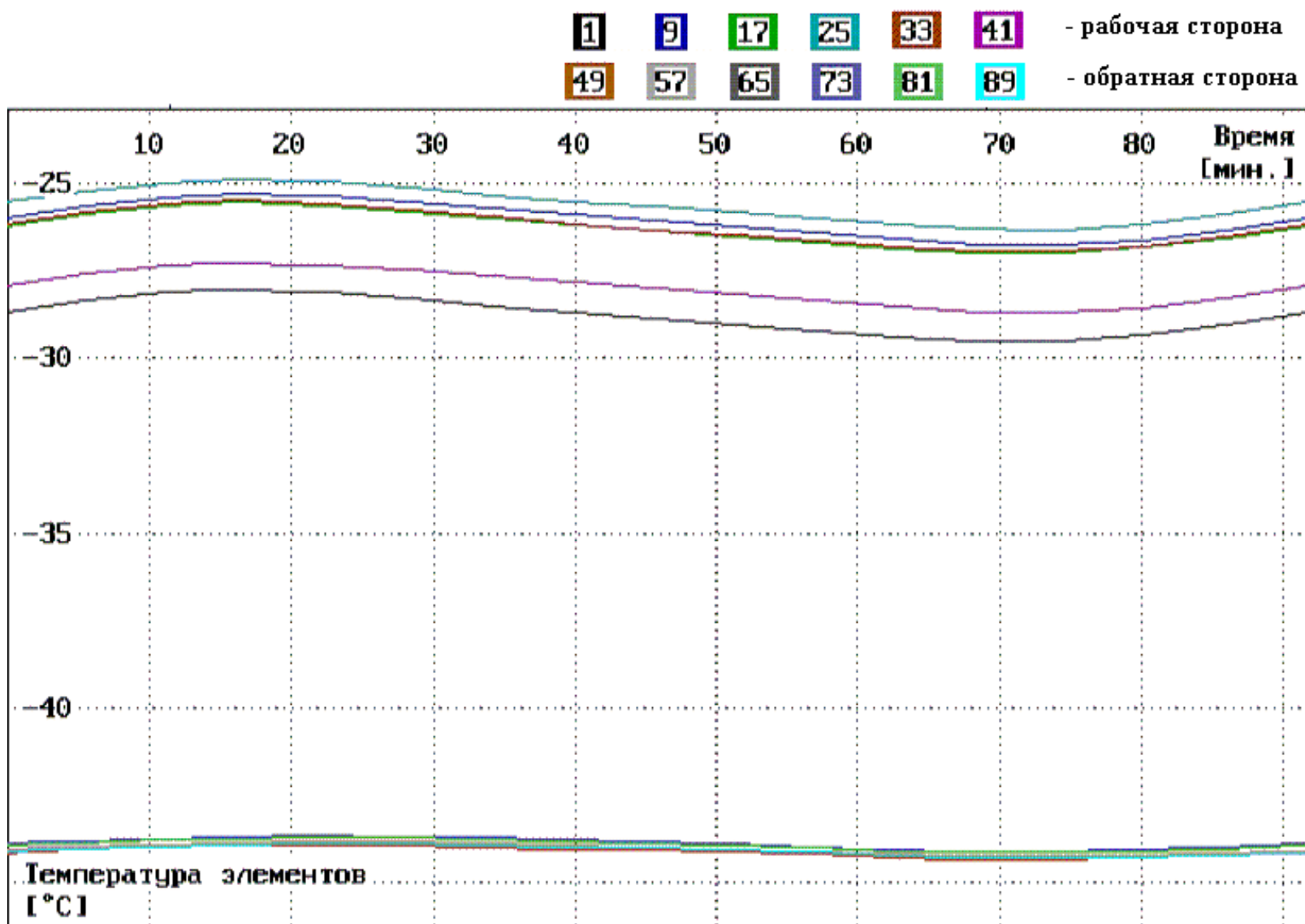


Рисунок В.12 – Вариант 4, угол = -75 град. Рабочая сторона $A_s = 0,4$; $\varepsilon = 0,7$, $R = 2$ К/Вт (АТМ)

обратная сторона $A_s = 0,5$; $\varepsilon = 0,1$, $R = 20$ К/Вт (ЭВТИ)

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Графическое отображение тепловой математической модели модуля «Причал»

В главе 4 приведён общий вид узлового модуля (рисунок 4.10).

