

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»

Институт ракетно-космической техники  
Институт информатики, математики и электроники

*С. В. ЦАПЛИН, С. А. БОЛЫЧЕВ, А. Е. РОМАНОВ*

## ТЕПЛООБМЕН В КОСМОСЕ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для студентов, обучающихся по основной образовательной программе высшего образования по направлению подготовки 11.03.03 Конструирование и технология электронных средств

САМАРА  
Издательство Самарского университета  
2018

УДК 536.2(075)

ББК 22.36я7

Ц172

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В. В. Б и р ю к,  
д-р физ.-мат. наук, проф. М. В. З а г и д у л л и н

***Цаплин, Сергей Васильевич***

Ц172 **Теплообмен в космосе:** учеб. пособие / *С.В. Цаплин, С.А. Большев, А.Е. Романов.* – Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2018. – 92 с.: ил.

**ISBN 978-5-7883-1254-5**

Учебное пособие соответствует среднему профессиональному образованию техникума, колледжа космического машиностроения (среднее специальное учебное заведение, реализующее основные профессиональные образовательные программы среднего профессионального образования базовой, углублённой подготовки), а также университетскому образованию (для подготовки студентов: ракетно-космической техники, космического приборостроения, космического машиностроения). В пособии приводятся основы теплообмена в космосе. Материал рассчитан на самостоятельное освоение учащимися, студентами основ теплообмена.

Предназначено для обучения учащихся образовательного стандарта техникума, колледжа, школы углублённой подготовки и студентов. Пособие относится к научно-популярной литературе, написано при поддержке Федеральной целевой программы «Научные и педагогические кадры инновационной России».

УДК 536.2(075)

ББК 22.36я7

ISBN 978-5-7883-1254-5

© Самарский университет, 2018

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ .....	4
1 ПОНЯТИЕ ТЕПЛОТЫ.....	14
2 МЕХАНИЗМЫ ПЕРЕДАЧИ ТЕПЛА .....	20
3 ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ .....	30
4 ВНЕШНИЙ ТЕПЛООБМЕН .....	34
5 ВНУТРЕННИЙ ТЕПЛООБМЕН.....	43
6 ВЫБОР СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА .....	45
7 НАЗЕМНЫЕ ТЕПЛОВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	56
8 ОСОБЕННОСТИ СОТР ПИЛОТИРУЕМЫХ КА.....	63
9 УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП РАБОТЫ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ...	66
10 ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ НАГРЕВАТЕЛИ.....	72
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК .....	85

## ВВЕДЕНИЕ

Процесс проектирования в ракетно-космической технике, космическом приборостроении, машиностроении и т.д. заключается в том, чтобы найти и обосновать достаточно приемлемый способ реализации идеи (мечты, замысла), первоначально изложенной в самых скупых словах, догадках или же в скромных схематических набросках, и изложить этот способ в виде проектной документации, необходимой и достаточной для того, чтобы последующие этапы осуществления этой идеи могли осуществить конструкторские и технологические отделы, а также специализированные проектные отделы, занимающиеся проектированием отдельных подсистем, узлов, блоков, агрегатов бортовой радиоэлектронной аппаратуры. Очень часто процессу проектирования сложных объектов (оптический телескоп, радиоэлектронная аппаратура, солнечные панели, блоки координат звёзд, двигатели различного назначения, система управления космического аппарата (КА)) предшествует этап научно-исследовательских изысканий, когда осуществляется поиск путей реализации высказанной идеи в самом широком диапазоне принципиально возможных способов, выходящих иногда за рамки реально существующей действительности. Этот этап обычно завершается выпуском научно-технического отчета по проделанной работе. Но это еще не проектирование. *Проектирование же начинается тогда, когда определена реально существующая материально-техническая база, на основе которой будет завязываться проект.* Особую сложность представляет проектирование принципиально новых объектов, не имеющих аналогов или прототипов. Из большого многообразия задач проектирования рассмотрим основы теплообмена при воздействии внешних тепловых потоков, вызванных факторами космического пространства (ФК): электромагнитного, корпускулярного излучения; микрочастиц космического пространства, атомарных и молекулярных газов (кислорода, азота и др.), на поверхность КА [1].

Проектирование ракетно-космической техники связано с решением задач влияния тепловых потоков в разреженной среде на работоспособность конструктивных элементов оптического телескопа непилотируемых КА и МКА. Обеспечение работоспособности радио-

электронной аппаратуры в заданном интервале температур, находящейся в герметичном и негерметичных отсеках оптического телескопа, достигается системой обеспечения теплового режима (СОТР).

Учебное пособие знакомит студентов и школьников старших классов с процессами теплообмена между телами в космосе и предназначено для всех интересующихся проблемами проектирования космических аппаратов и теплового излучения в околоземном пространстве. Рассмотрим основные исторические моменты, начиная с понятия теплоты, энергии, механизма передачи тепла в космосе.

Теплопередача является частью учения о теплоте, основы которого были заложены в XVIII веке М.В. Ломоносовым, Б. Румфордом, Д. Джоулем, создавшими механическую теорию теплоты и основы закона сохранения и превращения материи и энергии [2]. Дальнейшее развитие этого учения было связано с появлением паровых машин, основанных на превращении теплоты в работу. В 1874 г. О. Рейнольдс в своей работе высказал идею о единстве процессов переноса теплоты и количества движения. Далее подробно рассмотрим историю развития физики тепловых явлений [3].

Все вещества непрерывно излучают электромагнитные волны в инфракрасном диапазоне вследствие колебаний атомов и молекул, связанных с внутренней энергией. В состоянии равновесия эта энергия прямо пропорциональна температуре вещества.

Впервые понятие о тепловом излучении было введено выдающимся шведским химиком Карлом Вильгельмом Шееле [3], посвятившим свойствам «лучистой теплоты» отдельную главу в «Химическом трактате о воздухе и огне» (1777 г.). В своих наблюдениях теплового излучения Шееле не применял термометрических измерений, и поэтому его опыты носили чисто качественный характер.

Немецкий математик и физик Иоганн Ламберт [3], результаты исследований которого согласуются с опытами К. Шееле, впервые экспериментально доказал, что тепловые лучи распространяются прямолинейно и что их интенсивность убывает обратно пропорционально квадрату расстояния.

И Шееле и Ламберт видели и подчеркивали сходство между тепловыми и световыми лучами (прямолинейное распространение, отражение), но о тождестве их не могло быть и речи. Лишь дальнейшее

развитие теории теплового излучения и ее подтверждение экспериментальными данными привело к более глубокому пониманию взаимосвязи теплового и светового излучений.

Опыты Марка Огюст Пикте (1752-1825 гг.) объяснили, что если во взаимодействии находятся два тела неодинаковой температуры, то более теплое тело отдает теплоту и его температура понижается, а более холодное принимает теплоту и повышает свою температуру. Когда температура обоих тел одинакова, никакой отдачи и поглощения тепла не существует [3].

Профессор Женевской академии Пьер Прево в 1771 г. высказал мысль о том, что тела, имеющие одинаковую температуру, все же обмениваются излучением [3]. Он первый показал, что энергетическое равновесное состояние носит динамический характер. Прево утверждал, что всякое нагретое тело испускает тепловые лучи, подобно тому, как всякое светящееся тело испускает свет. По его мнению, тепловые лучи представляют собой тепловые частицы, движущиеся в пространстве прямолинейно с большой скоростью. Все пространство пронизано этими лучами из тепловых частиц. Каждую точку на поверхности нагретого тела можно рассматривать как центр, из которого испускаются тепловые частицы во всех направлениях и к которому эти частицы притекают со всех сторон. Иными словами, каждое тело постоянно излучает теплоту и получает благодаря такому же излучению теплоту от окружающих тел. Отношение между этими количествами теплоты определяет температуру тела.

Инфракрасное излучение было открыто в 1800 году английским астрономом У. Гершелем. Занимаясь исследованием Солнца, Гершель искал способ уменьшения нагрева инструмента, с помощью которого велись наблюдения. Определяя с помощью термометров действия разных участков видимого спектра, Гершель обнаружил, что «максимум тепла» лежит за насыщенным красным цветом и, возможно, «за видимым преломлением». Это исследование положило начало изучению инфракрасного излучения [3].

Густав Роберт Кирхгоф в 1859г. показал [3], что в замкнутом пустом пространстве, не пронизанном для излучения и поддерживаемом при постоянной температуре, устанавливается универсальное излучение «черного тела», зависящее только от температуры, но не от при-

роды стенок. Интенсивность излучения любого тела может быть определена, исходя из излучения «черного тела», если известны поглощение и показатель преломления данного тела.

Отто Луммер (1860-1925 гг.) и Вильгельм Вин (1864-1928 гг.) изобрели способ изучать свойства черного тела, глядя внутрь замкнутого пространства через маленькую щель, столь маленькую, что это заметно не изменяет состояние излучения в замкнутой полости. Они положили начало количественным измерениям интенсивности излучения черного тела [3].

Важный шаг в исследовании теплового излучения сделал в 1884 г. Людвиг Эдуард Больцман (1844-1906 гг.) [3]. На основании электромагнитной теории света он сделал заключение о существовании давления излучения черного тела на стенки, равном  $1/3$  энергии излучения, приходящейся на единицу объема. Путем простого применения обычных термодинамических способов он вывел, что эта энергия пропорциональна 4-й степени абсолютной температуры; коэффициент пропорциональности — универсальная постоянная. Так был обоснован и уточнен результат, который еще в 1879г. был выведен Джозефом Стефаном (1835-1893 гг.) из измерений французских физиков. Это было триумфом электромагнитной теории света. В своем некрологе о Больцмане Лорентц назвал перлом теоретической физики его маленькое, но глубоко продуманное сочинение, в котором он смело применил к тепловому излучению термодинамические понятия — давление и температуру, а неявно также понятие энтропии.

В. Вин и позднее также М. Планк (1858-1947 гг.) [3] выдвинули закон распределения, согласно которому интенсивность уменьшается экспоненциально по мере возрастания длин волн. Так пытались избежать «ультрафиолетовой катастрофы». В 1899г. удалось экспериментально подтвердить этот закон, но затем усовершенствованные измерения Отто Луммера (1860-1925 гг.) и Эрнста Принштейма (1859-1917 гг.) привели к значительным отклонениям от этого закона, послужившим для Планка источником новых размышлений.

Двадцатилетняя деятельность Планка в области термодинамики и ясное понимание значения энтропии, которое тогда еще многими оспаривалось, сыграли большую роль в развитии его идей. Ядром проблемы он считал не формулу интенсивности, а однозначно связанное с нею отношение между энергией, частотой и энтропией излучения. Закону распределения Вина соответствовала одна связь этих величин,

закону Рэлея-Джинса - другая. Когда Планк в октябре 1900г. узнал о новых измерениях Фердинанда Курлбаума (1857-1927 гг.) и Генриха Рубенса (1865-1922 гг.), подтверждающих закон для длинных волн, он установил на основе обоих видов связи интерполяционную формулу, из которой непосредственно получался названный по его имени закон излучения, содержащий прежде установленные формулы как предельные случаи. Он доложил об этом в Немецком физическом обществе 19 октября 1900 г. Несмотря на некоторые сомнения, этот закон в последующем все больше и больше эмпирически подтверждался. Однако оставалась нерешенной проблема надлежащего теоретического обоснования этого полуэмпирически найденного закона. Планк вернулся к обнаруженной Больцманом связи между энтропией и вероятностью и вычислил вероятность числа колебаний линейного осциллятора. При этом он пользовался новой, только по необходимости им введенной идеи о том, что возможны только дискретные ступени энергии [3]. Отсюда действительно получался закон излучения, который удовлетворял закону смещения Вина, если ступени энергии отличались друг от друга на величину  $h$ , где  $h$  – новая универсальная константа, элементарный квант действия. Таким путем теоретическая формула излучения становилась тождественной формуле, найденной путем интерполяции. Численное значение  $h$  получилось на основании измерений равным  $6,5 \cdot 10^{-27}$  эрг/с.

Константа Больцмана, которая также входит в закон излучения, поскольку применяется установленное Больцманом отношение между энтропией и вероятностью состояния, имеет значение  $1,37 \cdot 10^{16}$  эрг/град. Этот вывод Планк также доложил в Немецком физическом обществе 14 декабря 1900 г. С этого дня началось развитие теории квантов.

Закон квантов энергии  $h$  Планка был не продолжением прежней физики, а переворотом в ней. Следующие десятилетия все яснее показывали, насколько глубок был этот переворот и также насколько он был необходим. Именно с помощью теории квантов стало возможным понимание атомных явлений. В последующие годы были сделаны еще некоторые другие попытки теоретически вывести закон излучения Планка. В 1910 г. П. Дебай, например, применил  $h$  – закон к электромагнитным собственным колебаниям черного тела и достиг таким путем, может быть, еще более простого подхода к формуле излучения. В 1917 г. Эйнштейн сделал интересный вывод, который дальше всего



отходит от представления о колебаниях излучения черного тела. Он характеризует это излучение посредством спектральных областей и квантов энергии, которые относятся к этим областям. При этом он придает каждому возбужденному атому излучения черного тела определенную вероятность излучения в единицу [3-6].

Известно, что в случае теплопроводности и конвекции перенос энергии между частями тела зависит от разности температур этих частей тела в первой степени, а перенос энергии теплового излучения – от разности абсолютных температур, каждая из которых в четвёртой степени. Это и является основным различием в теплообмене тел. Вклад излучения в теплообмен в печах, в камерах сгорания и при ядерном взрыве становится весьма значимым. Второй важной особенностью отличия является отсутствие среды. Энергия излучения распространяется в вакууме, т.е. разреженной среде, которой является и космическое пространство. Это свойство теплового излучения используется для отвода избыточного тепла в космическое пространство в виде излучения с поверхности КА. Излучение, поглощаясь элементами солнечных батарей, обеспечивает электрической энергией КА.

В космическом пространстве при малой плотности частиц вещества передача тепла от тел происходит посредством излучения. Тела, которые соприкасаются друг с другом, передают тепло с помощью механизма теплопроводности. С развитием космонавтики большое внимание уделяется лучистому внешнему теплообмену, теплообмену между наружными поверхностями и воздействию солнечных потоков.

Внутри КА возможен лучистый теплообмен и теплообмен теплопроводностью в негерметичных отсеках, а при наличии гравитационного поля или применении специальных циркуляционных систем в герметичных отсеках КА – конвективный теплообмен. С учетом современных достижений теории теплообмена создавались КА «Восток» и «Союз», разработанные с участием Самарского предприятия ГНП РКЦ «ЦСКБ–Прогресс» (рис. В. 1, б-4); КА многоразового использования «Дискавери», «Колумбия», «Индевер», «Атлантис» (рис. В. 5, В. 6), разработанные Nasa; КА «Dream Chaser», разработанный американской компанией SpaceDev (рис. В. 7, а); КА «SpaceX» (рис. В. 7, б), разработанный частной транспортной компанией SpaceX; КА «Буран» (рис. В. 1, а), разработанный предприятием «Энергия». Поэтому влияние внешнего теплообмена приобрело особое значение в развитии современной космической техники.



а



б

Рис. В.1. Отечественные космические аппараты:  
а – Буран; б – Союз



Рис.В.2. Отечественный космический аппарат «Восток»



Рис. В.3. МКА «Аист-2Д»



Рис. В. 4. МКА «Михайло Ломоносов»

В последние несколько лет в качестве платформы для систем ДЗЗ стали всерьез рассматривать наноспутники, которые ранее использовались только для выполнения специальных военных, научных или учебных задач. Примером является успех американской компании PlanetLabs, которая в феврале с борта МКС запустила два первых наноспутника Dove размером  $30 \times 10 \times 10$  см. Это лишь часть будущей группировки из более сотни 4,5-кг спутников, способных вести съемку с разрешением 3-5 м. О преимуществе наноспутников свидетельствуют следующие данные: "Ресурс-П", масса 6 т, разрешение снимков 1 м; SkySat, масса 50 кг, разрешение снимков 1 м; Канопус-

В, масса 450 кг разрешение снимков 10 м; Dove, масса 5 кг, разрешение снимков 5 м. В данных примерах у маленьких есть свои недостатки, которые компенсируются их численностью и стоимостью производства/запуска.



а

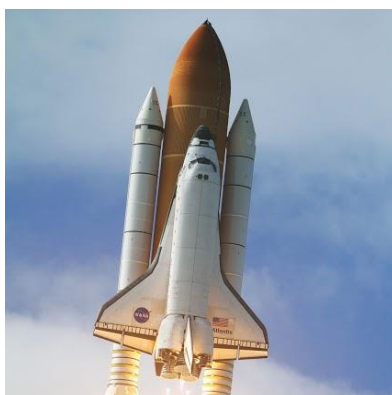


б

Рис. В. 5. Американские космические аппараты:  
а – Дискавери; б – Колумбия



а



б

Рис. В. 6. Американские космические аппараты:  
а – Индевер; б – Атлантис



Рис. В. 7. Американские космические аппараты:  
а – DreamChaser; б – SpaceX



Рис. В. 8. Наноспутник Dove

Спутники «Канопус» и серии Dove (12 космических аппаратов) запустят с космодрома «Восточный» в конце 2018 года.

Коллектив авторов благодарит за финансовую поддержку директора Института РКТ С.А. Ишкова и редакцию издательства Самарского университета за подготовку к изданию учебного пособия.

## 1 ПОНЯТИЕ ТЕПЛОТЫ

Понятие теплоты на молекулярном уровне тесно связано с понятием вещества как вида материи. Вещество – вид материи, который в отличие от физического поля обладает массой покоя. Вещество состоит из элементарных частиц (в основном из электронов, протонов, нейтронов), масса покоя которых отлична от нуля. Структура материи строится на основе связи вещества и материи. В классической физике вещество и физическое поле абсолютно противопоставлялись друг другу долгое время как два вида материи, у первого из которых структура дискретна, а у второго – непрерывна.

Квантовая физика, которая ввела идею двойственности корпускулярно-волновой природы любого микрообъекта, привела к нивелированию этого противопоставления. Вещество в земных условиях встречается в четырёх состояниях: газ, жидкость, твёрдое тело, плазма [4-6].

Со времён Аристотеля считали, что теплота является одним из основных качеств, присущих материи, причём каждому из тел это первичное качество присуще в различной мере. В XVII веке в трудах Декарта и Бэкона содержится попытка связать представление о теплоте с движением частиц, из которых состоит тело. В XVIII веке с развитием калориметрии в науку вошло представление о теплороде – особой вязкой и невесомой жидкости, переходящей от более нагретых тел к менее нагретым при соприкосновении. Причём повышение температуры тела объяснялось увеличением содержания теплорода в теле.

В 1760г. М.В. Ломоносов в своих трудах о тепле и холоде постулировал учение о теплоте как о форме движения частиц [2,3]. Он предложил объяснение природы теплоты, отличающееся от появившейся позднее теории теплорода. Он считал, что природа теплоты состоит в движении молекул тела, которые он называл корпускулами. Ломоносов полагал, что корпускулы совершают вращательное движение. На основе своих представлений он объяснял такие тепловые явления, как теплопроводность, плавление. Процесс теплопроводности Ломоносов объяснял следующим образом: при соприкосновении нагретого тела с холодным первое охлаждается, а второе нагревается. Это происходит потому, что корпускулы нагретого тела вращаются быстрее, чем корпускулы холодного. При соприкосновении тел движение «быстрых» корпускул будет передаваться корпускулам холодного тела, которые



вращаются медленно. В результате передачи своего движения корпусу горячего тела замедляют движение и тело охладится, а вращение корпусов холодного тела ускорится и оно нагреется. Однако Ломоносову не суждено было доказать справедливость своих взглядов.

В XVIII веке считалось, что одно тело теплее другого потому, что содержит больше *теплорода* – невесомого вещества, создающего ощущение тепла [3]. Также считалось, что теплород нельзя ни создать, ни уничтожить; он только переходит от одних тел к другим, вызывая охлаждение первых и нагревание вторых. Однако в 1798 г. министр внутренних дел Баварии граф Б. Румфорд провёл знаменитый опыт (рис. 1), оставивший теорию теплорода в пыли библиотек.

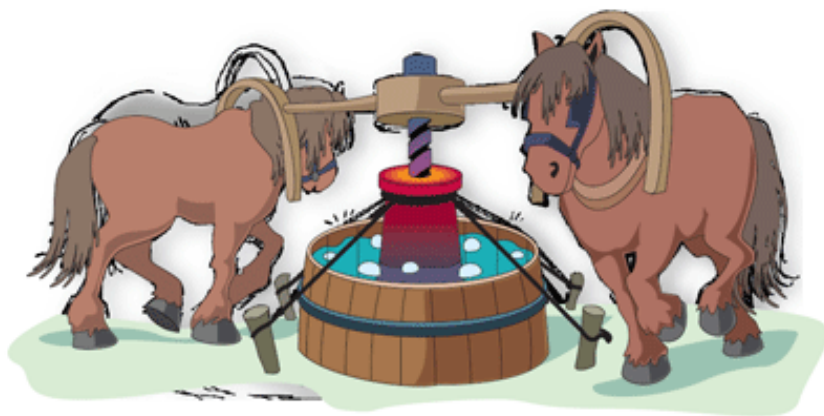


Рис. 1. Опыт Румфорда

В те времена пушки изготавливали так: из расплавленного металла отливали пушечные стволы, не оставляя внутри них канала для ядер, его делали позже огромными сверлильными станками, приводившимися в движение лошадьми. Румфорд заметил, что во время сверления стволы очень сильно нагревались. Он предположил, что причина нагревания – трение сверла о пушечный ствол, то есть совершение механической работы.

Для проверки *гипотезы* (предположения) Румфорда было решено увеличить силу трения. Для этого взяли тупое сверло, а пушечный ствол поместили в бочку с водой. Спустя два с половиной часа, к величайшему изумлению свидетелей этого грандиозного опыта, вода закипела!

