

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИИ ПРИБОРНОГО ОТСЕКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Г.В.КУЗНЕЦОВ, С.Ф. САНДУ

НИИ прикладной математики и механики при Томском государственном университете, Россия
e-mail: ichan@niipmm.tsu.ru

The mathematical models which are taking into account main gears of heat transfer in instrument modules of space vehicles are submitted. Because of analysis of many-dimensional temperature fields in the most heat-stressed element of a typical instrument module the evaluation of an overall performance of thermal pipes is made.

Современные искусственные спутники Земли (ИСЗ) для связи и телерадиовещания представляют собой космические аппараты (КА), оснащенные крупногабаритным негерметичным приборным отсеком (ПО) в виде блочно-модульной конструкции на основе плоских прямоугольных сотовых панелей [6], несущих на себе теплонагруженные приборы радиоэлектронной бортовой аппаратуры (БА). Тепловой режим БА определяет надежность КА в целом, поскольку превышение максимальной эксплуатационной температуры может привести к возникновению физико-химических процессов, выводящих элементы радиоэлектронной аппаратуры из строя. С другой стороны, понижение эксплуатационной температуры ниже допустимой, может привести к отказам в работе энергетических систем. Для обеспечения теплового режима в ПО современных КА применяются системы регулирования теплового режима (СТР) в виде комплекса оптических покрытий и нерегулируемых низкотемпературных тепловых труб (НТТ), которые расположены внутри сотовых панелей под приборами. Совершенствование современных систем связи неразрывно связано с ростом энергонасыщенности БА и следовательно, с ростом эффективности работы СТР. В этой связи важную роль играет математическое моделирование комплекса взаимосвязанных теплофизических процессов, протекающих в ПО в условиях реальной эксплуатации КА в космическом пространстве. Моделирование и анализ таких процессов при стендовых испытаниях КА в условиях Земли ограничены в силу специфики механизма работы НТТ. По этой причине основным инструментом прогностического моделирования работы СТР является численная реализация математических моделей, адекватно описывающих теплоперенос в ПО.

Ранее были разработаны основы математического моделирования комплекса теплофизических процессов в ПО современных ИСЗ с системами регулирования теплового режима на базе НТТ [1], существенно расширяющие возможности теплового проектирования ПО на более высоком уровне по сравнению с традиционными упрощенными математическими моделями [5,7]. Однако постановка задачи не учитывала реальную геометрию и объемное тепловыделение приборов БА. Кроме того, не проводилась оценка степени влияния механизма теплопереноса за счет работы СТР на температурные поля элементов конструкции ПО в условиях реальной эксплуатации КА в космическом пространстве.

Цель данной работы заключается в математическом моделировании комплекса взаимосвязанных теплофизических процессов, протекающих в ПО современного КА: объемного тепловыделения приборов БА, многомерной теплопроводности в приборах и сотовых панелях, теплопереноса в НТТ, теплообмена на панелях-радиаторах. С целью ограничения взаимоисключающих факторов при оценке эффективности работы НТТ задача рассматривается на примере наиболее теплонагруженной части типичного П-образного модуля ПО, на внутренней стороне которого размещены приборы БА. Принципиальная схема такого модуля представлена на рис.1. Модуль выполнен из панелей 1,2,3 с встроенной СТР на основе НТТ с жидким аммиаком в качестве рабочего тела. Каждая из панелей представляет собой трехслойную пластину (обшивка, сотовый наполнитель, обшивка). Панели 1, 3 открыты для теплообмена с космическим пространством и соединены в тепловом отношении с помощью НТТ. Тепло, выделяемое приборами, передается через обшивку и специальные "полки" тепловым трубам и сотовому наполнителю. Через сотовый наполнитель тепло поступает к наружной обшивке панелей 1, 3 и излучается в космос в случае, если панель не освещена солнцем. Если же панель освещена, то тепло солнечного излучения и тепло, выделяемое приборами этой панели, частично излучается в космос, а частично перебрасывается тепловыми трубами на панель, находящуюся в тени, а оттуда излучается в космос.

