

Анализ систем обеспечения тепловых режимов отечественных космических аппаратов

© Н.О. Борщев¹, А.О. Белявский², В.А. Антонов²

¹Физический институт имени П.Н. Лебедева РАН, Москва, 119991, Россия

²Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

При проектировании космических аппаратов разного целевого назначения параллельно происходит выбор его облика и местоположения систем обеспечения теплового режима. В зависимости от целевой орбиты и тепловыделяющего оборудования в системы обеспечения теплового режима входит множество различных элементов, обеспечивающих термостатирование аппаратуры, в частности для пилотируемых космических аппаратов, поддерживающих еще и постоянную температуру в гермоотсеке, и необходимую влажность. Поэтому в статье рассмотрены автономные элементы активных и пассивных отечественных систем обеспечения теплового режима, применяемые в настоящее время при проектировании космических аппаратов негерметичного исполнения. Показано, что правильный выбор таких элементов поможет принять наиболее верное техническое решение при разработке аппаратов с точки зрения себестоимости, надежности, долговечности и штатного функционирования целевой бортовой аппаратуры.

Ключевые слова: система теплового контроля, теплообмен, аккумулятор, тепловая труба, космический аппарат

Введение. В данной работе проанализированы перспективные системы обеспечения теплового режима (СОТР) космических аппаратов (КА) негерметичного исполнения для выявления перспектив их использования. Перечислены основные источники теплопритоков к КА и рассмотрены активные и пассивные элементы отечественных СОТР.

Разработкой СОТР и их элементов занимались такие ученые, как Д.К. Винокуров, В.А. Антонов, Н.С. Кудрявцева, А.Е. Белявский, Р.М. Копятевич, В.М. Гуля, И.С. Виноградов, А.А. Басов, С.В. Залетаев, О.М. Алифанов, А.В. Ненарокомов, Н.М. Савченкова.

Целевая бортовая аппаратура функционирует в том температурном диапазоне, который при переменных граничных условиях должен соблюдаться для осуществления запуска КА, поэтому анализ перспективных систем обеспечения теплового режима КА является актуальной задачей.

Внешние тепловые нагрузки. Для функционирования КА необходимо соблюдение температурных режимов для элементов его конструкции и оборудования. Находящийся на орбите КА подвергается неравномерным по поверхности и переменным во времени внешним

и внутренним тепловым нагрузкам. Распределение внешней тепловой нагрузки по поверхности КА зависит от его геометрической формы и места расположения выносных и разворачиваемых в космосе элементов.

В последнее время начался переход от автоматических КА цилиндрической формы к аппаратам в форме параллелепипеда (или куба) в негерметичном исполнении. Внутри КА устанавливают тепло выделяющее оборудование для служебной и коммуникационной аппаратуры и топливные баки. Между размещенными на внешних поверхностях приемо-передающими антеннами, датчиками Солнца и земной вертикали, двигателями системы ориентации и управления движением, так же как и между внутренними элементами происходит сложный лучисто-кондуктивный теплообмен с учетом экранирования и затенения.

Обычно КА негерметичного исполнения состоят из служебного модуля с двигательной установкой и бортовыми системами и модуля целевой нагрузки с радиоэлектронной аппаратурой. Для таких КА используют новые принципы построения СОТР — на основе аксиальных и контурных тепловых труб и тепловых сотовых панелей. Для примера рассмотрим СОТР геостационарного КА. Аппараты в негерметичном исполнении, функционирующие на других орбитах, в том числе на солнечно-синхронной, оснащены СОТР аналогичного состава.

Внешние тепловые нагрузки. На КА, движущийся по геостационарной орбите высотой около 36 000 км, действует в основном лучистый тепловой поток [1–4] в виде прямого солнечного излучения плотностью около 1396 Вт/м^2 , незначительно изменяющийся в зависимости от времени года. Отраженное от Земли солнечное излучение и собственное тепловое излучение Земли на такой высоте равны $9,5 \text{ Вт/м}^2$ и $4,5 \text{ Вт/м}^2$ соответственно, что составляет примерно 1 % прямого солнечного излучения, и поэтому в тепловом балансе КА его можно не учитывать.

При полете КА в режиме орбитальной ориентации с постоянным направлением одной из его осей на центр Земли тепловой поток от Солнца, падающий на панели имеющего форму куба или параллелепипеда КА, обращенные и по направлению движения, и против него, а также на панели, обращенные к Земле и от Земли, в течение суток будет плавно изменяться от 0 до 1396 Вт/м^2 в дни весеннего и осеннего равноденствия, от 0 до 1248 Вт/м^2 в дни летнего и от 0 до 1321 Вт/м^2 в дни зимнего солнцестояния.

Тепловой поток от Солнца, падающий на северную и южную панели геостационарного КА, в течение суток остается практически постоянным. Максимальное значение солнечного теплового потока

на северную панель составляет 558 Вт/м^2 в день летнего солнцестояния. В течение полугода (октябрь — март) солнечный тепловой поток на северную панель будет равен 0. Для южной панели справедлива обратная тенденция.

В течение годового цикла КА заходит в тень планеты. В дни весеннего и осеннего равноденствия длительность теневого участка будет максимальной и составит 69 мин. На теневых участках внешний лучистый тепловой поток от Солнца будет равен 0, а суммарный тепловой поток от Земли составит примерно $4,5 \text{ Вт/м}^2$. Температура малоинерционных поверхностей КА, на которые падает тепловой поток такой плотности, может опуститься до $-180 \text{ }^\circ\text{C}$, тогда как на освещенной поверхности с отношением коэффициента поглощения солнечного излучения к коэффициенту излучения, равным 1, может иметь температуру $+123 \text{ }^\circ\text{C}$.