Из опыта Румфорда следовало, по крайней мере, два вывода: либо теплород можно «изготавливать» в неограниченных количествах (и тогда это приведёт к переделке всей теории теплорода), либо нагревание тел объясняется не теплородом и его не существует вообще. Дальнейшее развитие науки (например, опыты Джоуля) подтвердило правильность именно второго вывода — *при совершении работы силой трения всегда возникает определённое количество теплоты*.

В 1799 г. английский физик и химик Гемфри Дэви произвел эксперимент [3], который тоже свидетельствовал против теории теплорода. Опыт Дэви состоял в следующем: под колокол воздушного насоса, откуда предварительно был выкачан воздух, помещались два кусочка льда при температуре  $0^{\circ}\text{C}$ . Оба кусочка можно было тереть друг о друга при помощи специального часового механизма. При трении лед таял, причем температура получившейся воды оказалась на несколько градусов выше  $0^{\circ}\text{C}$ . С точки зрения теории теплорода этот опыт совсем необъясним, поскольку удельная теплоемкость льда меньше, чем у воды. Отсюда Дэви заключил, что теплота могла появиться только в результате движения.

В 1844-1854 гг. английский физик Д. Джоуль провел опыты, в которых установил соотношение между работой, затрачиваемой при выделении теплоты, и количеством выделившейся теплоты. Схема опыта Джоуля была следующей (рис. 2). Опыт Джоуля позволил определить механический эквивалент теплоты и установил, что для нагревания 1 г воды на  $1^{\circ}\text{C}$  надо произвести работу, равную 4,1868 Дж.

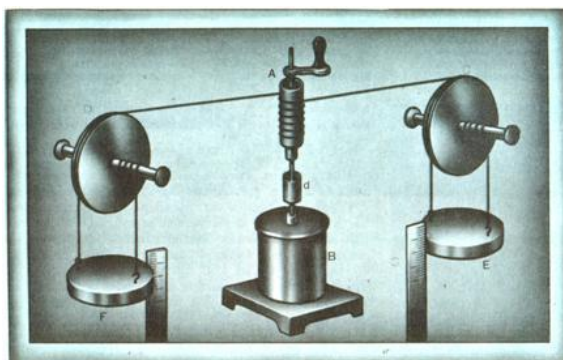


Рис. 2. Опыт Джоуля

Эксперимент заключался в следующем. В медном сосуде с водой в адиабатических условиях вращаются лопасти мешалки, приводимой



в движение опускающимися грузами, которые подвешены на шнурах, перекинутых через блоки. К стенкам сосуда также прикреплены лопатки, затрудняющие движение воды при вращении мешалки. Вращающиеся лопасти, увлекая воду, вызывают трение одних слоев воды о другие. При трении воды она и сосуд нагреваются; никаких других изменений ни вода, ни остальные части прибора не испытывают. Сила тяжести  $P = mg$  совершает работу, равную весу груза, умноженному на высоту  $h$ , с которой он опускается. В начале и в конце опыта все части прибора находятся в покое, так что в результате опыта кинетическая энергия не изменяется. Таким образом, вся совершенная работа  $mgh$  вызывает только нагрев воды и прибора, изменение температуры  $\Delta T$  которого Джоулем учитывалось.

Масса воды была заранее измерена. Учитывалось поглощение теплоты стенками сосуда, лопатками и мешалкой. Теплоемкость воды и металла была известна. В результате серии тщательно поставленных опытов Джоуль установил, что между затраченной работой  $A = m_{\text{груз}}gh$  и количеством полученной теплоты  $Q = cm\Delta T$  существует прямая пропорциональность:  $Q = k \cdot A$ , где  $k$  – коэффициент пропорциональности. Джоуль нашел, что коэффициент пропорциональности  $k$  всегда сохраняет одно и то же значение независимо от способа получения теплоты, вида работы, температуры тела и т.д.

По результатам своих измерений Джоуль вычислил величину  $k$ , которая носит наименование теплового эквивалента работы, и  $Q$  – механического эквивалента теплоты:  $k = 0,002345$  ккал/кгс·м и  $Q = 427$  кгс·м/ккал; очевидно, что

$$Q = \frac{1}{k}.$$

Впоследствии значения  $k$  и  $Q$ , полученные Джоулем, были несколько уточнены: в соответствии с результатами наиболее точных современных измерений  $Q = 426,935$  кгс·м/ккал.

Вскоре после опытов Джоуля была разработана молекулярно-кинетическая теория вещества, в соответствии с которой теплота является энергией хаотического теплового движения микрочастиц, составляющих тело.

По данным опыта определялась работа, которую нужно затратить, чтобы повысить температуру 1 г воды на  $1^\circ\text{C}$ . Опыт Джоуля повто-

рялся неоднократно. Бралась разные жидкости, разные сосуды и мешалки, результат был один и тот же: всегда из одного и того же количества работы получалось одно и то же количество теплоты. Джоуль установил, что при затрате одного и того же количества работы выделяется всегда одно и то же количество теплоты. Таким образом, было показано, что количество полученной теплоты эквивалентно количеству затраченной работы; понятно, что это соотношение справедливо и при совершении работы за счет затраты теплоты.

Понятие теплоты близко к понятию работы. Эта близость заключается в том, что теплота и работа являются формами передачи энергии, но эти формы передачи энергии различны. В случае механической работы обязательно изменяется объём тела.

На основании опытных данных различных исследователей [2-4] при изучении тепловых процессов в природе было установлено:

- кинетическая часть внутренней энергии вещества есть хаотическое движение молекул и атомов, из которых состоит вещество, представляет собой теплоту;
- мерой интенсивности движения молекул является температура;
- тепло, полученное телом, передаётся от одного тела к другому благодаря соприкосновению тел посредством теплового контакта, причём горячее тело передаёт тепло холодному;
- тепло, полученное телом, передаётся от одной его части тела (горячей) к другой (холодной);
- тепло, полученное телом, передаётся от нагретого тела через жидкую, газовую среду;
- тепло, полученное телом, передаётся от нагретого тела в разреженной среде;
- тепло может выделяться или поглощаться при соединении разных веществ;
- тепло выделяется при трении тел;
- процесс передачи тепла прекращается при наступлении равновесия между телами. Температура устанавливается одинаковой для всех окружающих тел между собой.

Из опытных данных следует, что теплота – мера энергии, переходящей от одного тела к другому в процессе теплопередачи. Поясним понятие теплопередачи.

Теплопередача — физический процесс передачи тепловой энергии от более горячего тела к более холодному либо непосредственно (при контакте), либо через разделяющую (тела или среды) перегородку из какого-либо материала. Когда физические тела одной системы находятся при разной температуре, то происходит передача тепловой энергии или теплопередача от одного тела к другому до наступления термодинамического равновесия. Самопроизвольная передача тепла всегда происходит от более горячего тела к более холодному, что является следствием второго закона термодинамики.

Таким образом, количество теплоты является одной из основных термодинамических величин. Количество теплоты является функцией процесса, а не функцией состояния, то есть количество теплоты, полученное системой, зависит от способа, которым она была приведена в текущее состояние. Обозначим количество теплоты  $Q$ . В системе СИ единицей измерения теплоты является джоуль.

Количество теплоты, которым обладает тело при данной температуре, зависит от его массы и удельной теплоёмкости вещества. Например, при одной и той же температуре в большой чашке с водой заключается больше теплоты, чем в маленькой, а в ведре с холодной водой его может быть больше, чем в чашке с горячей водой (хотя температура воды в ведре ниже). Из этого примера следует, что количество теплоты  $Q$  есть

$$Q = cmT ,$$

где  $T = t + 273^\circ\text{C}$  – абсолютная температура,  $c$  – удельная теплоёмкость (Дж/кг·К),  $m$  – масса вещества (кг).

Теплота играет важную роль в жизни человека, в том числе и в функционировании его организма. Часть химической энергии, содержащейся в пище, превращается в теплоту, благодаря чему температура тела поддерживается около  $37^\circ\text{C}$ .

Тепловой баланс тела человека зависит также от температуры окружающей среды, и люди вынуждены расходовать много энергии на обогрев жилых и производственных помещений зимой и на охлаждение их летом [6-8]. Большую часть этой энергии поставляют тепловые машины, например, котельные установки и паровые турбины электростанций, работающих на ископаемом топливе (угле, нефти) и вырабатывающих электроэнергию. В частности, живая природа на Земле существует благодаря тепловому балансу с окружающей средой.

Теплота сама по себе не является веществом – это всего лишь энергия движения его атомов или молекул.

## 2 МЕХАНИЗМЫ ПЕРЕДАЧИ ТЕПЛА

С детства человек с помощью органов чувств ощущает свет и тепло, например, от пламени свечи (рис. 3), горящего костра (рис. 4), так же, как и холод, при непосредственном контакте или на расстоянии.



Рис.3. Пламя свечи



Рис.4. Горящий костер

Передача тепла происходит за счет трех механизмов: теплопроводности, конвекции и излучения.

**Теплопроводность** – перенос тепла, определяемый взаимодействием микрочастиц поверхностей соприкасающихся тел.

Если внутри тела имеется разность температур, то тепловая энергия переходит от более горячей его части к более холодной. Такой вид теплопередачи, обусловленный тепловыми движениями и столкновениями молекул, называется теплопроводностью; при достаточно высоких температурах в твердых телах его можно наблюдать визуально. Так, при нагревании стального стержня с одного конца в пламени газовой горелки тепловая энергия передается по стержню и на некоторое расстояние от нагреваемого конца распространяется свечение (с удалением от места нагрева все менее интенсивное). **Теплопроводность** — перенос энергии, определяемый взаимодействием микрочастиц поверхностей соприкасающихся тел.

**Конвекция** – перенос тепла, обусловленный пространственным перемещением вещества от нагретого тела в жидкостях или газах.

**Конвективный перенос** – перенос теплоты при перемещении жидкости или газа с различными температурами. Конвективный перенос условно разделяют на естественную и вынужденную конвекцию. Естественная конвекция возникает под действием массовых сил, связанных с неоднородностью жидкости (архимедова сила). Вынужденная конвекция возникает при действии внешних сил на границе системы твёрдое тело–жидкость (перепад давления в трубопроводе и т.п.), либо сообщении потоку кинетической энергии от источника. Конвективный теплообмен между жидкостью и поверхностью твёрдого тела характеризуется теплоотдачей.

Примером конвективного теплообмена является процесс, где более нагретые части среды, имеющие меньшую плотность, поднимаются кверху, а более холодные – опускаются вниз. Молекулы в разных слоях обладают различной средней кинетической энергией, зависящей от температуры слоя. Двигаясь поступательно, молекулы могут непрерывно перелетать из слоя в слой, перенося с собой энергию, присущую покидаемому слою. Вместе с переносом вещества происходит перенос энергии, что в значительной степени ускоряет процесс теплообмена. Понятно, что конвекция возможна только в жидкостях и в газах и существенна в том случае, если подогрев происходит снизу.

**Излучение** – перенос энергии в виде электромагнитных волн [9,10].

**Лучистый теплообмен (радиационный теплообмен)** – процесс переноса энергии, обусловленный превращением части внутренней энергии вещества в энергию излучения (испусканием электромагнитных волн, или фотонов), переносом излучения в пространстве со скоростью света и его поглощением веществом (обратным превращением энергии электромагнитных волн во внутреннюю энергию). При этом перенос излучения в материальной среде может сопровождаться поглощением и рассеянием, а также собственным излучением среды. Однако для лучистого теплообмена наличие материальной среды между телами не является необходимым, что принципиально отличает лучистый теплообмен от других видов теплообмена (теплопроводности, конвективного теплообмена). Передача теплоты излучением может происходить в различных областях спектра (в зависимости от температуры).

Третий вид теплопередачи – лучистый теплообмен – отличается от теплопроводности и конвекции тем, что теплота в этом случае может передаваться через вакуум. Примером теплового излучения является свет свечи, костра, лампы накаливания, нагретого тела. Мощность теплового излучения определяется по критерию абсолютно чёрного тела.

**Абсолютно чёрное тело** – это тело, для которого поглощательная способность тождественно равна единице для всех частот или длин волн и любой температуры, т.е.  $a_{\omega} \equiv 1$  или  $a_{\lambda} \equiv 1$ .

Под абсолютно чёрным телом понимается физическая идеализация, применяемая в термодинамике, тело, поглощающее всё падающее на него электромагнитное излучение во всех диапазонах и ничего не отражающее. Несмотря на название, абсолютно чёрное тело само может испускать электромагнитное излучение любой частоты и визуально иметь цвет.

Спектр излучения абсолютно чёрного тела определяется только его температурой. Под чёрным телом понимаются реальные вещества (например, сажа), которые поглощают до 99 % падающего излучения (то есть имеют альбедо, равное 0,01) в видимом диапазоне длин волн. Однако инфракрасное излучение поглощается ими значительно хуже. Среди тел Солнечной системы свойствами абсолютно чёрного тела в наибольшей степени обладает Солнце.

Абсолютно чёрных тел в природе не существует, и поэтому в физике для экспериментов используется модель черного тела, она представляет собой замкнутую полость с небольшим отверстием (рис. 5).

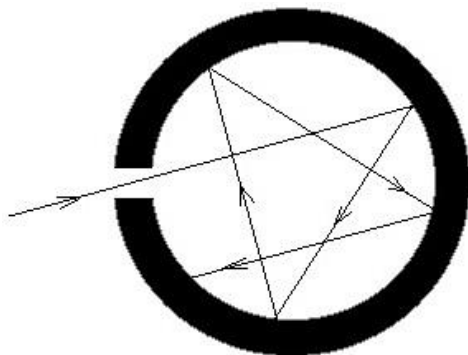


Рис. 5. Абсолютно чёрное тело

Свет, попадающий внутрь сквозь это отверстие, после многократных отражений будет полностью поглощён и отверстие снаружи будет выглядеть совершенно чёрным. Но при нагревании этой полости у неё появится собственное видимое излучение. Поскольку излучение, испущенное внутренними стенками полости, прежде чем выйдет (ведь отверстие очень мало), в подавляющей доле случаев претерпит огромное количество новых поглощений и излучений, то можно с уверенностью сказать, что излучение внутри полости находится в термодинамическом равновесии со стенками. (На самом деле, отверстие для этой модели вообще не важно, оно нужно только чтобы подчеркнуть принципиальную наблюдаемость излучения, находящегося внутри; отверстие можно, например, совсем закрыть и быстро приоткрыть только тогда, когда равновесие уже установилось и проводится измерение).

На рис. 6 представлена зависимость энергии теплового (инфракрасного) излучения от длины волны. Тепловое излучение может сопровождаться испусканием видимого света, но его энергия мала по сравнению с энергией излучения невидимой части спектра. На рис. 7 изображён перенос тепла, который происходит в зависимости от теплового сопротивления материалов, окружающих источник.

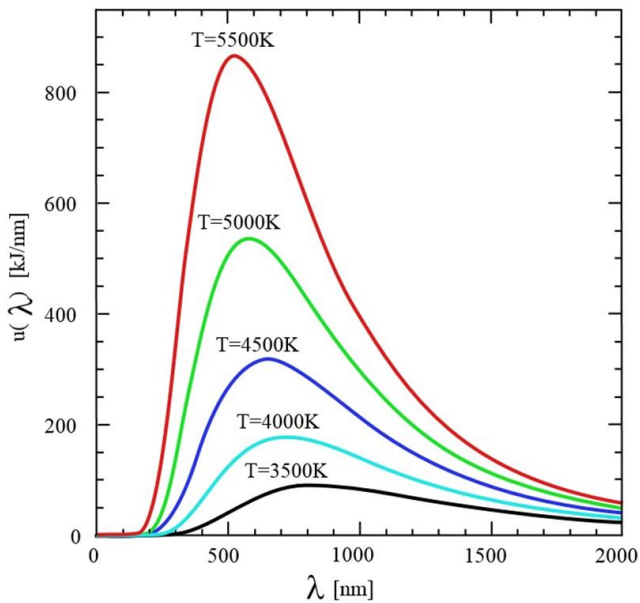


Рис. 6. Мощность излучения чёрного тела в зависимости от длины волны [9,10]

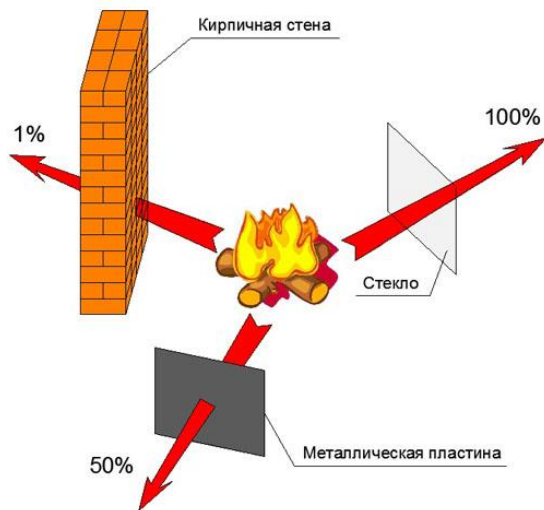


Рис. 7. Перенос тепла

Наверняка каждый из вас сидел у горящего костра и чувствовал на лице его жар, особенно если подсесть поближе. Однако, если вытянув



вперед руки, заслонить лицо от костра ладонями, то жар практически исчезает. Не трудно догадаться, что лицо обжигает не нагретый воздух, а невидимые тепловые лучи, идущие от костра, они, как и световые лучи, прямые и имеют электромагнитную природу.

В космосе между планетами обычно разряжение (вакуум) и поэтому передача тепла осуществляется исключительно тепловыми лучами. Тепловые лучи имеют такую же природу, как световые и электромагнитные волны, но различаются длиной волны. Например, длины волн в диапазоне  $0,76\div 50$  мкм называются инфракрасными. Все тела, имеющие комнатную температуру  $+ 20^{\circ}\text{C}$ , излучают в основном инфракрасные волны с длинами волн близкими к 10 мкм. Таким образом, любые предметы, если только их температура отлична от абсолютного нуля ( $-273,15^{\circ}\text{C}$ ) (рис. 8), способны посылать в окружающее пространство излучение. Поэтому любое тело излучает в окружающее пространство характерное излучение (с энергией  $\varepsilon = h\nu$ , где  $h$  – постоянная Планка;  $\nu$  – частота излучения), которое достигает поверхности других тел, находящихся вокруг, а также получает излучение от других тел [9,10].



Рис. 8. Излучение Вселенной (температура  $2,72548 \pm 0,00057$  К)

Тепловое излучение может поглощаться или проходить сквозь тело, а также может отражаться от тела. Отражение тепловых лучей происходит подобно тому, как если световой луч отражается от зер-

кала, с той лишь разницей, что это происходит в невидимом для человеческого глаза диапазоне. Поглощение теплового излучения ощущается нами, если наша одежда имеет чёрный цвет, например, в солнечную погоду наша одежда чёрного цвета нагревается от солнечных лучей. Проникновение или прохождение тепловых лучей сквозь тело подобно тому, как световые лучи проходят сквозь стекло или воздух.

Реликтовое излучение (термин предложен русским астрофизиком И.С. Шкловским [5,6]) – космическое электромагнитное излучение, приходящее на Землю со всех сторон неба примерно с одинаковой интенсивностью и имеющее спектр, характерный для излучения абсолютно чёрного тела при температуре около 3 К (3 градуса по абсолютной шкале Кельвина, что соответствует  $-270^{\circ}\text{C}$ ). При такой температуре основная доля излучения приходится на радиоволны сантиметрового и миллиметрового диапазонов. Плотность энергии реликтового излучения  $0,25\text{ эВ/см}^3$  (рис. 9).

