

УДК 629.78

Математическая модель системы обеспечения теплового режима с учетом точности ориентации космического аппарата

Mathematical model of the thermal control system considering spacecraft orientation accuracy

Абдурахимов / Abdurahimov A.

Алексей Александрович

(vka@mil.ru)

доктор технических наук, профессор.

ФГБВОУ ВО «Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского»

МО РФ (ВКА им. А.Ф. Можайского),

профессор кафедры космических аппаратов и средств межорбитальной транспортировки.

г. Санкт-Петербург

Петров / Petrov A.

Артем Александрович

(petrov_ar@itain.ru)

ЗАО «Институт телекоммуникаций»,

начальник НИО-1.

г. Санкт-Петербург

Матвеев / Matveev G.

Глеб Алексеевич

(vka@mil.ru)

ВКА им. А.Ф. Можайского,

адъюнкт кафедры космических аппаратов и средств межорбитальной транспортировки.

г. Санкт-Петербург

Ключевые слова: космический аппарат – spacecraft; космический мусор – space debris; система обеспечения теплового режима – thermal control system; система ориентации – orientation system; математическая модель – mathematical model.

В статье предложен подход к комплексному учету результатов воздействия неблагоприятных факторов космического пространства на космический аппарат как сложную техническую систему. Представлена математическая модель функционирования системы обеспечения теплового режима с учетом влияния изменения внешних тепловых потоков на радиационном теплообменнике вследствие нарушения нормального функционирования системы управления движением космического аппарата. Приведены результаты моделирования и анализ влияния повреждения терморегулирующих покрытий и датчиков системы управления движением на работоспособность системы обеспечения теплового режима с учетом взаимовлияния нарушения функционирования бортовых систем космического аппарата.

The article proposes an approach to the integrated accounting of the effects of adverse factors of outer space on a spacecraft as a complex technical system. A mathematical model of the functioning of the thermal management system is presented, taking into account the influence of changes in external heat fluxes on the radiation heat exchanger due to disruption of the normal functioning of the spacecraft motion control system. The results of modeling and analysis of the effect of damage to the thermoregulating coatings and sensors of the motion control system on the performance of the thermal management system are presented, taking into account the mutual influence of the malfunction of the onboard systems of the spacecraft.

Введение

Постоянный рост объема задач, решаемых с использованием космического пространства, приводит к необходимости увеличения сроков активного функционирования космических средств (КСр) предназначенных для решения задач в околоземном космическом

пространстве (ОКП) [9]. Засорение ОКП продуктами человеческой деятельности в космосе приводит к необходимости решения задачи определения результатов воздействия микрочастиц космического мусора (КсМ) на космический аппарат (КА).

КА является сложной системой, все элементы которой тесно взаимосвязаны друг с другом. Поэтому

для определения работоспособности КА недостаточно знания результатов повреждения отдельных элементов систем КА и работоспособности отдельных систем, содержащих поврежденные элементы. Оценивание работоспособности КА необходимо осуществлять с учетом взаимовлияния изменения параметров функционирования систем и других элементов КА в результате повреждения их наружных элементов микро-частицами КсМ. Подобное оценивание возможно с использованием подхода, предложенного в работе [1].

В ряду взаимозависимости функционирования элементов и систем КА важное место занимает влияние работы системы ориентации (СО) КА на работу системы обеспечения теплового режима (СОТР) КА [2]. В частности, влияние точности ориентации КА на внешние тепловые потоки, воспринимаемые радиационным теплообменниками (РТО) СОТР.

Структура математической модели системы обеспечения теплового режима космического аппарата

Для моделирования СОТР в целях определения результатов воздействия обычно используют следующую математическую модель элемента СОТР [3]:

$$c_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i(\tau) + \sum_{i \neq j} a_{ij}(T_j - T_i) + \sum_{i \neq j} b_{ij}(T_j^4 - T_i^4), \quad (1)$$

где c_i – эффективная теплоемкость i -го узла СОТР; T_i – средняя температура для i -х узлов конструкции и выходная температура для i -х жидкостных и газообразных узлов; τ – время; $Q_i(\tau)$ – внешние тепловые потоки или внутренние тепловыделения i -го узла;

a_{ij}, b_{ij} – коэффициенты, определяющие тепловые связи и лучистый теплообмен между узлами.

