УДК 626.039.553.34

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В ПРИБОРНОМ ОТСЕКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ СУЩЕСТВЕННО НЕСТАЦИОНАРНОМ ВНЕШНЕМ ТЕПЛООБМЕНЕ

Г.В. Кузнецов, С.Ф. Санду

Томский политехнический университет E-mail: sandusf@ngf.tomsk.ru

На основе разработанной математической модели проведен вычислительный эксперимент по исследованию динамики процессов теплопереноса в Н-образном информационно-логическом блоке современного космического аппарата связи при его орбитальной эксплуатации в существенно нестационарных условиях суточного цикла освещенности Солнцем. Сделана количественная оценка степени неоднородности температурных полей как приборов радиоэлектронной бортовой аппаратуры, так и основных элементов конструкции приборного отсека.

Современные искусственные спутники Земли. находящиеся на различных орбитах, используют для связи и телерадиовещания, дистанционного зондирования Земли, исследования ресурсов моря и суши, метеорологии и других целей. Они представляют собой долгоресурсные космические аппараты (КА), в процессе эксплуатации находящиеся в условиях комплексного воздействия внутренних и внешних тепловых нагрузок. Приборный отсек (ПО) такого КА представляет собой сборную негерметичную блочно-модульную конструкцию из прямоугольных трехслойных алюминиевых панелей с сотовым заполнителем [1] и собран из модуля полезной нагрузки (МПН) и модуля служебных систем. Модуль служебных систем состоит из вложенных друг в друга Н-образного информационно-логического блока (ИЛБ) и П-образного энергодвигательного блока (ЭДБ) [2], рис. 1.

Внешний теплообмен ПО характеризуется периодическим полугодовым циклом освещенности Солнцем (панели «*Север»* и «*Юг»*). Применение Н-образной конструкции ИЛБ позволяет дополнительно использовать панели «*Восток»* – (1) и «*За-пад»* – (3) в качестве радиаторов. По этой причине внешний теплообмен в ИЛБ имеет существенно нестационарный характер в суточном цикле попеременно-периодического воздействия солнечного потока.

Ранее было проведено численное моделирование пространственных нестационарных температурных полей перспективных МПН и ЭДБ [3, 4], работающих в условиях стационарных внешних воздействий. Для ИЛБ такой анализ проведен только в рамках плоской модели теплопереноса [5], которая не учитывает ряд важных особенностей Н-образной конструкции блока. Так, например, перенос тепловой энергии в такой системе по всем трем координа-



Рис. 1. Общая схема блочно-модульной компоновки перспективного КА связи

тным направлениям и связь между каждой из трех панелей играют важную роль в формировании теплового режима блока. По этим причинам представление каждой панели бесконечно тонкой пластиной или пластиной с бесконечно большой теплопроводностью может привести к достаточно большим погрешностям при численном моделировании.

Цель работы заключается в математическом моделировании теплопереноса в информационно-логическом блоке негерметичного ПО КА при его орбитальной эксплуатации в существенно нестационарных условиях суточного цикла освещенности Солнцем с учетом объемного характера переноса тепловой энергии.

Задача рассматривается на примере перспективного Н-образного ИЛБ, в котором приборной является панель «Центральная» – (2), имеющая двухстороннюю компоновку расположения приборов тепловыделяющей бортовой аппаратуры (БА). Блок выполнен из алюминиевых трехслойных сотовых панелей (1-3) с встроенной системой обеспечения теплового режима (СОТР) на основе нерегулируемых низкотемпературных тепловых труб (HTT), связывающих в тепловом отношении панели – 1 и 3. Панели – 1, 3 открыты для теплообмена с космическим пространством. 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. Мощности источников тепловыделения считаются равномерно распределенными по областям, имеющим форму параллелепипедов и соответствующим отдельным функциональным элементам или группам элементов [6]. В этом случае задача сводится к решению системы трехмерных уравнений теплопроводности для N анизотропных параллелепипедов с заданным объемным распределением внутренних источников теплоты:

$$c_{i}\rho_{i}\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x}\left(\lambda_{xi}\frac{\partial T}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\lambda_{yi}\frac{\partial T}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\lambda_{zi}\frac{\partial T}{\partial z}\right) + q_{v}(x, y, z).$$

