

УДК 662.927:629.78

МЕТОДЫ СОЗДАНИЯ МЕХАНИЗМОВ САМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ПАССИВНЫХ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Н.П. СЕМЕНА, А.А. КОНОВАЛОВ

Институт космических исследований РАН, Москва

Используемые в настоящее время пассивные системы обеспечения теплового режима космических объектов могут поддерживать температуру на одном уровне только при определенной ориентации космического аппарата и при постоянном тепловыделении аппаратуры. При переменной ориентации космического объекта его температура может меняться из-за возможного освещения радиатора-излучателя системы обеспечения теплового режима солнечным или планетным излучением. При переменном тепловыделении температура объекта меняется из-за нерасчетного режима работы радиатора. Для компенсации данных эффектов используются активные элементы — нагреватели и охладители. Это снижает надежность системы терморегулирования, а следовательно, и надежность всего космического аппарата.

Предложены решения, которые при отсутствии активных элементов создают в системе терморегулирования внутренние механизмы, позволяющие компенсировать переменности тепловых потоков, как при переориентации космического аппарата, так и при изменении внутреннего тепловыделения.

ВВЕДЕНИЕ

Задача поддержания температуры приборов, функционирующих в условиях космического пространства, является одной из основных, определяющих само существование космического аппарата. Даже кратковременный выход температуры аппаратуры космического аппарата за допустимые пределы может привести к выходу из строя всего космического аппарата. С учетом этого фактора, а также высокой стоимости любого космического проекта, к надежности и характеристикам системы обеспечения температурных режимов космического аппарата и отдельных приборов, установленных на нем, предъявляются повышенные требования.

Выполнение такой задачи в космическом пространстве весьма затруднено по нескольким причинам. Во-первых, в условиях космического вакуума может осуществляться только лучистый теплообмен, эффективность которого значительно ниже по сравнению с конвективным теплообменом, который в основном используется для поддержания температуры аппаратуры в наземных условиях. Во-вторых, в космосе существуют условия, которые могут приводить как к существенному охлаждению аппаратуры (холод и чернота космического пространства), так и к существенному ее нагреву (внешние лучистые потоки от Солнца и ближайшей к космическому аппарату планеты) [1].

Для решения проблемы термостабилизации космической аппаратуры были созданы достаточно эффективные системы терморегулирования, основными элементами которых являются радиатор—излучатель—поверхность, излучающая в космическое пространство избыточный тепловой поток, и электрический

нагреватель — элемент, подогревающий аппаратуру в случае необходимости. Данные системы могут работать эффективно, только если на радиатор–излучатель не попадают внешние лучистые потоки (солнечное и планетное излучение) или интенсивность попадающих на радиатор–излучатель потоков невысока и заранее предсказуема для всего периода полета. Данное условие выполняется для космических аппаратов с зависимой от источников внешнего теплового излучения (Солнца или планеты) ориентацией — солнечной, орбитальной или ориентацией на поверхность планеты. Большинство эксплуатируемых до настоящего времени космических аппаратов было ориентировано именно таким образом.

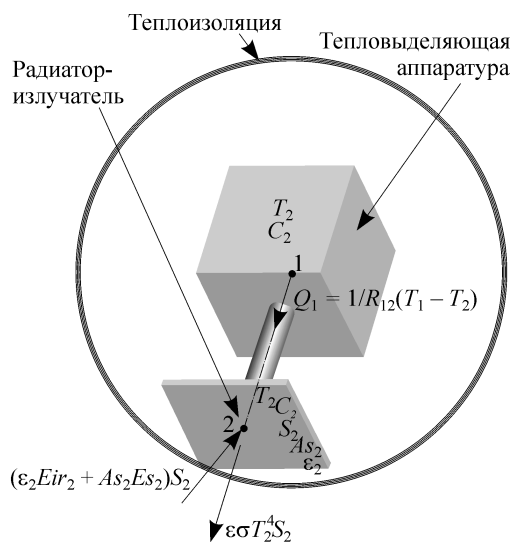
Однако в последнее время появляются проекты космических аппаратов с возможностью произвольной трехосной ориентации. В таких аппаратах невозможно заранее предсказать интенсивность внешних лучистых потоков, которые будут воздействовать на поверхность радиатора–излучателя. Поэтому в данных космических аппаратах либо может произойти перегрев аппаратуры за счет продолжительного воздействия высокоинтенсивных внешних лучистых потоков на поверхность радиатора–излучателя, либо должно существовать динамическое ограничение возможных ориентаций, которое в свою очередь ограничивает функциональные возможности космического аппарата.

В статье предложены решения, которые при отсутствии активных элементов создают в системе терморегулирования внутренние механизмы, позволяющие компенсировать переменности тепловых потоков как при переориентации космического аппарата, так и при изменении внутреннего тепловыделения.

