

УДК 621.383.9.017.7

Особенности теплового расчета радиационной системы охлаждения

И. А. Галяткин, Л. И. Георгиевская, В. Ф. Клименко, Б. Н. Формозов

Описывается математическая модель радиационной системы охлаждения (PCO), позволяющая анализировать эффективность охлаждения телевизионных фотоприемных устройств (ФПУ) космического аппарата «Вега». Показано, что расчетные значения равновесной температуры системы находятся в пределах сохранения работоспособности ФПУ при засветке излучающей поверхности космического радиационного теплообменника (КРТ) при углах падения излучения Солнца до 5° .

SPECIAL FEATURES OF THERMAL CALCULATION OF THE RADIATIVE COOLING SYSTEM, by Galyatkin I. A., Georgievskaya L. I., Klimenko V. F., Formozov B. N. — A mathematical model of radiative cooling system is described which allows analysing the efficiency of cooling of TV photo-receiver devices (PRD) of the spacecraft «VEGA». It is shown that the calculated values of the equilibrium temperature of the system are within the range of working capacity preservation of PRD when exposing the surface of the radiative heat exchanger for angles of incidence of solar radiation up to 5° .

В последнее время наметилась тенденция к использованию пассивных радиационных систем охлаждения (PCO) для термостатирования телевизионных фотоприемных устройств (ФПУ), установленных на борту космических аппаратов (КА) с целью проведения внеатмосферных астрономических наблюдений [4, 9, 13, 14]. Наиболее эффективно использование PCO для термостатирования ФПУ на базе приборов с зарядовой связью в диапазоне рабочих температур 220—250 К в составе телевизионной аппаратуры для долговременных научных экспериментов на высокоорбитальных или пролетных КА в условиях дефицита электроэнергии и ограничения массы [2, 4, 9, 13]. По сравнению с другими системами охлаждения PCO обладают следующими преимуществами: высокая надежность, простота конструкции, работа без потребления электроэнергии.

Типичная конструкция PCO — космический радиационный теплообменник (КРТ), теплоизолированный от корпуса КА с помощью опор из материала с низкой теплопроводностью и пакета экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), а также хладопровод, соединяющий КРТ с ФПУ. Равновесная температура PCO определяется балансом тепловых потоков, излучаемых КРТ в космическое пространство, и тепловых потоков, подводимых к КРТ излучением от КА и внешних источников, а также кондуктивных потоков по опорам от КА и по хладопроводу от ФПУ.

В зависимости от условий эксплуатации и требований к тепловым параметрам системы могут применяться различные конструктивно-компоновочные схемы PCO. Для анализа эффективности этих схем удобно пользоваться математической моделью, в которой учитывается теплообмен между квазизамкнутыми поверхностями, участвующими во взаимном обмене излучением. Квазизамкнутую систему поверхностей можно представить в виде следующих упрощенных моделей систем поверхностей:

1. КА — ЭВТИ — КРТ — ХК — излучающая поверхность КРТ обращена в «холодный космос» (ХК);
2. КА — ЭВТИ — КРТ — Солнце — на излучающую поверхность КРТ под малым углом падает прямое излучение Солнца;
3. КА — ЭВТИ — КРТ — СБ — излучающая поверхность КРТ «видит» под малым углом нагретую поверхность панелей солнечных бата-

рей (СБ), имеющую собственное тепловое излучение и отражающую излучение Солнца.

Математическая модель. Задача теплообмена излучением в упомянутых моделях решается методом Сальдо [4]. Основное уравнение, описывающее теплообмен излучением i -й поверхности, имеющей температуру T_i и площадь F_i , с остальными поверхностями замкнутой системы, можно представить в виде

$$\sigma_0 \sum_{j=1}^N (E_{\text{пр},ji} F_j T_j^4 - E_{\text{пр},ij} F_i T_i^4) = -Q_{\text{рез},i} \quad (1)$$

$$(i = 1, 2, \dots, N)$$

с граничными условиями

$$Q_{\text{рез},i} = Q_{\text{вн},i} \quad (i = 1, 2, \dots, N), \quad (2)$$

где $Q_{\text{рез},i}$ — результирующий тепловой поток излучения i -й поверхности, Вт; $Q_{\text{вн},i}$ — внешний тепловой поток i -й поверхности, Вт; $\sigma_0 = 5.6687 \text{ Вт/м}^2\text{К}^4$ — постоянная Стефана — Больцмана; $E_{\text{пр},ji} \neq E_{\text{пр},ij}$ — приведенные степени черноты пары поверхностей [3, 6, 8, 10].