Здесь *с* – удельная теплоемкость; ρ – плотность; *T* – температура; *t* – время, λ_x , λ_y , λ_z – эффективные коэффициенты теплопроводности анизотропных элементов нагретой зоны; *x*, *y*, *z* – прямоугольные координаты; $q_v(x,y,z)$ – функция, учитывающая распределение мощности внутренних источников тепла; *i*=1,2,...,*N* – индекс элемента нагретой зоны.

Система уравнений теплопроводности для обшивок панелей, сотового заполнителя и корпусов тепловых труб имеет аналогичный вид за исключением источников тепла. На всех границах в местах контактов элементов внутренней структуры прибора между собой и с охлаждаемым основанием, основания прибора с обшивкой, обшивок с сотовым заполнителем приняты условия непрерывности тепловых потоков и температур [3, 4]:

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

Здесь λ_x , λ_y , λ_z – эффективные коэффициенты теплопроводности анизотропного сотового заполнителя. Для изотропных алюминиевых обшивок $\lambda_x = \lambda_y = \lambda_z$.

Радиаторные панели — 1 и 3 находятся в периодическом суточном цикле освещенности Солнцем. Можно считать, что космическое пространство поглощает все уходящее с радиационной поверхности тепло как идеально черное тело с нулевой температурой. Для внешних граней панелей — 1 и 3 принимались граничные условия, описывающие падающий поток солнечного излучения в виде периодических аналитических зависимостей для панелейрадиаторов — 1 и 3 соответственно:

$$\begin{cases} A_{s}S\sin\varphi\cdot\sin(\frac{\pi t}{12}) = \lambda_{z} \frac{\partial T_{i}}{\partial z} - \varepsilon_{w}\sigma T_{w}^{4}, \\ \lambda_{z} \frac{\partial T_{i}}{\partial z} - \varepsilon_{w}\sigma T_{w}^{4} = 0, \\ \lambda_{z} \frac{\partial T_{i}}{\partial z} - \varepsilon_{w}\sigma T_{w}^{4} = 0, \\ A_{s}S\sin\varphi\cdot\sin\left[\frac{\pi(t-12)}{12}\right] = \lambda_{z} \frac{\partial T_{i}}{\partial z} - \varepsilon_{w}\sigma T_{w}^{4}. \end{cases} \quad 0 < t \le 12;$$

Здесь A_s — коэффициент поглощения прямого солнечного излучения; S — плотность теплового потока солнечного излучения; φ — угол между нормалью к поверхности панели-радиатора «*Север*» и «*Юг*» и направлением на Солнце; ε — интегральная степень черноты поверхности; σ — постоянная Стефана-Больцмана; w — индекс поверхности панели-радиатора.

Эффективный сброс избыточного тепла в окружающее космическое пространство осуществляется за счет нанесения специального терморегулирующего покрытия «оптический солнечный отражатель» на радиационные поверхности панелей $(\varepsilon_w = 0.85)$. Коэффициент поглощения прямого солнечного излучения изменяется во времени и зависит от степени деградации терморегулирующего покрытия при воздействии факторов космического пространства. Он изменяется от 0,08 в начале эксплуатации до 0,33 в конце 12-15-летнего срока активного существования КА [3]. Плотность теплового потока прямого солнечного излучения S зависит от положения Солнца при его видимом годовом движении по большому кругу небесной сферы (эклиптике). В точках зимнего и летнего солнцестояния S=1440 и 1350 Вт/м² соответственно. В точках весеннего и осеннего равноденствия $S=1395 \text{ Bt/m}^2$ [3].

