

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 536.33:629.783

doi: 10.18698/0536-1044-2021-3-62-70

Разработка методики определения лучистого теплообмена для платформ космических аппаратов в условиях полета на околоземных орбитах

К.В. Михайловский, М.А. Городецкий

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Development of a Method for Determining Radiant Heat Transfer for Spacecraft Platforms in Near Earth Orbit Flight

K.V. Mikhaylovskiy, M.A. Gorodetskiy

Bauman Moscow State Technical University

Внешние тепловые потоки — главный фактор, воздействующий на космические аппараты, находящиеся на околоземных орбитах. Эти потоки могут меняться в течение орбитального движения из-за различной ориентации спутника на Солнце. Создание метода моделирования тепловых потоков, падающих на элементы конструкции внешних (наружных) поверхностей космического аппарата, с учетом условий их эксплуатации является актуальной задачей. Предложена методика комплексного анализа тепловых потоков, падающих на элементы конструкции космического аппарата в условиях полета на околоземных орбитах. Рассмотрены прямые и отраженные от Земли солнечные потоки теплового излучения, а также инфракрасные потоки излучения от Земли и «видимых» элементов конструкции. Для верификации составленной модели выполнено математическое моделирование теплового нагружения внешней стороны платформы космического аппарата, находящейся на освещенной стороне солнечно-синхронной орбиты. Методика будет полезна при выборе рабочей орбиты в процессе проектирования космического аппарата на этапе технических предложений.

Ключевые слова: платформы космических аппаратов, тепловые потоки, параметры орбиты, параметры ориентации, поток излучения, альbedo Земли

External heat fluxes are the main factor affecting spacecraft in near-earth orbits. These fluxes can vary during orbital motion due to the different orientation of the satellite to the Sun. To develop a method for simulating heat fluxes incident on structural elements of the outer surfaces of a spacecraft, taking into account their operating conditions, is an urgent task. The paper introduces a method for a comprehensive analysis of heat fluxes incident on the structural elements of a spacecraft under conditions in near-earth orbit flight. Within the study, we consider direct and reflected from the Earth solar fluxes of thermal radiation, as

well as infrared fluxes of radiation from the Earth and “visible” structural elements. To verify the compiled model, we carried out mathematical simulation of the thermal loading of the outer side of the spacecraft platform, located on the illuminated side of the sun-synchronous orbit. The method will be useful when choosing a working orbit in designing a spacecraft at the stage of technical proposals.

Keywords: spacecraft platforms, heat fluxes, orbit parameters, orientation parameters, radiation flux, Earth albedo

В ракетно-космической технике для достижения массовой эффективности широко применяются размеростабильные конструкции из полимерных композиционных материалов, в частности платформы космических аппаратов (КА), рефлекторы космических антенн и другие объекты, главным воздействующим фактором на которые являются тепловые потоки [1–4].

Особо важным считается определение воздействия внешних тепловых потоков на космические объекты с учетом их орбитального движения [5]. От правильного решения внешней задачи зависит точность оценки температурного поля внешних поверхностей КА. Их перегрев сопровождается увеличением коэффициента поглощения солнечного излучения соответствующих поверхностей и негативным повышением температуры внутри КА.

Исследования в данном направлении активно ведутся как в нашей стране, так и за рубежом [6–10]. Однако в области расчета тепловых потоков, воздействующих на КА, имеются пробелы в части комплексного анализа условий орбитального полета. Так, в статье К.Ф. Голиковой «Математическое моделирование тепловых потоков космического аппарата» предложен расчет внешнего теплообмена КА, учитывающий солнечную и теневую орбиты, но среднее альbedo Земли рассмотрено без учета влияния облачности и типа земной поверхности.

В работе П.Д. Судомина, В.А. Шабанова, К.А. Платонова, С.И. Каськова «Исследование теплового состояния малого космического аппарата» выполнено моделирование теплового состояния КА дистанционного зондирования Земли, рассчитано взаимное переизлучение элементов конструкции КА на орбите, но не определены зависимости внешних тепловых потоков от углов ориентации КА.

Широкое распространение получило компьютерное моделирование воздействия внешних тепловых потоков на поверхности КА. Существуют программные комплексы, с помощью которых можно выполнить расчет тепловых потоков. Например, модуль расчета NX

Space Systems Thermal, входящий в состав программного комплекса Siemens NX.

В АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» разработан программный комплекс «Вычислительная система «СОТР», предназначенный для математического моделирования теплового режима КА [11].

Однако при использовании указанных программных комплексов возникают сложности с определением исходных данных, в частности, при расчете отраженных от Земли солнечных потоков с учетом изменения пропускной способности облаков и отражательной способности земной поверхности.

Актуальной задачей является разработка метода моделирования теплообмена в конструкции КА с учетом требований, обусловленных их эксплуатацией на орбите. Особый интерес представляет создание математической модели расчета тепловых потоков для околоземных орбит, в частности для солнечно-синхронных, так как для таких орбит внешние потоки излучения быстро меняются в течение одного витка (примерно 1,5 ч).

Цель работы — формирование комплексной методики, позволяющей на ранних стадиях проектирования с минимальными временными затратами проводить расчетные оценки суммарных тепловых потоков, действующих на платформу КА в условиях полета на околоземных орбитах заданных параметров, с учетом параметров ориентации КА относительно Земли и ориентации вектора Солнца относительно любой плоской панели платформы.

Комплексность методики заключается в междисциплинарном подходе и одновременном учете: динамики движения КА по орбите, ориентации КА относительно Солнца и Земли, изменения пропускной способности облаков и отражательной способности земной поверхности, а также определения суммарных тепловых потоков.

Основной задачей математической модели теплообмена является определение суммарных

внешних потоков излучения, падающих на любые элементы внешних поверхностей КА, движущегося по круговым орбитам на низких высотах (до 700 км). Указанные лучистые потоки состоят как из коротковолнового электромагнитного излучения (ЭМИ), включающего в себя длинноволновые ультрафиолетовые (УФ), видимые и коротковолновые инфракрасные (ИК) спектры ЭМИ, так и из длинноволнового ИК ЭМИ (теплового излучения).

Спектр солнечного излучения содержит первые три ЭМИ, а длинноволновое ИК относится как к собственному тепловому излучению Земли, так и к тепловым потокам излучения между «видимыми» элементами конструкции КА. Отраженный от Земли солнечный поток включает в себя все указанные виды ЭМИ, средний коэффициент отражения которых (альbedo Земли) по данным летных экспериментов $\alpha_R \approx 0,38$ [12].

Полученная математическая модель может быть также полезна при определении воздействия ЭМИ на высокочувствительные внешние элементы конструкции КА, требующие высокой размеростабильности (центрированные зеркальные оптические системы, системы позиционирования).

Исследования в данной области проводились в работах [13–15] с использованием статистических методов и подхода разномасштабных моделей.

Особенностью представленной в статье модели является векторный способ определения тепловых потоков, падающих на поверхность КА, в зависимости от углов ее ориентации относительно прямых солнечных и отраженных от Земли солнечных лучей. Теоретические основы, использованные для моделирования, даны в научно-технической литературе [16–19].

Геометрические параметры орбиты и данные ориентации КА по отношению к Солнцу и Земле. Для определения данных ориентации использована относительная система координат с центром, совпадающим с центром масс КА. Ось OX направлена по вектору скорости v , ось OZ — по радиусу-вектору от центра Земли R , ось OY дополняет систему координат до правой.

Схема околоземной круговой орбиты КА, определяющая параметры орбиты и углы ориентации площадки КА по отношению к Солнцу и Земле, приведена на рис. 1. КА движется по

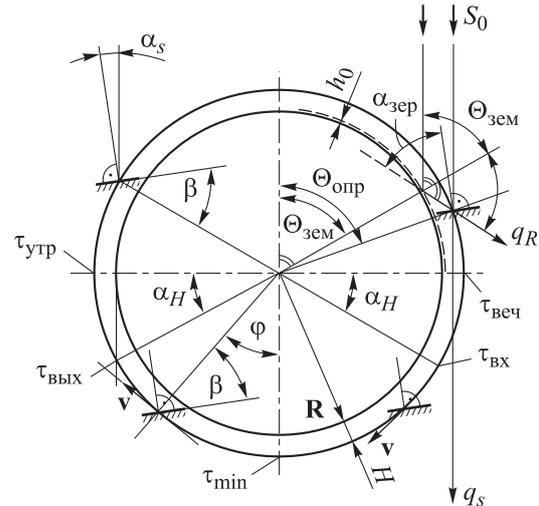


Рис. 1. Схема околоземной круговой орбиты КА, определяющая параметры орбиты и углы ориентации площадки КА по отношению к Солнцу и Земле

орбите в сторону входа в тень от Земли ($\tau_{вх}$), проходит условный момент глубокой тени (τ_{min}) и выходит на освещенную часть витка ($\tau_{вых}$).