Внутренние тепловые нагрузки. Внутренние тепловые нагрузки на КА связаны в основном с работой бортовой аппаратуры. Суммарная мощность бортовой аппаратуры в зависимости от назначения КА может составлять от нескольких десятков ватт до десятков киловатт. Основные потребители энергии на спутниках связи, функционирующих на геостационарной орбите, — блоки приемной и передающей аппаратуры ТВ- и радиоканалов (ретрансляторы и транспондеры), усилители высокочастотных сигналов, электроника служебной аппаратуры. Так, лампы бегущей волны имеют мощность около 35 Вт, а блок управления работой солнечной батареи — примерно 110 Вт.

Суммарная потребляемая мощность отдельных блоков аппаратуры определяется циклограммой ее работы. На этапе выведения потребляемая мощность КА обычно небольшая. Так, мощность телекоммуникационного модуля спутника связи составляет 42 Вт, а служебного модуля — 191 Вт. На рабочей орбите потребляемая мощность телекоммуникационного модуля возрастает до 2520 Вт, а служебного модуля — до 453 Вт. У спутника «ЯМАЛ-200» потребляемая мощность на этапе выведения равна 1000 Вт, а на рабочей орбите — примерно 6000 Вт.

К внутренней тепловой нагрузке следует также отнести мощность, рассеиваемую электронагревателями системы обеспечения теплового режима, установленными в КА для поддержания требуемого температурного диапазона работы приборов и агрегатов или для компенсации снижения мощности приборного оборудования в дежурном режиме. Суммарная мощность всех электронагревателей на КА может достигать нескольких сотен ватт.

Двигатели системы ориентации и управления движением (СОУД) вследствие их общей непродолжительной работы и тепловой развязки от корпуса КА вносят небольшой вклад в тепловую нагрузку на его внутренние отсеки.

Принципы построения и основные элементы систем обеспечения теплового режима перспективных КА. Система обеспечения теплового режима предназначена для организации отвода теплоты от тепловыделяющих приборов, распределения его по нетепловыделяемым элементам и поддержания температуры приборно-агрегатного оборудования и конструктивных элементов в заданных пределах [5–11].

Наряду с ресурсом работы КА на орбите электрическая мощность аппарата будет непрерывно возрастать от 15 и более лет, в связи с чем будет увеличиваться и плотность тепловыделений. Поэтому разработана такая аппаратура для работы в условиях открытого космоса, которая способна надежно функционировать в диапазоне температур от -50 до $+50$ °С. Кроме того, выдвигаются требования к повышению надежности аппаратуры и всех вспомогательных систем, снижению их массы и габаритов, энергопотребления и т. д., что накладывает, в свою очередь, новые требования и к системе обеспечения теплового режима КА.

Анализ материалов, посвященных разработке систем обеспечения тепловых режимов [1–16], позволил сформулировать принципы построения СОТР КА, основанные на использовании новой элементной базы радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) и новых элементов систем терморегулирования.

Рассмотрим принципы построения СОТР как для классической схемы газожидкостной системы теплового режима (СТР), так и для КА с РЭА, работающей в открытом космосе. Вследствие повышенной энерговооруженности в СОТР перспективных КА целесообразно сочетать тепловые трубы и жидкостные СТР.

Газожидкостные СТР. Первые геостационарные КА «Экран» (1976–1983) и «Горизонт» (1979–1989) имели газожидкостную СТР и пассивные средства терморегулирования в виде экранно-вакуумной теплоизоляции и специальных покрытий. В процессе летной эксплуатации проводили модернизацию изделий. Так, в СОТР стали применять тепловые трубы спутников для обеспечения теплового режима.

Типичным примером газожидкостной СТР последней модификации может служить СТР на КА «Экспресс», состоящего из модуля полезной нагрузки и модуля служебных систем с гермоконтейнером (ГК). Теплосъем от аппаратуры ГК осуществляется циркулирующим газом, теплота от которого в газожидкостном теплообменнике (ГЖТ) передается жидкому теплоносителю, омывающему термоплату с размещенными на них аккумуляторными батареями, ретранслятором, волноводными переключателями, а также зонами испарения тепловых труб. Теплота сбрасывается в космос через внешний радиационный теплообменник, имеющий байпас (обходную линию)

для регулирования сброса в зависимости от температуры теплоносителя на входе в газожидкостный теплообменник.

Упрощенная схема СТР и основное тепловыделяющее оборудование этого изделия показаны на рис. 1.

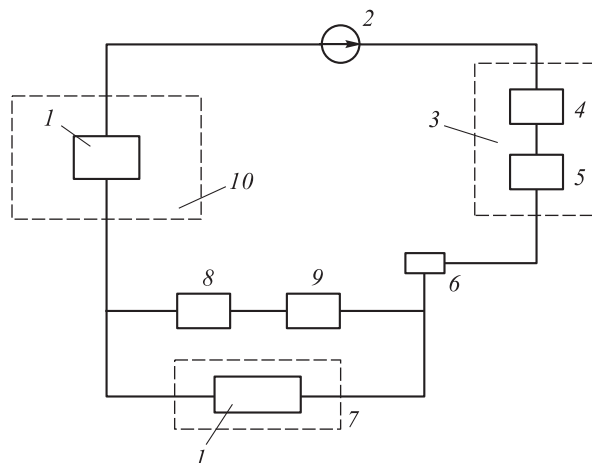


Рис. 1. Гидравлическая схема системы теплового режима КА «Экспресс-А»:

1 — газожидкостный теплообменник; 2 — гидроблок; 3 — модуль полезной нагрузки; 4 — приборы системы ориентации и стабилизации; 5 — термостатируемая плата ретрансляторов; 6 — регулятор расхода жидкости; 7 — съемное оборудование; 8 — радиатор кольцевой, 9 — радиатор цилиндрический

Для газожидкостной СТР суммарная масса газопроводов и трубопроводов с жидкостью, вентиляторов и гидроблоков, газожидкостных теплообменников, регуляторов расхода газа и жидкости, выносных радиаторов-излучателей составляла до 8...12 % общей массы КА. Так, при массе КА «Экспресс», равной 2510 кг, масса СОТР составила 185 кг (без радиаторов), масса РТО — 125 кг.