АНАЛИЗ НЕДОСТАТКОВ ТРАДИЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА

В общем случае процесс поддержания температуры аппаратуры, эксплуатирующейся в космическом пространстве, состоит в поддержании на необходимом температурном уровне теплового баланса между тепловым потоком, излучаемым с поверхности радиатора–излучателя, и суммарной тепловой мощностью устройства, включающей тепловыделение аппаратуры, тепловыделение нагревателя и тепловой поток, поглощенный внешней поверхностью радиатора–излучателя. Схема простейшей системы терморегулирования представлена на рис. 1.

Для исследования влияния внешних и внутренних тепловых факторов на температурный режим подобной системы, может быть использована оценочная



тепловая модель, в которой не учитываются второстепенные факторы: неизотермичность тепловых узлов, тепловой поток через внешнюю теплоизоляцию, отличие от абсолютного нуля эффективной температуры космического пространства и возможная экранировка радиатора–излучателя внешними элементами конструкции. Данные факторы не влияют на качественный результат моделирования, но усложняют решение. Таким образом,

Рис. 1. Схема традиционной системы терморегулирования устройств космического применения.

оценочная тепловая модель представленной системы включает два тепловых узла (узел № 1 — тепловыделяющая аппаратура, включающая нагреватель, узел № 2 — радиатор излучатель) и описывается системой из двух уравнений [2]:

$$C_1 \frac{dT_1}{d\tau} = (Q_1 + Q_H) - \frac{1}{R_{12}}(T_2 - T_1),$$

$$C_2 \frac{dT_2}{d\tau} = (\varepsilon_2 E_{ir_2} + A_{s_2} E_{s_2}) S_2 + \frac{1}{R_{21}}(T_1 - T_2) - \varepsilon_2 \sigma T_2^4 S_2,$$

где C_1, C_2, T_1, T_2 — теплоемкости и температуры аппаратуры и радиатора, τ — время, Q_1, Q_H — тепловыделения аппаратуры и нагревателя, $S_2, \varepsilon_2, A_{s_2}$ — площадь, степень черноты, коэффициент поглощения солнечного излучения и внешней поверхности радиатора–излучателя, E_{ir_2}, E_{s_2} — инфракрасный и солнечный лучистые потоки, падающие на внешнюю поверхность радиатора–излучателя, R_{12}, R_{21} — тепловое сопротивление теплопроводящего тракта от аппаратуры к радиатору и от радиатора к аппаратуре (обычно $R_{12} = R_{21}$), σ — постоянная Стефана–Больцмана.

Анализ представленной тепловой модели показывает недостатки традиционной системы обеспечения теплового режима, используемой в современных устройствах космического применения:

1. Подобная система очень чувствительна к внешним тепловым потокам, падающим на поверхность радиатора–излучателя. Причиной этого является то, что единственный элемент модели, за счет которого происходит удаление тепла, — это $\varepsilon_2 \sigma T_2^4 S_2$, поэтому система может эффективно функционировать только при таком уровне внешних тепловых потоков (E_{ir}, E_s), которые при заданной температуре аппаратуры (T_1) обеспечивают соблюдение неравенства $(\varepsilon_2 E_{ir_2} + A_{s_2} E_{s_2}) S_2 \ll \varepsilon_2 \sigma T_2^4 S_2$. При равенстве этих двух элементов радиатор–излучатель перестает функционировать, а при перемене знака неравенства на противоположный радиатор–излучатель превращается в нагреватель и стабилизирует систему при более высокой температуре по сравнению с той, которая требуется для работы аппаратуры. Фактически это означает, что космический аппарат не должен быть ориентирован таким образом, чтобы на радиатор–излучатель длительное время попадал высокоинтенсивный внешний лучистый поток от Солнца и планеты. Ограничения ориентации в свою очередь приводят к ограничению функциональных возможностей космического аппарата;

2. Система чувствительна к внутреннему тепловыделению аппаратуры, поскольку только при условии $Q_1 + Q_H \approx \text{const}$ обеспечивается малое колебание температуры около среднего значения. Это означает, что при уменьшении полезного энергопотребления аппаратуры высвобождающаяся электроэнергия должна быть направлена для питания нагревателя с целью сохранения постоянного уровня общего тепловыделения. В свою очередь это приводит к тому, что система электроснабжения космического аппарата всегда должна быть постоянно настроена на пиковое энергопотребление, что в условиях дефицита электроэнергии на космическом аппарате является весьма расточительным.

Кажущаяся возможность компенсации первого фактора за счет второго приводит к еще большей нагрузке на систему электроснабжения, которая в этом случае должна компенсировать и неравномерность внутреннего тепловыделения аппаратуры, и неравномерность поглощаемого радиатором–излучателем внешнего лучистого потока.

Таким образом, если в состав космического аппарата входят несколько независимых устройств, каждое из которых оснащено автономной системой обеспечения теплового режима и при этом данные устройства включаются в разное время, то, на первый взгляд, можно обеспечить экономию электроэнергии, направляя ее только в те устройства, которые должны быть включены. Однако при использовании традиционных систем обеспечения теплового режима это невозможно, поскольку заданная температура аппаратуры обеспечивается только при постоянном максимальном электроснабжении каждого устройства.