Математическое моделирование теплопереноса в нерегулируемых НТТ, встроенных в сотовый заполнитель, проводилось с использованием записанной в цилиндрических координатах осесимметричной математической модели работы СОТР в распределенных параметрах, описывающей гидродинамику и тепломассообмен в паровой и жидкой фазах рабочего вещества и кондуктивный теплоперенос в корпусе тепловой трубы [7].

На основе сформулированной математической модели был проведен вычислительный эксперимент с целью исследования динамики процессов теплопереноса в Н-образном ИЛБ перспективного ПО современного КА связи при его орбитальной эксплуатации в существенно нестационарных условиях суточного цикла освещенности Солнцем. Суммарная мощность тепловыделения приборов БА, расположенных на обеих сторонах приборной панели – 2 составила 650 Вт. Рассматривалась СОТР на основе сети аммиачных нерегулируемых НТТ, проложенных в восьми параллельных плоскостях. Эффективные коэффициенты теплопроводности анизотропных элементов нагретой зоны приборов БА рассчитывались по тепловым схемам элементарной ячейки, представленным в [6]: $\lambda_{v}=3.3; \lambda_{z}=9.3; \lambda_{z}=9.3$ Вт/(м·К). Эффективные коэффициенты теплопроводности анизотропного сотового заполнителя с ячейкой в виде шестигранника рассчитывались по эмпирическим зависимостям, приведенным в [3].

В качестве опорного варианта моделирования рассматривались типичные условия орбитальной эксплуатации КА в режиме сеанса связи в середине срока активного существования (7 лет, A_s =0,26 [3]) в точке весеннего равноденствия в суточном цикле освещенности Солнцем. Результаты моделирования работы ИЛБ в типичных условиях эксплуатации представлены на рис. 2–4. Характер и диапазон изменения во времени средних температур общивок панелей – 1 и 3 позволяет оценить суммарную эффективность работы СОТР, рис. 2.

Рост средней температуры обшивок радиаторных панелей – 3 (0< $t\leq 12$, кривые 3, 4) и 1 (12< $t\leq 24$, кривые 1, 2) более, чем на 10 °C, обусловлен исключительно работой НТТ при переносе энергии, выделяемой приборами БА, и тепла солнечного излучения на радиаторные панели, находящиеся в указанные периоды времени в тени. С учетом того, что приборная панель – 2 не является радиаторной и имеет довольно высокую плотность двухсторонней компоновки расположения тепловыделяющих приборов БА, характер изменения средних температур обшивок этой панели (кривые 5, 6) также свидетельствует о том, что в условиях периодической освещенности радиаторных панелей Солнцем доминирующим является механизм переноса тепловой энергии с помощью НТТ. Следует отметить, что для большинства узлов и блоков радиоэлектронной аппаратуры, используемой в КА, диапазон рабочих температур составляет от -50 до +50 °C.



Рис. 2. Изменение во времени средней температуры обшивок радиаторных панелей 1 (кривые 1, 2), 3 (кривые 3, 4) и приборной панели 2 (кривые 5, 6) при орбитальной эксплуатации ИЛБ в суточном цикле освещенности Солнцем



Рис. 3. Изменение температуры приборов БА во времени: 1) максимальной и 2) минимальной (опорный вариант); 3) максимальной, режим «Перегрев»; 4) минимальной, режим «Переохлаждение»

Известно [8], что увеличение температуры на 10 °C в области +40...+50 °C снижает основные показатели надежности на 50 %. Поэтому работа РЭА в малой окрестности максимальных температур нецелесообразна. Анализ динамики изменения суточной максимальной и минимальной температур приборов БА в типичных условиях орбитальной эксплуатации ИЛБ (рис. 3, кривые 1, 2) показал, что могут быть превышены предельные значения рабочих температур приборов радиоэлектронной БА (+50 °C и более). Кроме того, выявлена достаточно высокая степень неизотермичности (более 30 °C) распределения температурных полей по приборам одной панели. Дополнительно об этом может свидетельствовать анализ положения характерных изотерм наиболее теплонагруженной плоскости обшивки приборной панели — 2 в момент времени достижения максимального значения температуры приборов, рис. 4.