$E_{\text{пр},ij}$ показывает, какая доля энергии эффективного излучения (собственного и отраженного) j -й поверхности падает на i -ю поверхность.

Выражение для $E_{\text{пр},ij}$ и $E_{\text{пр},ji}$ получено из уравнений теплового баланса с использованием плотностей потоков эффективного излучения $q_{\text{эф}}$

$$F_i q_{\text{эф},i} - (1 - A_i) \sum_{j=1}^N \varphi_{ji} F_j q_{\text{эф},j} = F_i q_i \quad (3)$$

$$(i = 1, 2, \dots, N),$$

где $q_{\text{эф},i}$ — плотность потока эффективного излучения i -й поверхности; $q_i = \sigma_0 \varepsilon_i T_i^4$ — плотность потока собственного излучения i -й поверхности; ε_i — степень черноты i -й поверхности; A_i — поглощательная способность i -й поверхности; φ_{ji} — угловой коэффициент, показывающий, какая часть j -й поверхности излучает в направлении i -й поверхности.

Решая систему уравнений (3), получаем значения потоков эффективного излучения

$$Q_{\text{эф},j} = \Delta_j / \Delta \quad (j = 1, 2, \dots, N), \quad (4)$$

где Δ — определитель системы (3); Δ_j — определитель, получающийся из Δ заменой элементов j -го столбца коэффициентов системы уравнений (3) свободными членами.

Записав каждый определитель Δ_j через алгебраические дополнения K_{ij} [7] и выполнив приведение подобных членов по собственному потоку $q_i F_i$, получим выражение для $E_{\text{пр},ij}$ и $E_{\text{пр},ji}$

$$E_{\text{пр},ji} = \frac{A_i \varepsilon_j}{\Delta} \sum_{k=1}^N \varphi_{ki} K_{jk}; \quad E_{\text{пр},ij} = \frac{A_j \varepsilon_i}{\Delta} \sum_{k=1}^N \varphi_{kj} K_{ik} \quad (5)$$

$$(i = 1, 2, \dots, N; \quad j = 1, 2, \dots, N).$$

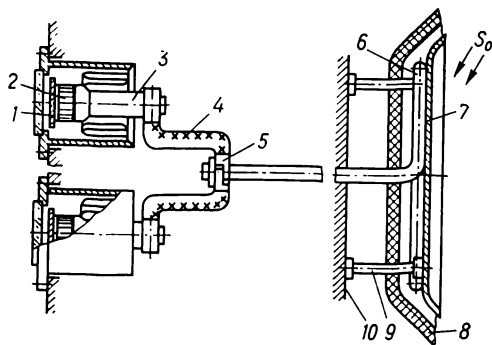
С помощью методов алгебры угловых коэффициентов [3, 8] определяем угловые коэффициенты φ_{ij} и φ_{ji} для всех поверхностей, входящих в замкнутую систему. По формулам (5), зная степени черноты ε_i всех поверхностей, находим приведенные степени черноты $E_{\text{пр},ji}$ и $E_{\text{пр},ij}$.

Решая системы уравнений (1) — (2), получаем значения равновесной температуры поверхностей, участвующих в теплообмене излучением.

Применение математической модели к тепловому расчету РСО КА «Вега». С помощью описанной математической модели проанализиро-

вана тепловая цепь ФПУ — РСО КА «Вега» [9], схема которой представлена на рисунке, в режимах работы РСО, соответствующих упомянутым выше трем упрощенным моделям систем поверхностей излучения. В применении к схеме, приведенной на рисунке, система уравнений

Схема радиационной системы охлаждения фотоприемного устройства КА «Вега»: 1 — ПЗС-матрица; 2 — однокаскадный термоэлектрический охладитель ТЭМО-7; 3 — хладопровод; 4 — гибкий хладопровод; 5 — клемма для стыка хладопровода с зоной испарения тепловой трубы; 6 — зона конденсации тепловой трубы; 7 — КРТ; 8 — ЭВТИ; 9 — теплоизолирующие опоры; 10 — КА



(1) — (2), описывающих теплообмен излучением, становится нелинейной вследствие зависимости теплового потока, подводимого от ФПУ к КРТ, от температуры КРТ.