Определим необходимые для моделирования тепловых потоков геометрические данные орбиты и ориентации КА по отношению к Солнцу и Земле.

Угол высоты полета

$$\alpha_H = \arccos \frac{R}{R+H},$$

где R — средний радиус Земли, км; H — высота полета КА, км.

Угол наклона плоскости орбиты КА к направлению на Солнце γ :

$$\sin \gamma = -\sin i \sin \Omega \cos \alpha - \sin i \cos \Omega \sin \alpha \cos \delta + \cos i \sin \alpha \sin \delta;$$

$$\alpha = \frac{2\pi(t_{\text{кал}} - t_{\text{в.р.}})}{T_{\text{год}}};$$

$$\delta = 23^\circ 27' \sin \frac{2\pi(t_{\text{кал}} - t_{\text{в.р.}})}{T_{\text{год}}},$$

где i — наклонение орбиты, град; Ω — долгота восходящего узла град; α — прямое восхождение Солнца (движение Солнца от узла весеннего равноденствия (даты весеннего равноденствия $t_{\text{в.р.}} = 23$ марта) в плоскости экватора с запада на восток, град; δ — склонение Солнца (угол наклона плоскости экватора Земли к плоскости эклиптики), град; $t_{\text{кал}}$ — календарные сутки (дата полета); $T_{\text{год}}$ — годичный период обращения Земли вокруг Солнца.

Угловое положение КА на орбите φ , отсчитываемое от момента глубокой тени τ_{\min} :

$$\varphi = \frac{2\pi(\tau_m - \tau_{\min})}{T_\Omega};$$

$$\tau_{\min} = \frac{\tau_{\text{веч}} + \tau_{\text{утр}}}{2},$$

где τ_m — текущее московское время, с; T_Ω — период обращения КА вокруг Земли, с; $\tau_{\text{веч}}$ и $\tau_{\text{утр}}$ — вечерний и утренний терминаторы, отсчитываемые по московскому времени, с.

Определяющий угол (угол между направлениями на Солнце и КА из центра Земли)

$$\Theta_{\text{опр}} = \arccos(-\cos \gamma \cos \varphi).$$

Земной угол (угол падения, а также зеркального отражения солнечных лучей от поверхности Земли или поверхности облаков на КА)

$$\Theta_{\text{зем}} = \frac{\Theta_{\text{опр}} + \arcsin(\sin \Theta_{\text{зем}} \cos \alpha_H)}{2}.$$

Проекция единичного вектора Солнца на оси координат КА, выраженные через углы ориентации (тангажа θ_T , рыскания ψ_P и крена $\varphi_{\text{кр}}$):

$$S_x = \cos \gamma \sin \varphi \cos \theta_T \cos \psi_P - \cos \gamma \cos \varphi \sin \theta_T - \sin \gamma \cos \theta_T \sin \psi_P;$$

$$S_y = (\sin \psi_P \sin \varphi_{\text{кр}} - \sin \theta_T \cos \psi_P \cos \varphi_{\text{кр}}) \times \\ \times \cos \gamma \sin \varphi - \cos \theta_T \cos \varphi_{\text{кр}} \cos \gamma \cos \varphi + \\ + (\cos \psi_P \sin \varphi_{\text{кр}} + \sin \theta_T \sin \psi_P \cos \varphi_{\text{кр}}) \sin \gamma;$$

$$S_z = (\sin \psi_P \cos \varphi_{\text{кр}} + \sin \theta_T \cos \psi_P \sin \varphi_{\text{кр}}) \times \\ \times \cos \gamma \sin \varphi + \cos \theta_T \sin \varphi_{\text{кр}} \cos \gamma \cos \varphi + \\ + (\cos \psi_P \cos \varphi_{\text{кр}} - \sin \theta_T \sin \psi_P \sin \varphi_{\text{кр}}) \sin \gamma.$$

Угол между нормалью к площадке и направлением на Солнце (угол солнечной экспозиции) α_s по отношению к любой неподвижной площадке:

$$\cos \alpha_s = \mathbf{n}_x S_x + \mathbf{n}_y S_y + \mathbf{n}_z S_z,$$

где \mathbf{n}_x , \mathbf{n}_y , \mathbf{n}_z — единичные векторы нормали площадки относительно главных осей координат КА.