СОТР узлового модуля состоит из следующих элементов: тепловые трубы, электронагреватели, электронные переключатели, вентиляторы, жёсткий воздуховод межмодульной вентиляции, экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) и кабели.

Функционально в СОТР узлового модуля также входят две термopлиты для установки приборно-агрегатного оборудования модуля, требующего термостатирования.

На рисунке 4.12 приведена развёртка узлового модуля с тепловыми трубами, электронагревателями, электронными переключателями и термopлитами.

Для уменьшения нерегулируемых теплопритоков и теплопотерь на боковых стыковочных агрегатах устанавливаются крышки из ЭВТИ. Перед подстыковкой нового модуля космической станции крышка соответствующего стыковочного агрегата должна быть снята, и в случае попадания прямого солнечного потока в открытый стыковочный агрегат возможно возникновение недопустимо высоких значений температуры.

Для такого критичного «горячего» случая на рисунке Г.1 показана узловая схема тепловой математической модели узлового модуля совместно с моделью космической станции. На рисунке линиями показаны связи между группами узлов: одинарной линией показаны кондуктивные связи, волнистой – лучистые, прерывистой – конвективные (в том числе связь между рабочим телом и корпусом тепловой трубы). Одинарная и волнистая линия означают, что при наличии физической лучистой связи (например, между n слоями ЭВТИ, между ЭВТИ и ММЗ) при моделировании она заменяется кондуктивной – соответствующим термическим сопротивлением. Стрелки на рисунке показывают внешние и

внутренние тепловые нагрузки, волнистая стрелка обозначает собственной излучение в космическое пространство.

На рисунке Г.2 показана схема моделирования корпуса узлового модуля на примере половины корпуса (область $+Z_0XY$). Все связи между узлами кондуктивные. Связи корпуса с элементами сложной траектории (воздуховод, тепловые трубы) формируются методом Ray trace algorithm [71]. Индексы узлов на рисунке построены по шаблону «x A y», где x – номер стыковочного агрегата (см. рисунок 4.11), A – метка узла («СтА» – стыковочный агрегат, «Шп_СтА» – шпангоут стыковочного агрегата, «К» – корпус, представляющий собой четверть сферического пояса), y – номер одной из четвертей соответствующего геометрического объекта. Узлы вида «Г x y z» моделируют часть корпуса, представляющую собой вогнутый сферический треугольник, а числовые индексы указывают на расположение треугольника между соответствующими стыковочными агрегатами.

Типовые ориентации узлового модуля приведены на рисунках Г.3 и Г.4. На рисунке Г.3 показана ориентация узлового модуля в составе станции для критичного «горячего» случая. Тип ориентации: орбитальная; высота орбиты: 350-420 км; угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце: $\pm 75^\circ$. На рисунке Г.4 показана ориентация узлового модуля на этапе автономного полёта. Тип ориентации: инерциальная; высота орбиты: 200 км; прямой солнечный поток попадает в активный открытый стыковочный агрегат.

Общая характеристика тепловой математической модели узлового модуля в составе космической станции приведена в таблице Г.1.

Таблица Г.1 –Общая характеристика ТММ узлового модуля в составе космической станции

Количество подмоделей УМ		12
Количество расчётных узлов УМ	Корпус УМ, включая шпангоуты СтА и термоплиты	1242
	ММЗ (парные узлы типа Insulation [71])	1216
	СтА	24
	Тепловые трубы (60 штук)	2476
	Воздуховод и воздух	12
Количество электронагревателей УМ		76
Количество тепловых связей УМ		418
Количество узлов в модели космической станции		216

Обобщённая формула внешних тепловых потоков, условно показанных на рисунке Г.1, имеет вид:

где

– поглощённый солнечный поток, Вт;

– отражённый от земной поверхности поглощённый солнечный поток,

Вт;

– поглощённый земной поток, Вт.

Также из-за наличия лучистой связи с элементами космической станции, условно показанной на рисунке Г.1, наружные поверхности узлового модуля получают дополнительный тепловой поток .

Величина и доля каждой составляющей средневиточного внешнего теплового потока, поглощённого внешней поверхностью УМ, для критичного «горячего» случая приведена в таблице Г.2.