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ МЕХАНИЗМ САМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Механизм саморегулирования пассивной системы обеспечения теплового режима должен обеспечить независимость температуры термостабилизируемой аппаратуры от переменности внешнего теплового потока и от переменности ее внутреннего тепловыделения при отсутствии активных элементов. На первый взгляд — это взаимоисключающие условия. Однако если рассматривать космический аппарат как элемент, включенный в общий тепловой баланс Солнечной системы, то можно заключить, что наличие стабильного источника нагрева — Солнца и стабильного источника охлаждения — открытого космического пространства позволяет решить данную задачу.

Если разделить радиатор на шесть частей, ориентированных относительно друг друга под прямым углом (см. рис. 2), то с какого бы направления ни находились Солнце и планета, суммарный тепловой поток, поглощаемый шестью радиа-

торами, будет изменяться слабо: $\sum_{i=2}^{i=7} (\epsilon_i E_{ir_i} + A s_i E s_i) S_i \approx \text{const}$, где i — номера

радиаторов. Это в свою очередь приводит к тому, что поглощенный радиаторами внешний лучистый поток учитывается при выборе площади радиаторов как постоянная тепловая добавка, которая не приводит к колебаниям температур узлов тепловой модели.

Данный метод является весьма эффективным для компенсации переменности лучистого потока на внешнюю поверхность космического аппарата при его произвольной переменной ориентации.

Этот метод так же позволяет частично компенсировать переменность внутреннего тепловыделения. Постоянный внешний теплоприток в систему позволит поддерживать температуру аппаратуры на минимально допустимом уровне даже

при ее отключении и при неработающем нагревателе, то есть при $Q_1 + Q_H = 0$. Необходимый тепловой баланс может быть обеспечен за счет подбора оптических характеристик ($A s_i$, ϵ_i) внешней поверхности радиаторов-излучателей. При этом в некоторых случаях использование многорадиаторной системы позволяет полностью отказаться от использования нагревателя.

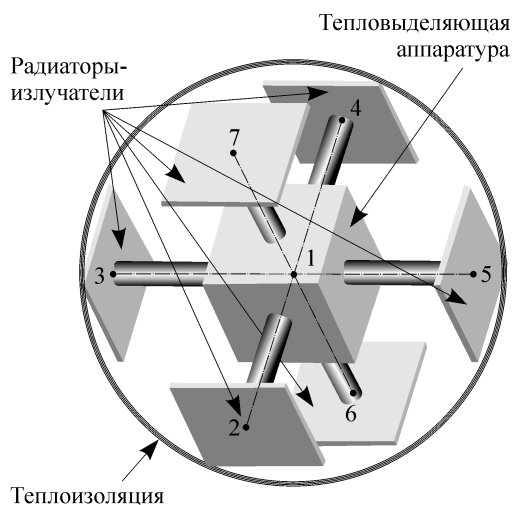


Рис. 2. Шестирадиаторная система обеспечения теплового режима.

Как правило, шесть радиаторов на приборе установить невозможно из-за ограниченного углового коэффициента обзора космического пространства и конструктивных ограничений. Подобная система может использоваться с меньшим количеством радиаторов, но и с меньшей эффективностью [3, 4].

СПЕЦИАЛЬНЫЕ МЕХАНИЗМЫ САМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Представленный выше механизм саморегулирования является универсальным, позволяющим поддерживать температуру термостабилизированной аппаратуры в заданных пределах при изменении ориентации космического аппарата и при падении внутреннего тепловыделения, например, при аварийном отключении аппаратуры. Однако существует аппаратура, которая работает в специфических тепловых условиях, например, при существенных разовых повышениях тепловыделения или при очень низком уровне температур. Для термостабилизации подобной аппаратуры простое решение по разделению и разной ориентации радиаторов-излучателей является недостаточным. В составе системы обеспечения теплового режима такой аппаратуры должны использоваться современные регулируемые пассивные теплопроводы — газорегулируемые тепловые трубы (ГРТТ) и термодиоды (ТД) [5].

Тепловая труба представляет собой теплопровод, в котором транспортировка тепла происходит за счет движения испарившегося теплоносителя от зоны испарения к зоне конденсации. Возвращение сконденсированного теплоносителя к зоне испарения происходит за счет капиллярных сил. Обычно зоной испарения является край тепловой трубы, к которому подводится тепловой поток, а зоной конденсации — противоположный край. Однако в ГРТТ зона конденсации может перемещаться по длине тепловой трубы в зависимости от величины теплового потока, подведенного к зоне испарения. Поскольку эффективная транспортировка тепла в тепловой трубе осуществляется только между зонами испарения и конденсации, то ГРТТ представляет собой теплопровод переменной длины. Таким образом, на основе тепловой трубы и пластины с ограниченной теплопроводностью может быть построен радиатор-излучатель с переменной эффективной излучающей площадью, зависящей от величины подводимого теплового потока (рис. 3).