Все элементы СОТР можно разбить на n элементов радиационной поверхности РТО СОТР, m нетеплообменивающих элементов СОТР (НТЭ) и l объектов регулирования (ОР). Если пренебречь лучистым теплообменом между НТЭ и ОР, то математическую модель СОТР можно записать в виде системы дифференциальных уравнений [3]:

$$\begin{cases} c_i \frac{dT_i}{dt} = Q_{\text{вн},i}(\tau) + \sum_{k=1}^m a_{ik}(T_k - T_i) + \sum_{r=1}^n (a_{ir}(T_r - T_i) + b_{ir}(T_r^4 - T_i^4)) + \sum_{j=1}^l a_{ij}(T_j - T_i) \\ c_k \frac{dT_k}{dt} = \sum_{i=1}^n a_{ik}(T_i - T_k) + \sum_{r=1}^m a_{rk}(T_r - T_k) + \sum_{j=1}^l a_{kj}(T_j - T_k) \\ c_j \frac{dT_j}{dt} = \sum_{r=1}^l a_{rj}(T_r - T_j) + \sum_{k=1}^m a_{jk}(T_k - T_j) + \sum_{i=1}^n a_{ji}(T_i - T_j) + Q_{\text{внутр},j}(\tau), \end{cases} \quad (2)$$

где $Q_{\text{внутр},j}(\tau)$ – внутреннее тепловыделение j -го ОР; $Q_{\text{вн},i}(\tau)$ – внешний тепловой поток i -го элемента радиационной поверхности СОТР, который на околоземных орбитах состоит из [4, 5]:

$$Q_{\text{вн},i} = Q_{si} + Q_{\text{отр},i} + Q_{zi} + Q_{\text{моли},i} + Q_{\text{рек},i} - Q_{\text{изл},i}, \quad (3)$$

где Q_{si} – поток прямого солнечного излучения, поступающего на i -й элемент:

$$Q_{si} = q_s \times A_{si} \times F_i \cos \varphi_i, \quad (4)$$

где A_{si} – коэффициент поглощения солнечного излучения поверхностью i -го элемента; $q_s = 1396 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$ – плотность солнечного излучения; F_i – площадь i -го элемента РТО; φ_i – угол между перпендикуляром к i -му элементу поверхности и направлением на Солнце.

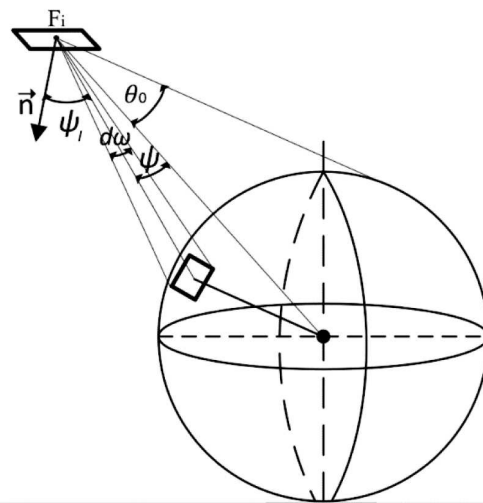


Рис. 1. Определение тепловых потоков на F_i

В современных КА часто используют РТО цилиндрической формы, для которых поток прямого солнечного излучения составит:

$$Q_s = q_s A_s \frac{F_n}{\pi} \sin \varphi_c, \quad (5)$$

где F_n – площадь цилиндрического РТО; φ_c – угол между продольной осью РТО и направлением на Солнце; Q_s – поток собственного теплового излучения Земли для i -го элемента:

$$Q_{zi} = q_3 \varepsilon_i F_i, \quad (6)$$

где ε_i – коэффициент интенсивности излучения i -го элемента РТО; q_3 – плотность собственного теплового излучения Земли, поступающего на i -й элемент РТО:

$$q_3 = \frac{1-A_3}{4} q_s \varphi_1, \quad (7)$$

где A_3 – среднее альbedo Земли; φ_1 – локальный угловой коэффициент для элемента поверхности РТО:

$$\varphi_1 = \frac{1}{\pi} \int \cos \psi_l d\omega, \quad (8)$$

где ψ_l – угол между перпендикуляром к элементу поверхности РТО и направлением на участок поверхности Земли в пределах элементарного телесного угла $d\omega$, с которого поступает излучение в соответствии с рис. 1, Ω – телесный угол обзора планеты.