Система теплового режима содержит следующие газожидкостные элементы:

– вентиляторы, выполняемые либо одинарными, либо сдвоенными. Резервный вентилятор делается с флюгерными или складывающимися лопатками, что снижает в нем аэродинамическое сопротивление потока газа. Полученная в результате обработки статистических данных зависимость, связывающая массу m (кг) и энергопотребление N (Вт), имеет вид

$$m = 0,75 + 0,065N;$$

– центробежные или шестеренчатые гидронасосы, используемые для циркуляции теплоносителя в гидравлических магистралях. В настоящее время наиболее широкое распространение получили центробежные насосы, позволяющие достичь ресурса до 20 тыс. ч

на теплоносителях некоторых типов. Их потребляемая мощность составляет 20...80 Вт, расход теплоносителей — $(60...250) \cdot 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$, напор, развиваемый насосами, достигает до $60 \cdot 10^3 \text{ Н/м}^2$. Масса этих агрегатов в зависимости от их конструктивного исполнения находится в диапазоне 2...4 кг;

– газожидкостные и жидко-жидкостные теплообменники, предназначенные для передачи теплоты от жидкого теплоносителя к газу или к жидкости. Теплосъем с одного ГЖТ — 100...800 Вт, его масса — 2...8 кг. Теплосъем с одного жидко-жидкостного теплообменника составляет 2000...4600 Вт, его масса — 2...9 кг;

– компенсаторы, предназначенные для компенсации температурного расширения теплоносителя СТР в процессе эксплуатации изделия. Компенсатор представляет собой емкость, разделенную упругим элементом (эластичной мембраной или сильфоном) на две полости: жидкостную и газовую. Жидкостная полость компенсатора связана трубопроводом с гидромагистралью контура СТР, а газовая полость заправлена азотом или смесью газов до рабочего давления. Объем жидкостной полости компенсаторов разных типов составляет 0,2...5,5 л, масса компенсатора — 0,4...3 кг;

– теплоносители, применяемые в гидравлических системах терморегулирования, должны иметь высокие коэффициенты теплопроводности и теплоемкости; малую кинематическую вязкость во всем эксплуатационном диапазоне; широкий температурный диапазон эксплуатации; продолжительный срок службы.

Принципы построения СОТР перспективных КА. Требования по снижению массы, повышению надежности и ресурса КА заставили разработчиков аппаратуры перейти к изготовлению приборных узлов, способных работать в условиях вакуума, что изменило концепцию построения СОТР. Отказ от газового и жидкостного термостатирования аппаратуры и агрегатов геостационарных КА привел к новым принципам ее построения.

1. Основной упор делается на использование пассивных средств обеспечения теплового режима (экранно-вакуумная теплоизоляция [12–14], терморегулирующие покрытия, тепловые мосты и термические сопротивления), а также на применение играющих основную роль в теплопереносе тепловых труб, которые отбирают теплоту у работающих приборов и переносят ее на излучающие радиаторы или к более холодным местам. В настоящее время масса пассивных СОТР составляет примерно 3 % массы аппарата.

2. Создаются требуемые температурные условия посадочных мест крепления приборов и агрегатов, а не параметров окружающей среды. В связи с различными допустимыми температурами работы приборы подразделяют на группы по близким температурам и каждую группу

размещают на отдельной так называемой термостабилизированной платформе со своим излучателем теплоты. Это позволяет более рационально организовать регулирование их теплового режима и уменьшить общую площадь излучающей поверхности для сброса теплоты в космос. Благодаря делению аппаратуры на группы с большим и малым тепловыделением ее можно размещать на панелях, по-разному освещаемых Солнцем в процессе полета. Для геостационарных спутников аппаратуру большой мощности целесообразно устанавливать на внутренней поверхности северной и южной панелей КА.

3. Сотовые панели с тепловыми трубами используются в качестве термостабилизирующих оснований под приборы [12–17]. Они представляют собой две параллельные пластины из алюминиевого сплава или углепластика, между которыми находится наполнитель в виде сот. Через наполнитель проходят тепловые трубы, скрепляющие обе пластины и равномерно распределяющие выделенную в приборах теплоту по всей площади сотовой панели. Использование тонких пластин (толщиной 0,2...0,3 мм), сот и тепловых труб небольшого диаметра делает такие панели очень прочными и легкими (до 5...10 кг/м²). Их внешние поверхности могут также служить в качестве излучающей поверхности радиатора-излучателя, а сами они — в качестве ограждающей поверхности негерметичного приборного отсека.

4. Тепловыделяющую аппаратуру геостационарных КА устанавливают непосредственно на внутренней неизлучающей поверхности радиационных панелей с помощью элементов крепления с малым термическим сопротивлением. В этом случае уходящая с приборов теплота сразу же излучается с наружной поверхности трехслойных сэндвич-панелей (ТСП) в космическое пространство без участия промежуточных теплопередающих элементов. Температура посадочных мест регулируется электронагревателями, наклеенными на поверхности ТСП. Такой принцип построения СОТР отличается простотой и высокой надежностью, но требует больших расходов электроэнергии на теневых участках орбиты и в дежурном режиме работы спутника.

5. Из активных средств терморегулирования главную роль в поддержании требуемого теплового режима аппаратуры и элементов конструкции КА стали играть электронагреватели. Они используются в качестве регулирующих элементов для обеспечения заданного диапазона температур и компенсации тепловых потерь с КА при работе аппаратуры в дежурном режиме и на теневых участках орбиты. Организация процесса регулирования при наличии большого количества источников теплоты осуществляется с помощью цифровой вычислительной машины. Она обрабатывает показания термисторов (терморезисторов), установленных в различных точках КА, и по результатам их анализа включает или выключает соответствующие электронагреватели.