Угол ориентации площадки по отношению к Земле β :

$$\sin \beta = -\mathbf{n}_x \sin \theta_T - \mathbf{n}_y \cos \theta_T \cos \varphi_{\text{кр}} + \\ + \mathbf{n}_z \cos \theta_T \sin \varphi_{\text{кр}}.$$

Угол ориентации нормали площадки к зеркально отраженному от Земли солнечному лучу $\alpha_{\text{зер}}$:

$$\cos \alpha_{\text{зер}} = \frac{\cos \alpha_H \cos \alpha_s \sin \Theta_{\text{зем}} + \sin \beta \sin 2\Theta_{\text{зем}}}{\sin \Theta_{\text{опр}}}.$$

Угловой коэффициент облученности площадки КА от «видимой» поверхности Земли f_p определяет ее ориентацию к Земле:

- при $-\pi/2 \leq \beta \leq -\pi/2 + \alpha_H$ (площадка вне видимости Земли)

$$f_p = 0;$$

- при $|\beta| < \pi/2 - \alpha_H$ (площадка частично находится в зоне видимости Земли)

$$f_p = \frac{1}{\pi} \arccos \frac{\sin \alpha_H}{\cos \beta} + \\ + \frac{1}{\pi} \cos^2 \alpha_H \sin \beta \arccos(-\text{tg } \alpha_H \text{tg } \beta) - \\ - \frac{1}{\pi} \sin \alpha_H (\cos^2 \alpha_H - \sin^2 \beta)^{0,5};$$

- при $\pi/2 - \alpha_H \leq \beta \leq \pi/2$ (площадка полностью находится в зоне видимости Земли)

$$f_p = \cos^2 \alpha_H \sin \beta.$$

Широтный коэффициент, определяющий ориентацию подспутниковой поверхности Земли по отношению к Солнцу:

$$f_{\text{шир}} = 0,78 + 0,22 \cos[2(B - B_0)];$$

$$B = \arcsin \left[\sin i \sin \frac{2\pi(\tau_m - \tau_{\text{эkv}})}{T_\Omega} \right];$$

$$B_0 = \arcsin \left[\sin \delta \sin \frac{2\pi(\tau_{\text{кал}} - \tau_{\text{в.р}})}{T_{\text{год}}} \right],$$

где 0,78 и 0,22 — коэффициенты, определяющие долю освещенности подспутниковой поверхности Земли от максимального склонения Солнца в периоды летнего или зимнего солнцестояний; B и B_0 — географические широты подспутниковой точки на Земле и положения проекции Солнца относительно экватора на поверхность Земли соответственно, град; $\tau_{\text{эkv}}$ — момент пересечения экватора КА (по московскому времени), с.

Определение внешних тепловых потоков. Внешние тепловые потоки q (Вт/м²), падающие на любую площадку поверхностей элементов

конструкции КА в условиях космического полета по круговым орбитам, определяются из общей функциональной зависимости

$$q = q(\alpha_H, \gamma, \varphi, \theta_r, \psi_p, \varphi_{кр}, S_x, S_y, S_z).$$

Влияние каждого из этих параметров на тепловой поток определяет его физическую составляющую. Все падающие лучистые потоки (отдельные и суммарные) подразделяют на два вида:

- коротковолновые ЭМИ (УФ, видимые, ИК) при длине волны $\lambda = 0,2 \dots 2,5$ мкм;
- длинноволновые ЭМИ (ИК) при $\lambda = 2,5 \dots 40,0$ мкм.

Рассмотрим зависимости всех падающих потоков излучения от геометрических и угловых параметров орбиты КА и их ориентации в пространстве.