Таблица Г.2 – Доля каждой составляющей внешнего теплового потока на внешнюю поверхность УМ в составе космической станции критичного «горячего» случая (угол бета $\pm 75^\circ$)

	Величина потока, Вт	Доля в общем потоке
	2280	50%
	98	2%
	1835	40%
	364	8%

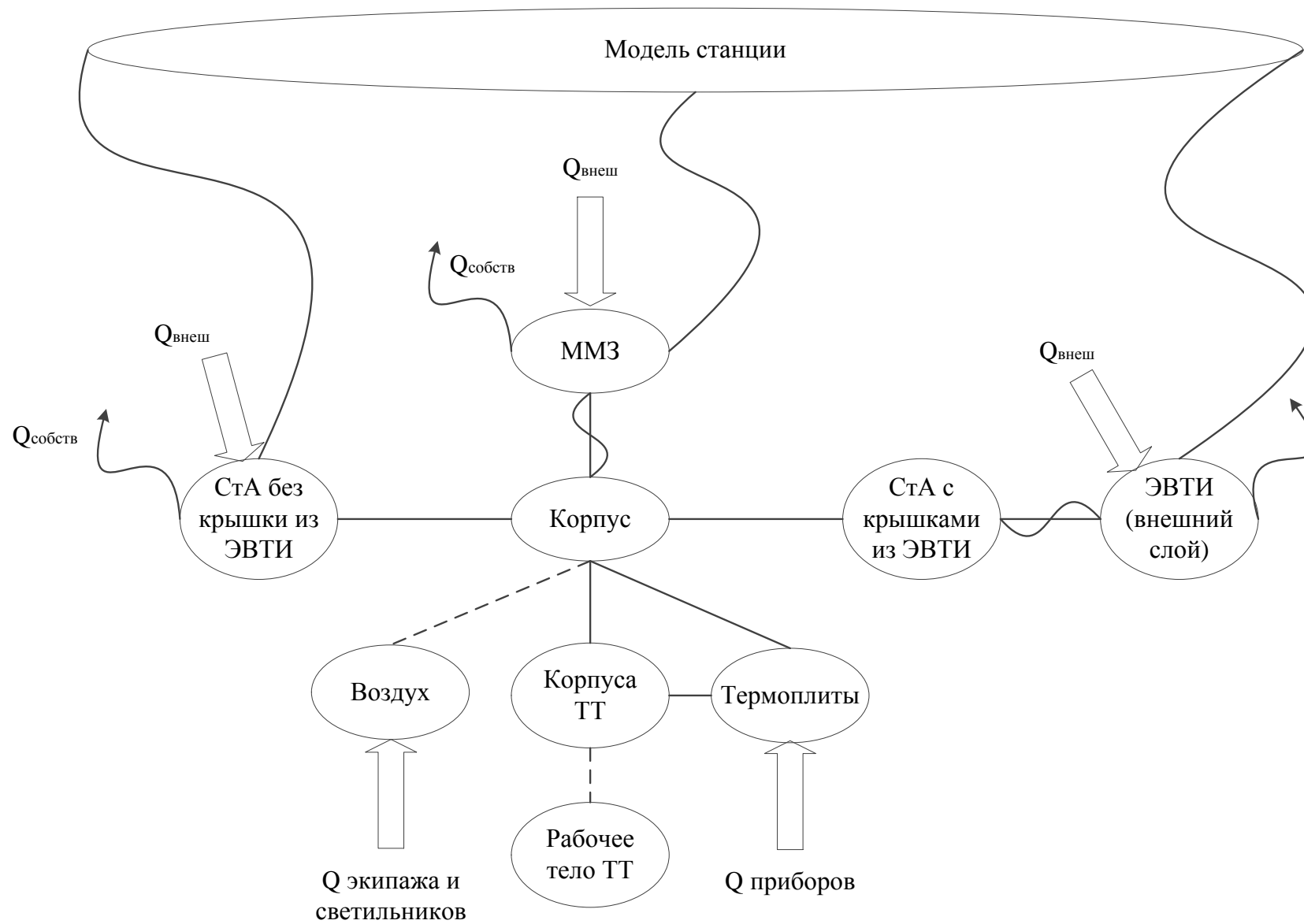


Рисунок Г.1 – Узловая схема тепловой математической модели узлового модуля

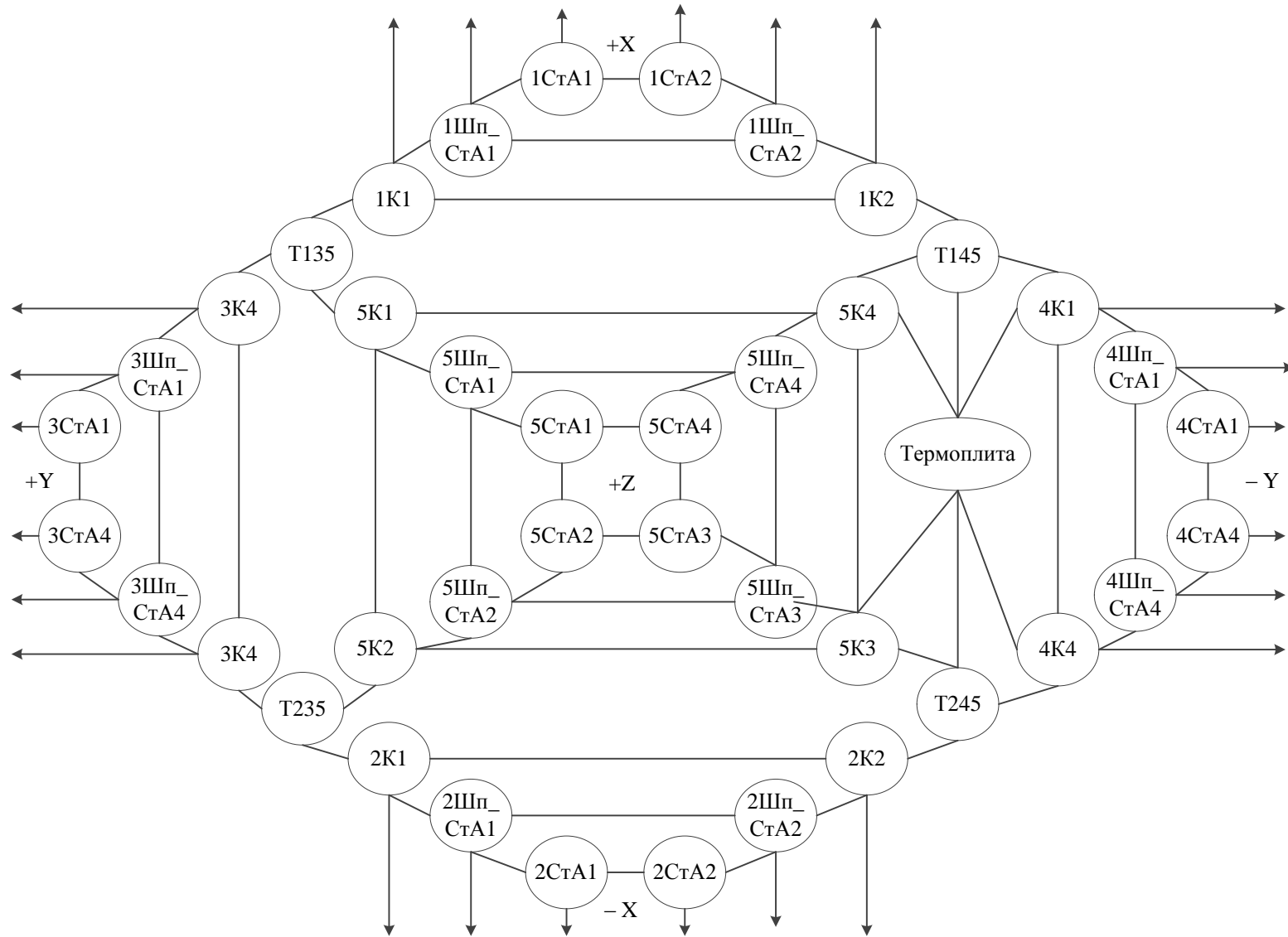


Рисунок Г.2 – Схема моделирования корпуса узлового модуля (область $+Z$ oXY)