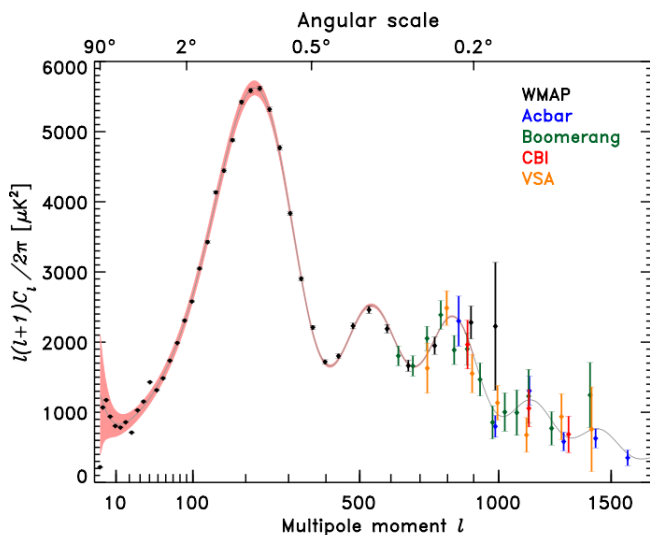
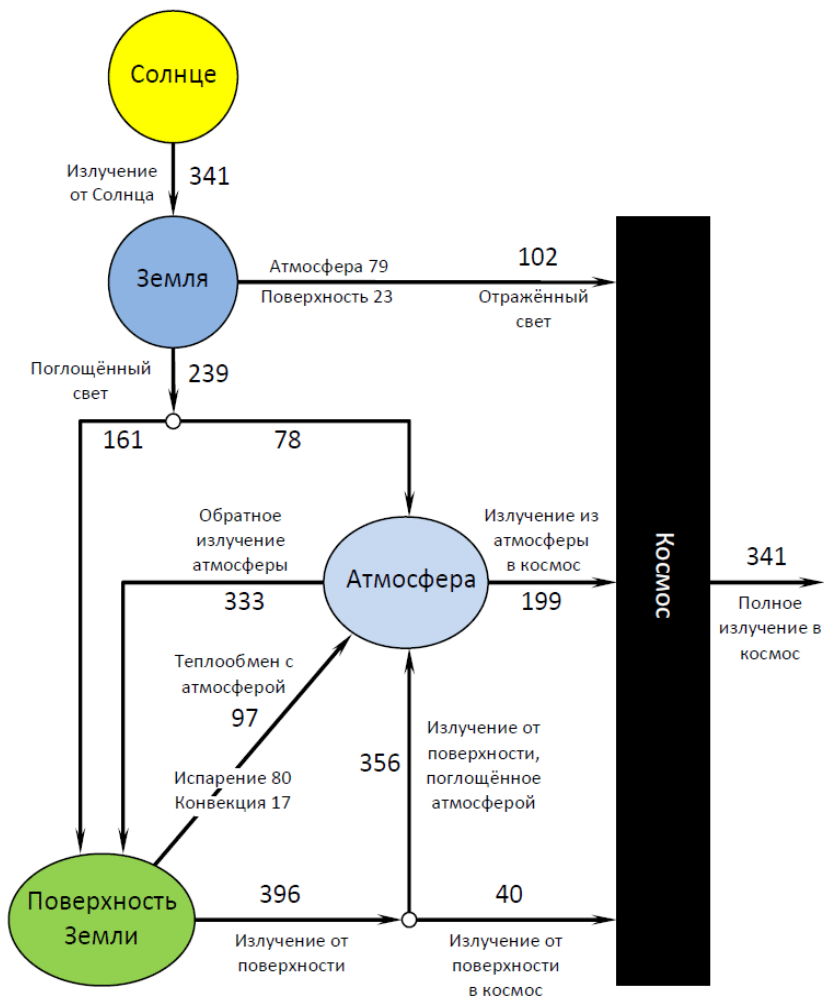


Рис. 9. Спектр мощности реликтового излучения (распределение энергии по угловым масштабам, то есть по мультиполям). Спектр получен по данным наблюдений: КА WMAP(2006) NASA, Acbar (2004) Boomerang (2005), CBI(2004) и VSA(2004). Розовая область показывает теоретические предсказания



### Тепловой баланс Земли (март 2000 – май 2004)

Все тепловые потоки в  $\text{Вт/м}^2$ , усреднённые по времени и по поверхности Земли  
 Источник: Trenberth K. T., Fasullo J., Kiehl J. T., 2009: Earth's global energy budget.  
 — *Bull. Amer. Meteor. Soc.*, **90**, 311–323.

[AdmiralHood, vladfotki.narod.ru](mailto:AdmiralHood@narod.ru)

Рис. 10. Тепловой баланс Земли [8,11]

В 1956 г. сотрудником Пулковской обсерватории Т.А. Шмаоновым была зарегистрирована конечная температура в открытом космическом пространстве  $T_0 = 4 \pm 3$  К [12]. Наиболее распространенным в природе видом электромагнитного излучения является тепловое излучение. Близко по своим свойствам к чёрному телу относится реликтовое или космическое микроволновое фоновое излучение, заполняющее Вселенную. Существование реликтового излучения было предсказано теоретически Георгием Антоновичем Гамовым в рамках теории Большого взрыва.

Тепловой баланс Земли [7, 8]. Земля получает (рис. 10) лишь  $1/2000000000$  часть солнечной энергии, так, например, на  $1 \text{ м}^2$  площади, перпендикулярной падению солнечных лучей за пределами земной атмосферы, падает  $1,367 \text{ кВт}$  солнечной энергии. Из нее  $1\%$  «жесткого» ультрафиолетового излучения поглощается молекулами газов на высоте свыше  $100 \text{ км}$ , еще  $3\%$  «мягкого» ультрафиолетового излучения поглощается озоном  $\text{O}_3$  и  $4\%$  теплового излучения – водяными парами в тропосфере.

В приземные слои воздуха попадает  $92\%$  оптического солнечного излучения с длиной волн  $290 \div 2400 \cdot 10^{-9} \text{ м}$ ,  $45\%$  излучения рассеивается молекулами воздуха и придает небу голубой цвет,  $47\%$  достигает поверхности Земли, но  $7\%$  отражается ею обратно. Поверхность Земли поглощает  $40\%$  падающей на нее энергии солнечных лучей и еще  $8\%$  из предварительно рассеянных в атмосфере [13].

Поскольку центральное сечение земного шара ( $S = \pi R^2$ ), на которое приходится тепловой поток от Солнца, в 4 раза меньше площади поверхности ( $S = 4\pi R^2$ ), откуда средний тепловой поток на единицу поверхности Земли в 4 раза меньше солнечной постоянной:  $341 \text{ Вт/м}^2 \approx 1367/4 \text{ Вт/м}^2$ , или  $1,74 \cdot 10^{17} \text{ Вт}$  в расчёте на полную поверхность Земли.

Основной приток энергии к Земле обеспечивается солнечным излучением и составляет около  $341 \text{ Вт/м}^2$  в среднем по всей поверхности планеты. Внутренние источники тепла (радиоактивный распад, стратификация по плотности) по сравнению с этой цифрой незначительны (около  $0,08 \text{ Вт/м}^2$ ) [8]. Из  $341 \text{ Вт/м}^2$  солнечного излучения, попадающего на Землю, примерно  $30\%$  ( $102 \text{ Вт/м}^2$ ) сразу же отражается от поверхности Земли ( $23 \text{ Вт/м}^2$ ) и облаков ( $79 \text{ Вт/м}^2$ ), а  $239 \text{ Вт/м}^2$  в сумме поглощается атмосферой ( $78 \text{ Вт/м}^2$ ) и поверхностью Земли ( $161 \text{ Вт/м}^2$ ) [11]. Поглощение в атмосфере обусловлено в основном облаками и аэрозолями [8].

Из  $161 \text{ Вт/м}^2$  поглощаемой поверхностью Земли энергии  $40 \text{ Вт/м}^2$  возвращается в космическое пространство в виде теплового излучения диапазона  $3\text{--}45 \text{ мкм}$ , ещё  $97 \text{ Вт/м}^2$  передаются атмосфере за счёт различных тепловых процессов ( $80 \text{ Вт/м}^2$  — испарение воды,  $17 \text{ Вт/м}^2$  — конвективный теплообмен). Кроме того, около  $356 \text{ Вт/м}^2$  излучения Земли поглощается атмосферой, из которых  $332 \text{ Вт/м}^2$  ( $161 - 40 - 97 - 356 + 332 = 0$ ) возвращается в виде обратного излучения атмосферы. Таким образом, полное тепловое излучение поверхности Земли составляет  $396 \text{ Вт/м}^2$  ( $356+40$ ), что соответствует средней тепловой температуре  $288 \text{ К}$  ( $15 \text{ }^\circ\text{C}$ ) [8,11].

Атмосфера излучает в космическое пространство  $199 \text{ Вт/м}^2$ , включая  $78 \text{ Вт/м}^2$ , полученные от излучения Солнца,  $97 \text{ Вт/м}^2$ , полученные от поверхности Земли, и разность между поглощаемым атмосферой излучением поверхности и обратным излучением атмосферы в объёме  $23 \text{ Вт/м}^2$ [11].

Внутренние источники тепла Земли менее значительны по мощности, чем внешние [13]. Средняя плотность теплового потока по земному шару составляет  $87 \pm 2 \text{ мВт/м}$  или  $(4,42 \pm 0,10) \cdot 10^{13} \text{ Вт}$  в целом по Земле, то есть примерно в 5000 раз меньше, чем средняя солнечная радиация. В океанских районах этот показатель составляет в среднем  $101 \pm 2 \text{ мВт/м}^2$ , в континентальных -  $65 \pm 2 \text{ мВт/м}^2$ . В глубоководных океанических желобах она меняется в пределах  $28\text{--}65 \text{ мВт/м}^2$ , на континентальных щитах -  $29\text{--}49 \text{ мВт/м}^2$ , в областях геосинклиналей и срединно-океанических хребтах может достигать  $100\text{--}300 \text{ мВт/м}^2$  и более. Около 60 % теплового потока ( $2,75 \cdot 10^{13} \text{ Вт}$ ) приходится на внутренние источники тепла, остальные 40 % обусловлены остыванием планеты.

Согласно измерениям нейтринного потока из недр Земли на радиоактивный распад приходится  $24 \text{ ТВт}$  ( $2,4 \cdot 10^{13} \text{ Вт}$ ) внутреннего тепла.

### 3 ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Тепловой режим космического аппарата (КА), находящегося в межпланетном пространстве, определяется условиями внешнего теплообмена и структурой самого КА. В состав любого КА входят средства, обеспечивающие внешний и внутренний теплообмен, называемые системой обеспечения теплового режима (СОТР) [14]. Конечно, тепловой режим КА должен быть обеспечен и на других участках эксплуатации. При нахождении КА на космодроме тепловой режим обычно обеспечивается с помощью наземных средств. От аэродинамического нагрева при прохождении плотных слоев атмосферы на участке выведения КА (рис. 11) обычно защищается средствами ракеты-носителя (сбрасываемый головной обтекатель, защитные щитки и т. д.), а также применением на внешней поверхности КА материалов, способных выдерживать нагрев в несколько сотен градусов.



Рис. 11. Космический корабль «Буран»

Космический аппарат, совершающий посадку на поверхность планеты, имеющей атмосферу, должен быть защищен от аэродинамического нагрева при торможении, а также обеспечивать требуемые температуры работающей аппаратуре после посадки.

Тепловой режим космических аппаратов в существенной степени определяется и их внутренними источниками тепла. На борту этих аппаратов размещаются различные приборы, энергетические установки,

средства контроля и сбора информации и пр., выделяющие при своей работе тепловую энергию, которая весьма различается для каждого конкретного случая и зависит от класса и назначения аппарата. Так на американском космическом корабле «Джемини» тепловыделение только бортовой аппаратуры составляло порядка 500-600 ккал/ч. А ведь для пилотируемого корабля конструкторам необходимо еще позаботиться и об отводе тепла, выделяемого организмом космонавтов. Величина этого тепла колеблется в достаточно широком диапазоне, составляя примерно 230 ккал/ч в период бодрствования и 70 ккал/ч во время сна космонавта. С развитием космонавтики космические аппараты стали иметь все большее количество приборов на борту, увеличивается и число членов экипажа. Все это привело к увеличению количества тепла, выделяющегося в гермоотсеках, а значит, и к усложнению и без того сложной проблемы терморегулирования.

Проследим теперь, что происходит с внешним тепловым потоком, поступающим на пластинку, ориентированную перпендикулярно направлению солнечных лучей. При этом для простоты рассуждений предположим, что эта пластинка расположена на большом удалении от Земли и все потоки, кроме солнечного излучения, пренебрежимо малы. Солнечный поток при этом будет частично поглощаться пластинкой, а частично отразится от нее в космос. Величина потока, поглощенная пластинкой, определяется средним по всему спектру коэффициентом поглощения  $A_s$ .

Пластинка никоим образом не является аккумулятором тепла: она его не утилизирует, не использует – это тепло будет «сброшено» в космос посредством излучения. Способность пластинки излучать тепло определяется так называемой степенью черноты ее поверхности  $\epsilon$ , при одном и том же внешнем потоке пластинка с более высоким значением  $\epsilon$  «сбрасывает» поступившее на нее тепло при более низкой температуре. Величины  $A_s$  и  $\epsilon$  зависят от особенностей материала и состояния его поверхности и имеют максимальные теоретические значения, равные 1 [12].

Итак, тепло, поступившее на пластинку, в связи с отсутствием в космосе естественной конвекции воздуха (или, как говорят специалисты, из-за пренебрежимо малого коэффициента конвективной теплоотдачи) передается ею в окружающую среду путем излучения. Если одна сторона пластинки теплоизолирована, то температура этой пластинки будет полностью определяться отношением  $A_s/\epsilon$ , характерным

для поверхности другой ее стороны. При химической полировке поверхности металлической пластинки коэффициенты  $A_s$  и  $\varepsilon$  оказываются равными соответственно 0,2 и 0,1, и в этом случае температура пластинки, облучаемой солнечным тепловым потоком, равна примерно  $200^\circ\text{C}$ .

Такая температура вполне реальна для внешней стороны космического аппарата, обращенной к Солнцу. Это означает, что космическое пространство одновременно является и «холодным» (4 К без нагрева), и «горячим» (473 К при освещении Солнцем). Следовательно, конструктор космических кораблей вынужден решать две прямо противоположные задачи: предохранять космический аппарат и от переохлаждения, и от перегрева. Решить первую задачу можно, вообще говоря, довольно просто – утеплить корпус аппарата своего рода космической «шубой» и, кроме того, подогревать отдельные части его конструкции (хотя последнее приводит к излишним затратам располагаемых энергоресурсов), вторая задача более коварна — охлаждение требует более серьезных усилий.

Улучшить условия отвода тепла в космос можно двумя способами [14]. Во-первых, путем уменьшения отношения  $A_s/\varepsilon$ , что на практике достигается с помощью соответствующей обработки излучающей или, как ее еще принято называть, радиационной поверхности. Широкое распространение получило, например, нанесение на эту поверхность специальных лакокрасочных покрытий, обеспечивающих рабочее значение  $A_s/\varepsilon = 0,5$  (в этом случае температура снизится и составит примерно  $60^\circ\text{C}$ ). Во-вторых, можно отказаться от полной теплоизоляции одной из сторон рассмотренной ранее пластинки (т. е. уменьшить отношение площадей, воспринимающих и излучающих тепловой поток). Тогда тепло будет поступать на нее с одной стороны, а излучаться – с двух. В результате температура пластинки будет составлять для поверхностей, подвергнутых химической полировке,  $-120^\circ\text{C}$ , а для поверхностей с лакокрасочными покрытиями, обладающими указанными характеристиками,  $-10^\circ\text{C}$ .

В последнем случае известное преимущество по сравнению с прямоугольной пластинкой имеет цилиндр. Солнечный поток может поступать на так называемый солнечный мидель цилиндра, т. е. на площадь его сечения, перпендикулярного солнечным лучам. В то же время излучение тепла (без учета оснований цилиндра) будет происходить с боковой поверхности цилиндра. Как показывают расчеты,



средняя по поверхности температура цилиндра при лакокрасочных покрытиях с  $A_S = 0,5$  равна примерно  $-20^\circ \text{C}$ .

Таким образом, с помощью сравнительно простых мер можно добиться того, чтобы средняя температура оболочки КА, нагреваемой солнечными лучами, была довольно низкой. Однако космический аппарат, как уже отмечалось, нагревается не только Солнцем, но и теплом, выделяемым его бортовой аппаратурой и членами экипажа. Отвести это избыточное тепло можно путем увеличения площади радиационной поверхности. За счет соответствующего выбора величины этой площади можно при заданной температуре отводить от космического аппарата весьма большие тепловые потоки.

Решая проблему терморегулирования космического аппарата, конструктор находится как бы в порочном круге. Действительно, за время полета аппарата плоскость его орбиты постоянно изменяет свое положение относительно направления на Солнце. Полет может проходить в течение длительного времени только по освещенной Солнцем орбите или по орбите, имеющей участок тени. При этом на солнечной орбите на аппарат будут не только поступать значительные внешние тепловые потоки, но и его приборы, интенсивно работая, могут выделять максимальное количество тепла. В тени же Земли, наоборот, внешние потоки, а также тепловыделение находящихся в дежурном режиме приборов могут быть минимальными.

Спасая от переохлаждения КА на теневой стороне, конструктор может «укутать его шубой», но тогда на солнечной стороне нельзя будет избавиться от лишнего тепла и аппарат перегреется: закипит электролит в аккумуляторах, выйдут из строя различного рода элементы бортовой аппаратуры и т. д. Какой же выход из этого противоречия? Он прост, хотя и кажется на первый взгляд парадоксальным. Его мы и рассмотрим в следующем разделе.

## 4 ВНЕШНИЙ ТЕПЛООБМЕН

Предположим, что на внешней стороне корпуса КА установлен какой-либо прибор (например, оптический датчик системы ориентации). Этот прибор изолирован от корпуса аппарата и имеет свою температуру, определяемую теми внешними и внутренними тепловыми потоками, о которых уже говорилось ранее. Для того чтобы этот прибор в тени Земли не «замерзал», его закрывают «шубой», практически не пропускающей тепло. При этом, разумеется, оптические «окна» прибора остаются открытыми, а следовательно, на солнечной стороне орбиты на них могут поступать тепловые потоки. Кроме того, при работе прибора возникает его внутреннее тепловыделение. Все это тепло необходимо «сбросить» в космос, так чтобы температура прибора не превышала, скажем,  $+40^{\circ}\text{C}$ . Для этого на одной стороне его поверхности в «шубе» делают специальные вырезы, т. е. создают радиационные поверхности, нанося на них соответствующие лакокрасочные покрытия. Эти поверхности желательно размещать на той стороне прибора, которая вообще не освещается Солнцем. Но если этого сделать нельзя, что чаще всего и бывает на практике, не беда – рассмотренный выше эффект цилиндра поможет решить эту задачу. Выбирая величину площади радиационной поверхности, необходимую для сброса избыточного тепла, можно обеспечить максимальную температуру прибора ниже ее допустимого верхнего предела. Но «сброс» тепла с радиационной поверхности будет происходить также и в тени Земли. При этом может оказаться, что прибор на теневом участке орбиты не работает, т. е. не выделяет тепла.

В результате он будет охлаждаться, и нет другого выхода, кроме как с помощью автоматически включаемого обогревателя его нагревать. Если нужно на несколько градусов снизить максимальную температуру прибора, необходимо соответствующим образом увеличить площадь радиационной поверхности, а значит, и увеличить мощность обогревателя. Вот почему в приведенном разговоре энергетик не только совершенно спокойно отнесся к, казалось бы, абсурдной просьбе тепловика, но и удовлетворил ее.

«Сбросить» тепло в космос с радиационной поверхности – это еще всего лишь одна задача. Вторая состоит в том, чтобы подвести к ней тепло от тепловыделяющего элемента с допустимым перепадом тем-

ператур между ними. В идеальном случае тепловыделяющие элементы желательнее устанавливать на радиационной поверхности. Однако на практике это сделать не всегда удается. Если такой элемент располагается вдали от радиационной поверхности, то передающийся теплопроводностью тепловой поток на пути от элемента к поверхности должен преодолеть некоторое тепловое сопротивление. Оно тем больше, чем меньше теплопроводность материала, чем меньше площадь поперечного сечения тепловода и чем больше расстояние передачи этого потока.

Увеличение теплового сопротивления приводит к тому, что температура тепловыделяющего элемента будет увеличиваться при той же температуре радиационной поверхности. В результате может случиться так, что температура корпуса прибора находится в допустимом диапазоне, а тепловыделяющий элемент, тем не менее, перегревается. Для небольших приборов, работающих в открытом космосе, эта проблема остро не стоит, так как расстояние от их тепловыделяющих элементов до радиационной поверхности, как правило, оказывается сравнительно небольшим. Установка этих элементов на корпусе прибора, выбор высокотеплопроводного материала для корпуса, создание в ряде случаев теплопроводов – вот те методы, которые позволяют избежать нежелательных в этом случае явлений.

Иначе обстоит дело в гермоотсеках космических кораблей и станций. Большие расстояния между отдельными частями этих гермоотсеков создают серьезные трудности при попытке передать тепло от приборов к радиационной поверхности с помощью теплопроводности. Кроме того, большие размеры корпуса такого космического аппарата приводят к значительному разбросу температур по радиационной поверхности: та ее часть, которая освещена Солнцем, может на десятки градусов нагреваться сильнее части, находящейся в тени. В этом случае приборы, размещенные в гермоотсеке, могут либо перегреваться за счет дополнительного теплообмена с «горячей» частью поверхности корпуса, либо, наоборот, переохлаждаться из-за передачи тепла к «холодной» части.

Поэтому для крупных КА конструкторы избрали другой путь поддержания заданного температурного диапазона приборов. В гермоотсеке устанавливается вентилятор, который, обдувая приборы газом (воздухом гермоотсека), «снимает» с них тепло, а также выравнивает

температуры по их поверхности. Далее «снятое» тепло можно передать радиационной поверхности, расположенной прямо на корпусе гермоотсека, подобно тому, как это делается иногда в приборах, работающих в открытом космосе.

В космическом пространстве вне пределов атмосферы планет единственным видом теплообмена КА с окружающим его пространством (если исключить процессы, связанные с выбросом масс) является теплообмен излучением [15-18]. Поверхность КА поглощает падающую на нее лучистую энергию и в свою очередь излучает в окружающее пространство энергию, равную сумме поглощенной и подведенной изнутри. Для КА, находящихся в окрестностях планет (рис. 12, 13), имеющих атмосферу, внешним источником нагрева может стать тепловая энергия, выделяющаяся как при столкновении его поверхности с молекулами газа, так и за счет рекомбинации на его поверхности диссоциированных молекул. Для Земли эта энергия существенна на высотах менее 200 км, а на высотах более 250 км она настолько мала, что практически не влияет на температуру поверхности КА.

Обычно при расчете теплообмена между телами, имеющими близкие температуры, считают, что степень черноты поверхности  $\varepsilon$  равна коэффициенту поглощения падающего теплового потока  $A_s$ .



Рис. 12. Космический аппарат «Электро-Л» для сбора и ретрансляции метеоинформации



Рис. 13. Космический аппарат «Ресурс-ДК1» для панхроматической и многоспектральной съемки поверхности Земли с разрешением 1м

Особенность процессов теплообмена в космическом пространстве состоит в том, что они происходят между телами, имеющими существенно различные температуры: Солнце – основной источник тепловой энергии (рис. 14), имеет эффективную температуру поверхности около 5800 К, поверхности КА и планет – температуру порядка сотен кельвинов, «черное» космическое пространство – температуру, близкую к 4 К. Основная доля энергии солнечного излучения (~92%) приходится на диапазон длин волн от 0,3 до 3 мкм, а основная доля энергии излучения планет и поверхностей КА – на диапазон длин волн свыше 4 мкм.