В качестве приборов рассмотрена типичная конструкция блока элементов радиоэлектронной аппаратуры кассетного типа с кондуктивными теплостоками, по которым осуществляется отвод тепла от плат с микромодулями к охлаждаемому основанию [3]. При анализе теплового режима блока кассетного типа с плотной компоновкой и регулярной внутренней структурой используется модель квазиднородной нагретой зоны с эффективными теплофизическими характеристиками [2,3]. При этом, мощности источников

тепловыделения считаются равномерно распределенными по областям, имеющим форму параллелепипедов и соответствующим отдельным функциональным элементам или группам элементов. В этом случае задача сводится к решению трехмерного уравнения теплопроводности для N анизотропных параллелепипедов с заданным пространственным распределением внутренних источников теплоты:

$$c_i \rho_i \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_{xi} \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_{yi} \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_{zi} \frac{\partial T}{\partial z} \right) + q_v(x, y, z) \quad (1)$$

Система уравнений теплопроводности для обшивок панелей, сотового заполнителя, “полок” и корпусов тепловых труб в соответствии с [1] имеет вид:

$$c_i \rho_i \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_{xi} \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_{yi} \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_{zi} \frac{\partial T}{\partial z} \right). \quad (2)$$

На всех границах в местах контактов обшивок с сотовым заполнителем, а также тепловых труб с сотовым заполнителем и “полками” приняты условия непрерывности тепловых потоков и температур [4]:

$$\begin{aligned} \lambda_{x,i} \frac{\partial T_i}{\partial x} &= \lambda_{x,i+1} \frac{\partial T_{i+1}}{\partial x}, \quad T_i(z, y, t) = T_{i+1}(z, y, t), \\ \lambda_{y,i} \frac{\partial T_i}{\partial y} &= \lambda_{y,i+1} \frac{\partial T_{i+1}}{\partial y}, \quad T_i(x, z, t) = T_{i+1}(x, z, t), \\ \lambda_{z,i} \frac{\partial T_i}{\partial z} &= \lambda_{z,i+1} \frac{\partial T_{i+1}}{\partial z}, \quad T_i(x, y, t) = T_{i+1}(x, y, t). \end{aligned} \quad (3)$$

На внешних гранях панелей 1 и 3 принимались граничные условия, учитывающие падающий поток солнечного излучения [4]:

$$A_s S_0 \cos \varphi = -\lambda_z \frac{\partial T_i}{\partial z} - \varepsilon_{\Pi} \sigma T_{\Pi}^4. \quad (4)$$

На всех теплоизолированных поверхностях панелей принимались граничные условия типа

$$\lambda_{x,i} \frac{\partial T_i}{\partial x} = 0, \quad \lambda_{y,i} \frac{\partial T_i}{\partial y} = 0, \quad \lambda_{z,i} \frac{\partial T_i}{\partial z} = 0. \quad (5)$$

Кондукционная динамическая тепловая математическая модель в сосредоточенных параметрах для нерегулируемых низкотемпературных тепловых труб описана в [1] и представляет собой нелинейную систему обыкновенных дифференциальных уравнений теплового баланса и начальных условий для среднеповерхностных температур каждого l -го элемента (зон испарения, транспорта, конденсации):

$$\sum_m \alpha_{m,l} (T_m - T_l) = C_l \frac{\partial T}{\partial t} + \sum_n \alpha_{l,n} (T_l - T_n), \quad T_l(0) = T_0, \quad (8)$$

где m и n - элементы, находящиеся в тепловой связи с l -м элементом и участвующие в подводе и отводе тепла.