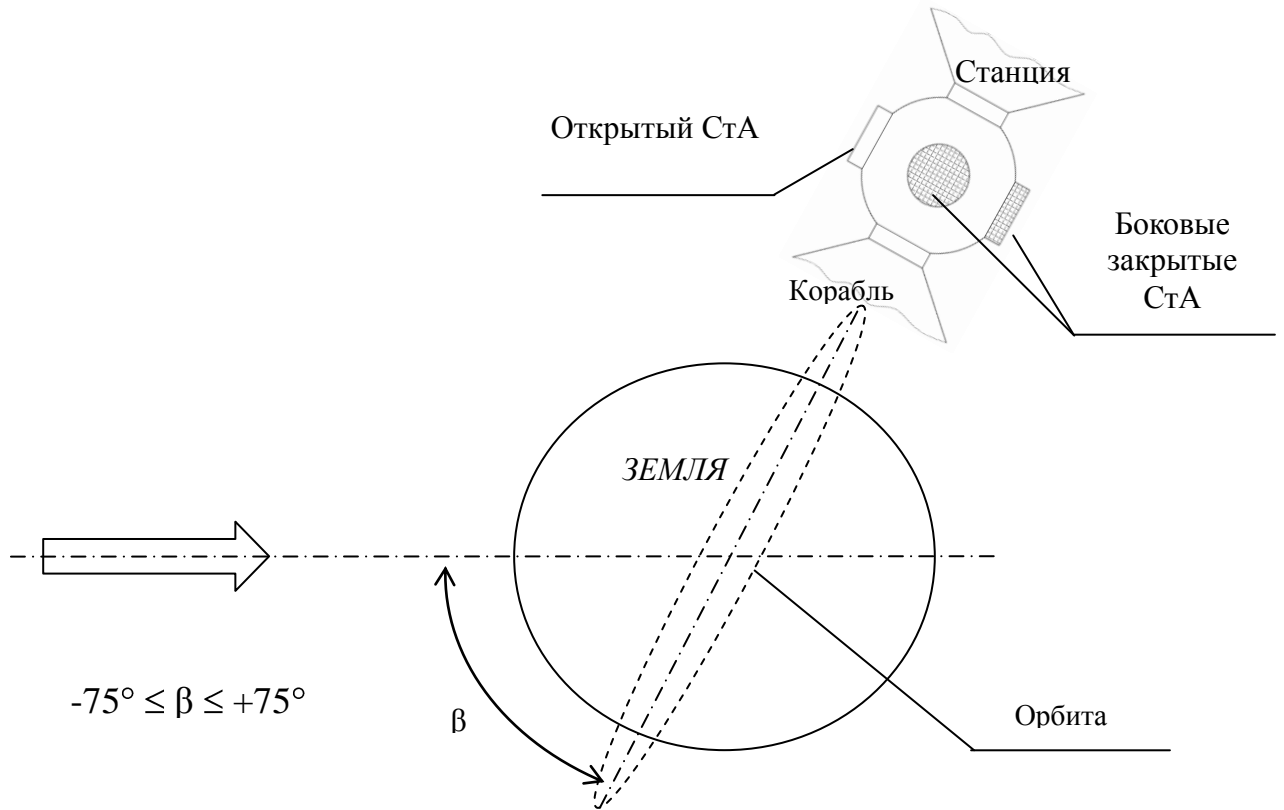


Рисунок Г.3 – Ориентация УМ в составе станции

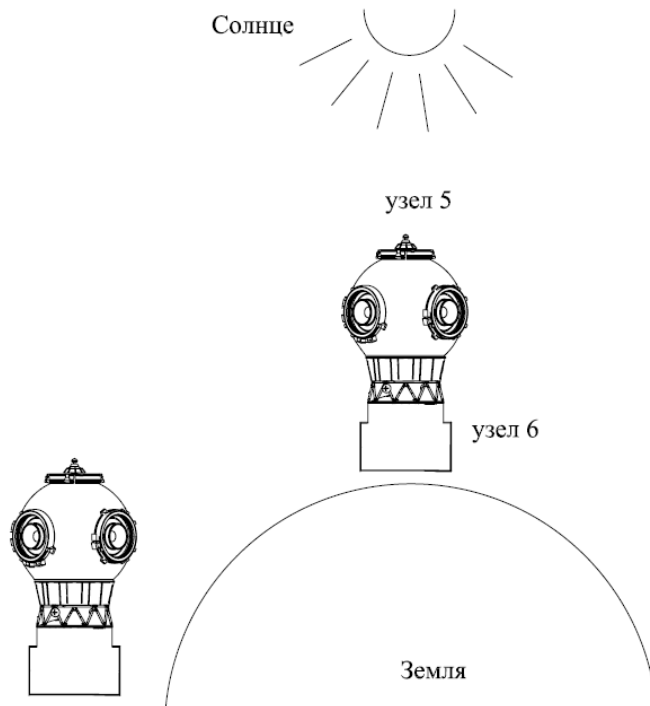


Рисунок Г.4 – Ориентация УМ в автономном полёте