Двухфазные СОТР. Скрытая теплота парообразования может использоваться в СОТР КА. Такие двухфазные СОТР основаны на движении двухфазного теплоносителя под действием капиллярных сил (капиллярного насоса) и механического насоса, размещаемого в петле с переохлажденной жидкостью, чтобы избежать кавитации.

Аксиальные тепловые трубы и тепловые сотовые панели. Основные особенности обеспечения теплового режима и функционирования СОТР нового поколения в КА негерметичного исполнения заключаются в следующем: отсутствие конвекции и наличие лишь лучистого и кондуктивного теплообмена между элементами конструкции и приборно-агрегатным оборудованием; широкое использование тепловых труб в конструкции КА, а не только в радиационных теплообменниках; применение в качестве силовых конструкций, приборных панелей и излучающих элементов сотовых панелей с ячеистым наполнителем; установка системы электронагревателей в качестве основы функционирования в сложных космических условиях и, как следствие, усиление связи СОТР и СЭП.

В случае отсутствия принудительно движущегося теплоносителя можно отказаться от насосов и вентиляторов, имеющих подвижные механизмы, которые заметно снижают надежность СОТР.

В космических аппаратах негерметичного исполнения СОТР строится на основе применения пассивных средств терморегулирования при использовании:

- хорошо теплопроводящих сотовых панелей с тепловыми трубами;
- любых аксиальных или контурных тепловых труб;
- электрических нагревателей;
- экранно-вакуумной тепловой изоляции (ЭВТИ) и терморегулирующих покрытий (ТРП).

Сотовые панели с тепловыми трубами представляют собой две параллельные пластины (обкладки) из алюминиевого сплава или углепластика, между которыми находится наполнитель в виде сот (рис. 2).

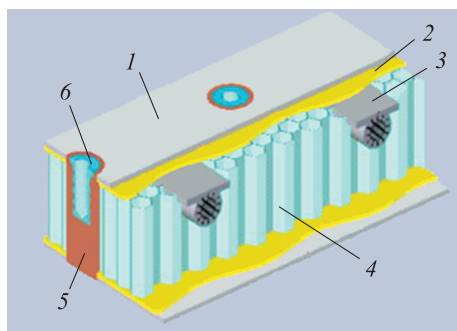


Рис. 2. Сотовая панель корпуса КА с вмонтированными тепловыми трубами:

1 — обшивка; 2 — пленочный клей ВК-41; 3 — тепловая труба; 4 — сотопласт (фольга АМг 2-Н-0.03); 5 — самовспенивающийся клей; 6 — крепежная втулка

Через наполнитель проходят тепловые трубы, скрепляющие обе панели и равномерно распределяющие выделенную в приборах теплоту по всей площади сотовой панели. Теплонапряженную аппаратуру устанавливают непосредственно на внутренних поверхностях корпусных сотовых панелей с помощью элементов крепления с малым термическим сопротивлением, что приводит к росту температуры наружных поверхностей этих панелей и уменьшает площадь радиационного теплообменного оборудования (РТО).

Тепловые трубы, применяющиеся в космической технике, могут иметь разную конструкцию корпуса и разный характер исполнения фитиля. В частности, в сотовых панелях используются тепловые трубы постоянного термического сопротивления с фитилем в виде продольных канавок.

Использование тепловых труб в составе радиационных теплообменников СОТР позволяет оптимизировать процессы тепло- и массообмена в элементах этих труб, включая устройства внешнего теплоподвода, обеспечить высокую эффективность РТО в целом, а также кардинально решить проблему его надежности в условиях метеоритной опасности. Пробой одной или нескольких тепловых труб в составе РТО не приводит к потере герметичности системы в целом. Размещение таких труб внутри сотовой панели показано на рис. 3.

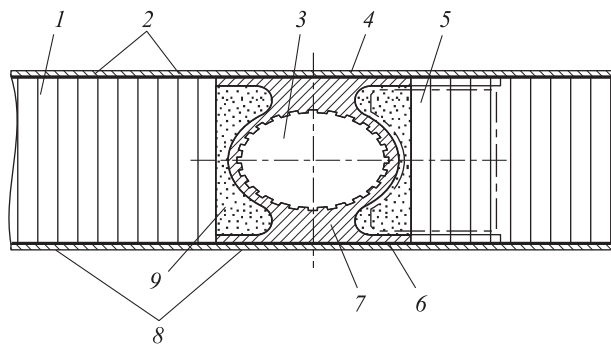


Рис. 3. Размещение тепловых труб внутри сотовой панели:

1 — сотовый вкладыш; 2, 8 — слой клея; 3 — рабочее тело тепловой трубы; 4 — внутренняя обкладка сотовой панели; 5 — зона установки ЭН; 6 — наружная обкладка сотовой панели; 7 — тепловая труба с обрезанными попками; 9 — пена

Тепловые трубы представляют собой высокоэффективные теплопередающие устройства, работающие по испарительно-конденсационному циклу. К их преимуществам можно отнести отсутствие затрат энергии на прокачку теплоносителя, высокую эффективную теплопроводность, отсутствие движущихся частей, что повышает надежность работы СОТР.

Основными характеристиками аксиальной тепловой трубы (АТТ) являются максимальная тепловая мощность, передаваемая трубой (теплопередающая способность), и коэффициент эффективной теплопроводности, или тепловая проводимость такой трубы. В настоящее время теплопередающая способность АТТ, имеющей внутренний диаметр 10 мм, доходит до 200 Вт, тепловая проводимость — до 100 Вт/К. Масса тепловых труб на один погонный метр длины составляет 0,09...0,45 кг/м. В качестве рабочей жидкости в тепловых трубах используют аммиак, пропилен, спирты, ацетон, фреон, азот, метан.

Тепловые трубы постоянной проводимости применяют на термостабилизированных основаниях (ТСО) и излучающих радиаторах для распределения теплоты по всей поверхности ТСО или радиатора. Кроме того, они обеспечивают тепловую связь радиаторов, которые находятся на противоположных поверхностях КА и по-разному освещаются Солнцем. Такая связь необходима, для того чтобы избежать больших температурных перепадов по корпусу и перераспределить тепловой поток от аппаратуры с «горячего» радиатора на «холодный».