Рис. 14. Излучение Солнца

Для селективно излучающих материалов коэффициент поглощения падающего теплового потока существенно зависит от диапазона длин волн, в котором переносится этот тепловой поток. Поэтому для таких материалов в общем случае коэффициент поглощения солнечной радиации  $A_S$  не равен степени черноты  $\varepsilon$ .

Закон 1/3, открытый независимо Йозефом Стефаном и Людвигом Больцманом, состоит в предположении пропорциональности плотности энергии излучения его давлению  $p = \rho/3$ . В 1880 г. подтверждён Лео Гретцем. Закон Стефана–Больцмана — закон излучения абсолютно чёрного тела — определяет зависимость мощности излучения абсолютно чёрного тела от его температуры [15-17].

Он формулируется так: *мощность излучения абсолютно чёрного тела прямо пропорциональна площади поверхности и четвёртой степени температуры тела*:

$$\Phi = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 S,$$

где  $\varepsilon$  – степень черноты (для всех веществ  $\varepsilon < 1$ , для абсолютно чёрного тела  $\varepsilon = 1$ ),  $\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана ( $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$  Дж/м<sup>2</sup>·с·К<sup>4</sup>),  $S$  – излучаемая площадь,  $T$  – температура тела.

Коэффициенты  $A_S$  и  $\varepsilon$  обычно называют тепловыми радиационными характеристиками поверхности. Подбирая материалы с одной и той же степенью черноты, но с различными коэффициентами поглощения солнечной радиации, можно, при прочих равных условиях, получать различные температуры поверхности, освещаемой Солнцем.

Тепловой поток, идущий от планеты, состоит из собственного излучения планеты и отраженной от планеты солнечной радиации. Коэффициент поглощения отраженной от планеты солнечной радиации в силу своей природы близок к коэффициенту поглощения солнечной радиации  $A_S$ , а коэффициент поглощения собственного излучения планеты может быть принят равным степени черноты  $\varepsilon$  поверхности КА, так как излучение обоих тел приходится, в общем, на один и тот же диапазон длин волн.

Учитывая, что тепловой поток, излучаемый поверхностью, в соответствии с законом Стефана-Больцмана пропорционален температуре в четвертой степени и степени черноты поверхности, для элемента поверхности КА уравнение теплового баланса [14,17-20] будет иметь вид

$$Q = \Phi_{\text{солн}} A_{S_i} + \Phi_{\text{отр}} A_{S_i} + \Phi_{\text{собст}} A_{S_i} + \Phi_{\text{вн}} A_{S_i} - \varepsilon_i \sigma T_i^4, \quad (1)$$

где  $\Phi_{\text{солн}}$ ,  $\Phi_{\text{отр}}$ ,  $\Phi_{\text{собст}}$  – соответственно солнечный тепловой поток, тепловой поток, отраженный от планеты, и собственное излучение планеты, падающие на эту поверхность,  $T_i$  – температура элементов поверхности КА;  $\Phi_{\text{вн}}$  – тепло, подведенное от смежных элементов;  $\sigma$  – постоянная Стефана - Больцмана.

Из уравнения (1) следует, что при освещении Солнцем при прочих равных условиях температура поверхности зависит от ее радиационных характеристик, а при отсутствии тепловых потоков от смежных элементов и от планеты — только от отношения  $A_s/\varepsilon$  [14].

Поверхности, имеющие заданные радиационные характеристики и предназначенные для организации внешнего теплообмена, называют *радиационными поверхностями*. Придание поверхности определенных радиационных характеристик возможно самыми различными способами: напылением на нее различных металлов или их окислов, гальванической обработкой, нанесением терморегулирующих покрытий и т. д.

Современное развитие техники позволяет получать значения радиационных характеристик в пределах  $\varepsilon = 0,02 \div 0,99$ ,  $A_s = 0,1 \div 0,99$  и  $A_s/\varepsilon = 0,15 \div 8$ . Спектральные характеристики материалов, как правило, не меняются при изменении температур поверхности в весьма широком диапазоне (при отсутствии фазовых изменений в структуре поверхности). Если основным тепловым потоком, поступающим на поверхность КА, является собственное излучение планеты, при любых покрытиях при отсутствии внутреннего теплоподвода поверхность принимает температуру, соответствующую этому тепловому потоку. Это создает немало трудностей при разработке СОТР КА для посадки на поверхности планет или их спутников, не имеющих атмосферы (Меркурий, Луна), так как в этом случае теплообмен с окружающим пространством, как и при нахождении на орбите, в основном происходит за счет излучения.

При отсутствии внешних тепловых потоков, падающих на поверхность КА, ее температура определяется степенью черноты поверхности и количеством тепла, подведенного от смежных элементов КА. Во всех случаях полностью решить проблему обеспечения теплового режима нанесением покрытий с определенными радиационными характеристиками невозможно. При изменении внешнего теплового потока и внутреннего тепловыделения в таких пределах, когда обеспечить сохранение заданного диапазона температур подбором  $A_s$  и  $\varepsilon$  нельзя, или когда внешний тепловой поток имеет характеристики, исключают

щие возможность получения требуемых температур, используют другие способы регулирования внешнего теплообмена (рис. 15,а, 15,б). Эффективным способом регулирования температуры поверхности КА является изменение его ориентации в пространстве относительно падающего теплового потока. Но так как в этом случае ориентация КА будет подчинена обеспечению теплового режима, могут создаваться определенные трудности для выполнения его основных задач полета, что практически исключает использование этого способа.

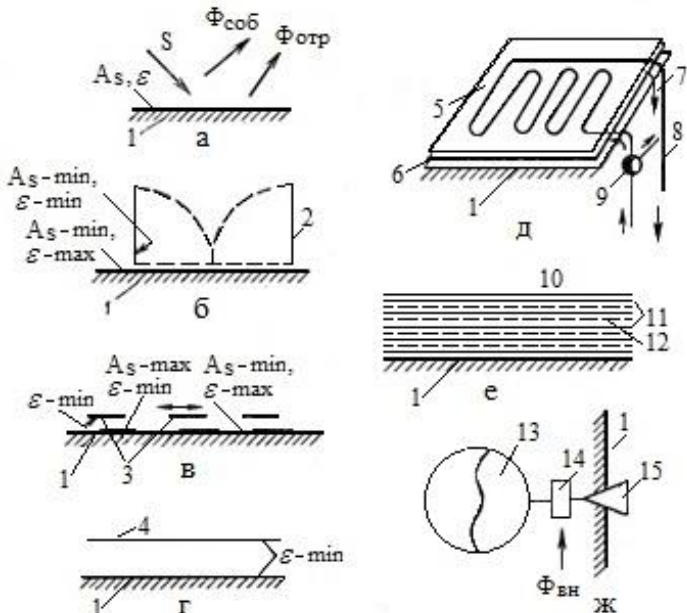


Рис. 15. Основные способы регулирования внешнего теплообмена: а – подбор покрытий с определенными радиационными характеристиками; б – створчатые жалюзи; в – жалюзи в виде экранов, перемещающихся параллельно поверхности; г – экранирование поверхности; д - изолированная радиационная поверхность; е – экранно-вакуумная теплоизоляция; ж – испарительная система; 1 – поверхность КК; 2 – створки; 3 – жалюзи; 4 – экран; 5 – радиационная поверхность; 6 – изоляция; 7 – трубопровод с теплоносителем; 8 – датчик температуры, управляющий перепускным клапаном; 9 – перепускной клапан; 10 – внешний слой с определенными радиационными характеристиками; 11 – металлизированная пленка; 12 – стеклосетка; 13 – емкость с рабочим телом; 14 – испаритель; 15 – сопло, сбрасывающее пары. Поверхности, предназначенные для сброса тепла, располагают по возможности так, чтобы они получали минимальное количество внешних тепловых потоков, и наносят на них покрытия, имеющие степень черноты  $\epsilon \rightarrow 1$  и коэффициент поглощения солнечной радиации  $A_S \rightarrow 0$  [14,17,19]



Другим способом регулирования лучистого теплообмена являются жалюзи (рис. 15,в) – подвижные экраны, которые, перемещаясь, открывают или закрывают участки поверхности с различными радиационными характеристиками [14]. Жалюзи перемещаются с помощью исполнительного механизма, реагирующего непосредственно на температуру поверхности, или специальных приводов, работающих по командам чувствительного элемента, реагирующего на изменение температуры газа или жидкости, циркулирующих вдоль поверхности. Хотя жалюзи и эффективны при регулировании лучистого теплообмена, однако их возможности ограничены радиационными характеристиками покрытий при данном поле внешних тепловых потоков.

Системы с изолированными радиационными поверхностями способны сбрасывать тепло и в тех случаях, когда внутренние тепловые нагрузки и поле внешних тепловых потоков таковы, что не позволяют получить заданные температуры с помощью терморегулирующих покрытий. Для этого в системе передачи тепла изолированной радиационной поверхности должна быть установлена холодильная машина.

Средствами регулирования внешнего теплообмена являются и мероприятия, сводящие к минимуму теплообмен поверхности с окружающим пространством: нанесение покрытий с минимальными значениями коэффициентов  $A_S$  и  $\epsilon$ , *экранирование поверхности* или *защиту ее изоляцией* (рис. 15,г, 15,ж). При установке над поверхностью нескольких экранов с одинаковой степенью черноты тепловой поток, излучаемый поверхностью в космическое пространство (при отсутствии внешнего теплового потока), уменьшается в  $n+1$  раз, где  $n$  – число экранов.

Стремление к созданию конструкции с максимальным числом экранов при их минимальной массе привело к появлению *экранно-вакуумной теплоизоляции* (ЭВТИ) – пакета экранов, выполненных из фольги или металлизированной пленки толщиной  $5 \div 10$  мкм, переложенных для уменьшения контактов между ними стекловалью или стеклосеткой. Возможно применение пакетов экранов и без прокладок между ними, но в этом случае экраны имеют рифление, обеспечивающее точечные контакты между ними. Свойства ЭВТИ существенно зависят от температуры, так как основной теплообмен в ней осуществляется излучением; ее достоинством по сравнению с другими видами изоляции являются малые массовые затраты в вакууме на единицу термического сопротивления (в  $5 \div 10$  раз меньше, чем у пористых изоляционных материалов).

К средствам, регулирующим внешний теплообмен, относят и *испарительные системы*, использующие теплоту фазовых превращений веществ для поглощения энергии, выделяющейся в КА или получаемой им в результате внешнего теплообмена (рис. 15,ж). Обычно в таких системах в качестве рабочего тела используют воду как вещество, имеющее максимальную скрытую теплоту испарения, а ее пары сбрасывают в окружающий КА вакуум. Подобные испарительные системы применяют в случаях, когда почему-либо невозможно обеспечить требуемый теплообмен с окружающим пространством средствами, описанными выше, или когда масса испарительной системы вместе с запасами воды в силу кратковременности сброса энергии меньше, чем масса радиационных поверхностей, необходимых для этого [14].

## 5 ВНУТРЕННИЙ ТЕПЛООБМЕН

Внутренний теплообмен должен обеспечить отвод тепла от выделяющих приборов и перенос его к радиационным поверхностям КА, а также перераспределение тепла между различными элементами КА, в частности между оболочками, находящимися в теплообмене с окружающим пространством.

При отсутствии в КА специальных средств переноса тепла между его элементами теплообмен осуществляется излучением между поверхностями и теплопроводностью по элементам конструкции или среды, заполняющей герметичный объем (при отсутствии средств, обеспечивающих принудительную циркуляцию, практическое отсутствие свободной конвекции при полете по орбите просто превращает газ или жидкость в среду, обладающую только теплопроводностью).

Для интенсификации теплообмена излучением внутренние поверхности КА обычно имеют степень черноты  $\varepsilon = 1$ . Излучением на 1 К перепада между двумя «черными» параллельными пластинами при температуре около 300 К можно передать около  $5,5 \text{ Вт/м}^2$  тепловой энергии. Лучистый теплообмен малоприменим при передаче тепла в «загроможденном» объеме или при охлаждении элементов (например, радиоэлектронной аппаратуры), имеющих плотности тепловыделения порядка нескольких ватт на квадратный сантиметр.

Передача тепла через *специальные металлические теплопроводы* позволяет существенно увеличить интенсивность тепловых потоков, но требует значительных затрат массы. Часто в качестве теплопроводов используют элементы конструкции, а специальные теплопроводы – как правило, при передаче тепла на небольшие расстояния. Это заставляет искать пути принудительного переноса тепла; наиболее простым из них является перенос тепла газом, совершающим движение с помощью вентиляторов в герметичных контейнерах.

Однако коэффициент теплоотдачи от газа к стенке при его движении с небольшими скоростями сравнительно невелик (в плоской щели шириной 10 мм он составляет всего около  $8 \text{ Вт/м}^2$ ). Поэтому для интенсификации теплообмена необходимо делать щели более узкими или устанавливать ребра, что ведет к увеличению массы конструкции и мощности вентиляторов, обеспечивающих движение газа. Увеличить коэффициент теплоотдачи от газа к стенке в 5÷6 раз можно за счет заправки герметичных контейнеров гелием, однако многие электронные приборы в атмосфере гелия работать не могут.

В КА с тепловыделяющей аппаратурой, расположенной в негерметичных отсеках, для передачи больших количеств тепла на изолированную радиационную поверхность или отвода (подвода) тепла от источников большой мощности с большой удельной плотностью тепловыделения используют жидкие теплоносители, циркулирующие в трубопроводах жидкостных контуров.

При поддержании температур циркулирующего теплоносителя в заданных пределах теплоноситель кроме переноса тепла будет стабилизировать и температуру элементов, имеющих непосредственный тепловой контакт с ним. Так, нуждающиеся в охлаждении приборы устанавливают на термостатируемые платы, через которые циркулирует теплоноситель, или подают теплоноситель непосредственно в приборы для охлаждения теплонапряженных элементов.

В качестве теплоносителей используют углеводороды, кремнийорганические жидкости, фреоны, водные растворы этиленгликоля, воду и т. п.

Для передачи тепла на небольшие расстояния и отвода его от источников с большой плотностью тепловыделения могут быть использованы *тепловые трубы* — устройства в виде замкнутого герметичного объема, заполненного рабочим телом и покрытого изнутри смачиваемой капиллярно-пористой структурой.

Часть рабочего тела, заполняющего объем, находится в паровой фазе, часть — в жидкой, причем последняя должна заполнять всю капиллярно-пористую структуру. Если в таком объеме имеются зоны с различными температурами, то в зоне повышенной температуры рабочее тело будет испаряться, а в зоне пониженной температуры и конденсироваться. При этом за счет разности давлений, вызванной конденсацией, пар из зоны испарения будет перемещаться в зону конденсации, а жидкость по капиллярно-пористой структуре за счет капиллярных сил из зоны конденсации будет поступать в зону испарения. В тепловых трубах в качестве рабочего тела используют воду (для температур 300-400 К), ацетон, фреоны, аммиак (для температур 200-350 К) и т. п. Плотность теплового потока может составлять десятки ватт на квадратный сантиметр поперечного сечения тепловой трубы.

## 6 ВЫБОР СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА

Как правило, СОТР представляет собой совокупность различных средств и устройств, регулирующих внешний и внутренний теплообмен КА. Обычно в состав СОТР входят комплекс средств активного регулирования тепловых процессов, называемый системой терморегулирования (СТР), и средства пассивного терморегулирования (СПТР). СТР включает вентиляционные устройства, жидкостной контур с теплообменными устройствами и средствами регулирования тепловых потоков, активные средства регулирования лучистого теплообмена и т. д., а СПТР – конструктивные элементы, обеспечивающие заданные параметры теплообмена излучением и теплопроводностью (терморегулирующие покрытия, различного рода тепловая изоляция и теплозащита, термомосты и термосопротивления).

Необходимо отметить, что в ряде случаев могут быть построены системы обеспечения теплового режима, состоящие только из СПТР.

Основными факторами, определяющими выбор СОТР, являются:

- 1) область космического пространства, в которой предполагается эксплуатация КА;
- 2) требования к тепловому режиму;
- 3) внутренние тепловыделения;
- 4) программа ориентации;
- 5) конструктивные особенности КА.

Область космического пространства, в которой предполагается эксплуатация КА, определяет поле тепловых потоков, их спектральный состав и интенсивность.

Околосолнечное пространство можно разделить на межпланетное пространство, в котором преимущественным источником тепла является Солнце, околопланетное пространство, в котором, помимо солнечного излучения, приходится считаться с излучением планеты, а также поверхности планет и их спутников, не имеющих атмосферы (Меркурий, Луна).

**Тепловой режим** — последовательность температурных состояний элементов КА. КА состоит из большого числа элементов (приборов, узлов конструкции и т. п.), каждый из которых имеет свою собственную температуру. Описать температуры абсолютно всех элементов довольно сложно [14-20]. Поэтому при разработке системы обеспечения теплового режима в КА выделяют ограниченное число тер-

мостатируемых элементов, которые при организации соответствующих тепловых связей с ними и будут определять температуры всех остальных элементов КА. Такими термостатируемым элементом могут быть газ или оболочка герметичного отсека, оболочка негерметичного отсека, теплоноситель жидкостного контура СТР и т. п. Именно температура термостатируемых элементов и условия тепловой связи с ними остальных элементов и определяют тепловой режим КА.

Например, в герметичных отсеках задаются температура, скорость движения газа (последняя определяет теплообмен каждого элемента с газом), в негерметичных отсеках – температуры и степень черноты поверхностей, обращенных к агрегатам и приборам; для приборов, устанавливаемых на внешней стороне оболочки и имеющих теплообмен с космическим пространством, – температуры оболочки и термическое сопротивление между посадочной плоскостью прибора и оболочкой.

Выбор термостатируемых элементов и их температурного диапазона определяется совокупностью требований к поддержанию теплового режима каждого из элементов КА, количеством тепла, отводимого от них, а также конструктивными особенностями КА.

**Внутренние тепловыделения** – временная последовательность выделения тепла различными элементами КА – существенно влияет на выбор СОТР, прежде всего на площадь радиационных поверхностей и принцип регулирования внешнего теплообмена, так как все тепло, выделившееся внутри КА, должно быть сброшено в окружающее пространство.

**Программа ориентации** – последовательность положения осей КА в пространстве относительно звезд, планет, Солнца. Ориентация КА в пространстве определяет количество тепловых потоков, получаемых различными участками поверхности КА.

**Конструктивные особенности** КА (число и форма отсеков, компоновка и размещение в них оборудования, наличие головного обтекателя, защищающего КА от аэродинамических перегрузок и нагрева на активном участке и т. п.) непосредственно влияют на состав СОТР и ее массовые и энергетические характеристики. Поэтому сам КА должен быть спроектирован с учетом минимальных массовых и энергетических затрат, а используемые конструктивные решения, дающие выигрыш в массе элементов, но увеличивающие массу СОТР в сумме, должны давать выигрыш в массе КА в целом.

Рассмотрим особенности построения СОТР в околоземном пространстве. Интенсивность солнечного теплового потока при среднем расстоянии Земли от Солнца 149500000 км составляет около 1400 Вт/м<sup>2</sup> и изменяется в течение года на  $\pm 3\%$ . Вращаясь вокруг Земли, КА может периодически попадать в область пространства, экранируемого от солнечного излучения Землей, в так называемую «тень Земли», в которой КА совершенно не получает солнечного тепла и в которой единственным источником тепловых потоков будет только собственное излучение Земли.

Орбиты, которые не проходят через «тень Земли», называют «солнечными». Время пребывания КА в «тени Земли» для круговых орбит зависит от угла  $\gamma_s$  между плоскостью орбиты и направлением на Солнце, высоты орбиты и периода обращения (рис. 16), а для эллиптических орбит, кроме того, и от положения в пространстве большой оси орбиты. Начальный угол  $\gamma_s$  зависит от угла наклона орбиты к экватору и времени запуска КА [14]. Из-за вращения Земли вокруг Солнца и прецессии орбиты угол  $\gamma_s$  периодически меняется от минимального до максимального значения. Соответственно этому изменяется и время пребывания КА в «тени Земли».

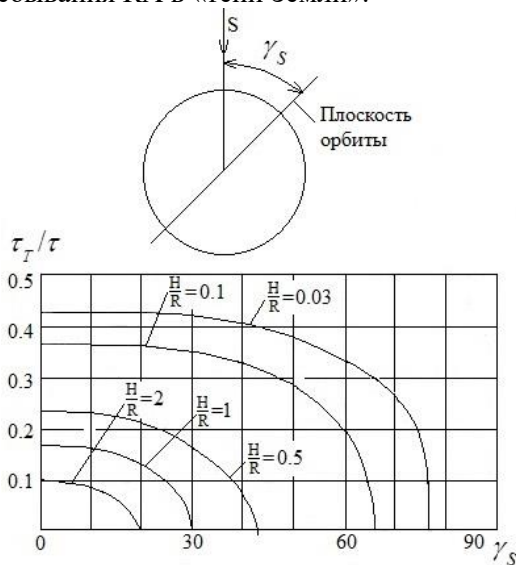


Рис. 16. Отношение времени пребывания КА в тени планеты  $\tau_T$  к его периоду обращения  $\tau$  в зависимости от угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце и отношения высоты орбиты  $H$  над поверхностью планеты к радиусу планеты  $R$

Таким образом, в общем случае поверхность КА подвергается переменному по времени воздействию внешних тепловых потоков, причем осредненный тепловой поток, получаемый поверхностью за один оборот, зависит от параметров орбиты, положения последней в пространстве и ориентации КА.