Численная реализация представленных математических моделей проводилась по аддитивной локально-одномерной схеме [8,9]. В такой схеме протекание многомерного физического процесса на каждом временном шаге представляется как результат последовательной реализации соответствующих одномерных процессов, каждый из которых начинается от распределения температурного поля, возникшего после окончания предыдущего одномерного процесса. Одномерные дифференциальные уравнения вдоль осей координат x , y , z аппроксимируются на неравномерной сетке по четырехточечной, полностью неявной двухслойной по времени одношаговой схеме [8]. Граничные условия для температуры на внутренних и внешних поверхностях, а также на границах между материалами заменяются их конечно-разностными аналогами по схеме, имеющей порядок аппроксимации не ниже, чем во внутренних узлах сетки.

Разработаны эффективный алгоритм и программные средства расчета, которые позволяют реализовать предложенные математические модели для достаточно сложной конструктивно-компоновочной схемы ПО космического аппарата.

На основе изложенных математических моделей проведено численное исследование многомерных

температурных полей наиболее теплонагруженной части (рис.1.) типичного П-образного модуля ПО перспективного КА связи в точке зимнего солнцестояния ($A_s=0.26$; $\varphi=66.5^{\circ}$; $S_0 = 1440 \text{ Вт/м}^2$) в конце суточного цикла работы. Суммарная мощность солнечного излучения, поглощаемого рассматриваемой частью панели 1 составила при этом 77Вт. Мощности тепловыделения приборов, расположенных на освещенной солнцем панели 1 и на находящейся в тени панели 3 составили соответственно 150 и 100Вт. Эффективные коэффициенты теплопроводности анизотропных элементов нагретой зоны приборов БА рассчитывались по тепловым схемам элементарной ячейки, представленным в [2,3]: $\lambda_y = 3.3 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$; $\lambda_z = 9.3 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$; $\lambda_x = 9.3 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$.

Для оценки степени влияния механизма теплопереноса за счет работы СТР на температурные поля основных элементов конструкции ПО, были смоделированы следующие условия протекания теплофизических процессов в ПО:

- приборный отсек не оснащен системой регулирования теплового режима приборов БА, перенос тепла осуществляется посредством механизма трехмерной теплопроводности в сотовых панелях;
- приборный отсек оборудован встроенной системой регулирования теплового режима, смоделированы реальные условия работы НТТ в космическом пространстве;
- приборный отсек оборудован встроенной системой регулирования теплового режима, смоделированы условия “отказа” в работе НТТ, теплоперенос осуществляется посредством механизма теплопроводности в сотовых панелях и в металлическом корпусе НТТ.

На рис.2. представлено распределение температуры по приборной плоскости панели 1, освещенной Солнцем (рис.2.a) и по приборной плоскости панели 3, находящейся в тени (рис.2.b), рассчитанное для реальных условий работы НТТ в космосе. На рис.3.a. и 3.b. показано положение характерных изотерм плоскости поперечного сечения приборов на панелях 1 и 3. Максимальная температура приборов на панели 1 и 3 составила 306К и 289К соответственно. Сравнение с аналогичным распределением температуры, рассчитанным для панелей без встроенных НТТ (рис.4.a. и 4.b.), показало, что суммарная мощность тепловыделения, переносимая тепловой трубой из зон с высокими температурами в зоны низких температур составляет 43Вт. Максимальная температура прибора на освещенной Солнцем панели 1 (рис.5.a.) в результате работы НТТ уменьшилась на 26К, а максимальная температура на находящейся в тени панели 3 (рис.5.b.) увеличилась при этом на 21К. Сравнение также показало, что мощность тепловыделения, переносимая с панели 1 на панель 3 за счет механизма теплопроводности по металлическому корпусу трубы в условиях “отказа” в ее работе составляет 13Вт.

На основании анализа многомерных температурных полей типичного модуля ПО с системой регулирования теплового режима на базе НТТ можно сделать вывод о том, что механизм переноса тепла за счет работы НТТ является доминирующим. Перенос энергии из зон с высокими температурами в зоны низких температур осуществляется в основном тепловыми трубами. За счет механизма теплопроводности по обшивкам панелей, корпусу трубы, сотовому заполнителю тепло передается значительно меньше, чем при работе НТТ.