Существуют аналитические зависимости для определения локального углового коэффициента [6]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi_1 = \cos \psi \sin^2 \Theta_0 \text{ при } \psi \in \left[0, \frac{\pi}{2} - \Theta_0 \right] \\ \varphi_1 = \frac{\cos \psi \sin^2 \Theta_0}{\pi} \left[\frac{\pi}{2} + \arcsin(\operatorname{ctg} \Theta_0 \operatorname{ctg} \psi) \right] + \frac{1}{\pi} \arcsin \left(\frac{\sqrt{\sin^2 \Theta_0 - \cos^2 \psi}}{\sin \psi} \right) - \\ - \frac{1}{\pi} \cos \Theta_0 \sqrt{\sin^2 \Theta_0 - \cos^2 \psi} \text{ при } \psi \in \left[\frac{\pi}{2} - \Theta_0, \frac{\pi}{2} + \Theta_0 \right] \\ \varphi_1 = 0 \text{ при } \psi \in \left[\frac{\pi}{2} + \Theta_0, \pi \right] \end{array} \right.,$$

где Θ_0 – угол между направлением на центр Земли и касательной к поверхности, проведенной из центра рассматриваемого элемента РТО в соответствии с рис. 1; ψ – угол между нормалью элемента поверхности РТО и направлением на центр Земли.

Для определения потока собственного теплового излучения Земли на цилиндрический элемент РТО необходимо проинтегрировать локальный угловой коэффициент по поверхности элемента РТО:

$$\varphi_1 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \varphi d\alpha, \quad (10)$$

где для вычисления φ_1 в подынтегральном выражении:

$$\psi = \arccos \left(\cos \alpha \sin \psi_{\Pi} \right), \quad (11)$$

где ψ_{Π} – угол между продольной осью цилиндра и направлением на центр Земли; α – угол между плоскостями, проходящими через продольную ось цилиндра и его нижнюю образующую и через продольную ось цилиндра и рассматриваемый участок поверхности цилиндрического элемента РТО в соответствии с рис. 2.

$Q_{\text{отп}}$ – поток солнечного излучения, отраженного от поверхности Земли, поступающий на i -й элемент РТО:

$$Q_{\text{отп}} = A_s q_{\text{отп}} F_i, \quad (12)$$

где $q_{\text{отп}}$ – плотность теплового потока солнечного излучения, отраженного поверхностью Земли для i -го элемента РТО:

$$q_{\text{отп}} = A_s q_s \varphi_2, \quad (13)$$

где φ_2 – локальный комбинированный угловой коэффициент:

$$\varphi_2 = \frac{1}{\pi} \int_{\Omega_s} \cos \psi_l \cos \psi_s d\omega, \quad (14)$$

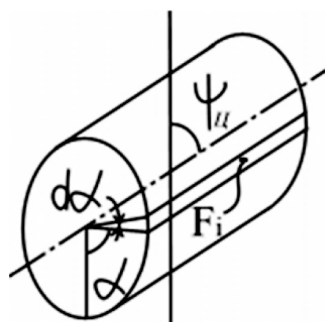


Рис. 2. Определение тепловых потоков на F_{iy}

где ψ_s – угол между внешней нормалью элемента поверхности Земли, с которого рассматривается излучение, и направлением на Солнце;

Ω_s – телесный угол обзора Земли, в пределах которого видна освещенная часть планеты.

Существуют достаточно точные аналитические выражения для определения локального комбинированного углового коэффициента [7]:

$$\begin{aligned} \varphi_2 &= f_2^*(\Theta_0, \psi) \cos \gamma_s + f_3^*(\Theta_0, \psi) \sin \psi \sin \gamma_s \cos \delta_s; \\ f_2^*(\Theta_0, \psi) &\approx k(\Theta_0) \varphi_1(\Theta_0, \psi); \\ k(\Theta_0) &= \frac{f_2(\Theta_0)}{\sin^2 \Theta_0}; \\ f_2(\Theta_0) &= \frac{1}{4} \left(1 + \sin^2 \Theta_0 + 2 \sin^3 \Theta_0 + \frac{\cos^4 \Theta_0}{2 \sin \Theta_0} \ln \frac{1 - \sin \Theta_0}{1 + \sin \Theta_0} \right); \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} f_3(\Theta_0) &= \frac{\cos^2 \Theta_0 (3 + \sin^2 \Theta_0)}{16 \sin \Theta_0} \ln \frac{1 + \sin \Theta_0}{1 - \sin \Theta_0} - \frac{(1 - \sin \Theta_0)(3 + 3 \sin \Theta_0 + 2 \sin^2 \Theta_0)}{8}; \\ f_3^*(\Theta_0, \psi) &= \begin{cases} f_3(\Theta_0) & \text{при } 0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2} - \Theta_0 \\ \frac{\Theta_0 + \frac{\pi}{2} - \psi}{2\Theta_0} f_3(\Theta_0) & \text{при } \frac{\pi}{2} - \Theta_0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2} + \Theta_0, \end{cases} \end{aligned}$$

где γ_s – угол между направлениями из центра Земли на Солнце и на рассматриваемый элемент поверхности РТО; δ_s – угол между проекциями на плоскость местного горизонта внешней нормали элемента поверхности РТО и направления на Солнце из центра элемента поверхности РТО.

Для определения потока отраженного Землей солнечного излучения на цилиндрический элемент РТО необходимо проинтегрировать локальный комбинированный угловой коэффициент по поверхности элемента РТО:

$$\varphi_{211} = \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \varphi_2 d\alpha, \quad (16)$$

где для вычисления φ_2 в подынтегральном выражении:

$$\psi = \arccos(\cos \alpha \sin \psi_{11}), \quad (17)$$

$$\delta_s = \delta_{s11} + \arctg\left(\frac{\operatorname{tg} \alpha}{\cos \psi_{11}}\right), \quad (18)$$

где δ_{s11} – угол между проекциями на плоскость местного горизонта продольной оси цилиндрического элемента РТО и направления на Солнце из центра элемента РТО.

$Q_{\text{ин}i}$ – собственный тепловой поток i -го элемента РТО, который для РТО трубчато-ребристого типа составляет [10]:

$$Q_{\text{ин}i} = \varepsilon_i \eta_{pi} \sigma T_i^4 F_i, \quad (19)$$

где η_{pi} – коэффициент, учитывающий неравномерность температуры трубок и ребер i -го элемента РТО; σ – постоянная Стефана-Больцмана $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}^4}$.

Для решения многих задач в космосе используется ориентация КА на Землю или на Солнце [1]. Использование этого факта позволяет получить выражения для определения углов ψ_{11} , δ_{s11} , φ_c , определяющих положение продольной оси РТО, необходимых для вычисления внешних тепловых потоков для КА, имеющих РТО цилиндрической формы и использующих один из перечисленных типов ориентации КА относительно центра масс.

Влияние ориентации и деградации терморегулирующих покрытий на тепловой режим космического аппарата

Для КА, ориентируемых на Солнце:

$$\psi_{11} = \arccos\left(\sin\left(\frac{\pi}{2} - \gamma_s + \varphi_z\right) \cos \varphi_r\right), \quad (20)$$

где φ_r , φ_z – углы поворота КА вокруг осей Oy , Oz связанной системы координат соответственно при ориентации оси Ox на Солнце.

$$\delta_{s11} = \arcsin\left(\frac{\sin \varphi_r}{\sin \psi_{11}}\right), \quad (21)$$

$$\varphi_c = \arccos(\cos \varphi_r \cos \varphi_z). \quad (22)$$

Для КА, ориентируемых осью Ox связанной системы координат на Землю:

$$\psi_{11} = \arccos(\cos \varphi_r \cos \varphi_z), \quad (23)$$

$$\delta_{s11} = \arctg\left(\frac{\sin \varphi_r}{\operatorname{tg} \varphi_z}\right), \quad (24)$$

$$\varphi_c = \arccos(\cos(\gamma_s + \varphi_z) \cos \varphi_r). \quad (25)$$

Как показывает анализ КА как объекта воздействия КсМ [1], при длительной эксплуатации орбитальных КСр под воздействием факторов ОКП происходит постепенная деградация свойств наружных поверхностей внешних элементов систем КА.