Прямой солнечный поток q_s , падающий на любую элементарную площадку КА, определяется ориентацией Солнца к поверхности КА и изменением в течение года солнечной постоянной:

$$q_s = \frac{S_0 (\cos \alpha_s + |\cos \alpha_s|)}{2}.$$

Здесь S_0 — солнечная постоянная на дату исследования (Вт/м^2),

$$S_0 = S_{0m} \left[\frac{1 + e \cos \alpha}{1 + e} \right]^2,$$

где S_{0m} — максимальная солнечная постоянная, $S_{0m} = 1416 \text{ Вт/м}^2$; e — эксцентриситет эллиптической орбиты обращения Земли вокруг Солнца.

Отраженный от Земли солнечный поток состоит из двух видов, зависящих от альbedo ее поверхности и оптической плотности атмосферного слоя Земли:

- диффузного потока, отраженного от шероховатых земных поверхностей (почвы, леса, гор, городов и т. д.);
- зеркального потока, отраженного от гладкой поверхности (океанов, морей, облаков и т. д.).

Альbedo Земли, зависящее от характера подстилающей поверхности, варьируется от 0,1 (чернозем) до 0,9 (облака). Высота облаков (с их переменной плотностью) увеличивает оптическую плотность слоя земной атмосферы из-за значительного возрастания разреженности воздуха (согласно барометрическому закону).

При отражении от Земли солнечный поток частично зеркально отражается от облачного покрова, после чего проходит сквозь него и слой атмосферы ($q_{зер}$), затем диффузно отражается от поверхности Земли ($q_{диф}$) и, второй раз пройдя слой атмосферы ($q_{зер}$), достигает КА. Суммарный отраженный от Земли солнечный поток

$$q_R = (1 - \eta) q_{диф} + \eta q_{зер},$$

где η — коэффициент, зависящий от вида отраженного солнечного потока от поверхности Земли, падающего на площадку КА, определяемый эмпирическим путем по результатам испытаний.

Диффузно отраженный солнечный поток

$$q_{диф} \approx \alpha_{диф} S_0 (\cos \Theta_{зем}) f_p,$$

где $\alpha_{диф}$ — диффузное альbedo поверхности Земли под КА, определяющее отражение солнечного потока от этой поверхности.

Зеркально отраженный и пропущенный сквозь облачный покров солнечный поток определяется по формулам, выведенным согласно закону Бугера и барометрическому закону уменьшения давления земной атмосферы в зависимости от высоты над уровнем моря:

$$q_{зер} = D_s^{зер} \alpha_R S_0 \frac{\cos \alpha_{зер} + |\cos \alpha_{зер}|}{2},$$

где $D_s^{зер}$ — оптическая плотность атмосферы Земли, определяющая двойное пропускание через облачный покров и слой атмосферы; α_R — зеркальное альbedo облачного покрова, определяющее частичное отражение солнечного потока от облаков, $\alpha_R \approx 0,9$.

Оптическая плотность атмосферы Земли

$$D_s^{зер} = D_0^T.$$

Здесь D_0 — оптическая плотность в условном разрежении; T — коэффициент пропускания,

$$T = 2e^{\frac{-kh_0}{\cos \Theta_{зем}}},$$

где k — коэффициент поглощения; h_0 — толщина облачного покрова, м.

Зависимости оптической плотности атмосферы Земли от земного угла и толщины облачного покрова, рассчитанная по приведенной выше формуле, приведены на рис. 2.

Как видно из графиков, на больших высотах атмосфера Земли становится более прозрачной, почти достигая вакуума на высоте 10 км. Полу-

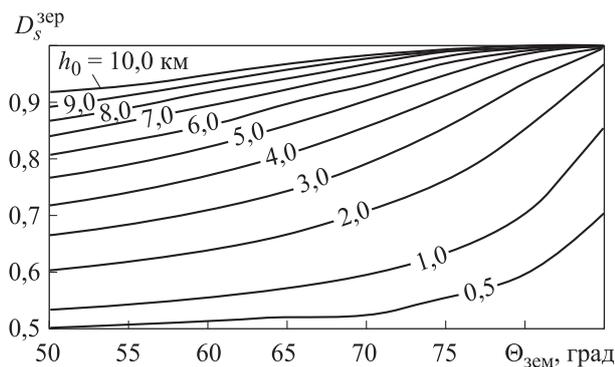


Рис. 2. Зависимости оптической плотности атмосферы Земли $D_s^{зеп}$ от земного угла $\Theta_{зем}$ и толщины облачного покрова h_0

ченные зависимости хорошо согласуются с физической моделью.