Термодиод является тепловой трубой с односторонней проводимостью. Данный элемент может быть использован для низкотемпературной системы обеспечения теплового режима, если имеется необходимость минимизировать обратный теплоприток от радиатора-излучателя.

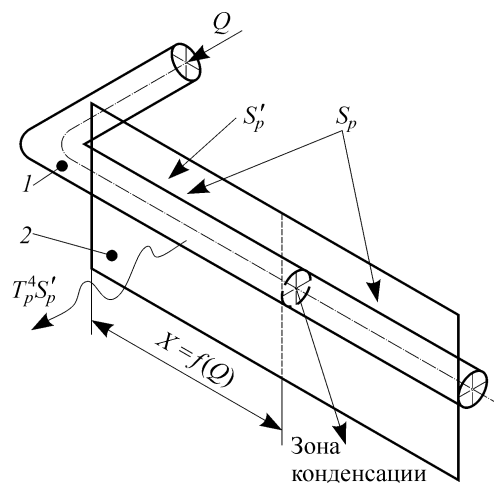


Рис. 3. Радиатор с регулируемой эффективной излучающей площадью. 1 — ГРТТ, 2 — пластина с ограниченной продольной теплопроводностью, S'_p — эффективная излучающая площадь радиатора (площадь активной зоны), S_p — максимальная площадь радиатора, T_p — температура активной зоны радиатора, X — длина активной части ГРТТ.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ МЕХАНИЗМОВ САМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

С учетом разделения радиатора-излучателя на отдельные разнонаправленные элементы, введения в состав системы обеспечения теплового режима регулируемых радиаторов на основе ГРТТ и пластин с ограниченной теплопроводностью, а также использования ТД, оценочная математическая модель пассивной системы обеспечения теплового с внедренными механизмами саморегулирования будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{aligned}
 C_1 \frac{dT_1}{d\tau} &= Q_1 - \sum_{i=2}^n \frac{1}{R_{i1}(\Delta T_{i1})} (T_i - T_1), \\
 C_2 \frac{dT_2}{d\tau} &= (\varepsilon_2 E_{ir_2} + A_{s_2} E_{s_2}) S_2 (\Delta T_{21}) + \frac{1}{R_{21}(\Delta T_{12})} (T_1 - T_2) - \\
 &\quad - \varepsilon_2 \sigma T_2^4 S_2 (\Delta T_{21}), \\
 &\quad \dots \\
 C_n \frac{dT_n}{d\tau} &= (\varepsilon_n E_{ir_n} + A_{s_n} E_{s_n}) S_n (\Delta T_{n1}) + \frac{1}{R_{n1}(\Delta T_{1n})} (T_1 - T_n) - \\
 &\quad - \varepsilon_n \sigma T_n^4 S_n (\Delta T_{n1}),
 \end{aligned}$$

где C_1 , T_1 , Q_1 — теплоемкость, температура и тепловыделение аппаратуры, τ — время, $i = 2 \dots n$ — количество радиаторов-излучателей, C_i , T_i — теплоемкость и температура i -го радиатора-излучателя, $S_i(\Delta T_{i1})$ — эффективная излучающая площадь i -го радиатора-излучателя, которая является функцией от теплового потока к нему или, что тоже самое, от разности $T_i - T_1$, ε_i , A_{s_i} — степень черноты, коэффициент поглощения солнечного излучения внешней поверхности i -го радиатора-излучателя, E_{ir_i} , E_{s_i} — инфракрасный и солнечный лучистые потоки, падающие на внешнюю поверхность i -го радиатора-излучателя, $R_{i1}(\Delta T_{i1})$, $R_{n1}(\Delta T_{1n})$ — тепловое сопротивление теплопроводящего тракта от аппаратуры к i -му радиатору-излучателю и от радиатора к аппаратуре, которое в случае использования термодиода зависит от направления теплового потока, или, что то же самое, от знака разности $T_i - T_1$, σ — постоянная Стефана-Больцмана.

В данной модели представлены все механизмы саморегулирования. В реальных системах достаточно использовать один из предложенных способов, который по своим характеристикам будет наиболее близким к требованиям со стороны термостабилизируемой аппаратуры.

Модель использовалась для определения эффективности предложенных методов саморегулирования. Для этого было проведено моделирование реальных ситуаций, которые являются критическими для традиционной системы обеспечения теплового режима. Объектом терморегулирования являлся электронный блок с характерными для современной аппаратуры параметрами — массой 10 кг ($C_1 \approx 900$ Дж/К) и тепловыделением $Q = 10$ Вт. Традиционная система обеспечения теплового режима для такого блока должна иметь радиатор площадью $S_2 = 0,03$ м с оптическими характеристиками $A_{s_2} = 0,2$, $\varepsilon_2 = 0,9$, при условии, что на радиатор не попадает солнечное излучение. При использовании универсального механизма саморегулирования необходимо использовать шесть радиаторов, каждый из которых должен иметь следующие характеристики: $S_i = 0,015$, $A_s = 0,9$, $\varepsilon_i = 0,9$, $i = 2 \dots 7$.