Результатом воздействия КсМ на РТО СОТР является изменение оптических характеристик ТРП РТО. Исследования показали [8], что изменение оптических характеристик ТРП за время эксплуатации КА происходит от их номинальных до некоторых предельных значений, характерных для каждого ТРП и материала РТО. Для индикации степени повреждения ТРП используют коэффициент деградации оптических характеристик ТРП РТО [8]. При этом степень деградации коэффициента поглощения солнечного излучения в результате воздействия высокоскоростных мелкодисперсных частиц совпадает со

степенью деградации коэффициента интенсивности излучения [8,10]:

$$k_{\text{ТРИ}} = \frac{A_s - A_{s0}}{A_{\text{сип}} - A_{s0}} = \frac{\varepsilon - \varepsilon_0}{\varepsilon_{\text{ип}} - \varepsilon_0}, \quad (26)$$

где A_s, ε – текущие значения оптических характеристик ТРИ, соответствующие коэффициенту деградации $k_{\text{ТРИ}}$; A_{s0}, ε_0 – значения соответственно коэффициента поглощения солнечного излучения и коэффициента интенсивности излучения неповрежденного ТРИ; $A_{\text{сип}}, \varepsilon_{\text{ип}}$ – предельные значения оптических характеристик ТРИ.

Тогда выражения для определения оптических характеристик ТРИ при определенном значении коэффициента деградации:

$$A_s = A_{s0} + (A_{\text{сип}} - A_{s0})k_{\text{ТРИ}}, \quad (27)$$

$$\varepsilon_s = \varepsilon_{s0} + (\varepsilon_{\text{сип}} - \varepsilon_{s0})k_{\text{ТРИ}}. \quad (28)$$

Следствием изменения оптических характеристик ТРИ является изменение внешних тепловых потоков, поступающих или излученных поверхностью РТО, которое способно существенно повлиять на тепловой режим КА. СОТР считается работоспособной при выполнении условия:

$$T_j \in \{\hat{T}_j^{\text{н}}\} \text{ при } j=1(1)l, \quad (29)$$

где $\{\hat{T}_j^{\text{н}}\}$ – случайный диапазон температур j -го ОР, при которых последний сохраняет свою работоспособность.

Исследование зависимости вероятности нахождения системы обеспечения теплового режима космического аппарата в работоспособном состоянии от коэффициента деградации терморегулирующих покрытий и точности ориентации космического аппарата

Изменение характеристик оптических датчиков СО в результате воздействия частиц КсМ на рабочие или защитные поверхности датчиков способно повлечь за собой ухудшение точности ориентации КА по одному или нескольким каналам, которое приводит к изменению внешних тепловых потоков, поступающих на РТО КА. На рис. 3, на котором изображена зависимость вероятности нахождения СОТР в работоспособном состоянии от коэффициента деградации ТРИ РТО СОТР и точности ориентации КА по оси Oz при нормальной точности ориентации КА по другим осям и направлении оси Ox на Землю, показано, что такое изменение теплового режима оказывает существенное влияние на работоспособность СОТР.

На рис. 4–7 приведены результаты расчета вероятности работоспособного состояния СОТР, осуществленных с помощью полученной математической модели СОТР КА с учетом точности ориентации. Расчеты проводились на примере КА связи, имеющих цилиндрические РТО и ориентацию на Солнце или Землю.

На рис. 4 изображена зависимость вероятности нахождения СОТР в работоспособном состоянии от коэффициента деградации ТРИ РТО и точности ориентации КА при направлении оси Ox на Землю. Линии на графиках объединяют точки с равной вероятностью. Пунктиром обозначены результаты расчетов для