Обозначения

A_s - коэффициент поглощения солнечного излучения; C - полная теплоемкость; c - удельная теплоемкость; q_v - функция, учитывающая распределение мощности внутренних источников тепла; S_0 - плотность потока прямого солнечного излучения; t - время; T - температура; x, y, z - декартовы координаты; α - тепловая проводимость зоны контакта элементов тепловых труб; ε - интегральная степень черноты поверхности; φ - угол между нормалью к поверхности панели-радиатора и направлением на Солнце; λ - коэффициент теплопроводности; ρ - плотность; σ - постоянная Стефана-Больцмана. Индексы: i - индекс элемента конструкции прибора, модуля; l, m, n - индекс элемента тепловой трубы; p - поверхность панели-радиатора.

Литература

- [1] Ашурков Е. А., Бураков В. А., Козлов А. Г. и др. Математическое моделирование нестационарных теплофизических процессов в отсеках бортовой аппаратуры космических аппаратов. *Известия Вузов, Серия Физика*, Т.36, №4, 1993, 119-128.

- [2] Дульнев Г. Н. *Тепло- и массообмен в радиоэлектронной аппаратуре*. Высшая школа, Москва, 1984, 247 с.
- [3] Дульнев Г. Н., Парфенов В. Г., Сигалов А. В. *Методы расчета теплового режима приборов*. Радио и связь, Москва, 1990, 312 с.
- [4] Кузнецов Г. В. Санду С. Ф. Численное моделирование теплофизических процессов в приборных отсеках современных искусственных спутников земли. *Теплофизика и аэромеханика*, Т.5, №3, 1998, 469-477.
- [5] Маложенев В. В. *Тепловой режим космических аппаратов*. Машиностроение, Москва, 1980, 232 с.
- [6] Панин В. Ф. *Конструкции с сотовым заполнителем*. Машиностроение, Москва, 1982, 152 с.
- [7] Панкратов Б. М. *Тепловое проектирование агрегатов*. Машиностроение, Москва, 1984, 176 с.
- [8] Самарский А. А. *Теория разностных схем*. Наука, Москва, 1983, 616с.
- [9] Яненко Н. Н. *Метод дробных шагов решения многомерных задач математической физики*. Новосибирский Государственный университет, Новосибирск, 1966, 225 с.

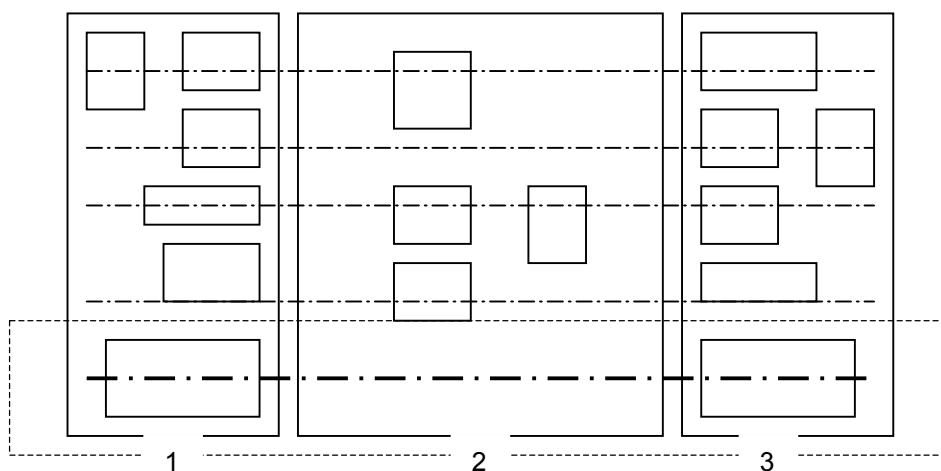


Рис.1. Принципиальная схема типичного модуля приборного отсека космического аппарата связи.

