

УДК 62-533.65

Определение оптимальных параметров экранно-вакуумной теплоизоляции многомодульного малогабаритного космического аппарата

Айхлер Артём Александрович^(*)

a_artem2005@mail.ru

Белов Глеб Витальевич

gbelov@yandex.ru

SPIN-код: 1549-1060

Колчина Агата Алексеевна

agatakolchins@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрено изменение усредненной температуры элементов многомодульного малогабаритного космического аппарата с течением времени при движении по круговой околоземной орбите под действием внешнего солнечного излучения. Сформирована математическая модель для определения лучистого теплообмена с окружающей средой и теплообмена между элементами космического аппарата, а также для численного определения изменения температурного режима с течением времени. Посредством математического моделирования произведен расчет оптимальных оптических параметров и числа слоев экранно-вакуумной теплоизоляции двигательного блока малогабаритного спускаемого аппарата «Зарянка».

Ключевые слова: экранно-вакуумная теплоизоляция, температурный режим, системы обеспечения температурного режима, малогабаритные космические аппараты, лучистый теплообмен

Введение. При работе космического аппарата (КА) на орбите немаловажно обеспечить необходимый для различных узлов и систем температурный режим [1]. При этом для предотвращения перегрева или переохлаждения КА в целом необходимо обеспечить требуемый теплоотвод от внутренних элементов космического аппарата, который характеризуется оптическими параметрами поверхности аппарата и теплопроводящими свойствами [2], в частности для экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) — числом слоев. В рамках работы получена математическая модель, определяющая величину поглощаемой и излучаемой с поверхности КА теплоты, процесс теплообмена между теплоизоляцией (ТЗП) и внутренней частью КА в зависимости от свойств теплоизоляции и усредненные значения температур аппарата и теплоизолирующих элементов.

Методы и материалы; результаты. Величина теплового потока на КА характеризуется коэффициентом поглощения α , плотностью теплового потока W и проекцией по направлению на источник излучения S^{np} [2]:

$$\Phi = \alpha W S^{\text{np}}. \quad (1)$$

КА можно представить в виде геометрических примитивов и соответствующих им аналитически определенных проекций. Объединяя и вычитая

области и определяя их итоговые площади с помощью математического пакета Wolfram Mathematica, получим с учетом (1) тепловой поток на КА с различными оптическими параметрами поверхностей.

Процесс теплопередачи и изменения температуры КА описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} P - C_{CA2} \dot{T}_{CA2} - \Phi_{ДБ}^{out} + \Phi_{ДБ}^{in} - \Phi_{CA}^{out} + \Phi_{CA}^{in} - \Phi_{СП}^{out} + \Phi_{СП}^{in} = C \dot{T}_{КА}; \\ C_{CA2} \dot{T}_{CA2} + \Phi_{CA}^{out} - \Phi_{CA}^{in} = A_{CA}^{\Sigma} [\kappa/\delta]^{пр} (T_{КА} - T_{CA2}); \\ \Phi_{ДБ}^{out} - \Phi_{ДБ}^{in} = \frac{\varepsilon_{ДБ}^{пр} \sigma A_{ДБ}^{\Sigma}}{n} (T_{КА}^4 - T_{ДБ}^4); \\ \Phi_{CA}^{out} - \Phi_{CA}^{in} = \frac{\varepsilon_{CA}^{пр} \sigma A_{CA}^{\Sigma}}{n} (T_{CA2}^4 - T_{CA1}^4), \end{cases}$$

где T — температура; A — площадь поверхности; C — теплоемкость; P — тепловыделение бортового оборудования; n — число слоев ЭВТИ; Φ^{out} — тепловое излучение аппарата; Φ^{in} — поглощаемый тепловой поток; $\varepsilon^{пр} = (\varepsilon/2 - \varepsilon)$, ε — коэффициент излучения; σ — постоянная Стефана — Больцмана; $[\kappa/\delta]^{пр}$ — усредненное отношение коэффициента теплопроводности к толщине ТЗП, индексы ДБ, СА1, СП, СА2, КА относятся к ЭВТИ двигательного блока и пускаемого аппарата, солнечной панели, ТЗП и внутренним элементам КА соответственно.

Используя полученную математическую модель, можно проанализировать изменение температуры элементов со временем. На основе полученных данных определены следующие параметры ЭВТИ: $n = 5$; $\alpha_{ДБ} = 0,32$; $\varepsilon_{ДБ} = 0,75$ (Anodized Al Coatings, Clear, 0.0001 mils) [3].

Заключение. Получена математическая модель для приближенного определения температурного режима КА с учетом сложной формы и различных оптических и теплопроводящих свойств поверхности, с ее помощью проведен подбор параметров ЭВТИ для малогабаритного спускаемого аппарата «Зарянка».

Список источников

- [1] Круглень А.И., Ходенков А.А., Сабо Е.Д. Обзор систем терморегулирования космических аппаратов. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 2008, № 2, с. 742–744.
- [2] Хегаб Т.М. Равновесное значение температуры спутника на низкой околоземной орбите. *Машиностроение и компьютерные технологии*, 2015, № 2, с. 169–179.
- [3] NASA/TP-2005-212792. *Spacecraft Thermal Control Coatings References*. NASA Goddard Space Flight Center Greenbelt – MD. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20070014757> (accessed 11.09.2024).