Для КА, имеющих большую массу на единицу площади поверхности, колебания температур конструкции, связанные с заходом в «тень Земли», невелики. Поэтому оценку возможности поддержания теплового режима подбором терморегулирующих покрытий часто проводят по равновесной температуре, т.е. температуре, определенной по средним за виток тепловым потокам. Предполагается, что средства внутреннего теплообмена обеспечивают одинаковую температуру всем элементам КА [14].

Зависимость изменения равновесной температуры КА сферической формы, находящегося на круговой орбите около Земли, при отсутствии внутреннего тепловыделения, от высоты орбиты  $H$  и угла наклона орбиты к направлению на Солнце  $\gamma_s$  при  $A_s/\varepsilon$ , обеспечивающем на бесконечном удалении от планеты температуру  $+20^\circ\text{C}$  (293 K), показана на рис. 16. Как видно из рис. 17, равновесные температуры укладываются в диапазон от 10 до  $36^\circ\text{C}$ .

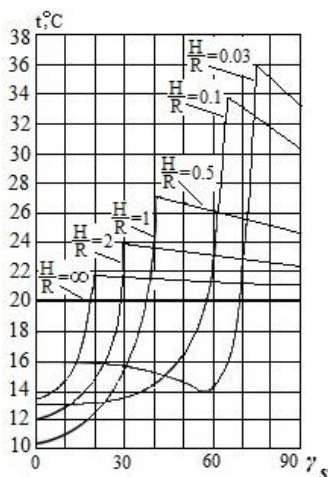


Рис. 17. Изменение равновесной температуры сферического тела, вращающегося по круговой орбите вокруг планеты, в зависимости от отношения высоты орбиты  $H$  к радиусу планеты  $R$  и угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце (на большом расстоянии от планеты покрытие обеспечивает температуру  $20^\circ\text{C}$ )



Если КА будет иметь определенное постоянное тепловыделение, позволяющее подобрать при  $H \rightarrow \infty$  отношение коэффициентов  $A_s/\varepsilon$ , обеспечивающее заданную температуру, то диапазон ее изменения при разных  $H$  и  $\gamma_s$  будет еще меньше.

Поэтому подбор терморегулирующих покрытий в ряде случаев может быть достаточным для обеспечения теплового режима КА сферической формы, находящегося на околоземных орбитах.

Если КА представляет собой несколько необъединенных в тепловом отношении элементов или имеет отличную от сферической форму, то, придавая ему вращение относительно оси, расположенной в плоскости, перпендикулярной направлению на Солнце, можно обеспечить относительно равномерное распределение внешних тепловых потоков по его поверхности и, следовательно, приемлемые температуры за счет подбора терморегулирующих покрытий [14].

Системы, в которых основным элементом, поддерживающим тепловой режим, являются терморегулирующие покрытия, широко применялись и применяются для простых КА небольшого размера. В тех случаях, когда тепловыделение в КА меняется в широких пределах или необходимо обеспечить температуру в узком диапазоне, применяют активное регулирование внешнего теплообмена [14]. На небольших КА используют жалюзи, например, на «Электрон-1» и «Электрон-2» (рис. 18). Жалюзи были также использованы в СОТР первого пилотируемого космического корабля «Восток». Жалюзи работают в тяжелых условиях (большие перепады температур на их элементах, вакуум), поэтому при наличии в составе СОТР жидкостного контура для регулирования внешнего теплообмена, как правило, применяют изолированные радиационные поверхности, более предпочтительные, с точки зрения надежности, чем жалюзи.

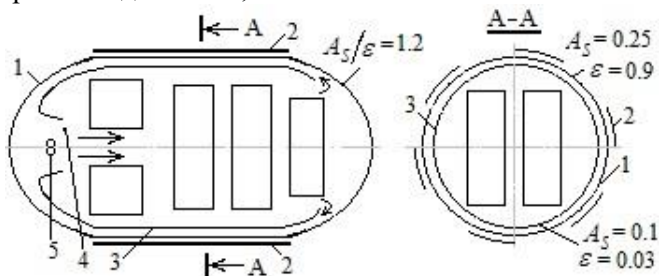


Рис. 18. Принципиальная тепловая схема КА «Электрон»: 1 – корпус; 2 – жалюзи; 3 – воздуховод; 4 – чувствительный элемент, управляющий жалюзи; 5 – вентилятор

Система с изолированными радиационными поверхностями предполагает защиту изоляцией всей поверхности КА, сводящей к минимуму нерегулируемый теплообмен с окружающим пространством, при выполнении условия, что сумма максимального длительного внутреннего тепловыделения и максимальной величины нерегулируемых теплопритоков должна быть меньше хладопроизводительности радиационной поверхности.

Величина нерегулируемых теплопритоков может быть как положительной, так и отрицательной (что, помимо радиационных характеристик внешней поверхности, определяется и полем внешних тепловых потоков по поверхности КА, т.е. его ориентацией и формой). Причём сумма минимального внутреннего тепловыделения и минимальной величины нерегулируемого теплопритока должна быть положительной, ибо при невыполнении этого условия КА при минимальном тепловыделении будет охлаждаться. Для КА, имеющих источники электроэнергии, мощность которых мало зависит от времени эксплуатации (например, солнечные батареи), целесообразно при работе аппаратуры в дежурном режиме излишек мощности использовать на подогрев КА. Системы с изолированными радиационными поверхностями имеют все современные пилотируемые космические корабли и станции, а также крупные автоматические КА.

Тепловой режим элементов, находящихся вне (снаружи) КА (антенны, приборы, вынесенные на штангах, и т. д.), определяется полем тепловых потоков, ориентацией в нем того или иного элемента и радиационными характеристиками его поверхности. В связи с малой теплоемкостью таких элементов температура их может существенно понижаться при заходе в «тень Земли». Необходимо также учитывать, что КА для своих внешних элементов с точки зрения тепловых потоков является как бы «планетой» и они могут находиться в его «тени» и не получать солнечной энергии. На высотах, не превышающих 500 км, из-за особенностей поля теплового излучения Земли температура внешних элементов вряд ли будет ниже 150 К при любой ориентации КА, так как практически вся его поверхность получает энергию собственного излучения Земли.

Для обеспечения узкого диапазона температур внешним приборам, не имеющим теплового контакта с корпусом, на их поверхность наносят терморегулирующие покрытия, обеспечивающие заданные температуры при максимальных внешних тепловых потоках, а для обеспечения нижней границы температурного диапазона в приборы

устанавливают электронагреватели, включающиеся по команде чувствительного элемента при достижении минимально допустимых температур.

В межпланетном пространстве интенсивность солнечного теплового потока меняется обратно пропорционально квадрату расстояния от Солнца. Соответственно температура поверхности, получающей только солнечную энергию, меняется обратно пропорционально корню квадратному из отношения расстояний от Солнца. Так, температура такой поверхности около Венеры будет в 1,18 раза больше, чем у Земли, а у Марса – в 1,23 раза меньше [21,22]. Как правило, КА, летящие к Марсу или Венере, в качестве источников тока используют солнечные батареи, жестко прикрепленные к корпусу и постоянно ориентированные на Солнце. Поэтому распределение внешних тепловых потоков по поверхности таких КА постоянно, что позволит разместить устройства, регулирующие их тепловой режим, оптимальным образом.

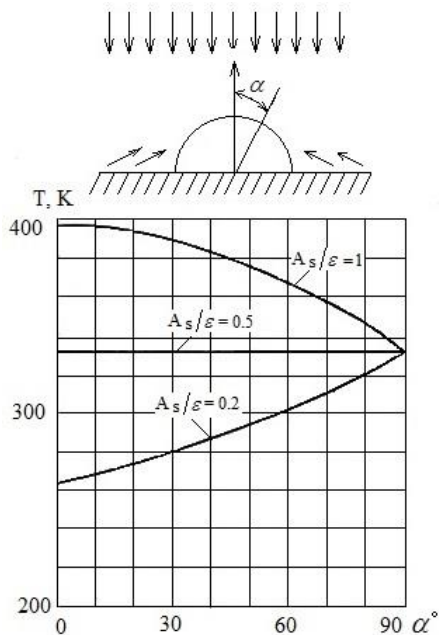


Рис. 19. Температуры, которые примут изолированные участки поверхности нетеплопроводной полусферы, расположенной на поверхности Луны в подсолнечной точке, в зависимости от отношения  $A_s/\epsilon$  и угла  $\alpha$  между нормалью к участку поверхности полусферы и направлением на Солнце

Постоянная ориентация на Солнце — обязательное условие для КА, приближающегося к нему — позволяет размещать радиационные поверхности для сброса тепла таким образом, чтобы на них не падали потоки солнечной радиации, а поверхности, освещенные им, защищать изоляцией. Для КА, движущихся к краю Солнечной системы, уже при достижении орбиты Юпитера солнечный тепловой поток столь слаб, что не играет существенной роли в обеспечении теплового режима. В таких случаях для стабилизации температуры наиболее целесообразно использовать изотопные источники тепла.

Обеспечение теплового режима КА, находящегося на поверхности Луны, связано с интенсивным собственным излучением участков ее поверхности, над которыми Солнце находится в зените (температура такой поверхности  $\sim 390$  К), и практическим отсутствием внешних тепловых потоков лунной ночью (температура поверхности  $\sim 120$  К). Так как продолжительность лунного дня и лунной ночи составляет 29 земных суток, нельзя рассчитывать на осреднение температуры в КА за счет его теплоемкости в течение лунных суток (рис. 19).

Распределение температур по поверхности нетеплопроводной полусферы, находящейся на Луне в подсолнечной точке при различных отношениях  $A_s/\varepsilon$ , показано на рис. 19, из которого видно, что для сброса тепла радиационную поверхность следует располагать параллельно лунной. Очевидно, что хладопроизводительность радиатора при температурах, близких к 273 К, необходимых для обеспечения теплового режима пилотируемых КА, чувствительна к радиационным характеристикам поверхности и к точности ее установки (рис. 20).

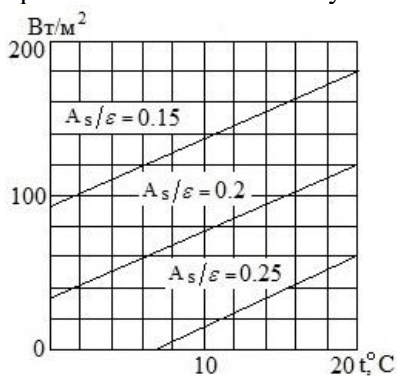


Рис. 20. Хладопроизводительность идеальной радиационной поверхности, расположенной перпендикулярно солнечным лучам, в зависимости от отношения  $A_s/\varepsilon$  при температуре  $t$

Таким образом, для КА, совершивших посадку вблизи лунного экватора, основные сложности обеспечения теплового режима связаны с пребыванием на освещенной стороне Луны (лунным днем). Обеспечение теплового режима на затененной стороне Луны (лунной ночью), очевидно, не вызывает больших трудностей, если в составе КА имеется постоянный источник тепла (например, изотопный), компенсирующий теплопотери [14].

Для пилотируемых КА [23,24], предназначенных для пребывания на поверхности Луны длительное время и имеющих мощные энергетические установки, целесообразно вводить в состав СОТР холодильные машины, которые обеспечат более высокие температуры на радиационной поверхности и, следовательно, меньшую зависимость от точности ее установки и величины коэффициента  $A_s$ .

Для КА, находящихся на поверхности Луны малое время, обеспечение теплового режима в течение лунного дня целесообразно за счет использования испарительных систем. Подобные системы имели первая АЛС «Луна-9», совершившая мягкую посадку на поверхность Луны, и пилотируемая лунная кабина КК «Аполлон».

Обеспечение теплового режима КА, находящегося на поверхности Меркурия, освещенной Солнцем, еще более сложно, чем на Луне из-за большей плотности солнечного теплового потока ( $6450-14800 \text{ Вт/м}^2$ ) и, следовательно, большей интенсивности потока собственного излучения планеты. Радиационные поверхности, расположенные параллельно поверхности Меркурия, в подсолнечной точке при  $A_s/\varepsilon = 0,15$  и нулевой хладопроизводительности имели бы температуру  $369-461 \text{ К}$ , поэтому длительное существование КА в таких условиях возможно только с использованием холодильных машин.

Положив запуском автоматической станции «Луна-3», сфотографировавшей обратную сторону Луны, начало космической астрономии, или, по выражению К.Э. Циолковского, «эпохе более пристального изучения неба», следующий шаг в этом направлении советские ученые сделали в сторону Венеры, загадочного объекта солнечной системы. 12 февраля 1961 г. с орбиты искусственного спутника Земли стартовала первая в истории автоматическая межпланетная станция, являвшаяся сложным роботом, предназначенным для длительной работы в условиях космического пространства [22].

Станция «Венера-1» и ракетно-космическая система, с помощью которой она была выведена на траекторию полета к Венере, представ-

ляли собой новый этап в развитии ракетно-космической техники. Запуск «Венеры-1» открыл дорогу в космос целому ряду советских и американских автоматических межпланетных станций типа «Венера», «Марс», «Маринер», «Зонд» [25-28].

«Венера-1» прошла вблизи Венеры 20 мая 1961 г. Правда, от нее не удалось получить сведений о планете: радиопередатчик при полете к Венере умолк. Тем не менее этот запуск принес ценную информацию о межпланетном пространстве и его воздействии на системы станции.

«Венера-2» стартовала 12 ноября 1965 г. 16 ноября ей вслед отправилась «Венера-3» (рис. 21). Впервые в истории космонавтики два аппарата шли по одной и той же межпланетной трассе, детально исследуя ее свойства. «Венера-2» должна была пройти на расстоянии не более 40 тыс. км от планеты, причем со стороны, освещенной Солнцем. Аппараты ее должны были работать по заранее заданной программе и передать результаты наблюдений на Землю. «Венера-2» прошла на расстоянии 24 тыс. км от поверхности планеты и вышла на орбиту спутника Солнца.



Рис. 21. Автоматический космический аппарат «Венера-3»

Еще более интересной была программа автоматической станции «Венера-3». Ее специальный отсек должен был опуститься на поверхность планеты. И он опустился на нее, неся с собой вымпел с гербом Советского Союза. Это было 1 марта 1966 г.

12 июня 1967 г. на тот же курс легла автоматическая станция «Венера-4». 16 октября 1967 г. она, пройдя расстояние около 350 млн км, вошла в атмосферу планеты. Специальный аппарат более полутора часов плавно опускался в плотной атмосфере Венеры.

93 минуты велся удивительный репортаж [25] из атмосферы чужой планеты земными приборами. На Землю были переданы ценнейшие сведения [26]. Через сутки 19 октября некоторые данные о Венере были получены и американской станцией «Маринер V», пролетевшей на расстоянии около 4000 км от Венеры [25,26].

5 января 1969 г. стартовала станция «Венера-5», а через пять дней ученые проводили в четырехмесячное путешествие станцию «Венера-6». Обе станции достигли Венеры и передали свои сообщения [25].

15 декабря 1970 г. закончила свой полет к Венере новая автоматическая станция «Венера-7», впервые передавшая сведения с поверхности планеты. Эти сведения подтвердили и уточнили данные, полученные с помощью предыдущих станций [26].

10 лет исследований Венеры средствами космонавтики раскрыли основные тайны атмосферы Венеры, над которыми наука безуспешно билась со времен М.В. Ломоносова. Накопленные сведения позволяют продолжать научный шторм Венеры, создавать более сложную аппаратуру для исследования этой планеты [27,28].

## 7 НАЗЕМНЫЕ ТЕПЛО ВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Для проведения тепловых испытаний на Земле [29] в специальных барокамерах (рис. 22) воспроизводятся некоторые условия космического пространства, прежде всего давление, температура и солнечная радиация.

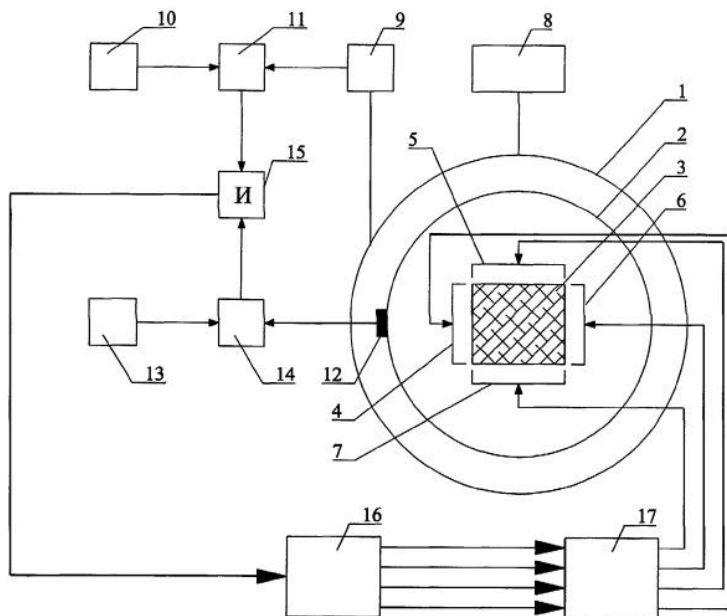


Рис. 22. Функциональная схема стенда для тепловакуумных испытаний КА [26]:

- 1 – вакуумная камера; 2 – криогенный экран, охлаждаемый жидким азотом;
- 3 – космический аппарат; 4-7 – секции имитатора внешних тепловых потоков, обусловленные солнечным излучением; 8 – система вакуумирования; 9 – датчик давления; 10 – датчик давления, исключающего конвективный теплообмен;
- 11 – схема сравнения; 12 – датчик температуры; 13 – датчик температуры холодного космоса; 14 – схема сравнения; 15 – схема совпадения; 16 – система управления включением блока регуляторов напряжения; 17 – блок регуляторов напряжения

В полной мере имитация этих условий сложна, поэтому на практике обычно ограничиваются той или иной степенью приближения. Так, например, уже при давлении ( $10^{-8} \div 10^{-10}$ ) кгс/см<sup>2</sup> теплопроводность газов становится пренебрежимо малой и ею можно пренебречь.



Отвод тепла от космического аппарата в окружающую среду в этом случае будет происходить так же, как и в космосе – только излучением.

Температура космического пространства с достаточной для практических целей точностью имитируется путем охлаждения внутренних стенок (экранов) барокамер жидким азотом (77 К). Изнутри эти экраны покрывают специальными покрытиями, обеспечивающими степень их черноты, близкую к единице. Это делается для того, чтобы излучаемый объектом тепловой поток поглощался стенкой, а не отражался ею обратно на объект. Вообще говоря, ряд специалистов считает, что имитация истинных условий космоса, возможно, никогда не будет достигнута, но любая степень приближения к ним стоит затраченных усилий.

Однако на практике всегда ограничиваются разумной степенью приближения, определяемой некоторым пересечением технической осуществимости и экономической целесообразности создания наземных экспериментальных установок.

Имитация внешнего теплового потока, поступавшего на установленный в камере КА, создаётся с помощью инфракрасных нагревателей, количественно воспроизводивших потоки, вычисленные аналитически.

В 60-е годы в разных странах начали проводиться работы по созданию имитаторов солнечного излучения. Их применение, кроме более полного исследования тепловых режимов КА, позволяло также решать широкий круг других весьма важных задач: испытывать оптические приборы, системы ориентации и солнечные батареи, снабжающие аппарат электрической энергией, изучать влияние излучения Солнца на свойства материалов и т. д.

Первоначально в качестве источников излучения применялись угольно-дуговые лампы, достаточно хорошо имитировавшие спектральное распределение энергии Солнца во всем диапазоне длин волн, кроме ультрафиолетовой области ( $0,2 \div 0,4$  мкм), где недостаток мощности можно было компенсировать с помощью дополнительных источников. Однако этот вид ламп имел ряд существенных недостатков; в частности, из-за быстрого сгорания положительного электрода. Для дуги мощностью 10 кВт скорость сгорания составляла 0,5 м/ч. Электрод постоянно приходилось заменять новым, кроме того, механизм

подачи электродов был сложен, нужно было защищать элементы оптической системы (зеркала, отражающие и преломляющие свет, линзы и пр.) от загрязнения продуктами сгорания.

Поэтому начали применяться лампы с газовым наполнением (ксеноновые, ртутно-ксеноновые), сочетающие в себе яркость угольной дуги с удобством эксплуатации. Вместе с тем и эти лампы имели недостатки.

Для создания необходимой интенсивности теплового потока применяется большое количество ламп (рис. 23), располагающихся так, чтобы на испытываемом объекте не появлялось тени или сильно нагреваемых мест за счет взаимного перекрытия лучей от отдельных светильников. Лучи света направляются в камеру с помощью специальных оптических систем, отличающихся большим разнообразием конструкции. Вот, например, как устроена оптическая система одной из моделирующих установок [30, 31]. Имитатор Солнца создан, он оснащен двумя световыми щитами, каждый из которых включал семь ламп мощностью по 10 кВт. В соответствии со схемой, представленной на рис. 24, имитатор позволяет получать на испытываемом изделии пятно размером  $2 \times 2$  м, плотности мощности излучения  $400\text{--}2880$  Вт/м<sup>2</sup>, в спектральном диапазоне  $200\text{--}2500$  нм, с неравномерностью менее 10%.