Передача теплоты от тепловыделяющей аппаратуры к радиаторам осуществляется с помощью регулируемых или диодных тепловых труб переменной проводимости. Регулируемые трубы изменяют количество передаваемой ими теплоты, например, изменением площади либо теплопередающей поверхности с помощью неконденсирующегося газа, либо проходного сечения паропровода. Диодные трубы прекращают подачу теплоты к радиаторам, например, путем осушения своей капиллярной структуры с помощью жидкостной ловушки.

На КА с общим энергопотреблением около 1600 Вт может быть установлено несколько десятков тепловых труб, максимальная длина одной такой трубы составляет 1,5...3 м, тепловая нагрузка на нее может достигать 30 Вт.

Однако следует учитывать, что перечисленные простые (аксиальные) тепловые трубы имеют следующие недостатки: работают на одном температурном уровне, имеют незначительную длину теплопереноса (2...3 м), способны передавать лишь несколько десятков ватт тепловой мощности, обеспечивают перепад температуры по трубе в среднем 1 К/м.

Кроме того, при использовании системы тепловых труб теплота от одной трубы к другой передается путем контактной теплопроводности, и чем больше тепловых стыков в такой системе, тем больше перепад температуры между источником (блоком, где поддерживается требуемая температура) и стоком (радиатором) теплоты. При использовании обычных теплопроводящих паст или мягких металлических прокладок из меди, алюминия и т. д. можно потерять от 3 до 5К

температурного напора на каждом стыке, для чего потребуется увеличивать размеры радиатора. В этом случае можно считать перспективными прокладки из графита определенной структуры. Они на порядок эффективнее обычных теплопроводящих прокладок, используемых в гермоконтейнерах КА.

Контурные тепловые трубы. В виду этого в последнее время ведутся работы по созданию систем терморегулирования с использованием двухфазного теплоносителя применительно к крупногабаритным КА с большим энергопотреблением. Двухфазные СТР [18, 19] представляют собой замкнутые контуры с разделенными паровыми и жидкостными магистралями. В качестве перекачивающих средств применяют капиллярные фитильные структуры или механические насосы. В первом случае система называется «контурная тепловая труба». Тепловыделяющая аппаратура устанавливается на термостабилируемые платы, которые служат испарителями, а роль конденсатора играют радиаторы-излучатели. Температура испарителя и термоплат регулируется с помощью клапана-регулятора или термоэлектрического элемента.

Капиллярные насосы контурных тепловых труб обеспечивают более значительные перепады капиллярного давления, чем обычные тепловые трубы, и большие расходы теплоносителя, а также дают возможность увеличить теплосброс от 2,0 до 6...8 кВт. Они позволяют использовать разворачивающиеся радиаторы, что увеличивает протяженность магистралей и общую радиационную поверхность. Разделение паровой и жидкостной транспортных магистралей дает возможность уменьшить диаметр трубопроводов и сэкономить массу.

Контурная тепловая труба (КТТ) выполняется в виде герметичного контура, в состав которого входят испаритель и конденсатор, соединенные гладкостенными трубопроводами относительно малого диаметра, предназначенными для отдельного движения жидкости и пара, образующегося при испарении теплоносителя КТТ в результате отводимой мощности. Испаритель имеет капиллярно-пористую структуру (фитиль) с системой пароотводных каналов, расположенных вблизи стенки испарителя в его основной зоне (эта часть поверхности испарителя предназначена для подвода тепловой нагрузки). Пароотводные каналы, образующие поверхность испарения, служат для отвода пара в паровой коллектор испарителя, непосредственно соединенный с паропроводом. Фитиль имеет также центральный канал, предназначенный для подвода жидкости в зону испарения с минимальным гидравлическим сопротивлением. Испаритель сопряжен с компенсационной полостью, которая непосредственно сообщается с конденсаторопроводом и центральным каналом фитиля. Конденсатор КТТ может иметь практически любую форму и любые размеры, которые соответствуют

передаваемой мощности от приемника теплоты. Для полета в космос конденсатор выполняется в виде радиационного теплообменника-излучателя. Принципиальная схема КТТ представлена на рис. 4.

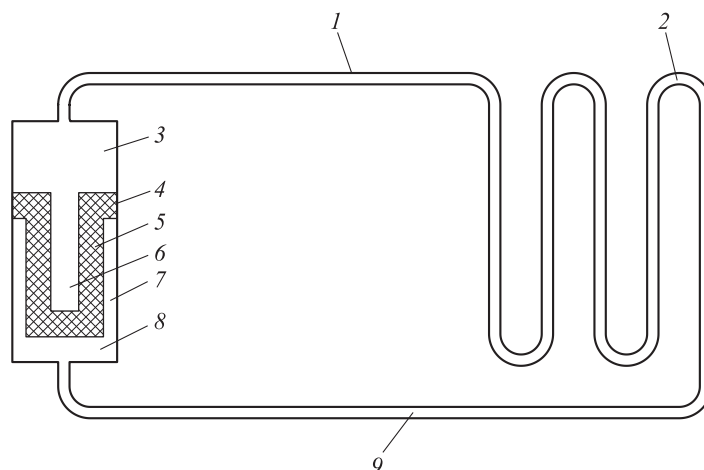


Рис. 4. Принципиальная схема контурной тепловой трубы:

1 — конденсаторопровод; 2 — конденсатор; 3 — компенсационная полость; 4 — испаритель; 5 — фитиль; 6 — центральный канал; 7 — пароотводные каналы; 8 — паровой коллектор; 9 — пароотвод

Контурная тепловая труба является высокоэффективным теплопередающим устройством, работающим по замкнутому испарительно-конденсационному циклу с использованием капиллярного давления для транспортировки теплоносителя. Эта труба работает следующим образом. При подводе тепловой нагрузки к активной зоне испарителя теплоноситель, находящийся в фитиле, начинает интенсивно испаряться. При этом возникают разность температур и соответствующая ей разность давления пара в пароотводных каналах, с одной стороны, и в центральном канале и компенсационной полости — с другой. За счет этой разности давлений теплоноситель вытесняется из паропровода и конденсатора и заполняет компенсационную полость. В зависимости от величины тепловой нагрузки и интенсивности охлаждения конденсатора степень заполнения компенсационной полости может изменяться. Жидкость из компенсационной полости поступает в центральный канал фитиля, впитывается в него и движется в зону испарения преимущественно в радиальном направлении, замыкая рабочий цикл КТТ.