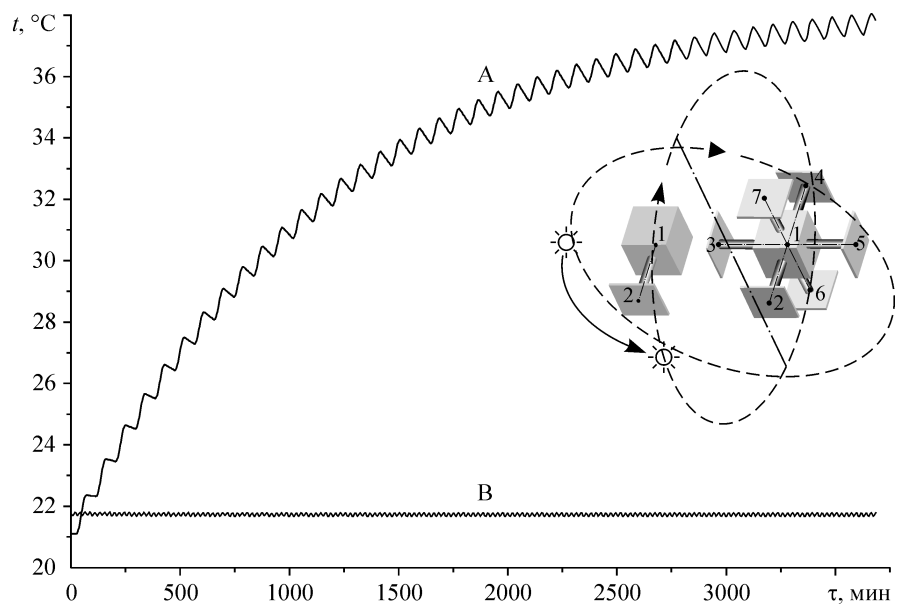


Рис. 4. Изменение температуры объекта терморегулирования при повороте орбиты КА.

Системы, оснащенные радиаторами: одним (А), шестью (В).

На рис. 4 представлено изменение температуры объекта терморегулирования, установленного на орбитальном КА (время одного витка 90 мин) при повороте орбиты относительно направления на Солнце на 90 градусов (происходит за счет прецессии орбиты).

Как видно на рис. 4, в этой ситуации применение шести радиаторов позволяет сохранить температуру объекта терморегулирования в диапазоне $21,7 \pm 0,1$ °C, в то время как при использовании одного радиатора температура возрастает с 21 до 38 °C.

На рис. 5 представлено падение температуры этого же объекта при отключении электропитания за 9000 мин (возможная ситуация при недостатке электроэнергии).

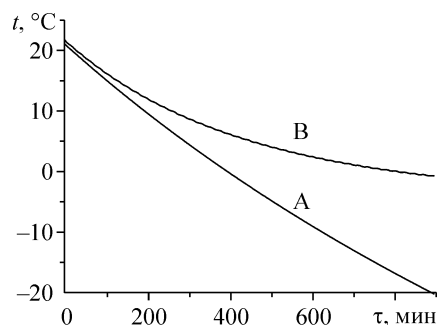
Представленная зависимость показывает, что при отключении электроэнергии температура объекта опустится с 21 до $-0,7$ °C — при использовании шести радиаторов и до -20 °C — при использовании одного радиатора.

При работе космической аппаратуры возможно также периодическое существенное повышение энергопотребления аппаратуры. В этом случае необходимо применение радиатора с регулируемой эффективной излучающей площадью. На рис. 6 представлено изменение температуры объекта регулирования при увеличении тепловыделения с 10 до 20 Вт за 9000 мин при использовании традиционной системы обеспечения теплового режима и системы с регулируемым радиатором.

Из представленной зависимости видно, что регулируемый радиатор в этом случае способен обеспечить практически постоянную температуру аппаратуры,

Рис. 5. Падение температуры объекта терморегулирования при отключении электропитания.

Системы, оснащенные радиаторами: одним (А), шестью (В).



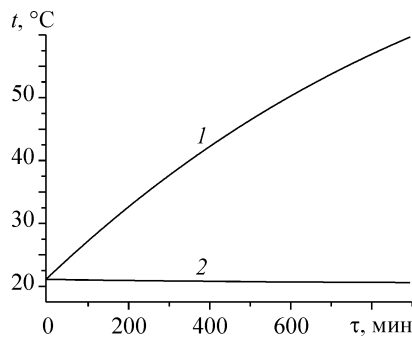


Рис. 6. Изменение температуры объекта терморегулирования при увеличении энергопотребления.

Системы, оснащенные радиаторами: с постоянной (1), с регулируемой (2) излучающими площадями.

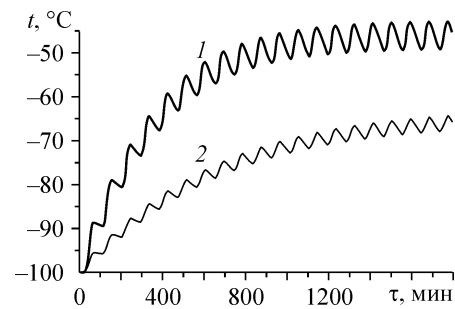


Рис. 7. Изменение температуры объекта терморегулирования, охлажденного до $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$, при повороте орбиты КА.