Перед началом моделирования отраженно-го от Земли теплового потока необходимо получить данные о подстилающей земной поверхности и облачного покрова в виде коэффициентов альбеда. После чего необходимо оценить начальное значение земного угла $\Theta_{зем}$:

- при зеркальном отражении подстилающей поверхности земной угол будет находиться в пределах $\pi/3 \leq \Theta_{зем} \leq \pi/2$, в качестве начального значения рекомендовано использовать $\Theta_{зем} = 75^\circ$;

- при диффузном отражении солнечных лучей от поверхности Земли имеет место условие $0 \leq \Theta_{зем} < \pi/3$, начальное значение $\Theta_{зем} = 30^\circ$.

Инфракрасный поток излучения от Земли и «видимых» элементов конструкции КА

$$q_{ИК} = q_p + q_{соб}, \text{ Вт/м}^2,$$

где q_p — тепловое излучение Земли, $q_p \approx q_p^{max} f_p f_{шир}$ (q_p^{max} — максимально возможное тепловое излучение Земли на околоземной орбите, получаемое эмпирическим путем); $q_{соб}$ — тепловой поток собственного излучения «видимыми» поверхностями элементов конструкции КА.

Поглощенный поток собственного излучения «видимыми» поверхностями элементов конструкции КА не является целью решения общей задачи, а считается частным случаем, зависящем от особенностей конкретной конструкции. Исходные данные по температурам и оптическим характеристикам «видимых» поверхностей элементов конструкции КА, полу-

чаемые по результатам измерений, могут быть применены в предложенной математической модели.

В данной статье приведена математическая модель расчета тепловых потоков, падающих на единичную плоскую панель, и предложенный метод справедлив для любого плоского внешнего элемента платформы КА. При расчете тепловых потоков на криволинейные конструкции КА можно использовать данную математическую модель применительно к сетке плоских конечных элементов, на которые разбивается конструкция.

Результаты математического моделирования.

Для оценки внешних тепловых потоков рассмотрена стенка платформы КА, ориентированная на Солнце. Заданы параметры, соответствующие движению КА по солнечно-синхронной орбите с высотой $h = 514$ км, наклоном $i = 97,4^\circ$, долготой восходящего узла $\Omega = 273^\circ$.

Моделирование внешних тепловых потоков, действующих на КА, проведено для дня весеннего равноденствия при нулевых значениях годовых параметров, характеризующих положение Солнца в плоскости эклиптики (склонения и прямого восхождения). Кроме того, параметры ориентации и суточное время географической точки под КА подобраны так, чтобы рассматриваемая сторона КА была полностью освещена Солнцем: $\theta_r = 90^\circ$; $\psi_p = 0^\circ$; $\varphi_{кр} = 90^\circ$; $\mathbf{n}_x = 0$; $\mathbf{n}_y = 1$; $\mathbf{n}_z = 0$; $\tau_{min} = 21930$ с; $\tau_m = 24480$; $\varphi = 3,28^\circ$.

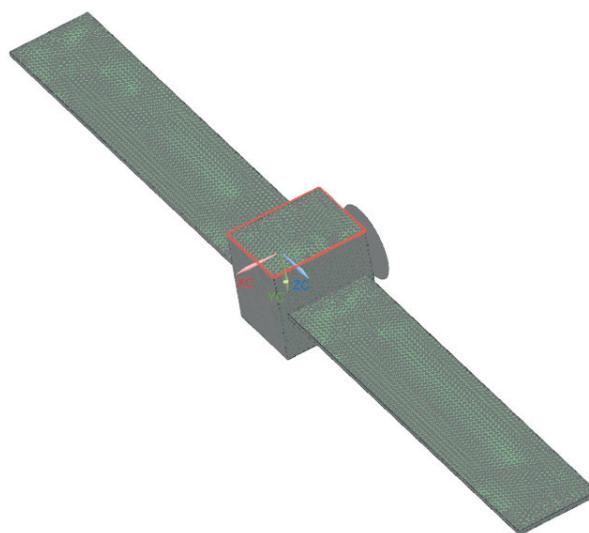


Рис. 3. Конечно-элементная модель КА

С помощью предложенной математической модели проведен расчет и получены значения внешних тепловых потоков на солнечно-синхронной орбите: прямой солнечный поток $q_s = 1365,3 \text{ Вт/м}^2$; инфракрасный поток излучения от Земли $q_{\text{ИК}} = 68,3 \text{ Вт/м}^2$.