Перенос теплоты от ФПУ к КРТ описывается уравнениями теплового баланса

$$\sum_{v=1}^V Q_{v,m} + \sum_{l=1}^L \frac{(T_l - T_m)}{R_{l,m}} + \sum_{d=1}^D A_{d,m} (T_d^4 - T_m^4) = \sum_{w=1}^W P_{w,m} \quad (6)$$

($m = 1, 2, \dots, M$),

где M — число звеньев в тепловой цепи ФПУ — РСО, разделенной так, чтобы в пределах звена теплофизические свойства оставались постоянными. Звену m соответствуют узлы $m-1$ и m , расположенные в начале и конце звена; $\sum_{v=1}^V Q_{v,m}$ — сумма тепловых потоков, выделяющихся в звене

m ; $\sum_{l=1}^L \frac{(T_l - T_m)}{R_{l,m}}$ — сумма тепловых потоков, подводимых к звену m по

тепловым мостам; $R_{l,m}$ — термическое сопротивление моста между звеном m тепловой цепи и поверхностью l с температурой T_l ; T_m — температура

звена m ; $\sum_{d=1}^D A_{d,m} (T_d^4 - T_m^4)$ — сумма тепловых потоков излучением к звену

m ; D — число поверхностей, излучающих на поверхность звена m ; $A_{d,m}$ — коэффициент, характеризующий радиационные и геометрические свойства поверхностей излучения d и m ; $\sum_{w=1}^W P_{w,m}$ — сумма тепловых потоков, выходящих из узла m .

Равновесная температура КРТ определяется из совместного решения уравнений (1), (6) с граничными условиями (2), которые для модели 1 с числом поверхностей излучения $N=10$ ($i=11, 12, \dots, 16$ — не показаны) и схемы на рисунке с числом тепловых звеньев в цепи $M=7$ имеют вид

$$Q_{\text{рез},i} = \begin{cases} 0, & i = 8, 9, \dots, 16 \\ P_7, & i = 7. \end{cases} \quad (7)$$

Как показано на рисунке, от одного КРТ охлаждается два ФПУ, содержащих ПЗС-матрицы, теплоизолированные от корпуса ФПУ [11].

При заданном времени накопления (от 1.0 до 10.0 с) для обеспечения работоспособности ПЗС-матриц температура должна быть не выше 240 К. Перепад температуры по тепловой цепи от ПЗС-матрицы до КРТ составляет 18—20 К. Таким образом, температура, рассчитанная для модели 1, при которой обеспечивается работоспособность ПЗС-матрицы, должна быть не выше 220 К.

Во время полета при изменении ориентации КА возможны кратковременные засветки поверхности радиатора прямым и отраженным от панелей солнечных батарей излучением Солнца (модель 2). Тепловой поток излучения Солнца на расстоянии r_2 рассчитывается по формуле [6]

$$P_s = FA_s S_0 \frac{r_1^2}{r_2^2} \cos \gamma, \quad (8)$$

где $S_0 = 1400$ Вт/м² — плотность теплового потока излучения Солнца на расстоянии $r_1 = 149.10^6$ км (1 а. е.); F — площадь поверхности, воспринимающей излучение Солнца, м²; γ — угол между нормалью к поверхности КРТ и направлением на Солнце, град; A_s — поглощательная способность КРТ по отношению к солнечному спектру.

Граничные условия для модели 2 и схемы (рисунок) имеют вид

$$Q_{\text{рез},i} = \begin{cases} 0, & i = 8, 9, \dots, 16 \\ 2P_7 + P_s, & i = 7. \end{cases} \quad (9)$$

Значения равновесной температуры КРТ, рассчитанные с помощью математической модели (1), (6), (9) для модели 2 при различных углах падения (90— γ) излучения Солнца:

Угол падения, град	2.0	4.0	5.0	7.0	8.0	10.0
Температура КРТ, К	200	210	218	226	233	240

Температура КА принята равной 313 К, эффективная температура космоса $T = 4$ К [6], $A_s \leq 0.2$; степень черноты КРТ $\epsilon_7 \geq 0.86$. В зависимости от угла падения излучения расчетная равновесная температура КРТ изменяется от 200 до 240 К.