Таким образом, расстояние передвижения жидкости в капиллярной структуре КТТ является минимальным независимо от длины самого теплопередающего устройства. В результате этого появляется возможность использовать весьма мелкопористые фитили, которые

не только способны создавать высокое капиллярное давление, но и обладают относительно низким собственным гидравлическим сопротивлением. Данное обстоятельство, в свою очередь, позволяет существенно увеличить расстояние теплопереноса, в том числе и при неблагоприятной ориентации устройства в поле сил тяжести, когда испаритель находится выше конденсатора, а возвратный поток движется снизу вверх, преодолевая сопротивление гравитационных сил. Капиллярный напор контурных тепловых труб может достигать порядка 100 кПа, что сравнимо с напором обычных гидравлических насосов.

Благодаря своей конструкции, принципу действия и возможности использования мелкопористых структур КТТ в значительной степени сочетают в себе технические характеристики как двухфазных теплопередающих систем с принудительной прокачкой теплоносителя, так и обычных тепловых труб. Если с первыми их объединяют высокая теплопередающая способность (мощность \times расстояние теплопереноса), а также возможность создания разветвленных и регулируемых систем, то со вторыми — низкое термическое сопротивление, отсутствие механически подвижных частей и потребности в дополнительной энергии для прокачки теплоносителя, высокая надежность и большой рабочий ресурс. Существенные преимущества КТТ по сравнению с обычными тепловыми трубами заключаются в том, что они сохраняют высокую теплопередающую способность практически при любой ориентации в поле массовых сил, а также обладают значительно более широким диапазоном функциональных возможностей и конструктивных воплощений.

К настоящему времени разработаны и успешно испытаны как большие КТТ длиной свыше 20 м с теплопередающей способностью около 2 кВт, так и миниатюрные устройства с теплопередающей способностью до 100 Вт. Созданы также разветвленные КТТ, содержащие несколько параллельных испарителей и конденсаторов, гибкие и регулируемые КТТ. Эти устройства имеют как цилиндрические испарители диаметром от 5 до 30 мм с длиной активной зоны от 10 до 400 мм, так и плоские испарители толщиной от 3 до 15 мм с площадью активной зоны от 1 до 20 см².

Конденсатор КТТ может быть выполнен в виде трубчатого змеевика, сопряженного с гладкой или оребренной пластиной. Кроме того, это может быть конденсатор коллекторного типа, а также теплообменник типа «труба в трубе» и т. д. Диаметр трубопроводов для пара и жидкости, соединяющих испаритель и конденсатор, обычно находится в пределах от 1,5 мм до 8 мм. В качестве конструкционных

материалов используются нержавеющая сталь, никель, медь. Фитили могут быть изготовлены из никелевых, титановых, медных, нержавеющих стальных, керамических и полимерных порошков. Наиболее эффективными теплоносителями являются аммиак и вода. Используются также фреоны, ацетон, пропилен, пропан, толуол и некоторые криогенные жидкости.

Одним из важных преимуществ КТТ является возможность применения гибких связей испарителя и конденсатора. В космической технике это преимущество может быть использовано, например, для создания раскрывающихся радиаторов, на которых размещен конденсатор КТТ, выполненный в виде трубчатого змеевика. В качестве гибких связей на радиаторе могут быть установлены гофрированные металлорукава или трубчатые спирали.

СОТР на основе пассивных средств терморегулирования. Тепловой режим аппаратуры в пассивных СОТР может регулироваться способами, обеспечивающими минимум затрат энергии и повышенную надежность [12–17]. Для этого тепловой режим должен реализовываться с помощью достаточно простых средств: радиаторов-излучателей, тепловых труб, электронагревателей, покрытий с заданными термооптическими характеристиками, экранно-вакуумной теплоизоляции. Средства обеспечения теплового режима включают в свой состав такие основные агрегаты, как аксиальные тепловые трубы и тепловые сотовые панели — радиаторы на АТТ.

Тепловой режим КА обеспечивают входящие в их состав электронагреватели — объекты управления СОТР; управляющие термодатчики — чувствительные элементы контура управления СОТР; покрытия с заданными термооптическими характеристиками; теплопроводы на базе аксиальных тепловых труб; тепловые сотовые панели на базе аксиальных тепловых труб; экранно-вакуумная теплоизоляция. Кроме того, в этих же целях применяют нормируемые термические связи между элементами конструкции, теплоемкости элементов конструкции и оборудования, а также располагают термостатируемый объект на КА определенным образом относительно внешних источников тепловых потоков и смежных элементов конструкции и оборудования. СОТР КА выбирают с учетом того, что в конструкции изделия приборный отсека имеет негерметичное исполнение.

Отвод теплоты от объектов термостатирования осуществляется ее излучением с незакрытых теплоизоляцией поверхностей изделия, являющихся радиационными теплообменниками (РТО). В качестве примера на рис. 5 показана СОТР тепловой сотовой панели с двумя блоками приборов со сбросом теплоты с незакрытой экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ) поверхности трехслойной сэндвич-панели (ТСП).