С целью оценки теплопереноса в ИЛБ при экстремальных условиях его работы, были смоделированы режимы «Перегрев» и «Переохлаждение». В режиме «Перегрев» рассмотрены условия орбитальной эксплуатации КА во время сеанса связи в конце срока активного существования (12-15 лет) в точке зимнего солнцестояния в суточном цикле освещенности Солнцем. Результаты вычислительного эксперимента показали, что в подобных условиях может быть значительно превышен диапазон максимально допустимых рабочих температур радиоэлектронных приборов БА (рис. 3, кривая 3). В режиме «Переохлаждение» учтены условия орбитальной эксплуатации КА в начале срока активного существования в точке летнего солнцестояния в суточном цикле освещенности Солнцем. Анализ соответствующих результатов моделирования показал, что в данных условиях приборы БА будут работать без существенного снижения показателей надежности (рис. 3, кривая 4).

Представляет интерес сравнение полученных результатов с соответствующими характеристиками температурных полей, полученными при использовании плоской нестационарной модели [5], не учитывающей также совместность протекания процессов теплопереноса в различных панелях. Такое сравнение показывает, что пространственная

модель приводит к существенно меньшим отклонениям максимальных и минимальных температур от средних значений в идентичных условиях теплового воздействия как внешней среды, так и внутренних источников тепловыделения. При этом, отклонения составляют для плоской модели до 25 °C, а для пространственной – не более 12 °C. Учитывая вышеупомянутые ограничения, на диапазон рабочих температур радиоэлектронной аппаратуры КА, можно сделать вывод о существенно ограниченных возможностях плоских моделей. Следует отметить, что в рассматриваемых условиях учет реальных термических сопротивлений панелей в пространственной модели должен был приводить, на первый взгляд, к обратному эффекту: большим по сравнению с плоской моделью перепадам температур. Установленные закономерности могут быть объяснены тем, что плоские модели по существу не учитывают теплоаккумулирующую способность основных элементов конструкции КА - панелей. В экстремальных режимах работы теплоемкость конструкции играет значимую роль, снижая интенсивность разогрева в режиме «Перегрев» и увеличивая температуру панелей в режиме «Переохлаждение» при нестационарном внешнем воздействии. Полученные результаты показывают, что исследуемые процессы в такой сложной технической системе, как ИЛБ современного КА адекватно можно описать только при моделировании с применением пространственной нестационарной математической модели теплопереноса.

На основании результатов проведенных теоретических исследований можно сделать вывод о том, что характерными для Н-образного ИЛБ со-



Рис. 4. Положение характерных изотерм наиболее нагретой обшивки приборной панели 2 при достижении максимальной температуры приборов

временного КА связи являются существенная нестационарность и неоднородность температурных полей всех панелей блока. Масштабы отклонений предельных значений температур от средних величин существенно отличаются от аналогичных данных, полученных с применением плоской нестационарной модели теплопереноса. Следовательно,

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. Панин В.Ф. Конструкции с сотовым заполнителем. М.: Машиностроение, 1991. – 270 с.
- Пат. 2092398 РФ. МКИ В64G 1/10. Космический аппарат блочно-модульного исполнения. / Е.А. Ашурков, В.П. Кожухов, А.Г. Козлов, Е.Н. Корчагин. Опубл. 10.10.1997, Бюл. № 28. – 4 с.
- Ашурков Е.А., Бураков В.А., Козлов А.Г. и др. Математическое моделирование нестационарных теплофизических процессов в отсеках бортовой аппаратуры космических аппаратов // Известия вузов. Физика. – 1993. – № 4. – С. 119–128.
- Кузнецов Г.В., Санду С.Ф. Математическое моделирование теплопереноса в накопителях энергии современных космических энергетических установок // Известия вузов. Проблемы энергетики. – 2003. – № 5–6. – С. 3–13.