В случае, когда КРТ «видит» под малым углом поверхность СБ, нагретую до 400 К и отражающую прямое солнечное излучение (модель 3), расчетная равновесная температура КРТ устанавливается на уровне 270—280 К, т. е. на 50—60 К выше предельной рабочей температуры. Для обеспечения необходимой температуры КРТ можно использовать следующие приемы: снабдить КРТ «шторкой», экранирующей тепловое излучение СБ и отраженное их поверхностью солнечное излучение; ввести в тепловую цепь термоэлектрический охладитель [12]; разместить в тепловой цепи запас вещества, плавящегося при заданной температуре, скрытая теплота плавления которого должна компенсировать теплоту потока радиации во время засветки КРТ [1].

Как показали результаты наземных тепло-вакуумных испытаний РСО КА «Вега» в камере имитации космического пространства, значения температуры КРТ в различных солнечных ситуациях хорошо согласуются с расчетными значениями для всех трех моделей.

Выводы. 1. Анализ эффективности работы КРТ с использованием математической модели РСО, в которой учитывается взаимный теплообмен излучением в системе КА — КРТ — Солнце, позволяет определить равновесные температуры КРТ для охлаждения ФПУ КА «Вега» в различных солнечных ситуациях, совпадающих с экспериментально измеренными значениями. 2. РСО обеспечивает заданный температурный режим ФПУ в составе КА при засветке излучающей поверхности КРТ прямым солнечным излучением под углом до 5°.

1. *Алексеев В. А.* Охлаждение радиоэлектронной аппаратуры с использованием плавящихся веществ.— М.: Энергия, 1975.— 152 с.
2. *Березин В. Ю., Галяткин И. А., Гуляев В. И. и др.* Охлаждаемое фотоприемное устройство для телевизионной аппаратуры «Вега» // *Электронная промышленность*.— 1985.— № 9.— 4 с. обложки.
3. *Зигель Р., Хауэлл Дж.* Теплообмен излучением.— М.: Мир, 1975.— 936 с.
4. *Инфракрасные методы в космических исследованиях* // Под ред. В. Манно и Дж. Ринга.— М.: Мир, 1977.— 384 с.
5. *Исаченко В. П., Осипов В. А., Сукомел А. С.* Теплопередача.— М.: Энергия, 1975.— 488 с.
6. *Кобранов Г. П., Цветков А. П.* Внешний теплообмен космических объектов.— М.: Машиностроение.— 1977.— 268 с.
7. *Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике для научных работников и инженеров. Пер. с англ.— М.: Наука, 1968.— 568 с.
8. *Кутателадзе С. С., Боришанский В. М.* Справочник по теплопередаче.— М.— Л.: Энергия, 1959.— 214 с.
9. *Салаи Ш., Сабо Л., Сагдеев Р. З. и др.* Телевизионная система пролетного аппарата «Венера-Галлей» // *Науч. космическое приборостроение*.— 1983.— № 2.— С. 47—67.
10. *Фаворский О. Н., Каданер Я. С.* Вопросы теплообмена в космосе.— М.: Высшая школа, 1972.— 280 с.
11. *Формозов Б. Н.* Телевизионный передающий прибор для международного проекта «Венера-Галлей» // *Фотометрические и поляриметрические исследования небесных тел*.— Киев: Наук. думка, 1985.— С. 181—184.
12. *Copeland R. J., Oren J. A.* Cooling systems for satellite remote sensing instrumentation // *AIAA Pap.*— 1975.— N 679.— P. 6.
13. *Johnson I. V., Yeates G. M.* Return to Jupiter: project Galileo // *Sky and Telescope*.— 1983.— 66, N 2.— P. 99—106.
14. *Wright J. P.* Development of a 5 Watt 70 K passive radiator // *AIAA Pap.*— 1980.— N 1512.— P. 1—8.

Поступила в редакцию
12.03.86