

УДК 629.782

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Купцов В. В., Волощев В. В.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Зачастую увеличение точности запрашиваемых характеристик космического аппарата (КА) ведёт к увеличению массовых, габаритных и энергетических параметров бортовых приборов и систем. В условиях постоянно возрастающей мощности бортовой аппаратуры и необходимости уменьшения её объема и массы, обеспечение работы КА возможно только за счёт увеличения эффективности систем терморегулирования.

Если провести анализ, то наружная поверхность КА в околоземном пространстве на освещённой стороне испытывает значительное тепловое воздействие от Солнца. С другой стороны, КА сам излучает тепловую энергию в пространство и на теневых участках начинает охлаждаться. В результате этого для незащищённой поверхности (например, из стали) температура может колебаться от -150°C до $+150^{\circ}\text{C}$ (рис. 1).

На рисунке 1 $Q_{солн}$ ($Q_{солн}$) – мощность теплового излучения от Солнца, Вт; $Q_{отр}$ ($Q_{отр}$) – мощность теплового потока солнечной энергии, отражённой от Земли, Вт; $Q_{пл}$ ($Q_{пл}$) – мощность теплового потока собственного излучения Земли, Вт; $Q_{КА}$ – мощность теплового потока от внутренних бортовых систем КА, Вт, $T_{нов}$ – температура поверхности КА.

Поэтому для возможности управления температурами бортовых систем КА система обеспечения теплового режима (СОТР) КА включает следующие компоненты: термозащитное покрытие поверхности КА, систему терморегулирования внутри КА.

На рисунке 2 схематично показано устройство системы обеспечения теплового режима КА. Система терморегулирования внутри КА создается таким образом, чтобы собирать избыточное тепло от бортовых приборов и излучать его в космическое пространство через специальный участок поверхности, который называется - радиационный теплообменник (РТО) или радиатор охлаждения (рис. 2). Результатом работы системы терморегулирования является поддержание температуры бортовых систем в требуемом диапазоне, к примеру от 0°C до 40°C .

В процессе исследований был разработан алгоритм расчёта изменения температуры поверхности радиационного теплообменника за исследуемый интервал времени.

Уравнение теплового баланса КА в околоземном космическом пространстве в общем виде запишется в виде выражения (1), при решении которого можно рассчитать требуемые проектные характеристики элементов системы обеспечения теплового режима КА.

$$\sum_{i=1}^n \left(c_i \cdot m_i \cdot \frac{dT_i}{dt} \right) = A_s \cdot (Q_{солн}(t) + Q_{отр}(t)) + \varepsilon_w^{zash} \cdot Q_{пл}(t) + \sum_{i=1}^n N_i(t) - S_{RTO} \cdot \varepsilon_w^{RTO} \cdot \sigma \cdot T_{RTO}^4(t), \quad (1)$$

где n – общее количество бортовых приборов и элементов конструкции КА; i – номер этого бортового прибора или элемента конструкции; c_i – удельная теплоёмкость i -го прибора или элемента конструкции; m_i – масса i -го прибора или элемента конструкции;

$\frac{dT_i}{dt}$ – изменение температуры i -го прибора или элемента конструкции в единицу времени; ε_w^{zash} – степень черноты термозащитного покрытия поверхности КА; ε_w^{RTO} – степень черноты поверхности радиационного теплообменника; $\sum_{i=1}^n N_i(t)$ – суммарная мощность энергопотребления бортовых приборов КА в текущий момент времени t .

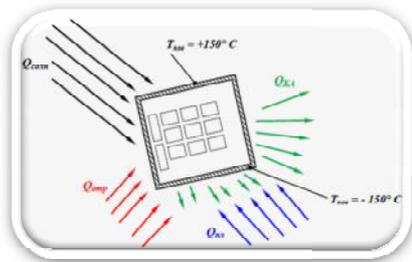


Рис. 1. Тепловые потоки и температуры поверхности КА

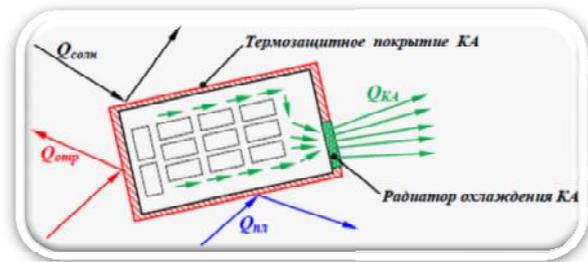


Рис. 2. Упрощённая схема СОТР КА

В рамках исследовательской работы было разработано программное обеспечение для расчёта изменения температуры РТО за исследуемый интервал времени.

Осуществляя численное интегрирование дифференциального уравнения (1), получаем результаты в виде графиков, отображающих циклограмму зависимости изменения температуры с течением времени (рисунки 3-5).

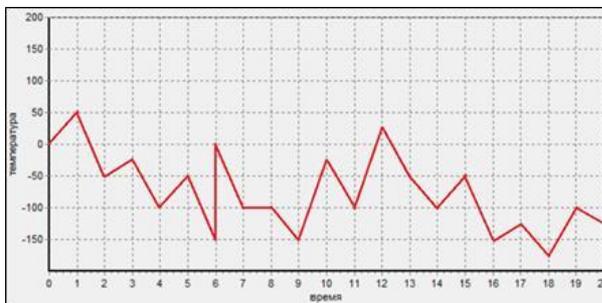


Рис. 3. Излишняя площадь РТО

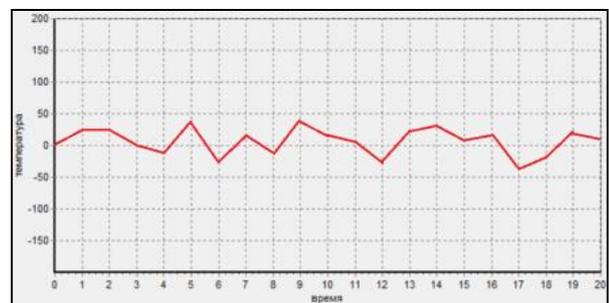


Рис. 4. Недостаточная площадь РТО

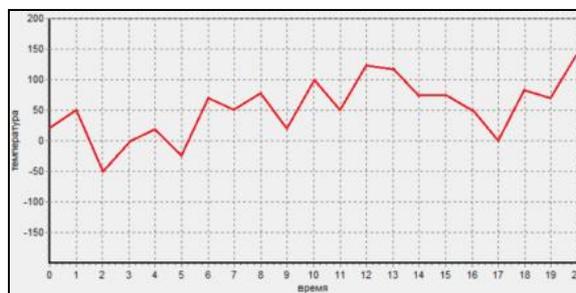


Рис. 5. Оптимальная площадь РТО

При анализе построенных циклограмм колебания температуры поверхности РТО возможен выбор его площади. Площадь РТО выбирается таким образом, чтобы на заданном интервале времени колебания температуры не выходили за допустимые пределы.

К примеру, если площадь РТО больше, чем требуется (рисунок 3), то излучаемый РТО тепловой поток будет больше, чем тепловой поток, производимый бортовыми системами. Следовательно, температура как РТО, так и бортовых систем начнёт уменьшаться. Аналогично, если площадь РТО меньше, чем требуется (рисунок 4), то температура начнёт расти. При оптимальной подобранной площади РТО (рисунок 5) средняя температура бортовых систем будет колебаться в допустимых пределах.

На данном этапе исследования используются упрощённые математические модели, описывающие тепловые процессы на борту КА. В дальнейших исследованиях планируется усложнение математических моделей с целью возможности расчёта распределения температур по бортовым системам в процессе функционирования КА.