УДК 520.224.2. 224.4

Ю. В. БАЁВА, Е. В. ЛАПОВОК, С. И. ХАНКОВ

МЕТОД ПОДДЕРЖАНИЯ ЗАДАННОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО ДИАПАЗОНА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ДВИЖУЩЕГОСЯ ПО КРУГОВОЙ ОРБИТЕ С ЗАХОДОМ В ТЕНЬ ЗЕМЛИ

Предложена методика выбора определяющих параметров для обеспечения заданной температуры космического аппарата. Методика основана на расчете стационарного теплового режима на солнечном и теневом участках траектории. Суть методики заключается в том, что на теневом участке траектории исключение мощности солнечной подсветки компенсируется включением внутренних источников тепловыделений.

Ключевые слова: *космический аппарат, степень черноты, коэффициент поглощения солнечного излучения, коэффициент облученности, тепловой режим, теплообмен излучением.*

При движении космического аппарата (КА, далее — объект) по круговой орбите вокруг Земли с периодическим заходом в тень и выходом на освещенный Солнцем участок траектории его средняя температура может колебаться в больших пределах. Во многих случаях при наружном размещении на борту космического аппарата оптических систем (ОС) требуется обеспечить минимальные колебания температур их элементов относительно некоторого среднего значения T_0.

В настоящей статье представлена аналитическая методика расчета параметров КА (с выявлением наиболее значимых), обеспечивающих минимальное колебание его температуры. Суть методики заключается в расчете температур КА на теневом и солнечном участках траектории в стационарном тепловом режиме при условии, что на теневом участке роль Солнца как источника тепловыделений выполняет собственный поверхностный источник тепловыделений объекта.

Поставленная задача является типовой для телескопов космического базирования, имеющих преимущественно цилиндрическую форму поверхности. Для получения простого решения целесообразно принять следующие обоснованные ограничения и допущения:

— расчет проводится для экваториальной круговой орбиты, которая характеризуется максимальным изменением температур при двух вариантах положения объекта на линии центр Солнца — центр Земли: между Солнцем и Землей и в тени Земли;

— рассматриваются объекты сферической и цилиндрической конфигурации, что соответствует типовым конфигурациям КА и ОС;

— Земля рассматривается как изотермический шар с однородными по всей поверхности излучательными и отражательными характеристиками;

— рассматривается среднеповерхностная температура объекта, т.е. он принимается изотермическим.

В рамках принятых допущений и ограничений средняя температура объекта в стационарном тепловом режиме описывается соотношением [1]

$$T_0 = \sqrt[4]{\frac{P_\Sigma}{\varepsilon(1-\varphi)S\sigma}}; \quad P_\Sigma = P_1 + P_2 + P_3 + P_4; \tag{1}$$

$$P_1 = \varepsilon S\varphi Q; \quad P_2 = \alpha_s AES\varphi_к; \quad P_3 = \alpha_s ES_м,$$

где ε — степень черноты поверхности объекта; φ — интегральный коэффициент облученности объекта Землей; S — площадь поверхности объекта; σ=5,67·10^{-8} Вт/(м^2·К^4) — постоянная Стефана — Больцмана; P_Σ — суммарный тепловой поток, поглощаемый наружной поверхностью объекта; P_1, P_2, P_3 — поглощенные наружной поверхностью объекта потоки соответственно: собственного теплового излучения Земли, солнечного излучения, отраженного Землей, прямого солнечного излучения; P_4 — мощность внутренних тепловыделений в объекте, включаемая для компенсации потери солнечного излучения при заходе в тень Земли; Q = 235 Вт/м^2 — поверхностная плотность мощности, излучаемая Землей; α_s — коэффициент поглощения солнечного излучения покрытием внешней поверхности корпуса КА; A = 0,3 — альбедо Бонда [2]; E = 1366 Вт/м^2 — солнечная постоянная; $\varphi_к$ — эффективный комбинированный коэффициент облученности внешней поверхности объекта подсветкой отраженного Землей солнечного излучения, зависящий от угла на Солнце, в тени Земли автоматически выполняется условие $\varphi_к = 0$; $S_м$ — площадь миделя, т.е. проекции объекта на плоскость, перпендикулярную направлению на Солнце.