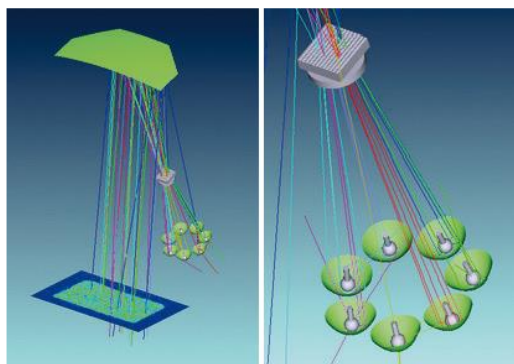


Рис. 23. Расчетная модель одной ветви имитатора ТБК-120

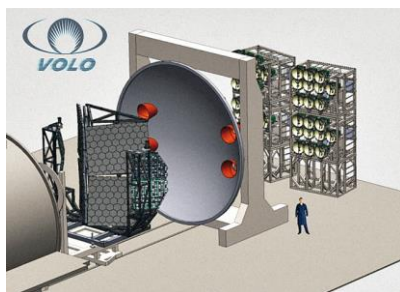


Рис. 24. Компоновка имитатора солнечного излучения горизонтальной вакуумной установки (ИСИ ГВУ-600), состоящей из четырёх световых щитов [31]

Увеличение размеров КА закономерно вызывало необходимость в создании камер большого объема. В начале 60-х годов начинают появляться камеры объемом свыше  $50 \text{ м}^3$  и даже свыше  $500 \text{ м}^3$ . К концу 60-х годов в США, например, насчитывалось 14 камер объемом свыше  $1000 \text{ м}^3$  (камера, предназначавшаяся для испытания космического корабля «Аполлон», имела объем  $11233 \text{ м}^3$ ).

Как методы имитации температуры и внешних тепловых потоков, так и методы создания космического вакуума в таких установках претерпели существенные изменения. Действительно, в более крупных установках требуются, например, более высокие скорости откачки газов, так как внутренние поверхности стенок камер в вакууме выделяют пары и газы, количество которых при прочих равных условиях прямо пропорционально размерам камер. Кроме того, в больших установках, как правило, бывает значительной длина уплотнений, через которые в барокамеру проникает воздух. Наконец, на количество выделяющихся паров и газов влияют вспомогательное оборудование и размеры испытываемых объектов, имеющих в большинстве случаев материалы с большим газоотделением (все органические материалы, резина и т. д.).

Однако поддержание необходимого уровня вакуума в больших камерах путем увеличения скорости откачки с помощью насосов становится технически сложным, и поэтому решение этой задачи пошло по другому пути – с помощью криогенной откачки. Установка для получения жидкого азота приведена на рис. 25.

С этой целью в камере предусматривались участки (криогенные панели), охлаждаемые жидким водородом (точка кипения при нормальном давлении составляет 20 К) или газообразным гелием (11К).

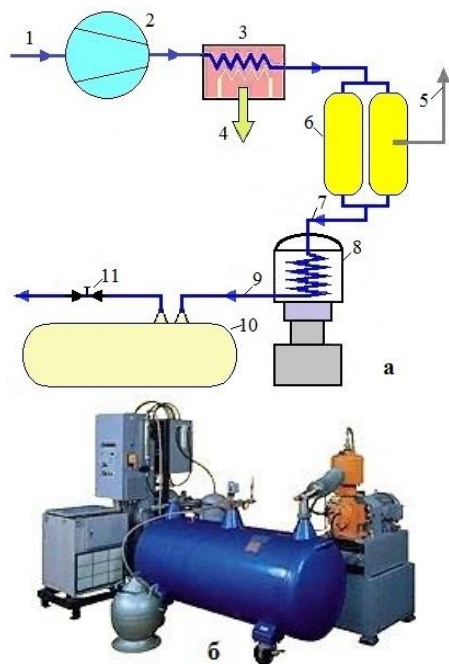


Рис. 25. Установка для получения жидкого азота: а - схема сжижения газообразного азота с помощью Стирлинг-машины; б - установка для производства жидкого азота из атмосферного воздуха. 1 – воздух, 2 – компрессор, 3 – осушитель, 4 – вода, 5 – кислород, 6 – газораспределитель, 7 – газообразный азот, 8 – криогенератор, 9 – жидкий азот, 10 – резервуар хранения жидкого азота, 11 – вентиль

Молекулы остаточного газа, попадая на эти панели, «замораживаются», что приводит к понижению давления в камере. Криогенные панели размещаются в пространстве между другим экраном, охлаждаемым жидким азотом.

Охлаждать гелием целиком все экраны камеры технически сложно и экономически невыгодно, так как в этом случае, в частности, первоначальная стоимость установки и эксплуатационные расходы становятся весьма большими. Использование криогенных панелей позволяет с минимальными затратами решить задачу о поддержании необходимого вакуума в камерах. В качестве основных используются чаще

всего диффузионные насосы, хотя в ряде случаев применяются и другие их виды: ионно-сорбционные, титановые сублимационные, турбомолекулярные и др.

Так как стоимость КА весьма высокая, тепловые испытания иногда проводят на специальных тепловых макетах, на которых вместо аппаратуры применяются имитаторы. На таком макете в разных его местах размещаются температурные датчики, чтобы по их показаниям можно было составить полное представление о тепловом режиме космического аппарата. Тепловой макет устанавливают в барокамере, производят откачку из нее газов, охлаждают ее экраны. Затем включают солнечные имитаторы и начинают испытания.

С помощью специального устройства макет вращается, имитируя изменение положения аппарата относительно Солнца в ходе его космического полета. Имитаторы аппаратуры работают по заданным программам, воспроизводя тепловыделение приборов в разных режимах «полета». Показания датчиков автоматически записываются на специальных приборах. Если в ходе испытаний обнаружится, что система терморегулирования работает неудовлетворительно, в ее конструкцию вносятся соответствующие изменения, и в случае необходимости вновь проводятся испытания для определения эффективности этих изменений.

В наземных условиях проводится и имитация теплового режима космических аппаратов на участках полета в атмосфере планет. При этом в термобарокамерах воспроизводятся два основных параметра: давление («высота») окружающей среды и температура поверхности космического аппарата. Нагрев поверхности испытуемых объектов производится специальными нагревателями, например, инфракрасными вольфрамкварцевыми радиационными нагревателями. Такие нагреватели состоят из трубок, изготовленных из кварцевого порошка, с навитой на них вольфрамовой нитью накала. Они монтируются в керамические рефлекторы, отражающие тепловые потоки. Существующие нагреватели имеют температуру нити приблизительно равную 3000°C. В качестве нагревателей используются также и кварцевые лампы, графитовые оболочки и другие устройства.

Особенно сложная задача при проведении такого рода испытаний состоит в имитации изменения окружающего давления. Во время запуска космического аппарата уменьшение давления воздуха (создаётся разрежение) от атмосферного до  $10^{-8}$  кгс/см<sup>2</sup> происходит за не-

сколько минут. Изменить так резко давление в вакуумной камере в реальном масштабе времени весьма сложно, так как большинство космических имитаторов не оборудовано вакуумными насосными системами, обеспечивающими такие скорости откачки. Поэтому на практике эта задача решается различными приближенными методами, основанными, как правило, на изменении масштаба времени.

Экспериментальное изучение аэродинамического нагрева в ряде случаев приводило к получению весьма ценных результатов. Так, например, американским специалистам удалось с помощью его имитации найти ответ на вопрос о том, почему в процессе полета одной из ракет систематически происходило разрушение обшивок сотовой конструкции, изготовленной из стекловолокна, пропитанного фенольной смолой. Результаты экспериментов наглядно показали, что причина этого состояла в резком повышении давления газов внутри обшивки из-за слабой газопроводности ее материала.

## 8 ОСОБЕННОСТИ СОТР ПИЛОТИРУЕМЫХ КА

Принято считать, что для нормального существования человека в замкнутом объеме обитаемого отсека КА газовая среда должна иметь температуру  $18 \div 26^\circ\text{C}$  при относительной влажности  $30 \div 70\%$ , а поверхности, окружающие человека, температуру, отличающуюся от температуры газа не более чем на  $3 \div 4^\circ\text{C}$  (при большей разности температур человек ощущает дискомфорт) [32,33].

В объеме, где находится экипаж, скорость движения газа должна быть  $0,1 \div 0,3$  м/с с возможностью ее изменения непосредственно членами экипажа по субъективным ощущениям.

Наличие влаги в атмосфере обитаемого отсека требует, чтобы температуры всех элементов, за исключением специально предназначенных для сбора влаги, были выше точки росы во избежание конденсации на них влаги. Поэтому наружные поверхности обитаемых отсеков тщательно изолируют для сведения к минимуму нерегулируемого теплообмена с космическим пространством, который может привести к нежелательному понижению температуры.

Выделяющееся в отсеках тепло через газожидкостный теплообменник принудительно передается в теплоноситель жидкостного контура. Обычно газожидкостные теплообменники обитаемых отсеков одновременно конденсируют и собирают влагу из атмосферы отсека, являясь, таким образом, теплообменниками-конденсаторами.

Сконденсировавшаяся влага собирается фитилями, проложенными вдоль холодной поверхности, и за счет капиллярных сил поступает во влагосорбник, заполненный гигроскопичным материалом. Из влагосорбника конденсат по мере наполнения откачивается в емкости его хранения или в систему регенерации воды с помощью поршня, выжимающего гигроскопичный материал, как губку, либо с помощью насоса, создающего разрежение в отсасывающей трубе.

Исходя из требований максимальной безопасности экипажа и учитывая, что теплообменные устройства – тонкостенные конструкции, в качестве теплоносителей жидкостных контуров обитаемых отсеков обычно используют негорючие водные растворы этиленгликоля, пары которых малотоксичны, а температура замерзания ( $253 \div 233$  К) зависит от относительного содержания в них этиленгликоля.

Так как температура изолированной радиационной поверхности может быть значительно ниже 233 К, для вывода на нее тепла, как правило, используют наружный контур с теплоносителем, имеющим температуру замерзания ниже 173 К. Оба контура обмениваются теплом через специальный жидкостно-жидкостный теплообменник.

Для примера рассмотрим схему СОТР космического корабля «Союз» (рис. 26). Тепло из спускаемого аппарата (СА) и бытового отсека (БО), выделяемое приборами и экипажем, через теплообменники-конденсаторы поступает в жидкостный контур жилых отсеков (КЖО), трубопровод которого обогревает элементы двигателей ориентации [32]. Контур жилых отсеков через жидкостно-жидкостный теплообменник связан с контуром наружных радиаторов (КНР), которому отдает тепло, полученное от СА и БО. КНР забирает также тепло из приборного отсека, обогревает корпус негерметичного агрегатного отсека и регулирует сброс тепла в окружающее пространство через изолированные радиационные поверхности [32].

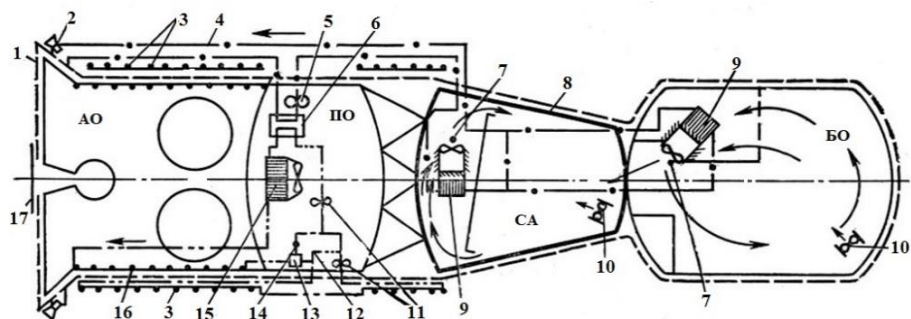


Рис. 26. Принципиальная схема СОТР КК «Союз»: АО – агрегатный отсек; БО – бытовой отсек; ПО – приборный отсек; СА – спускаемый аппарат; 1 – ЭВТИ; 2 – двигатели ориентации; 3 – радиационные поверхности; 4 – контур КЖО; 5 – насос контура КЖО; 6 – жидкостно-жидкостный теплообменник; 7, 14 – датчики температуры; 8 – теплозащитная обмотка СА; 9 – теплообменник-конденсатор; 10 – комфортный вентилятор; 11 – насос контура КНР; 12 – контур КНР; 13 – регулятор расхода жидкости; 15 – газожидкостный теплообменник; 16 – змеевик агрегатного отсека; 17 – подвижная крышка сопла двигателя

Количество тепла, передаваемого радиационной поверхности, регулируется регулятором расхода, перепускающим жидкость на радиационную поверхность и поддерживающим температуру жидкости на



входе в жидкостно-жидкостный теплообменник связи с КЖО в пределах  $278 \div 280$  К, что обеспечивает в зависимости от уровня тепловыделения в СА и БО температуру теплоносителя перед теплообменниками-конденсаторами в пределах  $280 \div 284$  К.

Температура газа в жилых объемах в свою очередь регулируется расходом газа через теплообменную решетку в теплообменнике-конденсаторе, вентиляторы которого одновременно обеспечивают циркуляцию газа по объемам отсеков. Кроме того, в жилой зоне установлены комфортные вентиляторы, включаемые экипажем. Все поверхности отсеков для уменьшения нерегулируемого теплообмена с окружающим пространством закрыты ЭВТИ.

Поверхность СА имеет теплозащиту, предохраняющую его от аэродинамического нагрева при торможении в атмосфере Земли во время спуска, при этом тепловой режим его внутренних элементов обеспечивается за счет их теплоемкости.

## 9 УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП РАБОТЫ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ

Функционирование радиоэлектронных элементов, узлов, блоков бортовой аппаратуры (БА) КА зависит от оптимального расположения компонентов и их тепловых режимов. Изменение теплового режима приводит к изменению различных параметров резисторов, конденсаторов, микросхем, снижаются технические характеристики приборов [1, 34-36].

При выполнении задач дистанционного зондирования Земли тепловой режим оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК) в зависимости от условий эксплуатации КА изменяется, качество изображения поверхности Земли меняется [35-40].

Обеспечение номинального теплового режима: БА, двигателей, платформ, высокоточных приборов различного назначения, топливных баков, ОЭТК КА с различными массогабаритными энергетическими характеристиками, осуществляет СОТР, функционирующая в широком диапазоне температур с определённой тепловой мощностью. СОТР осуществляет терморегулирование, термостабилизацию, передачу тепла за счёт механизмов: теплопроводности, лучистого теплообмена, конвекции в герметичных отсеках. В пилотируемых КА СОТР поддерживает номинальный тепловой режим, давление, влажность. Терморегулирование крупногабаритных конструкций, приборного отсека и т.д. с большим энерговыделением осуществляется с помощью тепловых труб.

Впервые термин «тепловая труба» был предложен Гровером Г.М. и использован в описании патента США 3 229 759 (02.12.1963, Комиссия по атомной энергии США) и в статье [41].

Тепловыми трубами названы испарительно-конденсационные устройства для передачи тепла, в которых осуществляется перенос скрытой теплоты парообразования за счет испарения жидкости в зоне подвода тепла и конденсации ее паров в зоне отвода, а замкнутая циркуляция теплоносителя поддерживается действием капиллярных или массовых сил.

В простейшем случае тепловая труба имеет герметичный корпус, внутренняя поверхность которого устлана слоем капиллярно-пористого материала — фитилем, который насыщен жидкой фазой теплоносителя. Фитилем могут служить различные пористые материалы (сетки, спеченные пористые структуры), канавки на внутренней поверхности корпуса трубы, экраны с перфорациями или какая-либо

другая структура, способная осуществлять перенос жидкости из зоны конденсации в зону нагрева за счет действия капиллярных сил. В качестве теплоносителя могут быть использованы любые химически чистые материалы или соединения, имеющие жидкую и паровую фазу при рабочей температуре трубы и, как правило, смачивающие материал фитиля. Используя в качестве теплоносителей жидкий гелий, азот, спирты, фреоны, воду, щелочные металлы и т. п., можно создать тепловые трубы для работы как в областях низких, криогенных температур, так и в области высоких температур —  $2500^{\circ}\text{C}$  и даже выше.

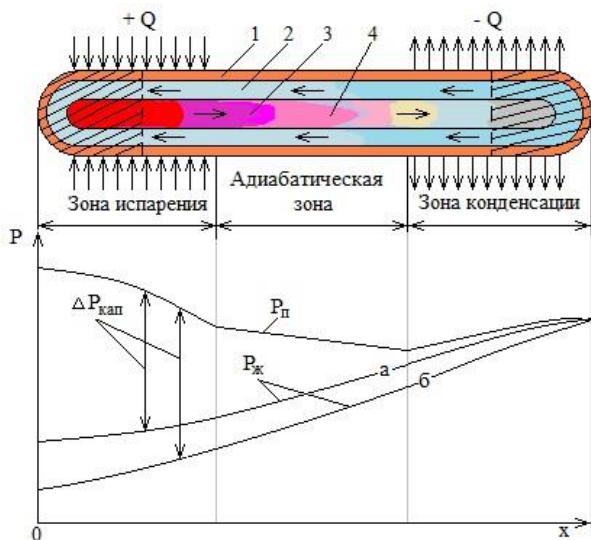


Рис. 27. Схема тепловой трубы. Слева заштрихованная часть – испаритель, а справа – конденсатор. Качественное распределение давления в паре  $P_{\text{п}}$  и жидкости  $P_{\text{ж}}$  без воздействия массовых сил (а) и в поле сил гравитации, направленных против течения жидкости в фитиле (б): 1 – корпус, 2 – фитиль, 3 – жидкость, 4 – пар

Рассмотрим работу тепловой трубы простейшего типа в условиях отсутствия массовых сил. Подводимое к трубе тепло передается за счет теплопроводности через корпус трубы и зачастую через элементы фитиля к теплоносителю. Испарение смачивающей фитиль жидкости приводит к образованию или увеличению кривизны вогнутых менисков на поверхности жидкости в порах фитиля в зоне нагрева. Под действием сил поверхностного натяжения в вогнутых

менисках появляется капиллярное давление  $P_{\text{кап}}$ , воздействующее на жидкость и стремящееся уменьшить кривизну менисков. Капиллярное давление в мениске определяется по формуле Лапласа:

$$P_{\text{кап}} = \sigma(1/R_1 + 1/R_2),$$

где  $P_{\text{кап}}$  – капиллярное давление,  $R_1$  и  $R_2$  – главные радиусы кривизны поверхности мениска.

Конденсация жидкости в зоне отвода тепла приводит к затоплению фитиля. Кривизна менисков жидкости внутри фитиля в этой зоне, как правило, ничтожна по сравнению с соответствующей кривизной в зоне нагрева трубы. Различие кривизны менисков и, следовательно, капиллярных давлений в этих двух зонах трубы приводит к появлению перепада этих давлений, который является движущим перепадом давления при перекачке жидкости по фитилю из зоны конденсации в зону испарения. Таким образом, в тепловой трубе для обеспечения замкнутой циркуляции теплоносителя используется «капиллярный насос». Помимо капиллярных сил при работе тепловых труб могут действовать массовые силы — гравитационные, центробежные, электромагнитные и др. Массовые силы способны как улучшать циркуляцию теплоносителя в тепловых трубах, так и затруднять ее.

В работающей трубе при циркуляции теплоносителя имеют место следующие процессы: 1) испарение жидкой фазы теплоносителя в зоне нагрева при подводе тепла от источника; 2) перенос пара в зону с пониженным давлением — зону теплоотвода и конденсации; 3) конденсация пара в зоне теплоотвода; 4) подача жидкости из зоны конденсации в зону испарения под действием капиллярных или массовых сил.

Каждый из этих процессов происходит с изменением давления вдоль линии тока циркулирующего теплоносителя. При течении пара по паровому каналу изменение давления происходит как за счет гидравлических потерь, обусловленных трением, так и за счет инерционных эффектов — статическое давление в паре изменяется при вдуве массы пара в поток (испарение) или отводе массы пара (конденсация). Для жидкости, движущейся по фитилю под действием капиллярных сил, давление изменяется главным образом вследствие трения. В зоне испарения и конденсации на границе раздела фаз жидкость — пар помимо капиллярного давления имеет место перепад давления при фазовом переходе, обусловленный динамическим воздействием испаряющегося или конденсирующегося теплоносителя. В любом сечении

стационарно работающей трубы перепад давления между фазами уравнивается капиллярным давлением:

$$P_n - P_{жс} + \Delta P_{\Phi} = P_{кап},$$

где  $\Delta P_{\Phi}$  – перепад давления между паром и жидкостью вследствие фазового перехода. Распределение давления в паре и жидкости по длине тепловой трубы показано на рис. 27. Кривизна менисков и капиллярное давление по длине трубы изменяются. Максимальная кривизна имеет место в начале испарительной зоны трубы, а минимальная — в конце зоны конденсации. Кривая а — изменение давления в жидкости при отсутствии воздействия массовых сил, кривая б, данная для сравнения, — распределение давлений в жидкости по длине трубы с учетом влияния гравитации в случае, когда силы тяжести препятствуют циркуляции жидкости. При постоянном значении передаваемой трубой мощности влияние гравитации приводит к тому, что капиллярный насос должен развивать более высокий перепад давления по сравнению с работой трубы в невесомости.

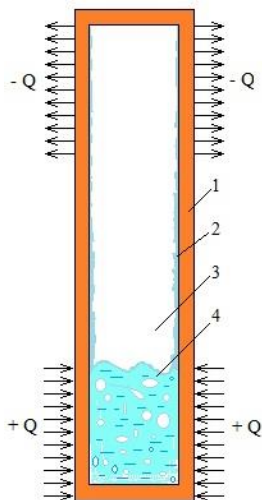


Рис. 28. Схема термоиспарительного термосифона:  
1 – корпус; 2 – плёнка конденсата; 3 – пар;  
4 – объём кипящей жидкости

В условиях, когда силы гравитации или иные силы (центробежные, электромагнитные) способны обеспечить перенос жидкости из зоны конденсации в зону нагрева, могут использоваться тепловые трубы, не имеющие капиллярной структуры – бесфитильные тепловые трубы. Конструкция тепловой трубы, не имеющей капиллярной структуры и работающей на использовании термогравитационных сил, представлена на рис. 28. Первая статья обзорного характера по тепловым трубам была написана в СССР в 1969г. Москвиным Ю.В., Филипповым Ю.А. [42]. К 1965 г. была развернута программа исследований Евратома по применению тепловых труб в термоионных преобразователях ядерной энергии (подвод теплоты к эмиттерам 1600°С – 1800°С и отвод теплоты от коллекторов – 1000°С) в Объединенном ядерном исследовательском центре (Ispra, Италия).