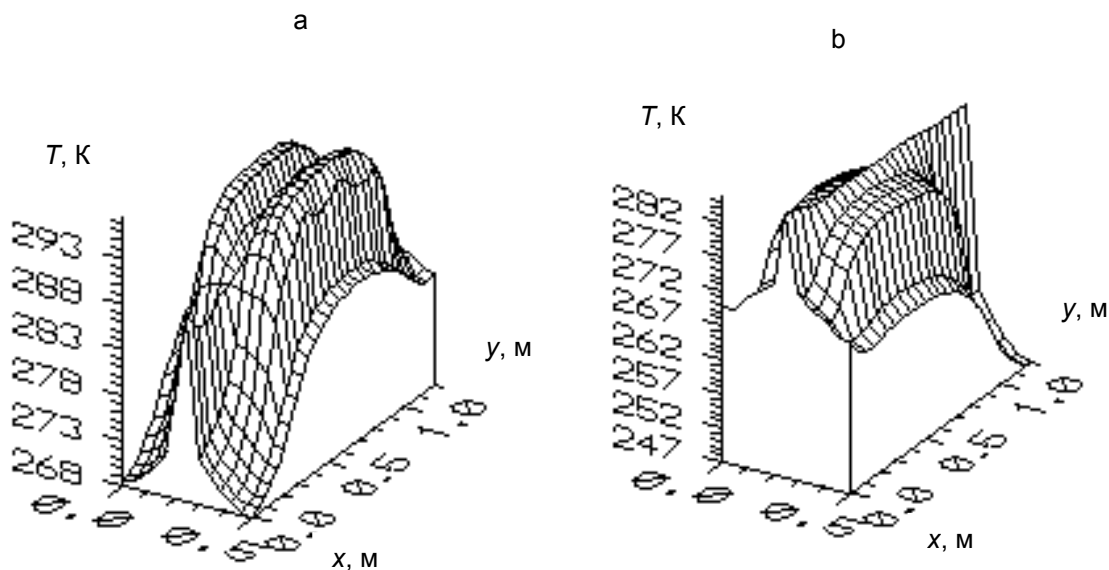


Рис.2. Распределение температуры по приборной плоскости панелей 1 (а) и 3 (б).

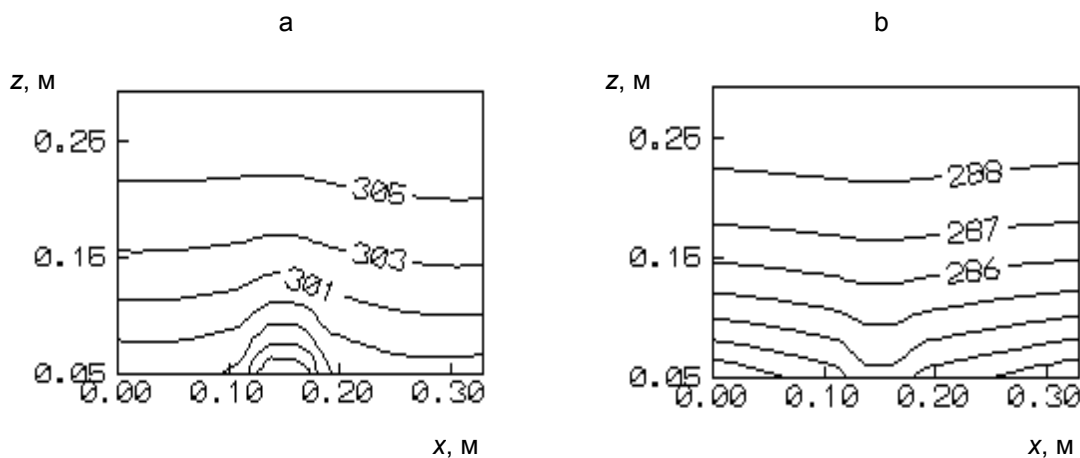


Рис.3. Положение характерных изотерм плоскости поперечного сечения приборов панели 1 (а) и панели 3 (б).