Системы, оснащенные радиаторами: одним (1), одним и термодиодом (2).

в то время как при использовании традиционной системы температура возрастает с 21 до $60\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Эффективность использования термодиодов в низкотемпературной системе демонстрирует рис. 7, на котором представлено повышение температуры объекта терморегулирования, охлаждаемого до $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ (температура, характерная для инфракрасных и рентгеновских детекторов), установленного на орбитальном КА при повороте плоскости орбиты относительно направления на Солнце на 90 градусов аналогично повороту, показанному на рис. 4.

Данная зависимость показывает, что при изменении ориентации радиатора-излучателя температура охлажденного до $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ объекта терморегулирования повышается за 1800 мин до $-43\text{ }^{\circ}\text{C}$ при использовании стандартной системы терморегулирования и до $-64\text{ }^{\circ}\text{C}$ при введении в состав системы термодиода.

ПРИМЕРЫ РЕАЛИЗАЦИИ СПОСОБОВ САМОРЕГУЛИРОВАНИЯ В ПАССИВНЫХ СИСТЕМАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА

Несмотря на эффективность и достаточно простую реализуемость предложенных способов существуют единичные примеры их использования. Однако эти примеры позволяют понять те проблемы, которые должны быть решены при использовании автономных саморегулирующихся пассивных систем.

В частности, один из первых реализованных регулируемых радиаторов установлен на каретках фокальных приборов (детекторов) космического телескопа «Спектр-РГ» [6] (см. рис. 8).

Тепловакуумные испытания этой системы показали, что до радиатора не доходил расчетный тепловой поток из-за теплопотерь при транспортировке, поэтому радиатор был постоянно отключен. Анализ результатов этих испытаний показал, что в случае применения механизмов саморегулирования к достоверности модели внешних тепловых условий и внутреннего теплообмена предъявляются гораздо более высокие требования по сравнению



Рис. 8. Каретки фокальных приборов телескопа «Спектр-РГ» с регулируемыми радиаторами.

с традиционными системами. Причиной этого является то, что в механизме саморегулирования уровень реакции на изменения внешних условий жестко привязан к конструкции системы и не может быть изменен внешним воздействием, однако в традиционной системе можно, например, снижать или повышать мощность питания нагревателя.

Одними из тех объектов, для которых требуется обеспечение независимого от их направления на Солнце теплового режима, являются космические телескопы. Причина этого состоит в необходимости произвольного, неопределенного заранее, ориентирования телескопа на требуемый объект наблюдения. Поэтому для подобных устройств весьма привлекательным является использование системы терморегулирования, невосприимчивой к направлению, с которого приходит солнечное излучение. Пример космического рентгеновского телескопа с кодированной апертурой, оснащенного подобной системой, представлен на рис. 9. В этом телескопе объектом терморегулирования является полупроводниковый многоэлементный детектор из теллурида кадмия CdTe (ДП). Система обеспечения теплового режима этого детектора включает четыре радиатора-излучателя (РИ), ориентированных относительно друг друга под прямым углом, каждый из которых соединен с объектом терморегулирования — ДП — с помощью термодиода.

Данная система является низкотемпературной (температура детектора должна поддерживаться на уровне около $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$), поэтому чувствительность системы к внешним тепловым потокам повышена.

Было проведено математическое моделирование теплового режима телескопа при различной ориентации относительно Солнца (см. рис. 10), с помощью тепловой модели, включающей 69 тепловых узлов (детектор был разбит на 64 узла для определения распределения по нему температуры), которое показало, что:

- при постоянном освещении Солнцем одного радиатора средняя температура детектора составит $-41,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ при отклонении в поперечном направлении детектирующей поверхности $\pm 0,8\text{ }^{\circ}\text{C}$, в продольном — $0\text{ }^{\circ}\text{C}$;