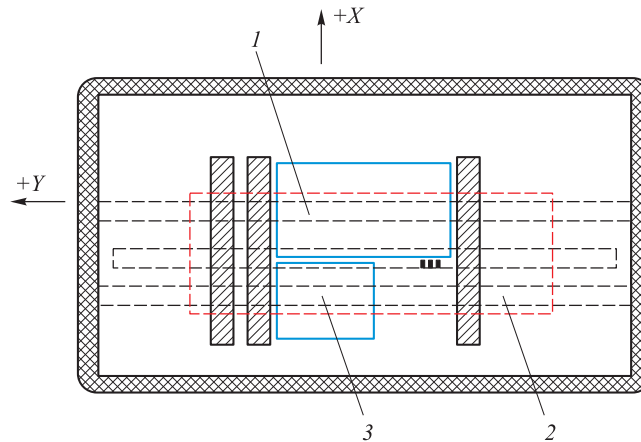


Рис. 5. Принципиальная схема СОТР трехслойной сэндвич-панели:
 1 — бортовая вычислительная система; 2 — зона ТСП, незакрытая ЭВТИ;
 3 — блок управления приводом антенны; — ЭВТИ; — нагреватель;
 — управляющая тройка термодатчиков

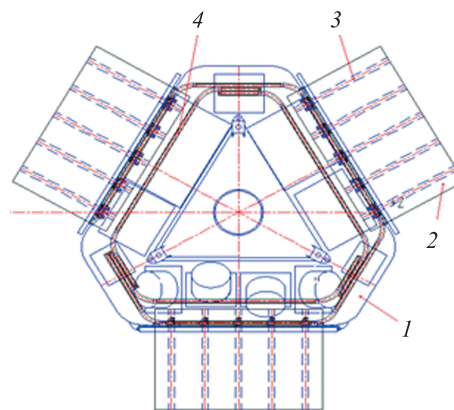


Рис. 6. Схема СОТР КА со сбросом тепла на выносные радиаторы:
 1 — трехслойная сэндвич-панель; 2 — радиатор; 3 — аксиальная тепловая труба радиатора;
 4 — аксиальная тепловая труба трехслойной сэндвич-панели

Схема СОТР КА со сбросом теплоты на выносные радиаторы приведена на рис. 6.

Заключение. Анализ российских разработок СОТР космических аппаратов показал, что газожидкостные системы теплового режима с применением тепловых труб используются при внутреннем тепловыделении аппаратуры до 3,5...5 кВт. Для автоматических КА возможно применение пассивных средств терморегулирования с контурными тепловыми трубами и системой электронагревателей при тепловыделении аппаратуры до 8 кВт. При тепловыделениях 10...25 кВт наблюдается вновь возврат к применению гидромагистралей в виде двухфазных контуров (ДФК) терморегулирования с механическим насосом, рабочим

телом которых служит аммиак. Использование скрытой теплоты испарения аммиака в ДФК существенно увеличивает возможности теплопереноса и снижает расход теплоносителя. Двухфазный контур обладает значительными преимуществами в энергопотреблении, массе и габаритах по сравнению с традиционными (классическими) однофазными контурами. В частности, для Российского сегмента Международной космической станции энергопотребление СТР на базе ДФК при максимальной мощности 30 кВт было бы на порядок меньше, а ее масса была бы почти вдвое меньше по сравнению с СТР с однофазным контуром.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Флейшман Г.Д. *Стохастическая теория излучения*. Москва, Машиностроение, 2008, с. 202–230.
- [2] Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н. *Теплообмен излучением*. Москва, Энергоатомиздат, 1991, с. 10–50.
- [3] Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В. *Расчет теплообмена космического аппарата*. Москва, Машиностроение, 1979, 208 с.
- [4] Фаворский О.Н., Каданер Я.С. *Вопросы теплообмена в космосе*. Москва, Высшая школа, 1967, с. 68–73.
- [5] Алексеев С.В., Аксенова И.В., Белокрылова В.В., Иванова Е.К., Колесникова Е.Н., Харитоновна Е.В. Новая антибликовая экранно-вакуумная теплоизоляция для космических аппаратов. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2015, № 4 (30), с. 65–69.
- [6] Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. Летательные аппараты НПО имени С.А. Лавочкина (к 80-летию предприятия). *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2017, № 2/36, с. 5–16.
- [7] *Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов. Том 1. Расчет внешних тепловых нагрузок и лучистого теплообмена КА. Гонти-1*. 1992.
- [8] Альтов В.В., Залетаев С.В., Копяткевич Р.М. Исследование теплового режима космических аппаратов оптического назначения. *Космонавтика и ракетостроение*, 2005, № 2 (39), с. 18–22.
- [9] Селиванов А.С. ОАО «Российские космические системы» и создание ракетно-космической техники научного назначения. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2012, № 4 (15), с. 127–134.
- [10] Тулин Д.В., Финченко В.С. *Теоретико-экспериментальные методы проектирования систем обеспечения теплового режима космических аппаратов*, Москва, МАИ-ПРИНТ, 2014, т. 3, с. 1320–1437.
- [11] Анфимов Н.А., Альтов В.В., Залетаев С.В., Копяткевич Р.М. Математическое моделирование тепловых режимов КА при орбитальном полете и маневре. *Конверсия в машиностроении*, 2007, № 1, с. 19–23.
- [12] Хартов В.В. Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. *Вестник ФГУП имени С.А. Лавочкина*, 2011, № 3, с. 3–10.
- [13] Малоземов В.В., Кудрявцева Н.С. *Системы терморегулирования космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1995, с. 12.
- [14] Малоземов В.В., Рожнов В.Ф., Правецкий В.Н. *Системы жизнеобеспечения экипажей летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1986, 584 с.

- [15] Цаплин С.В., Болычев С.А., Романов А.Е. *Теплообмен в космосе*. Самара, Самарский университет, 2013, 53 с.
- [16] Чи С. *Тепловые трубы: теория и практика*. Пер. с англ. Москва, Машиностроение, 1981, 207 с.