При подстановке всех компонентов тепловых потоков в формулу (1) после преобразований получим

$$T_0 = \left\{\frac{Q}{\sigma}\frac{\varphi}{1-\varphi}\left[1 + \frac{n_s}{\varphi}G\left(A\varphi_к + \Phi\right) + \frac{N}{\varepsilon\varphi}\right]\right\}^{0,25}; \tag{2}$$

$$n_s = \frac{\alpha_s}{\varepsilon}; \quad G = \frac{E}{Q}; \quad \Phi = \frac{S_м}{S}; \; N = \frac{Q_4}{Q}; \; Q_4 = \frac{P_4}{S}.$$

Для сферического объекта коэффициенты облученности определяются по следующим формулам [1]:

$$\varphi = \frac{1}{2}\left(1 - \sqrt{1-\varphi_0}\right); \; \varphi_0 = \left(\frac{R}{R+h}\right)^2; \; \varphi_к = (1-\delta)\varphi\cos\gamma_s; \; \delta = 0,25\sqrt{\frac{H}{30}}; \; H = h\cdot 10^{-3}, \tag{3}$$

где φ_0 — коэффициент облученности Землей горизонтально ориентированной площадки в плоскости местного горизонта; R = 6371 км — радиус Земли; h — высота орбиты; γ_s — угол между направлением на Солнце и направлением на объект с вершиной в центре Земли, в рамках принятых допущений $\gamma_s = 0$.

Так как объект попеременно либо нагревается Солнцем (тогда G = 5,72, но N = 0), либо в тени Земли подогревается внутренним источником (тогда G = 0 и $N \neq 0$), то условие постоянства температуры задается равенством второго слагаемого третьему в квадратных скобках в уравнении (2). Отсюда следует

$$N = \alpha_s G(A\varphi_к + \Phi). \tag{4}$$

Подставив в уравнение (4) G = 5,72 и A = 0,3, получим

$$N = 5,72\alpha_s\,(0,3\varphi_к + \Phi). \tag{5}$$

Для сферического и цилиндрического объектов величина Φ равна соответственно

$$\Phi_{сф} = 0,25, \quad \Phi_ц = [\pi(1+m)]^{-1}; \; m = r/L, \tag{6}$$

где r — радиус цилиндра, L — его длина.

Тогда для сферического объекта формула (5) примет вид

$$N = \alpha_s\,(1{,}716\varphi_к + 1{,}43), \tag{7}$$

а для цилиндрического —

$$N = \alpha_s\,[1{,}716\varphi_к + 1{,}82(1+m)^{-1}]. \tag{8}$$

Последние слагаемые в скобках соотношений (7) и (8) равны друг другу при m = 0,27, т.е. при L/r = 3,7, или при отношении длины цилиндра к его диаметру d, равном L/d = 1,85. Таким образом, при $m \approx 0{,}25$ второе слагаемое в уравнении (8), равное 1,456, близко ко второму слагаемому в формуле (7). Поэтому при $L/d \approx 2$ цилиндр практически эквивалентен сфере и для него также можно использовать формулу (7). При h = 600 км вычисленное по формуле (3) значение коэффициента $\varphi_к$ для сферы равно 0,286. Подставив это значение в формулу (7), получим

$$N = 1{,}72\alpha_s. \tag{9}$$

Для случая нахождения объекта в тени Земли (G = 0) согласно уравнению (2) получим выражение

$$T_0 = \left[\frac{Q}{\sigma}\frac{\varphi}{1-\varphi}\left(1+\frac{N}{\varepsilon\varphi}\right)\right]^{0,25}, \tag{10}$$

подставив в которое формулу (9), имеем

$$T_0 = \left[42{,}15\frac{\varphi}{1-\varphi}\left(1+1{,}72\frac{n_s}{\varphi}\right)\right]^{0,25} = 254{,}8\left(\frac{\varphi}{1-\varphi}+1{,}72\frac{n_s}{1-\varphi}\right)^{0,25} \tag{11}$$

Задавая средний уровень рабочей температуры T_0 = 290 К, получим уравнение

$$\frac{\varphi}{1-\varphi}+1{,}72\frac{n_s}{1-\varphi} = \left(\frac{290}{254{,}8}\right)^4 = 1{,}678, \tag{12}$$

исходя из которого можно определить требуемую величину n_s, описывающую связь между коэффициентом поглощения солнечного излучения и степенью черноты, в зависимости от высоты орбиты, определяемой коэффициентом φ. На высоте h = 600 км φ = 0,297, тогда

$$0{,}297 + 1{,}72\,n_s = 1{,}1796; \quad n_s = 0{,}513; \quad \alpha_s = 0{,}513\varepsilon. \tag{13}$$

Подставив значения (13) в формулу (9), получим

$$N = 0{,}882\varepsilon \text{ или } Q_4 = 211\varepsilon. \tag{14}$$

Предположим, что на борту КА имеется запас тепловой мощности Q_4 = 100 Вт/м^2, тогда

$$N = 100/239 = 0{,}4184. \tag{15}$$

Согласно уравнениям (14) и (15) требуемая степень черноты поверхности объекта

$$\varepsilon = 0{,}4184/0{,}882 = 0{,}474, \tag{16}$$

а исходя из уравнений (13) и (16) можно определить требование к величине α_s:

$$\alpha_s = 0{,}474\cdot 0{,}513 = 0{,}243.$$

Предположим, что можно подобрать следующие параметры покрытия поверхности КА:

1) ε = 0,5 и α_s = 0,22, тогда согласно (11) T_0 = 281,9 К;

2) в случае ε = 0,5 и α_s = 0,3 получим T_0 = 298,8 К; если необходимо поддерживать температуру объекта с точностью ±10 К, то один из вариантов сочетания параметров, обеспечивающих заданный тепловой режим, описывается следующими условиями: Q_4 = 100 Вт/м^2, ε = 0,5, 0,22≤ α_s ≤0,3; если принять ε = 1, то из уравнений (13) и (14) следует: α_s = 0,513, Q_4 = 211 Вт/м^2, при таком сочетании параметров T_0 = 290 К.

Рассмотренные варианты обеспечения теплового режима объекта неравноценны, поскольку при втором варианте требуется вдвое больше мощности внутренних источников тепловыделений, но обеспечивается практически точное поддержание температурного уровня.

Результаты расчетов при $\varepsilon = 1$ для сферического объекта обобщены на рис. 1 и 2. На рис. 1 представлена зависимость $T_0(n_s)$ для освещенного участка траектории (N=0) при разных значениях h, а на рис. 2 — аналогичная зависимость $T_0(N)$, но в тени Земли (G=0).

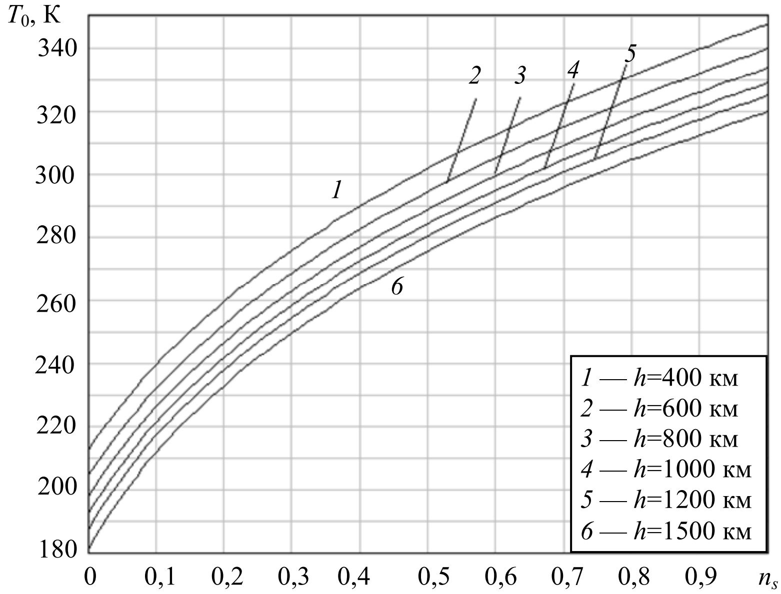

Рис. 1

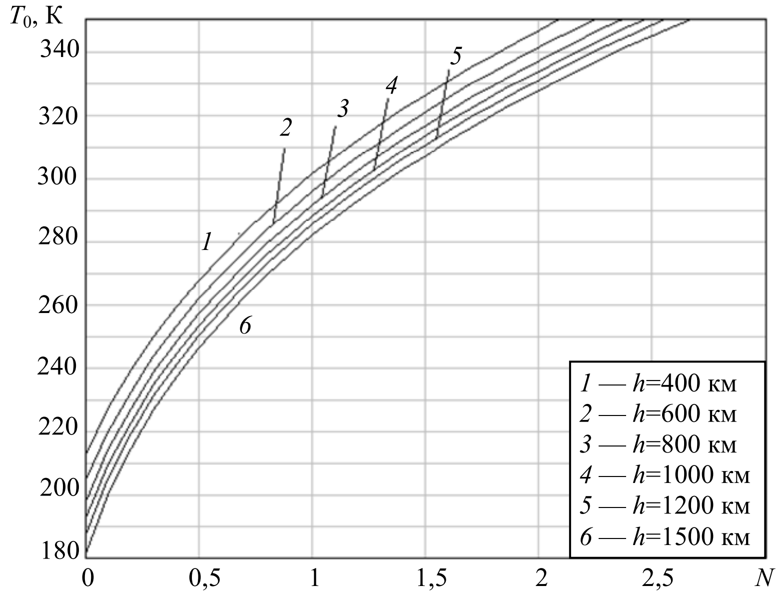

Рис. 2

Анализ представленных графиков позволяет, задаваясь рабочей температурой объекта, вычислить диапазон изменения его определяющих параметров для компенсации потери мощности солнечного излучения на теневом участке траектории. Основными определяющими параметрами являются: мощность Q_4 внутренних источников тепловыделений, степень черноты ε и коэффициент α_s поглощения солнечного излучения поверхностью объекта. Как видно из графиков, изменение высоты орбиты в диапазоне от 400 до 1500 км приводит к изменению требуемых при T_0 = 290 К значений n_s (от 0,4 до 0,64) и N (от 0,7 до 1,2).