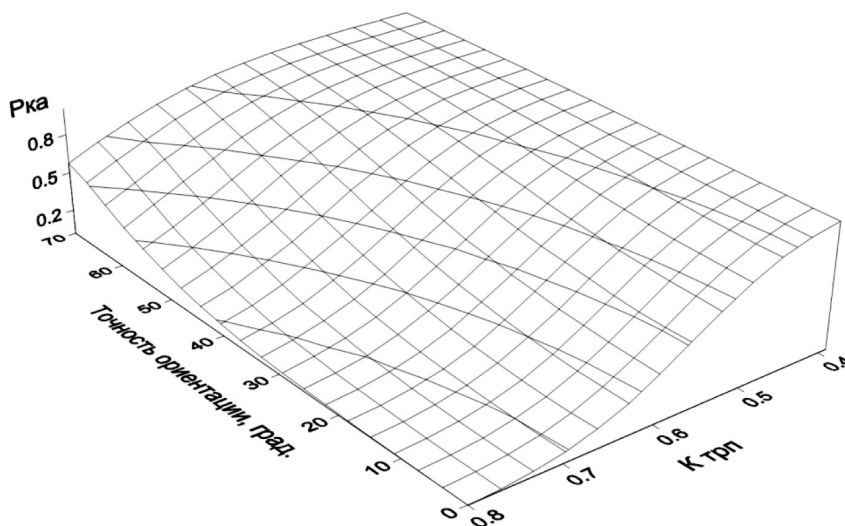


Рис. 3. Вероятность безотказной работы СОТР

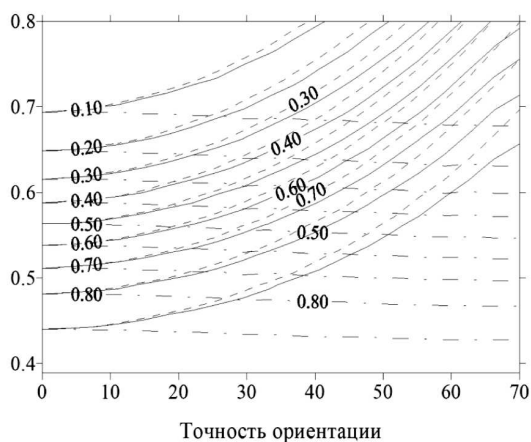


Рис.4. Зависимость вероятности нахождения СОТР в работоспособном состоянии от коэффициента деградации ТРП РТО и точности ориентации КА при направлении оси Ox на Землю

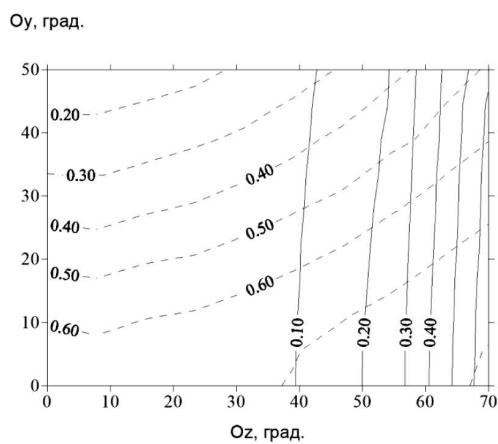


Рис. 5. Зависимость вероятности нахождения СОТР в работоспособном состоянии от точности ориентации по каналам тангажа и крена при ориентации КА на Землю и постоянной степени повреждения ТРП

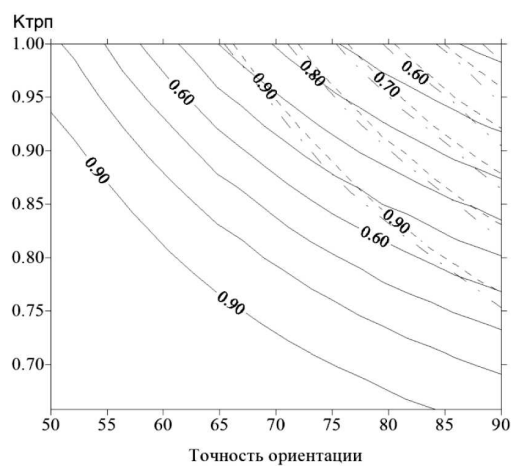


Рис. 6. Зависимость вероятности нахождения СОТР в работоспособном состоянии от коэффициента деградации ТРП РТО СОТР и точности ориентации КА при направлении оси Ox на Солнце

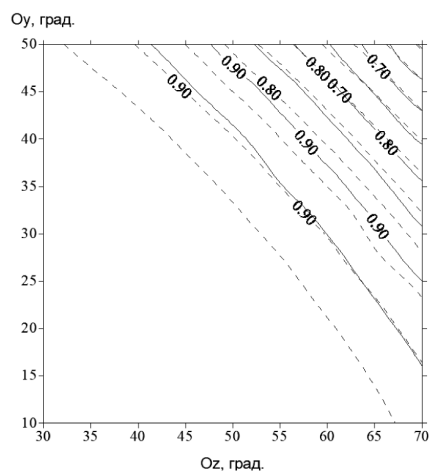


Рис. 7. Зависимость вероятности нахождения СОТР в работоспособном состоянии от точности ориентации по каналам тангажа и рысканья при ориентации КА на Солнце и постоянной степени повреждения ТРП РТО