наиболее перспективными для анализа температурных полей и тепловых режимов таких сложных конструкций, как H-образный блок КА являются пространственные нестационарные модели теплопереноса, учитывающие основные механизмы переноса энергии и тепловую связь между отдельными элементами конструкции блока.

- Бураков В.А., Елизаров В.В., Корчагин Е.Н. и др. Тепловая математическая модель Н-образного блока негерметичного приборного отсека геостационарных космических аппаратов // Инженерно-физический журнал. – 2003. – Т. 76. – № 4. – С. 142–149.
- Дульнев Г.Н. Тепло- и массообмен в радиоэлектронной аппаратуре. М.: Высшая школа, 1984. – 247 с.
- Кузнецов Г.В., Санду С.Ф. Математическое моделирование работы систем обеспечения теплового режима радиоэлектронной аппаратуры // Известия вузов. Приборостроение. – 2005. – Т. 48. – № 1. – С. 54–61.
- Борисов А.А., Горбачева В.М., Карташов Г.Д., Мартынов М.И., Прытков С.Ф. Надежность зарубежной элементной базы // Зарубежная радиоэлектроника. – 2000. – № 5. – С. 34–53.

УДК 536.46

ПРЕКРАЩЕНИЕ ГОРЕНИЯ ТВЕРДЫХ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ И ВЗРЫВЧАТЫХ ВЕЩЕСТВ ПРИ ПЕРЕМЕННОМ ДАВЛЕНИИ

Р. Мырзакулов*, М.Ж. Козыбаков**, К.О. Сабденов

*Евразийский национальный университет, г. Астана **Шымкентский социально-педагогический университет, г. Шымкент Томский политехнический университет E-mail: sabdenovko@mail.ru

Рассматривается горение твердых ракетных топлив и порохов, разлагающихся на газ посредством пиролиза. Показана возможность гашения горения гармонически меняющимся давлением. Причиной тому является то, что при определенных условиях малые колебания давления, как правило, вызывают большие по амплитуде изменения скорости горения. Погасание происходит при снижении температуры поверхности топлива ниже критической величины. Проведено исследование для случаев экзотермической и эндотермической реакции пиролиза.

Введение

Практика разработки и эксплуатации ракетных двигателей на твердом топливе встречается с рядом разновидностей нестационарного горения, происходящего при переменном давлении. Изменение давления может быть вызвано штатными и нештатными ситуациями. К нештатной ситуации относится неустойчивость горения, вызванная конструкционными особенностями двигателя, внутренними физико-химическими процессами, обеспечивающими горение топливного заряда, внешним воздействием. Такой вид нестабильного горения в ракетных двигателях подразделяют на низкочастотную и высокочастотную неустойчивость [1, 2. С. 104–129]. Вторую из них называют еще акустической неустойчивостью или, реже, резонансным горением.

Низкочастотная неустойчивость. В процессе горения топлива наблюдалось, что когда давление в ракетном двигателе падает ниже какой-то критической величины, давление в камере сгорания может внезапно упасть до атмосферного, и горение заряда прекращается. Иногда, однако, спустя некоторое время, от долей секунды до нескольких секунд, вновь происходит воспламенение, и наступает новый период нормального горения. Этот цикл с частотой ~1...10 Гц может многократно повторяться, приводя к ряду вспышек. Высокочастотная (акустическая) неустойчивость наиболее часто наблюдалась в трубчатых зарядах, хотя она встречается и в случае зарядов другой конфигурации. Горение при такой неустойчивости характеризуется внезапным ростом давления в ракетных двигателях и колебаниями с частотой порядка 10³...10⁴ Гц.