Уменьшение мощности внутренних тепловыделений может быть достигнуто за счет уменьшения степени черноты, но это потребует соответствующего уменьшения коэффициента поглощения солнечного излучения.

При расчете цилиндрического объекта необходимо использовать эффективный коэффициент облученности [1] с учетом облученности цилиндрической и двух торцевых поверхностей:

$$\varphi_{\text{ц}} = \frac{\varphi_b + 2n\varphi_{\text{инт}}}{1+2n}; \quad n = \frac{L}{d},$$

где φ_b — коэффициент облученности торцевых поверхностей цилиндра, ось которого лежит в плоскости местного горизонта; $\varphi_{\text{инт}}$ — интегральный коэффициент облученности цилиндрической поверхности.

Коэффициент φ_b определяется по известной формуле [3], при этом φ_b может быть выражен через коэффициент φ_0 [1]:

$$\varphi_b = \frac{1}{\pi}\left(\arcsin\sqrt{\varphi_0} - \sqrt{\varphi_0}\cdot\sqrt{1-\varphi_0}\right).$$

Коэффициент $\varphi_{\text{инт}}$ определяется интегрированием локального коэффициента облученности $\varphi(\psi)$ по угловой координате ψ. Учитывая громоздкий вид выражения для коэффициента $\varphi(\psi)$ [1, 3], целесообразно найти аппроксимационные зависимости $\varphi_{\text{инт}}(h)$. Такие зависимости были получены в виде полиномов.

Для $100 \le h \le 40\,000$ км получены аппроксимации полиномами вида

$$\varphi_{\text{инт}} = a_0 + a_1 H, \quad H = h\cdot 10^{-3};$$

$$\varphi_{\text{инт}} = a_0 + a_1 z + a_2 z^2 + a_3 z^3 + a_4 z^4, \quad z = h\cdot 10^{-4};$$

$$\varphi_{\text{инт}} = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4, \quad x = h\cdot 10^{-5}.$$

Коэффициенты аппроксимации для разных значений относительной высоты орбиты $h_{\text{отн}}$ представлены в таблице.

$h_{\text{отн}}$		a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	Максимальная погрешность	
							δ,%	при H
H	0,1—1	0,36	–0,1	—	—	—	0,8	1
z	1—5	0,3628	–1,244	2,715	–3,51	1,965	–0,25	5
	5—10	0,2352	–0,33826	0,105515	0,12424	–0,077466	0,2	10
	10—15	0,1395	–0,1244	0,03356	0	0	+0,45; –0,35	10; 13,5; 15
	15—20	0,09745	–0,06577	0,01321	0	0	–0,4	20
x	20—40	0,056955	–0,22692	–0,06797	1,6253	–2,0859	1,5	40
	35—40	0,035634	–0,12333	0,1233	0	0	–0,2	40

Использование полученных аппроксимационных зависимостей позволяет проводить расчеты для цилиндрического объекта аналогично проведению расчетов для сферического.

Полученные аналитические формулы и данные по коэффициентам облученности обеспечивают возможность быстрых оценок требований к определяющим параметрам, позволяющим поддерживать заданный рабочий диапазон температур объектов сферической и цилиндрической формы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Каменев А. А., Лаповок Е. В., Ханков С. И.* Аналитические методы расчета тепловых режимов и характеристик собственного теплового излучения объектов в околоземном космическом пространстве. СПб: НТЦ им. Л. Т. Тучкова, 2006. 186 с.

2. *Trenberth K. E., Fasullo J. T., Keihl J.* Earth's global energy budget // Bull. Amer. Meteorol. Soc. 2009. Vol. 90, N 3. P. 311—323/

3. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды / Под ред. *Г. И. Петрова*. М.: Машиностроение, 1971. 382 с.

Сведения об авторах

Юлия Валерьевна Баёва — аспирант; Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, кафедра компьютерной теплофизики и энергофизического мониторинга; E-mail: yul.bayo@yandex.ru

Евгений Владимирович Лаповок — канд. техн. наук; Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, кафедра компьютерной теплофизики и энергофизического мониторинга; E-mail: leva0007@rambler.ru

Сергей Иванович Ханков — д-р техн. наук; Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, кафедра компьютерной теплофизики и энергофизического мониторинга

Рекомендована кафедрой
компьютерной теплофизики
и энергофизического мониторинга

Поступила в редакцию
29.12.12 г.