Для проверки полученных результатов в программном комплексе Siemens NX проведено моделирование орбитальных тепловых потоков для абсолютно черного тела при параметрах орбиты и ориентации, использованных для математического моделирования. В качестве объекта исследования рассмотрена освещенная Солнцем сторона платформы КА, которая на конечно-элементной модели КА (рис. 3) выделена каймой красного цвета.

При численном моделировании в программном комплексе Siemens NX получены следующие значения внешних тепловых потоков: прямой солнечный поток на освещенной стороне платформы КА $q_s = 1364,8 \text{ Вт/м}^2$, инфракрасный поток излучения от Земли на поверхность платформы КА, расположенной перпендикулярно направлению в центр Земли, $q_{\text{ИК}} = 68,8 \text{ Вт/м}^2$.

Результаты численного моделирования и данные, полученные с помощью аналитической модели, совпадают, что позволяет утверждать о ее корректности и возможности применения для экспресс-анализа.

Выводы

1. С помощью разработанной математической модели можно оценить теплообмен для элементов КА на околоземных орбитах и определить тепловые потоки на поверхности для интересующего момента времени.

2. Общая доза поглощенной солнечной энергии зависит от ориентации на Солнце поверхности КА в течение орбитального полета. Предложенная математическая модель, основанная на постоянной системе измерений и определений основных параметров орбиты и ориентации, позволяет вычислять дозу воздействия солнечной энергии на заданные участки полета КА, а также оценивать температурные режимы.

3. Отличительной особенностью разработанной методики анализа теплообмена при полете на орбите является определение изменения пропускной способности облаков и отражательной способности земной поверхности, поскольку это учитывает быстро меняющиеся во времени исходные данные для оценки температурного режима, что особенно важно при оценке воздействия ЭМИ на высокочувствительные внешние элементы конструкции КА.

4. Методика может быть полезна на стадии выбора рабочих орбит при проектировании малых КА и КА дистанционного зондирования Земли.

Литература

- [1] Резник С.В. Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций. *Инженерный журнал. Наука и инновации*, 2013, № 3(15). URL: <http://www.engjournal.ru/catalog/machin/rocket/638.html> (дата обращения 15 апреля 2020), doi: 10.18698/2308-6033-2013-3-638
- [2] Михайловский К.В., Просунцов П.В., Резник С.В. Разработка высокотеплопроводных полимерных композиционных материалов для космических конструкций. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2012, спец. выпуск *Прогрессивные материалы, конструкции и технологии ракетно-космического машиностроения*, с. 98–106.
- [3] Резник С.В., Просунцов П.В., Азаров А.В. Обоснование конструктивно-компоновочной схемы рефлектора зеркальной космической антенны с высокой стабильностью формы и малой погонной плотностью. *Инженерно-физический журнал*, 2015, т. 88, № 3, с. 674–680.
- [4] Reznik S.V., Novikov A.D. Comparative analysis of the honeycomb and thin-shell space antenna reflectors. *MATEC Web of Conferences*, 2017, EDP Sciences, p. 01012, doi: 10.1051/mateconf/2017920101292
- [5] Михайловский К.В., Городецкий М.А. Разработка методики определения и коррекции параметров рабочей орбиты космического аппарата дистанционного зондирования земли. *Вестник РУДН. Сер. Инженерные исследования*, 2017, т. 18, № 3, с. 361–372, doi: 10.22363/2312-8143-2017-18-3-361-372
- [6] Ефанов В.В., Пичхадзе К.М. *Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований*. В 3 т. Т. 1. Москва, МАИ, 2012. 526 с.
- [7] Алексеев В.А., Малоземов В.В. *Обеспечение теплового режима радиоэлектронного оборудования космических аппаратов*. Москва, МАИ, 2001. 52 с.