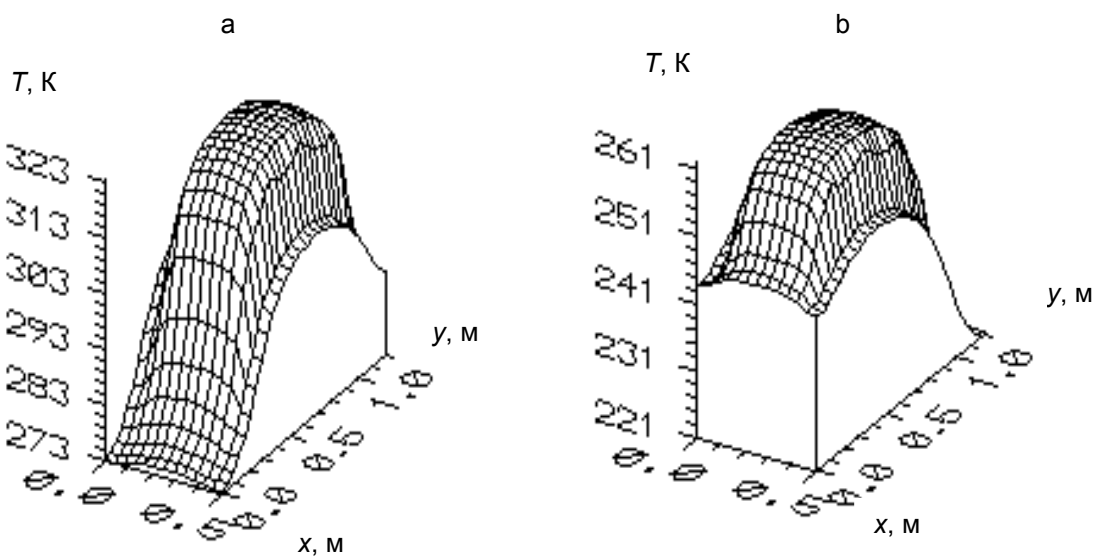


Рис.4. Распределение температуры по приборной плоскости панели 1 (а) и 3 (б).

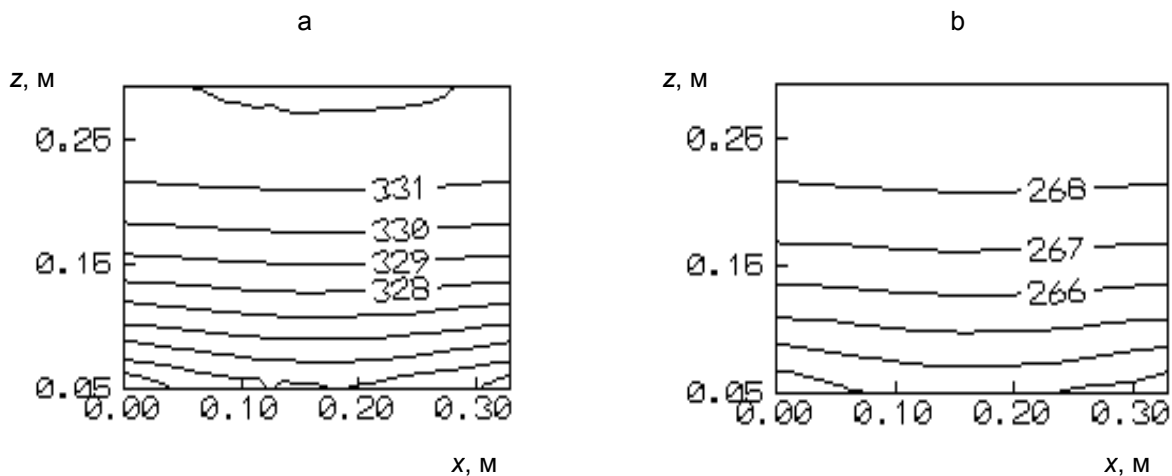


Рис.5. Положение характерных изотерм плоскости поперечного сечения приборов панели 1 (а) и панели 3 (б).