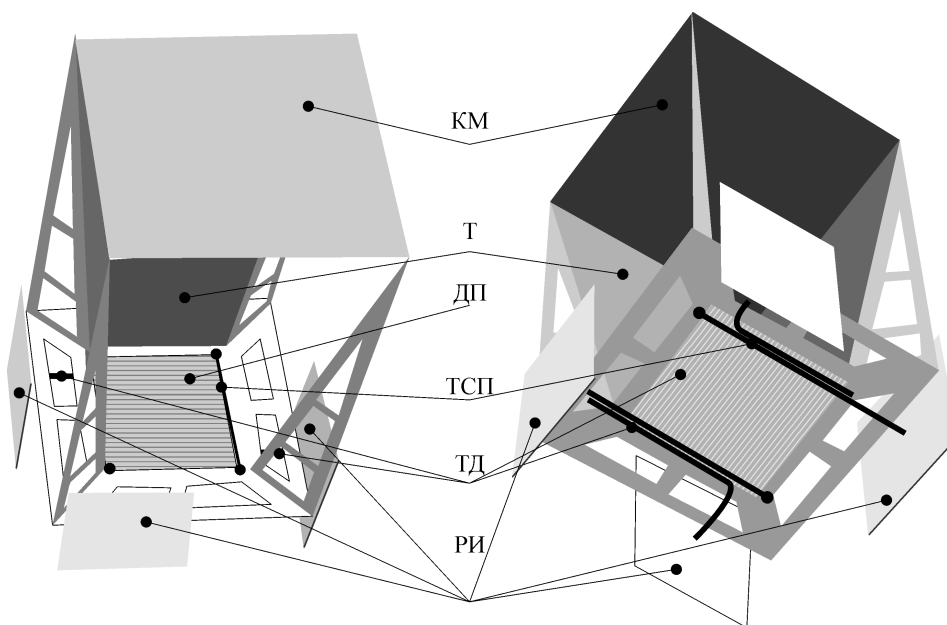


Рис. 9. Конструктивная схема рентгеновского телескопа, оснащенного четырехрадиаторной системой обеспечения теплового режима.

КМ — кодированная маска, Т — тубус, ДП — детектирующая поверхность, ТСП — термостабилизированная плита, РИ — радиаторы-излучатели, ТД — теплопроводы (термодиоды).

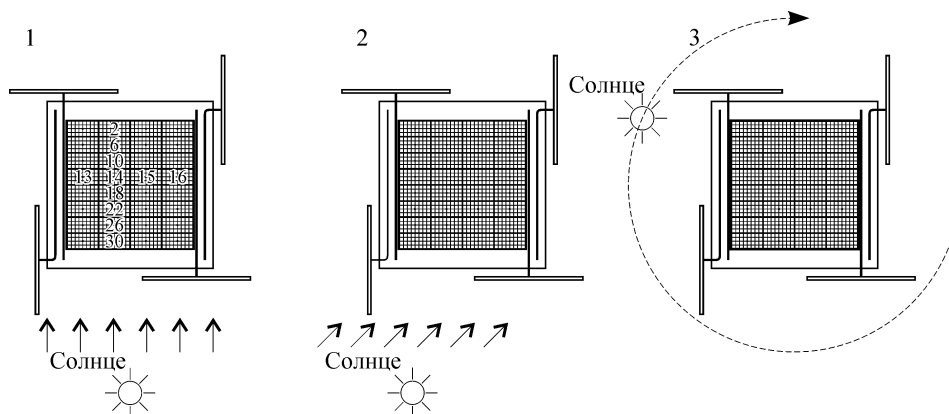


Рис. 10. Варианты ориентации радиаторов телескопа относительно направления на Солнце.
1 — постоянное освещение Солнцем одного радиатора, 2 — постоянное освещение Солнцем двух радиаторов, 3 — вращение относительно направления на Солнце.

– при освещении двух радиаторов средняя температура составит $-26,4^{\circ}\text{C}$ при отклонениях по плоскости $\pm 0,2^{\circ}\text{C}$ и 0°C .

Наибольший интерес представляет функционирование этой системы при вращении прибора относительно Солнца (вращение соответствовало движению орбитально ориентированного космического аппарата по круговой орбите высотой 400 км, при этом один оборот составляет 94 мин.). На рис. 11, 12 представлено изменение по времени температуры точек, лежащих на поверхности детектора в двух перпендикулярных направлениях — поперечном (тепловые узлы № 13–16) и продольном (тепловые узлы № 2, 6, 10, 14, 18, 22, 26, 30).

Из графиков видно, что при среднем значении температуры детектора -30°C мгновенный разброс температур составит $\pm 1,25^{\circ}\text{C}$ в поперечном направлении и 0°C — в продольном, что приводит к совпадению графиков температур различных элементов детектирующей поверхности на рис. 12. Временной разброс

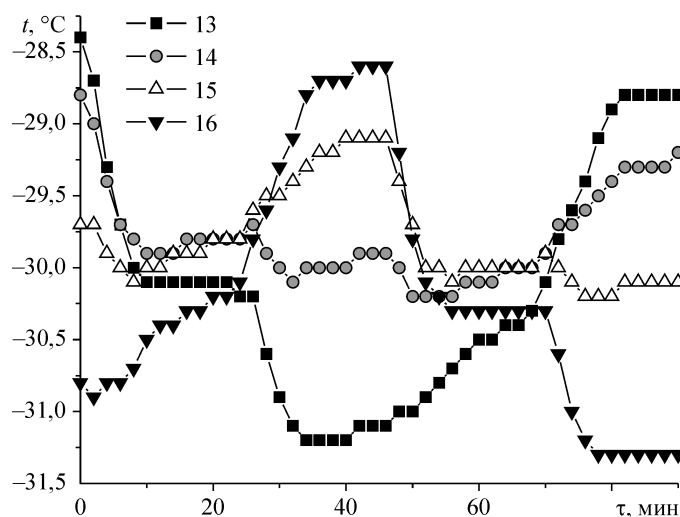
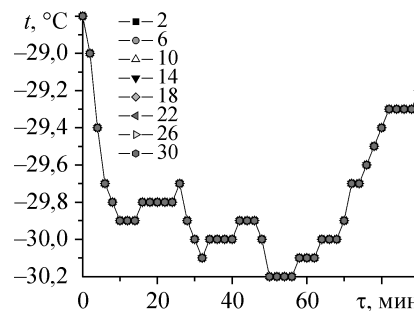