случая нарушения точности ориентации по каналу тангажа, при этом точность ориентации по другим каналам считалась нормальной. Штрихпунктирной линией – для случая нарушения точности ориентации по крену. Сплошной – для случая нарушения точности ориентации по каналам тангажа и крена. Результаты расчетов показывают, что при увеличении отклонений КА от заданного углового положения по тангажу при той же степени повреждения ТРП РТО исправное состояние СОТР становится более вероятным, что связано с уменьшением теплового потока прямого солнечного излучения, поступающего на РТО КА в пиковые моменты, когда ось Ox связанной системы координат расположена перпендикулярно потоку солнечного излучения. Однако при отклонении КА по крену надежность работы СОТР снижается. Поэтому при отклонении КА по двум каналам работа СОТР с ростом отклонений становится менее надежной, чем при нарушении работы лишь одного канала, но сохраняется тенденция повышения вероятности нахождения КА в работоспособном состоянии с ростом отклонений от заданного углового положения. Это связано с тем, что при увеличении отклонений по обоим каналам возрастают тепловые потоки собственного излучения Земли и отраженного от Земли солнечного излучения, то есть потоки, поступающие на РТО СОТР со стороны Земли, но при наличии отклонений по тангажу снижение потока прямого солнечного излучения значительно превышает увеличение тепловых потоков со стороны Земли, а при отклонении по крену снижение потока солнечного излучения на наиболее напряженных участках орбиты крайне незначительно.

Сделанные предположения подтверждают результаты вычислений, представленные на рис. 5, на котором изображена зависимость вероятности нахождения СОТР в работоспособном состоянии от точности ориентации по каналам тангажа и крена при ориентации КА на Землю и постоянной степени повреждения ТРП РТО $k_{\text{ТРИ}}=0.8$. Сплошной линией изображены результаты расчета для КА, функционирующего на геостационарной орбите. Пунктирной – для того же КА, но на круговой орбите высотой 3000 км. Из приведенных зависимостей следует, что при уменьшении высоты орбиты растет степень влияния изменения точности ориентации по крену на тепловой режим КА, что, по-видимому, связано со значительным изменением тепловых потоков, поступающих со стороны Земли на КА, при изменении высоты орбиты, в то время, как поток прямого солнечного излучения остается неизменным. В то же время при уменьшении высоты орбиты КА влияние изменения точности ориентации по тангажу перестает быть однозначным, так как при небольших углах отклонения рост тепловых потоков со стороны Земли оказывается более существенным, чем снижение потока прямого солнечного излучения.

На рис. 6 изображена зависимость вероятности

нахождения СОТР в работоспособном состоянии от коэффициента деградации ТРП РТО СОТР и точности ориентации КА при направлении оси Ox на Солнце. Пунктиром обозначены результаты расчетов для случая нарушения точности ориентации по каналу тангажа, при этом точность ориентации по другим каналам считалась нормальной. Штрихпунктирной линией – для случая нарушения точности ориентации по рысканью. Сплошной – для случая нарушения точности ориентации одновременно по обоим каналам. Результаты расчетов показывают, что при ориентации КА на Солнце СОТР гораздо менее чувствительна к повреждению ТРП РТО частицами КсМ, поскольку при такой ориентации практически отсутствует тепловой поток прямого солнечного излучения на РТО СОТР, составляющий обычно основную часть внешнего теплового потока. Тем не менее, при увеличении отклонений КА от заданного углового положения при той же степени повреждения ТРП РТО вероятность выхода СОТР из строя растет, основной причиной этого является рост потока прямого солнечного излучения. Это объясняет и то, что отклонения по двум углам одновременно влияют на работу СОТР более существенно, чем по любому одному из них. Кроме того, на вероятность исправного состояния СОТР влияет и изменение теплового потока со стороны Земли. Этим объясняется отличие влияния отклонения по углу рысканья от влияния отклонения по углу тангажа на вероятность работоспособного состояния СОТР, так как на участках орбиты, где продольная ось цилиндрического РТО перпендикулярна направлению на центр Земли, рост отклонений по углу тангажа ведет к снижению тепловых потоков со стороны Земли, которые на этих участках максимальны. Поэтому при нарушении точности ориентации по каналу тангажа вероятность работоспособного состояния СОТР несколько выше, чем при тех же отклонениях по рысканью.