В 1967 г. тепловая труба была впервые испытана на космическом спутнике на околоземной орбите (корпус – нержавеющая сталь, рабочая жидкость – вода, электрообогрев), а в 1968 г. – впервые применена для теплового регулирования спутника «Геос – Б» (две тепловые трубы, корпус – алюминиевый сплав, фитиль – алюминиевая сетка, рабочая жидкость – фреон – 11; назначение – снижение до минимума разности температур между ответчиками, расположенными в разных частях спутника).

Тепловая труба является устойчивым высокоэффективным сочетанием нескольких физических эффектов (ФЭ) и, как любой ФЭ, обладает рядом основных и вторичных (побочных) свойств. Основные свойства тепловой трубы используются: при теплопередаче (нагрев или охлаждение), термостатировании, трансформации теплового потока, регулировании температуры и для пространственного разделения источника и стока теплоты, при теплопередаче, управлении термическим сопротивлением в технике различных устройств, приборов. Тепловые диоды проводят теплоту только в одном направлении, а тепловые выключатели обеспечивают включение и отключение тепловой трубы.

Тепловые трубы могут применяться в широком диапазоне температур от  $-200^{\circ}\text{C}$  до  $2000-2500^{\circ}\text{C}$ . Основные достигнутые характеристики современных тепловых труб:

- Рабочий диапазон температур  $4 - 2300^{\circ}\text{K}$ .
- Скорость теплопередачи – звуковой предел.
- Мощность теплопередачи – до  $20 \text{ кВт/см}^2$ .
- Ресурс работы 20 000 ч.

Использование тепловых труб позволяет решать большое количество теплотехнических задач, например:

➤ пространственное разделение источников и стоков теплоты (охлаждение отдельных элементов электронного оборудования и интегральных схем, работа в составе холодильников-излучателей космических ядерных энергетических установок);

➤ выравнивание температур поверхностей и регулирование температуры (сведение к минимуму градиентов температуры корпусов космических аппаратов, устранения нежелательных температурных градиентов вдоль эмиттера и коллектора термоэлектронных генераторов и т.д.);

➤ тепловые трубы могут выполнять функции тепловых диодов и выключателей.

Таким образом, тепловая труба, являясь высокоэффективной и надежной технической системой, перекрывает весь практически значимый для современной техники диапазон температур.

Скорость и мощность теплопередачи даже в самых простых тепловых трубах (рабочая жидкость – вода, температура – 150°C, фитиль - несколько слоев сетки) в сотни раз превышает теплопередачу по медному стержню того же диаметра.

## 10 ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ НАГРЕВАТЕЛИ

Для обеспечения номинального стабильного теплового режима, блоков координат звёзд, оптических приборов, оптико-телескопического комплекса КА и МКА целесообразно использовать СОТР с электрическими нагревателями, которые обладают малыми массогабаритными размерами и могут эффективно создавать температурный режим с помощью информационной измерительной системы управления. Возможность применения прецизионной СОТР исследована в работах [35-41] и [44-55] для КА разного класса. При выполнении проекта «Прецизионная система обеспечения теплового режима для перспективных оптико-электронных телескопических комплексов дистанционного зондирования Земли» [43] показана эффективность использования плёночных электрических нагревателей в СОТР. Были проведены теоретические и экспериментальные исследования в проекте. Для планирования экспериментального исследования было разработано программное обеспечение и проведен расчет тепловых потоков, падающих на космический аппарат при его орбитальном движении. Для расчетов были выбраны следующие параметры орбиты: высота круговой орбиты КА 700 км, наклонение орбиты  $i = 98^\circ$ , угол между плоскостью орбиты и проекцией направления на Солнце на плоскость орбиты  $\gamma = 50^\circ$ . Предполагается, что приходящий на поверхность КА тепловой поток формируется отраженным излучением от поверхности Земли, собственным тепловым излучением поверхности Земли и прямым солнечным потоком. Поверхность Земли принимается неравнояркой и имеющей однородное по поверхности альbedo, равное 0.35. Собственное тепловое излучение Земли принимается изотропным и равным  $225 \text{ Вт/м}^2$  по нормали к поверхности Земли. Прямое солнечное излучение принимается равным солнечной постоянной –  $1378 \text{ Вт/м}^2$ . Космический аппарат представляется в виде сплошного цилиндра, где входной зрачок объектива является нижним торцом, противоположная ему поверхность – верхним торцом, а боковая поверхность КА – образующей цилиндра. Для расчета теплового потока, падающего на боковую поверхность цилиндра, последняя разбивалась на ряд секторов, при этом считается, что в пределах сектора можно пренебречь неоднородностью распределения плотности теплового потока, падающего на КА. При этом нормальным к боковой поверхности сектора считался вектор, восстановленный на линии, разделяющей сектор на 2 равные части вдоль образующей. Нумерация секторов образовывалась



таким образом, что вектор скорости движения КА являлся направляющим вектором вдоль линии, пересекающей противоположные сектора. В результате расчетов получены временные зависимости трех компонентов теплового потока (собственное тепловое излучение Земли, прямой солнечный поток, отраженный от поверхности Земли солнечный поток) на каждый элемент геометрии корпуса космического аппарата.

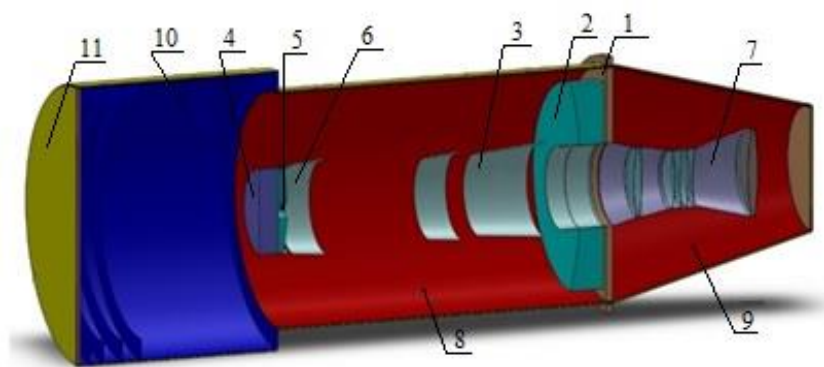


Рис. 29. Геометрическая модель ОЭТК (в разрезе):

- 1 – платформа ГЗ, 2 – ГЗ, 3 – бленда ГЗ, 4 – узел ВЗ, 5 – ВЗ, 6 – бленда ВЗ, 7 – линзовый корректор, 8 – корпус, 9 – задняя часть корпуса, 10 – бленда, 11 – крышка СЗУ

В проекте был исследован оптико-электронный телескопический комплекс на основе унифицированной схемы Ричи-Кретьена с четырехлинзовым корректором, светозащитной блендой и крышкой светозащитного устройства (рис. 29) на основе решения связанной термоупругой задачи. Корпус ОЭТК выполнен из углепластика КМУ-4Л, бленда и крышка светозащитного устройства из алюминия АМГ-6, главное (ГЗ) и вторичное (ВЗ) зеркала – из ситалла СО-115М, линзы – из оптических стекол ЛК 107, ТК121, ТК108. Основными компонентами предлагаемой СОТР являются экранно-вакуумная тепловая изоляция, укрывающая все внешние поверхности ОЭК, пленочные электронагреватели, располагающиеся внутри корпуса ОЭК и служащие для поддержания оптимальной температуры оптической системы, а также датчики температуры для контроля температуры оптических

элементов. Внутри корпуса и задней части корпуса ОЭК располагаются алюминиевые экраны, на внешние поверхности которых крепятся пленочные электрические нагреватели.

Лучистый тепловой поток от экранов будет компенсировать потери тепла оптических элементов. Однако при сильном снижении температуры конструктивных элементов ОЭК, например в режиме неориентированного полета, потребуется много времени, чтобы вывести ОЭК на рабочий режим. Поэтому на тыльной поверхности главного и вторичного зеркал устанавливаются дополнительные электрические нагреватели, которые будут задействованы только при значительном снижении температуры оптических элементов. Датчики температуры располагаются вблизи оптической поверхности главного и вторичного зеркал, а также в районе четвертой линзы. Внешние поверхности корпуса и задней части корпуса ОЭК, бленды и крышки СЗУ укрываются матами ЭВТИ.

На основе общей схемы ОЭТК была разработана трехмерная геометрическая модель ОЭТК, состоящая из следующих компонентов: платформа главного зеркала, главное зеркало, бленда главного зеркала, узел вторичного зеркала, вторичное зеркало, бленда вторичного зеркала, линзовый корректор, корпусная часть, задняя корпусная часть, бленда, крышка СЗУ, ЭВТИ, тепловые экраны. Физико-математическая модель ОЭТК описывается системой дифференциальных уравнений теплопроводности [44,46-52] для каждого элемента ОЭТК со следующими граничными условиями:

- теплообмен между элементами ОЭТК осуществляется излучением по закону Стефана-Больцмана, излучающие поверхности: оптические поверхности зеркал и линз, внутренние и внешние поверхности экрана, бленд зеркал, линзового корректора, корпуса ОЭТК, бленды, крышки СЗУ, ЭВТИ;
- на внешнюю поверхность ЭВТИ крышки СЗУ, бленды и корпуса ОЭТК задаются переменные во времени тепловые потоки, соответствующие условиям эксплуатации КА;
- на внешние поверхности экранов и задние поверхности главного и вторичного зеркал задаются переменные во времени тепловые потоки в соответствии с параметрами и режимом работы системы обеспечения теплового режима.

Для проведения расчетов температурных полей элементов ОЭТК при орбитальном движении КА на основе трехмерной твердотельной модели ОЭТК разработана конечно-элементная модель ОЭТК.



Рис. 30. Лабораторный макет СОТР в вакуумной камере: 1 – корпус, 2 – тепловой экран, 3 – имитатор температур космического пространства, 4 – имитатор внешних тепловых потоков, 5 – вакуумная камера (на снимке колпак вакуумной камеры снят, макет еще не укрыт ЭВТИ)

Для проведения экспериментальных исследований в вакуумной камере (рис. 30) в условиях, имитирующих условия космического пространства, разработан макет СОТР [43,44,51] со следующими характеристиками: 1) количество каналов измерения температуры – 30; 2) диапазон измеряемых температур – от  $-200$  до  $+55^{\circ}\text{C}$ ; 3) точность измерения температуры в диапазоне от  $-200$  до  $0^{\circ}\text{C}$  составляет  $4^{\circ}\text{C}$ , в диапазоне от  $0$  до  $+55^{\circ}\text{C}$  составляет  $0,2^{\circ}\text{C}$ ; 4) тип датчиков – термометр сопротивления или термопара тип К; 5) количество каналов управления пленочными нагревателями – 4; 6) максимальный ток канала управления нагревателями не более  $14\text{A}$ ; 7) напряжение питания канала управления нагревателями – от  $12$  до  $37\text{В}$ ; 8) контроль напряжения каналов управления нагревателями осуществляется с точностью до  $0,1\text{В}$ ; 9) контроль тока каналов управления нагревателями осуществляется с точностью до  $0,1\text{A}$ . Макет СОТР функционально состоит из трех независимых модулей, которые подключены через стандартный USB-HUB к компьютеру. Каждый модуль имеет свой уни-

кальный номер и дескриптор, что позволяет осуществлять независимое управление каждым из трех модулей. В состав макета СОТР входят два модуля измерения температуры и один модуль управления нагревателем.

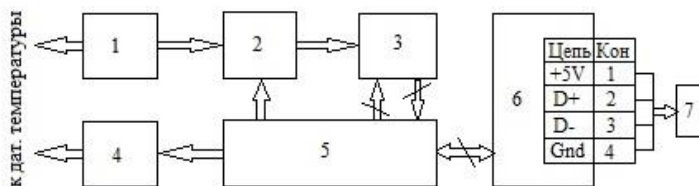


Рис. 31. Блок-схема модуля измерения температуры: 1 – коммутатор датчиков температуры, 2 – масштабирующий усилитель, 3 – АЦП, 4 – коммутатор, 5 – процессор, 6 – USB-интерфейс, 7 – USB-HUB

Модуль измерения температуры (рис. 31) состоит из следующих узлов: 1) устройство сопряжения с USB интерфейсом; 2) процессор; 3) коммутатор питания датчиков температуры; 4) аналого-цифровой преобразователь; 5) масштабирующий усилитель; 6) коммутатор сигнала датчиков температуры. Модуль управления нагревателями (рис. 32) состоит из следующих узлов: 1) устройство сопряжения с USB интерфейсом; 2) процессор; 3) силовые ключи; 4) коммутатор; 5) масштабирующий усилитель; 6) аналого-цифровой преобразователь.

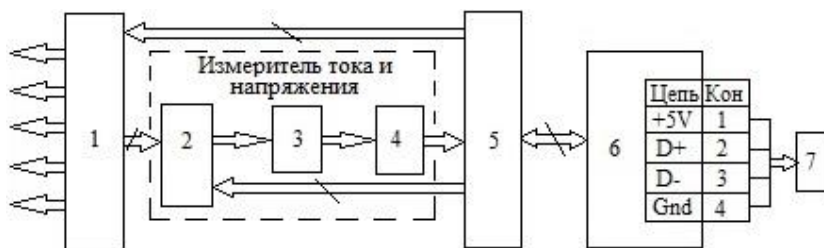


Рис.32. Блок-схема модуля управления нагревателями: 1 – силовые ключи, 2 – коммутатор, 3 – масштабирующий усилитель, 4 – АЦП, 5 – процессор, 7 – USB-HUB

Новизна полученных результатов в проекте заключается в использовании математической модели неравнояркой поверхности Земли для расчета тепловых потоков, действующих на отдельные элементы

КА при его орбитальном движении, а также в оригинальной электрической схеме макета СОТР, предназначенного для проведения экспериментальных исследований.

В работах [52-54] проводится теоретическое исследование тепловых режимов ОЭТК микроспутника при воздействии тепловых факторов в условиях эксплуатации на основе решения связанной термоупругой задачи с линзовым объективом, оптическая часть которого представляет собой линзовый объектив с коррекционной пластиной, светозащитной блендой и крышкой светозащитного устройства. Объектив обладает следующими массогабаритными характеристиками: общая длина 840 мм, диаметр бленды 130 мм, диаметр первой линзы 100 мм, фокусное расстояние 600 мм, масса оптических элементов — 1,75 кг.

Объектив обладает следующими характеристиками:

- разрешение на местности — 1,5 м (для  $\lambda = 0,55$  мкм),
- угол поля зрения объектива —  $2^\circ$ ,
- ширина полосы захвата — 7 км (для высоты орбиты 200 км.)

На основе общей схемы объектива была разработана геометрическая 3D модель объектива, включающая следующие элементы: линзы с 1-й по 7-ю, коррекционная пластина, оправы линз, корпусная часть объектива, светозащитная бленда, крышка СЗУ, тепловые экраны, внешнее покрытие ЭВТИ. Общий вид геометрической 3D модели приведен на рис. 33. Основной задачей системы обеспечения теплового режима (СОТР) является поддержание температур оптических элементов объектива с заданной точностью относительно номинальной температуры при различных режимах эксплуатации микроспутника. Основными компонентами СОТР

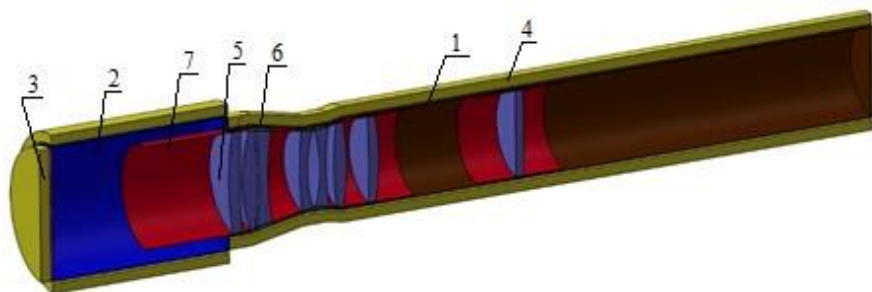


Рис. 33. Модель линзового объектива микроспутника: 1 – корпус, 2 – бленда, 3 – крышка СЗУ, 4 – ЭВТИ, 5 – линза, 6 – оправы линзы, 7 – тепловой экран

микроспутника являются внешняя экранно-вакуумная тепловая изоляция, тепловые экраны с пленочными электронагревателями, датчики температуры оптических элементов и тепловых экранов. Предполагается, что корпусная часть объектива изготовлена из углепластика, бленда и крышка СЗУ из алюминия.

Для расчета теплового режима объектива микроспутника на основе 3D модели разработана тепловая физико-математическая модель объектива, представляющая собой систему дифференциальных уравнений теплопроводности [44].

В качестве условий эксплуатации микроспутника выбраны следующие параметры орбиты:

- круговая орбита высотой 200 км (продолжительность витка составляет 89 минут),
- угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце составляет  $0^\circ$  (в этом случае время нахождения микроспутника в тени Земли максимально),
- углы тангажа и крена микроспутника равны нулю на всем протяжении витка.

Тепловые потоки на крышку СЗУ, боковую часть корпуса и торцевую часть корпуса, соответствующие этим условиям, рассчитывались в соответствии с [44] и приведены на рис. 34-37. Как видно из рис. 34, тепловой поток на крышку СЗУ, обусловленный собственным излучением Земли, постоянен на всём протяжении витка, а тепловые потоки прямого и отражённого от Земли солнечного излучения имеют ярко выраженные максимумы: в точках выхода и захода КА в тень Земли и в подсолнечной точке.

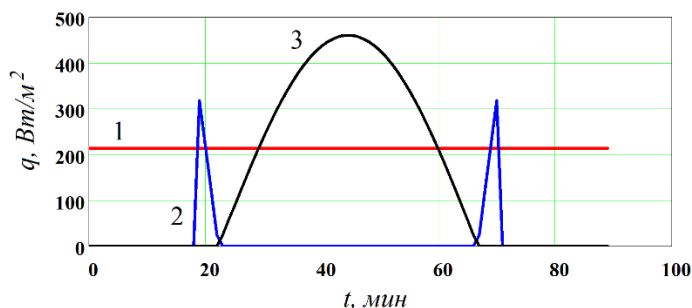


Рис. 34. Зависимость плотности теплового потока, падающего на крышку СЗУ, от времени: 1 – собственное излучение Земли, 2 – прямое солнечное излучение, 3 – отражённое от Земли солнечное излучение

Тепловые потоки на торцевую часть корпуса, обусловленные собственным излучением Земли и отражённым от Земли солнечным излучением равны нулю на протяжении всего витка, а прямой солнечный поток имеет максимум в подсолнечной точке (рис. 35).

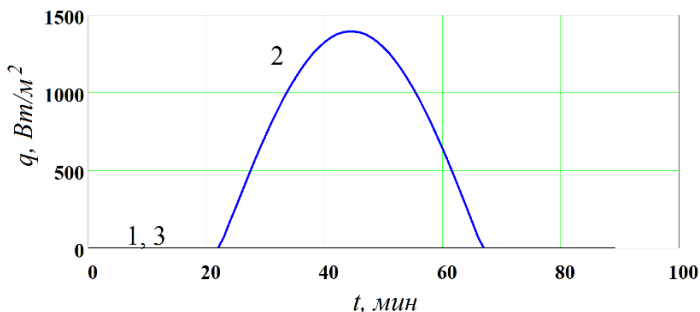


Рис. 35. Зависимость плотности теплового потока, падающего на крышку торцевой части корпуса, от времени: 1 – собственное излучение Земли, 2 – прямое солнечное излучение, 3 – отражённое от Земли солнечное излучение

Тепловой поток собственного излучения Земли на боковую часть корпуса постоянен ввиду отсутствия изменения ориентации КА и составляет  $79,45 \text{ Вт/м}^2$ . Распределение теплового потока, обусловленного прямым солнечным излучением, на боковой поверхности корпуса неравномерно как по углу, так и по времени и достигает максимумов в точках выхода и захода КА в тень Земли, а также в подсолнечной точке (рис. 36). Распределение теплового потока, обусловленного отражённым от Земли солнечным излучением, на боковой поверхности корпуса также неравномерно как по углу, так и по времени и достигает максимума в подсолнечной точке (рис. 37).

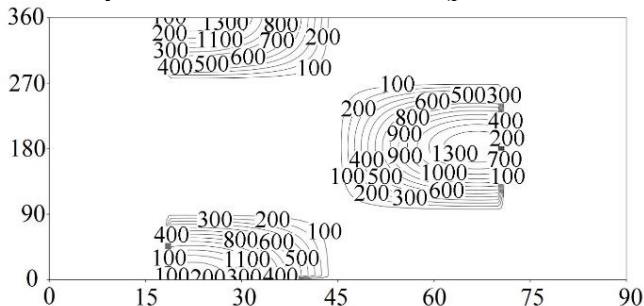


Рис. 36. Зависимость плотности теплового потока прямого солнечного излучения, падающего на боковую поверхность корпусной части, от времени

Суммарная мощность всех нагревателей составляет 7 Вт, в том числе мощность нагревателя первой линзы — 4 Вт. Номинальная температура объектива составляет 20°C, точность поддержания температур оптических элементов – 0,2°C.