Статья поступила в редакцию 27.03.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Борщев Н.О., Белявский А.О., Антонов В.А. Анализ систем обеспечения тепловых режимов отечественных космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-7-2193>

Борщев Никита Олегович — канд. техн. наук, ведущий инженер, Физический институт имени П.Н. Лебедева РАН. e-mail: www.moriarty93@mail.ru

Белявский Александр Евгеньевич — канд. техн. наук, доцент кафедры 614 «Экология, системы жизнеобеспечения и безопасность жизнедеятельности» МАИ. e-mail: 614kaf@mail.ru

Антонов Виктор Алексеевич — канд. техн. наук, доцент кафедры 614 «Экология, системы жизнеобеспечения и безопасность жизнедеятельности» МАИ. e-mail: aba607@yandex.ru

Analysis of the systems for ensuring thermal regimes of domestic spacecraft

© N.O. Borschev¹, A.O. Belyavsky², V.A. Antonov²

¹P.N. Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences,
Moscow, 119991, Russia

²Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125933, Russia

Along with the designing configuration of spacecraft for various purposes, in parallel, the choice of the configuration and location of the systems ensuring thermal regime takes place. In such systems, in addition to the construction itself, depending on the target orbit and heat-generating equipment a huge number of different elements can be included, ensuring equipment temperature control and, if it is a manned spacecraft ensuring also the necessary requirements for maintaining a constant temperature and humidity in the pressurized compartment. Therefore, this article discusses autonomous elements of active and passive domestic thermal management systems currently used in the design of non-pressurized spacecraft. This will help in making the most correct technical solution when developing a spacecraft in terms of cost, reliability, durability and normal operation of the target onboard equipment.

Keywords: thermal control system, heat transfer, battery, heat pipe, spacecraft

REFERENCES

- [1] Fleyshman G.D. *Stokhasticheskaya teoriya izlucheniya* [Stochastic theory of radiation]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008, pp. 202–230.
- [2] Bloch A.G., Zhuravlev Yu.A., Ryzhkov L.N. *Teploobmen izlucheniym* [Heat transfer by radiation]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1991, pp. 10–50.
- [3] Zaletaev V.M., Kapinos Yu.V., Surguchev O.V. *Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata* [Spacecraft heat transfer calculation]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 208 p.
- [4] Favorsky O.N., Kadaner Ya.S. *Voprosy teploobmena v kosmose* [Problems of heat transfer in space]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1967, pp. 68–73.
- [5] Alekseev S.V., Aksenova I.V., Belokrylova V.V., Ivanova E.K., Kolesnikova E.N., Kharitonova E.V. *Vestnik «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of "Lavochkin Association, JSC". Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2015, no. 4 (30), pp. 65–69.
- [6] Efanov V.V., Martynov M.B., Karchaev H.Zh. *Vestnik «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of "Lavochkin Association, JSC". Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2017, no. 2/36, pp. 5–16.
- [7] Aksamentov V.A., Bednov S.M., Zaletayev S.V., Zelenov I.A., Kopyatkevich R.M., Malozemov V.V., Mishin G.S., Novikov S.B., Tarasov A.R., Surguchev O.V. *Rukovodstvo dlya konstruktorov po obespecheniyu teplovykh rezhimov. Tom 1. Raschet vneshnikh teplovykh nagruzok i luchistogo teploobmena KA* [A guide for designers to ensure thermal conditions. Vol. 1. Calculation of external thermal loads and spacecraft radiant heat transfer]. Kaliningrad, GONTI Publ., 1992, 131 p.
- [8] Altov V.V., Zaletaev S.V., Kopyatkevich R.M. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2005, no. 2 (39), pp. 18–22.
- [9] Selivanov A.S. *Vestnik «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of "Lavochkin Association, JSC". Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2012, no. 4 (15), pp. 127–134.

- [10] Tulin D.V., Finchenko V.S. *Teoretiko-eksperimentalnyye metody proyektirovaniya sistem obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskikh apparatov*. V 3 tomakh. T. 3 *Proyektirovaniye avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamentalnykh nauchnykh issledovaniy* [Theoretical and experimental methods for designing systems for ensuring the spacecraft thermal regime. In 3 vols. Vol. 3. Design of automatic space vehicles for fundamental scientific research]. Moscow, MAI PRINT Publ., 2014, vol. 3, pp. 1320–1437.
- [11] Anfimov N.A., Altov V.V., Zaletaev S.V., Kopyatkevich P.M. *Konversiya v mashinostroyenii — Conversion in machine building of Russia*, 2007, no. 1, pp. 19–23.
- [12] Khartov V.V., *Vestnik «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of “Lavochkin Association, JSC”*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2011, no. 3, pp. 3–10.
- [13] Malozemov V.V., Kudryavtseva N.S. *Sistemy termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Thermal control systems for spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1995, 112 p.
- [14] Malozemov V.V., Rozhnov V.F., Pravetsky V.N. *Sistemy zhizneobespecheniya ekipazhey letatelnykh apparatov* [Space crew life support systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 584 p.
- [15] Tsaplin S.V., Bolychev S.A., Romanov A.E. *Teploobmen v kosmose* [Heat transfer in space]. Samara, Samara University Publ., 2013, 53 p.
- [16] Chi S.W. *Heat Pipe Theory and Practice: A Sourcebook*. Washington, D.C., Hemisphere Publishing Corp. Publ.; New York, McGraw-Hill Book Co. Publ., 1976, 256 p. [In Russ.: Chi S.W. *Teplovyye truby: teoriya i praktika*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1981, 207 p.].

Borshev N.O., Cand. Sc. (Eng.), Leading Engineer, P.N. Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences. e-mail: www.moriarty93@mail.ru

Belyavsky A.E., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department 614 of Ecology, Life Support Systems and Life Safety, Moscow Aviation Institute. e-mail: 614kaf@mail.ru

Antonov V.A., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department 614 of Ecology, Life Support Systems and Life Safety, Moscow Aviation Institute. e-mail: aba607@yandex.ru