На рис. 7 изображена зависимость вероятности нахождения СОТР в работоспособном состоянии от точности ориентации по каналам тангажа и рысканья при ориентации КА на Солнце и постоянной степени повреждения ТРП РТО $k_{\text{ТРИ}}=0.8$. Сплошной линией изображены результаты расчета для КА, функционирующего на геостационарной орбите. Пунктирной – для того же КА, но на круговой орбите высотой 3000 км. Приведенные зависимости подтверждают сделанные выводы о большей степени влияния точности ориентации по углу рысканья на работоспособность СОТР. Кроме того, с уменьшением высоты орбиты КА, наряду с увеличением вероятности выхода СОТР из строя, неравномерность влияния нарушения ориентации по разным каналам проявляется сильнее, что связано с увеличением роли тепловых потоков, поступающих на РТО СОТР со стороны Земли, в формировании теплового режима КА.

Заключение

Результаты проведенных расчетов, полученных с использованием приведенной математической модели СОТР КА с учетом точности ориентации, доказывают существование влияния нарушения точности ориентации на работу СОТР КА и необходимость осуществления комплексного оценивания результатов воздействия микрочастиц КсМ на КА, в частности, учета повреждения СО при оценивании результатов воздействия КсМ на СОТР.

Литература

1. Обобщенная математическая модель процесса функционирования бортового обеспечивающего комплекса космического аппарата в условиях техногенного загрязнения околоземного космического пространства / А.А. Абдурахимов, П.С. Гончаров, А.М. Денисов, А.В. Кухтин // Труды ВКА имени А.Ф. Можайского. – 2020. – № 675. – С. 182–194.
2. Кухтин, А.В. Практические рекомендации по разработке системы обеспечения теплового режима космического аппарата / А.В. Кухтин, А.М. Денисов, Т.Ю. Девяткина // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2018. – № 11. – С. 113–123.
3. Абдурахимов, А.А. Модель функционирования системы обеспечения теплового режима герметичного космического аппарата в условиях деградации терморегулирующих покрытий внешних элементов / А.А. Абдурахимов, Г.А. Матвеев // Труды ВКА имени А.Ф. Можайского. – 2025. – № 696. – С. 227–236.
4. Система обеспечения теплового режима космического аппарата / В.Д. Атамасов, В.И. Ермолаев, И.О. Кукушкин, А.В. Пилецкий. – МО РФ, 2003. – 242 с.
5. Павлов, А.Н. Методика оценивания структурно-функциональной живучести бортовых систем малых космических аппаратов в условиях возникновения нерасчетных полетных ситуаций / А.Н. Павлов, А.А. Слинько, В.Н. Воротягин // Информатика и Космос. – 2019. – № 2. – С. 139–147.
6. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды / под ред. Г.И. Петрова. – Москва : Машиностроение, 1971. – 380 с.
7. К вопросу управления излучательной способностью покрытий при создании систем обеспечения теплового режима космических аппаратов / А.В. Киселев, А.В. Гусев, К.А. Маилян [и др.] // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2024. – № 3 (65). – С. 36–42.
8. Шатров, А.К. Обеспечение теплового режима конструкции космического аппарата / А.К. Шатров, О.И. Рабецкая, Е.Н. Фисенко // Сибирский аэрокосмический журнал. – 2023. – Т. 24, № 3. – С. 550–557.
9. Басов, А.А. Радиационный теплообменник двухфазного обеспечения теплового режима космического аппарата. Численное моделирование теплопередающего элемента / А.А. Басов, М.А. Лексин, Ю.М. Прохоров // Тепловые процессы в технике. – 2018. – № 3-4. – С. 125–133.
10. Развитие методологии управления деятельностью по созданию космических средств / Ю.Н. Макаров,

В.А. Соколов, В.С. Кисиленко, С.С. Комарчев // Информатика и Космос. – 2024. – № 3. – С. 131–146.