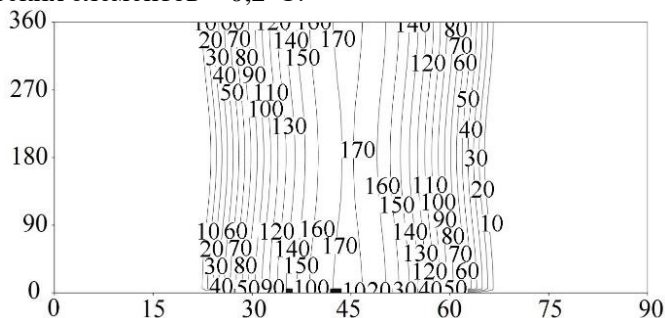


Рис. 37. Зависимость плотности теплового потока отражённого от Земли солнечного излучения, падающего на боковую поверхность корпусной части, от времени

Нагреватели работают по следующему алгоритму:

- нагреватель включается, если температура соответствующей линзы снижается более чем на 0,1 °C относительно номинальной температуры;
- нагреватель выключается, если температура теплового экрана превысит номинальную температуру более чем на 2°C.

В работе [54] на основе решения тепловой 3D модели ОЭТК проведен расчет температурных полей для различных режимов ОЭТК с учетом орбитального движения микроспутника.

Расчет температурных полей объектива проводился в два этапа. Сначала был выполнен расчет выхода объектива на установившийся тепловой режим из состояния с начальной температурой 10°C. Затем был выполнен расчет для одного витка в режиме съёмки поверхности Земли, крышка открывается один раз на 20 минут, открытие крышки происходит на 35-й минуте от начала витка. Результаты расчетов представлены на рис. 38-42. В режиме съёмки земной поверхности открытие крышки один раз за виток на 20-й минуте вызывает локальное снижение температуры корпуса до 292 К, температуры бленды до 291,3 К, при этом температура первой линзы не выходит за заданный диапазон (рис. 39). После своего закрытия крышка, выхоложенная в космосе до температуры 263К, начинает нагреваться за счет окружающих ее элементов. К концу витка ее температура составляет 279,73 К (рис. 40), при этом температуры оптических элементов укладываются в заданный диапазон (рис. 41).



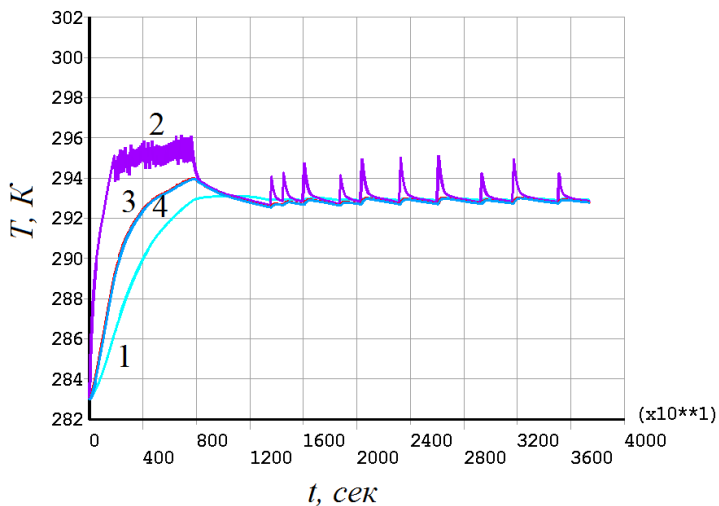


Рис. 38. Изменение во времени температур элементов ОЭТК при выходе на установившийся режим: 1 – линза 1, 2 – нагреватель линзы 1, 3 – корпус, 4 – бленда

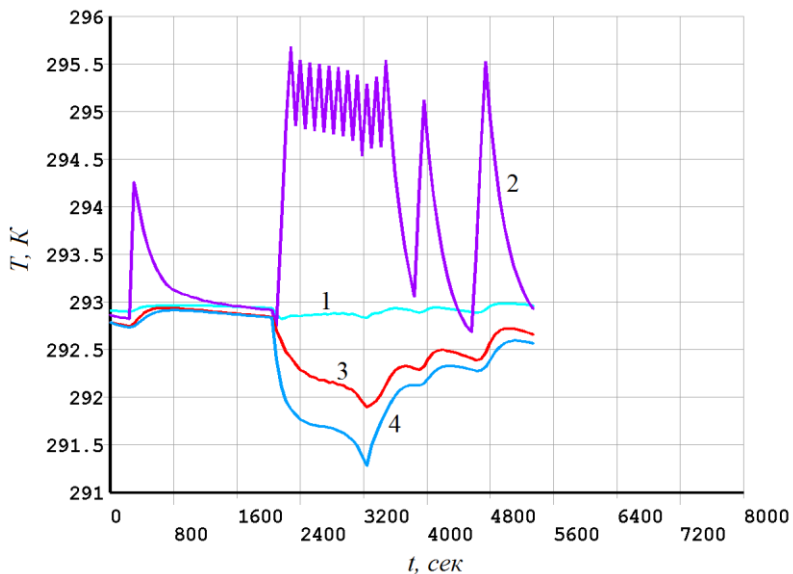


Рис. 39. Изменение во времени температур элементов ОЭТК в режиме съемки поверхности Земли: 1 – линза 1, 2 – нагреватель линзы 1, 3 – корпус, 4 – бленда Земли

Средняя мощность всех нагревателей в режиме съемки поверхности Земли составила 0,45 Вт.

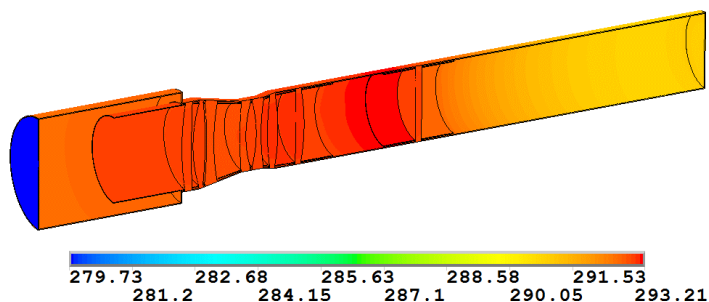


Рис. 40. Распределение температур ОЭТК в конце витка в режиме съемки поверхности Земли

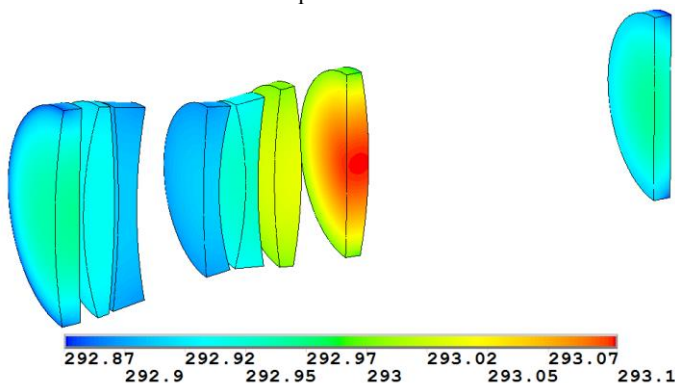


Рис. 41. Распределение температур оптических элементов ОЭТК в конце витка в режиме съемки поверхности Земли

Анализ результатов показал, что СОТР выходит на установившийся режим из состояния с начальной температурой 10°C около 6 часов, т.е. 4,5 витка вокруг Земли, при этом средняя мощность всех нагревателей составила 0,7 Вт. В установившемся режиме минимальная температура конструктивных элементов объектива составляет 290,89 К (корпус в задней части) (рис. 40), при этом температуры оптических элементов укладываются в заданный диапазон  $293 \pm 0,2$  К (рис. 41) в различных режимах эксплуатации микроспутника при выполнении задач ДЗЗ. Для поддержания установившегося режима с закрытой крышкой СЗУ требуется мощность нагревателей 0,15 Вт.

Получено, что при пиковой мощности СОТР в 4 Вт средняя мощность СОТР при выходе ОЭТК на установившийся режим из состояния с начальной температурой 283 К составила 0,7 Вт, в установившемся режиме с закрытой крышкой — 0,15 Вт, а в режиме съёмки поверхности Земли для штатного времени съёмки — 0,45 Вт, для расширенного времени съёмки (40 мин) — 0,8 Вт. Анализ результатов расчёта расширенного режима показывает, что можно проводить дистанционное зондирование Земли без ограничения времени съёмки поверхности Земли.

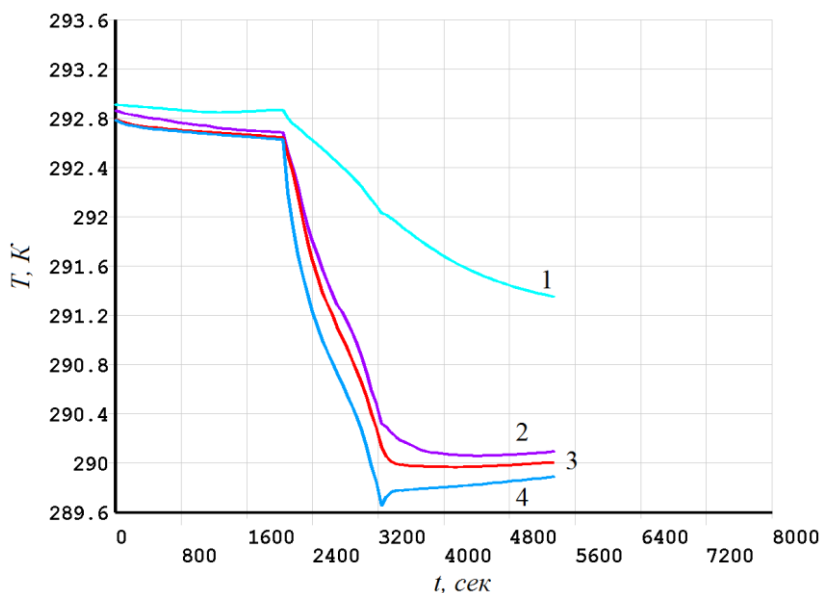


Рис. 42. Изменение во времени температур элементов ОЭТК в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателя первой линзы: 1 – линза 1, 2 – нагреватель линзы 1, 3 – корпус, 4 – бленда

В случае аварийного отказа нагревателя первой линзы наблюдается другая ситуация. Температуры всех элементов объектива, расположенных в передней части, после открытия крышки начинают быстро снижаться (рис. 42). В конце открытия крышки температура первой линзы составляет 292,1 К и, как видно из рис. 39, 40, температура первой линзы выходит из заданного диапазона уже на первых секундах после открытия крышки, что приведёт к значительным искажениям

получаемых изображений. При этом как радиальный, так и осевой перепады температуры на первой линзе составляют 0,1 К.

Использование плёночных электрических нагревателей в качестве активных элементов СОТР особенно актуально для малоразмерных космических аппаратов нанокласса, на которых тепловые трубы не могут быть применены в силу их значительных массогабаритных характеристик. На этапе выхода наноспутника из контейнера/платформы доставки в КП происходит несимметричный нагрев и охлаждение поверхностей наноспутника при воздействии тепловых ФКП на этапе неуправляемого полёта. В результате этого температурное поле наноспутника будет изменяться почти колебательно, причём скорость изменения температурного поля будет зависеть от массы, габаритных размеров, теплофизических свойств материалов. В этом случае возможны деформации конструктивных и оптических элементов телескопа, сбой радиоэлектронной работы блоков бортовой аппаратуры и, как следствие, отказ системы ориентации и стабилизации наноспутника в КП, т.е. потеря спутника.

Для устранения динамического колебательного температурного процесса целесообразно контейнер доставки группировки наноспутников не открывать на этапе неуправляемого полёта до достижения установившегося номинального теплового режима с помощью электронагревателей контейнера группировки наноспутников

Время выхода группировки бортовой аппаратуры наноспутников на номинальный температурный режим зависит от скорости нагрева, теплофизических свойств используемых материалов конструкции, массы, габаритных размеров и т.д.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Модель космоса: Научно-информационное издание: в 2 т. / под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. Т.1: Физические условия в космическом пространстве. М.: КДУ, 2007. 872 с.; Т.2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. 1144 с.
2. Ломоносов М.В. *Meditationes decaloriset frigoris causaauctore Michaelae Lomonosow*. Размышления о причине теплоты и холода Михайла Ломоносова / пер. Б.Н. Меншуткина // Полн. собр. соч. / АН СССР. М.; Л., 1950–1983. Т. 2: Труды по физике и химии, 1747–1752 гг. М.; Л.: АН СССР, 1951.
3. Макс Лауэ. История физики. М.: Изд-во Государственное технико-теоретической физики, 1956. 150 с.
4. Вавилов С.И. Развитие идеи вещества: собр. соч., М., 1956. Т.3. С. 41-62.
5. Шкловский И.С. Вселенная, жизнь, разум. М.: Наука, 1987.
6. Зельдович Я.Б., Новиков И.Д. Строение и эволюция Вселенной. М.: Наука, 1975. С. 156–736.
7. Онлайн-энциклопедия «Кругосвет».
8. Лактионов А.Г. Тепловой баланс Земли // Физическая энциклопедия / гл. ред. А. М. Прохоров. М.: Большая Российская энциклопедия, 1998. Т. 5. С. 75-76.
9. Planck M., *Verhandl. Dtsch. phys. Ges.*, 2, 237.
10. Планк М. Об одном улучшении закона излучения Вина: избранные научные труды / Русский пер. из сборника; под ред. А.П. Виноградова. 249 с.
11. Kevin E. Trenberth, John T. Fasullo, and Jeffrey Kiehl, March 2009: Earth's global energy budget. — *Bulletin of the American Meteorological Society*, 90. P. 311–323.
12. Шмаонов Т.А. Методика абсолютных измерений эффективной температуры радиоизлучения с низкой эквивалентной температурой // Приборы и техника эксперимента. 1957. №1. С. 83-86.
13. Википедия. Тепловой баланс Земли/ <https://ru.wikipedia.org/wiki>.
14. Салахутдинов Г.М. Тепловая защита в космической технике. М.: Знание, 1982. 64 с.

15. Бай Ши – и. Динамика излучающего газа / пер. с англ. М., 1968.
16. Спэрроу Э.М., Сесс Р.Д. Теплообмен излучением / пер. с англ. Л., 1970.
17. Мучник Г.Ф., Рубашов И.Б. Методы теории теплообмена. Ч. 2 // Тепловое излучение. М., 197 с.
18. Зигель Р., Хауэлл Дж. Теплообмен излучением / пер. с англ. М., 1975.
19. Оцисик М.Н. Сложный теплообмен / пер. с англ. М., 1976.
20. Блох А.Г. Теплообмен в топках паровых котлов. Л., 1984.
21. Два чуда космической техники: сб. ст. М., 1967. 191 с.
22. «Science». 1967, V.158, N 3809. P.1665-1669.
23. Феоктистов К.П. Научный орбитальный комплекс. М.: Знание, 1980.
24. Зигель Ф.Ю. Занимательная космонавтика. М.: Машиностроение, 1970.
25. Межпланетный репортаж Венера – Земля: сб. ст. М.: Известия, 1969. 192 с.
26. Советская межпланетная станция на поверхности Венеры // Газ. «Правда», 1971, 27 января.
27. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Проблема спуска космических аппаратов в атмосферах планет. – М.: Знание, 1972.
28. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет. М.: Наука, 1985. 384 с.
29. Стенд для тепловакуумных испытаний космических аппаратов: патент 2302983 / Н.Н. Севастьянов [и др.]; опубл. 20.07.2007, Бюл. № 20. 6 с.
30. Способ имитации солнечного излучения в термобарокамере: патент № 2476833/ С.А. Крат [и др.]; опубл. 20.11.2012, Бюл. № 32. 11 с.
31. Крупногабаритные имитаторы солнечного излучения для тепловакуумных испытаний негерметичных КА. Фотоника №2 (44) / С.А. Крат [и др.]. 2014. С. 12-19.
32. Воронин Г.И., Поливода А.И. Жизнеобеспечение экипажей космических кораблей. М.: Машиностроение, 1967. 212 с.

33. Александров С.Г., Федоров Р.Е. Советские спутники и космические корабли. 2-е изд. М., 1961. 440 с.
34. Крошкин М.Г. Физико-технические основы космических исследований. М.: Машиностроение, 1969. 288 с.
35. Цаплин С.В., Большчев С.А. Разработка программно-методического обеспечения по исследованию влияния условий эксплуатации космической телескопической системы на разрешающую способность // XXVII Российская школа, посвященная 150-летию К.Э. Циолковского, 100-летию С.П. Королева и 60-летию Государственного ракетного центра «КБ им. академика В.П. Макеева», 26-28 июня 2007г., Миасс.
36. Цаплин С.В., Большчев С.А. Расчет экранно-вакуумной тепловой изоляции космического аппарата // Сборник трудов XXVIII Российской школы по проблемам науки и технологий, 24-26 июня 2008 г., Миасс. С. 125-132.
37. Цаплин С.В., Большчев С.А. Моделирование температурного поля оптико-электронного телескопического комплекса космического аппарата // Сборник материалов Всероссийской научно-технической конференции, посвященной 50-летию образования ЦСКБ и 90-летию со дня рождения Д.И. Козлова. 28 сентября - 3 октября 2009 г., ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ- Прогресс». Самара, 2009. С.125-130.
38. Цаплин С.В., Большчев С.А. Моделирование температурных полей телескопа при воздействии условий эксплуатации КА // Сборник трудов Международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках», 14-16 июня 2011 г., Самара.
39. Цаплин С.В., Большчев С.А. Моделирование температурных полей телескопа при воздействии условий эксплуатации КА // Сборник трудов Международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках», 27-30 июня 2011 г., Самара. С. 249-252.
40. Цаплин С.В., Большчев С.А. Моделирование влияния тепловых факторов космического пространства на оптические характеристики линзового телескопа космического аппарата // Вестн. Самарского

- государственного университета. Естественная серия, краткие сообщения. Самара: Изд-во «Самарский университет», №9(100). 2012. С. 247.
41. Устройство, обладающее очень высокой теплопроводностью / Г.М. Гровер [и др.]. Appl. Phys. 1964. 35. P. 1990-1991.
  42. Москвин Ю.В., Филиппов Ю.А. Тепловые трубы // Теплофизика высоких температур. 1969. Т.7. № 4. С. 766-775.
  43. Прецизионная система обеспечения теплового режима для перспективных оптико-электронных телескопических комплексов дистанционного зондирования земли: отчет о НИР, ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы, соглашение № 14.В37.21.1833 / С.В. Цаплин, С.А. Большев, А.Е. Романов [и др.]. Самара: СамГУ, 2013. 258 с.
  44. Цаплин С.В., Большев С.А. Моделирование влияния тепловых факторов космического пространства на оптические характеристики линзового телескопа космического аппарата // Вестн. Самарского государственного университета. Естественная серия. Самара: Изд-во «Самарский университет», №3(104). 2013. С. 97-106.
  45. Цаплин С.В., Большев С.А. Исследование теплового режима линзового телескопа космического аппарата // Сборник научных работ. Материалы XVIII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам, 22–23 мая 2013 г., Алушта. М.: МАИ. 2013. С. 817-819.
  46. Цаплин С.В., Большев С.А. Система обеспечения теплового экспериментальной модели оптико-телескопического комплекса космического аппарата // Вестн. Самарского государственного университета. Естественная серия. Самара: Изд-во «Самарский университет». №9/2 (110). 2013. С. 120-132.
  47. Цаплин С.В., Большев С.А. Математическое моделирование и экспериментальные исследования теплового режима макета СОТР в лабораторных условиях // X Международная конференция по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ 2014), 25-31 мая 2014 г. Алушта. С. 575-576.



48. Цаплин С.В., Большев С.А. Математическое моделирование теплового режима ОЭТК с сегментированным зеркалом // Международная научно-техническая конференция «Перспективные информационные технологии», 30.06-4.07.2014 г. Самара: СГАУ, 2014. С. 476-479.
49. Цаплин С.В., Большев С.А. Обеспечение теплового режима оптико-электронного телескопического комплекса нового поколения // Третья международная конференция Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского и Международной академии астронавтики «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках», 9-11 сентября 2014 г. Самара: СГАУ. С. 266-267.
50. Экспериментальные исследования макета оптико-телескопического комплекса космического аппарата при воздействии тепловых факторов космического пространства в лабораторных условиях/ С.В. Цаплин, С.А. Большев, Б.С. Мишагин [и др.] // Вестн. Самарского государственного университета. Естественная серия. Самара: Изд-во «Самарский университет», №7 (118). 2014. С. 134-143.
51. Цаплин С.В., Большев С.А. Обеспечение теплового режима сегментированного зеркала оптико-электронного телескопического комплекса // XIX Международная конференция по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2015), 23-31 мая 2015 г. Алушта, Крым.
52. Цаплин С.В., Большев С.А. Моделирование теплового режима оптико-электронного телескопического комплекса микроспутника // Второй Российский симпозиум по наноспутникам, 28-30 июня 2017 г. Самара: Самарский университет. С. 5.
53. Цаплин С.В., Большев С.А. Исследование тепловых режимов оптико-электронного телескопического комплекса микроспутника при воздействии условий эксплуатации // Вестн. Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16. № 2. С. 135-144. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-135-144.

54. Цаплин С.В., Большев С.А. Исследование тепловых режимов оптико-электронного телескопического комплекса микроспутника в условиях эксплуатации на основе решения связанной термоупругой задачи // V Всероссийская научно-техническая конференция с международным участием «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» («V Козловские чтения»), 11-15 сентября 2017 г. С. 4.

Учебное издание

*Цаплин Сергей Васильевич,  
Большев Станислав Александрович,  
Романов Алексей Евгеньевич*

## **ТЕПЛООБМЕН В КОСМОСЕ**

*Учебное пособие*

Редактор Т.К. Крестина  
Компьютерная верстка: А.В. Ярославцевой

Подписано в печать 28.05.2018. Формат 60×84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 5,75.

Тираж 60 экз. Заказ .

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»

443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

Изд-во Самарского университета.  
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