Рис. 11. Зависимость температуры элементов детектирующей поверхности, расположенных в поперечном направлении (узлы № 13, 14, 15, 16), от времени при орбитальной ориентации КА за время одного витка орбиты.

Рис. 12. Зависимость температуры элементов детектирующей поверхности, расположенных в продольном направлении (№ 2, 6, 10, 14, 18, 22, 26, 30), от времени при орбитальной ориентации КА за время одного витка орбиты.



температур также ограничен $\pm 1,25^\circ\text{C}$ в поперечном направлении и $\pm 0,2^\circ\text{C}$ — в продольном. Опыт эксплуатации систем обеспечения теплового режима показывает, что для активных систем с регулируемым нагревателем подобная точность поддержания температуры является труднодостижимой.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Задача поддержания теплового режима космических объектов является чрезвычайно сложной из-за экстремальности окружающих тепловых условий. Она также является одной из самых важных, поскольку выход температуры электронных блоков за требуемые пределы может привести к выходу из строя всего космического аппарата.

До сих пор данная задача решалась с помощью простейшей системы, основными элементами которой являлись радиатор, излучающий тепловой поток от работающей аппаратуры в космическое пространство, и нагреватель, поддерживающий температуру аппаратуры при снижении ее энергопотребления.

Ценой простоты такой системы является избыточное энергопотребление, необходимое для питания нагревателя, и ограничение допустимой ориентации космического аппарата из-за запрета освещения радиатора высокоинтенсивным солнечным излучением.

С использованием простых методов может быть построена пассивная система, которая обеспечивает поддержание температуры в требуемом диапазоне как при произвольной ориентации космического аппарата относительно Солнца, так и при изменении внутреннего тепловыделения аппаратуры.

Наиболее универсальным способом создания механизма саморегулирования является разделение радиатора на несколько частей (до шести), ориентированных друг по отношению к другу под прямым углом. При этом независимость температуры от ориентации достигается за счет постоянства суммарного лучистого потока, поглощенного всеми радиаторами, вне зависимости от того, как отдельные радиаторы ориентированы относительно Солнца. Частичная компенсация падения температуры при снижении энергопотребления обеспечивается за счет постоянного теплопритока от поглощаемого солнечного излучения.

При использовании аппаратуры с периодическим резким повышением энергопотребления в качестве элемента саморегулирования может быть использован радиатор с переменной эффективной излучающей площадью, величина которой пропорциональна уровню подводимого теплового потока. В качестве такого радиатора используется мембрана с ограниченной теплопроводностью, установленная на тепловой трубе с плавающей зоной конденсации.

В низкотемпературных системах является оптимальным использование термодиодов — тепловых труб с односторонней проводимостью. Применение этих устройств позволяет минимизировать обратный тепловой поток от радиатора к низкотемпературному объекту терморегулирования.

Опыт применения саморегулирующихся систем показал, что при их использовании к достоверности модели внешних тепловых условий и внутреннего теплообмена предъявляются гораздо более высокие требования по сравнению с традиционными системами. Причиной этого является то, что в этих системах уровень реакции на изменения внешних условий заложен в конструкции системы и не может быть изменен внешним воздействием, в то время как традиционная система может управляться с помощью активных элементов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ораевский В.Н., Чмырев В.М., Костенко В.И. и др. Обеспечение теплового режима микроспутников. — М.: Институт космических исследований, 1996. — Препринт, Пр-1958. — 24 с.
2. Уонг. Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров. — М.: Атомиздат, 1979. — 216 с.
3. Семена Н.П., Ангаров В.Н., Калужный А.В. Система терморегулирования микроспутника “Колибри-2000” // Сб. докл. на III Междунар. конф. “Малые спутники, новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI в.”, Королев, Моск. обл., 27-31 мая 2002. — С. 287–293.
4. Семена Н.П., Ангаров В.Н., Калужный А.В. Исследование тепловых режимов микроспутника “Колибри” в наземной экспериментальной установке // Там же. — С. 294–299.
5. Воронин В.Г., Ревякин А.В., Сасин В.Я., Тарасов В.С. Низкотемпературные тепловые трубы для летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1976. — 200 с.
6. Семена Н.П. Упрощенный метод имитации солнечного излучения при ТВИ // Тез. докл. на Междунар. космической конф. “Космос без оружия — арена мирного сотрудничества в XXI в.”, Москва, 11-14 апреля 2001. — 146 с.

Статья поступила в редакцию 17 июля 2006 г.