- [8] Meseguer J., Pérez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Woodhead Publishing, 2012. 412 p.
- [9] Gilmore D.G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press, 2002. 836 p.
- [10] Karam R.D. *Satellite Thermal Control for Systems Engineers. Progress in Astronautics and Aeronautics*. American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1998. 274 p.
- [11] Залетаев С.В., Копяткевич Р.М. Программный комплекс теплового проектирования и анализа тепловых режимов космических аппаратов. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, вып. 4, с. 84–91.
- [12] Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В. *Расчет теплообмена космического аппарата*. Москва, Машиностроение, 1979. 208 с.
- [13] Винокуров Д.К. Программа расчета угловых коэффициентов излучения и лучистых потоков от внешних источников. *Космонавтика и ракетостроение*, 2018, вып. 5, с. 88–100.
- [14] Винокуров Д.К. Применение разномасштабных расчетных моделей при тепловом анализе бортового инфракрасного радиометра. *Космонавтика и ракетостроение*, 2016, вып. 4, с. 69–75.
- [15] Винокуров Д.К. Определение оптимального положения панели радиационного теплообменника инфракрасного радиометра. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, вып. 4, с. 79–83.
- [16] Кутателадзе С.С., Боришанский В.М. *Справочник по теплопередаче*. Москва, Госэнергоиздат, 1958. 418 с.
- [17] Шорин С.Н. *Теплопередача*. Москва, Высшая школа, 1964. 490 с.
- [18] Кобранов Г.П., Цветков А.П., Белов А.И., Сухнев В.А. *Внешний теплообмен космических объектов*. Москва, Машиностроение, 1977. 104 с.
- [19] Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. *Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения*. Красноярск, СибГАУ, 2011. 488 с.

References

- [1] Reznik S.V. Topical problems of rocket-space composite structures designing, production and testing. *Engineering Journal. Science and Innovation*, 2013, no. 3(15) (in Russ.). Available at: <http://www.engjournal.ru/catalog/machin/rocket/638.html> (accessed 15 April 2020), doi: 10.18698/2308-6033-2013-3-638
- [2] Mikhaylovskiy K.V., Prosuntsov P.V., Reznik S.V. Development of highly heat-conducting polymer composite materials for space structures. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering*, 2012, spec. iss. Progressivnyye materialy, konstruksii i tekhnologii raketno-kosmicheskogo mashinostroyeniya, pp. 98–106 (in Russ.).
- [3] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Azarov A.V. Substantiation of the design and layout scheme of a mirror space antenna reflector with high shape stability and low linear density. *Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal*, 2015, vol. 88, no. 3, pp. 674–680 (in Russ.).
- [4] Reznik S.V., Novikov A.D. Comparative analysis of the honeycomb and thin-shell space antenna reflectors. *MATEC Web of Conferences*, 2017, EDP Sciences, p. 01012, doi: 10.1051/mateconf/2017920101292
- [5] Mikhaylovskiy K.V., Gorodetskiy M.A. Development of method for determining and correcting parameters of the working orbit of the earth remote sensing satellite. *RUDN Journal of Engineering Researches*, 2017, vol. 18, no. 3, pp. 361–372 (in Russ.), doi: 10.22363/2312-8143-2017-18-3-361-372
- [6] Efanov V.V., Pichkhadze K.M. *Proyektirovaniye avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh nauchnykh issledovaniy* [Design of automatic spacecraft for basic scientific research]. Vol. 1. Moscow, MAI publ., 2012. 526 p.
- [7] Alekseyev V.A., Malozemov V.V. *Obespecheniye teplovogo rezhima radioelektronnogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* [Ensuring the thermal regime of radio-electronic equipment of spacecraft]. Moscow, MAI publ., 2001. 52 p.
- [8] Meseguer J., Pérez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Woodhead Publishing, 2012. 412 p.
- [9] Gilmore D.G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press, 2002. 836 p.
- [10] Karam R.D. *Satellite Thermal Control for Systems Engineers. Progress in Astronautics and Aeronautics*. American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1998. 274 p.
- [11] Zaletayev S.V., Kopyatkevich R.M. Software package of a thermal design and an analysis of spacecraft thermal conditions. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*, 2014, iss. 4, pp. 84–91 (in Russ.).
- [12] Zaletayev V.M., Kapinos Yu.V., Surguchev O.V. *Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata* [Calculation of heat transfer of a spacecraft]. Moscow, Mashinostroyeniye publ., 1979. 208 p.

- [13] Vinokurov D.K. Program of the calculation of the radiation view factors and radiant fluxes from the external sources. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*, 2018, iss. 5, pp. 88–100 (in Russ.).
- [14] Vinokurov D.K. Application of multi-scaled calculation models in thermal analysis of vehicle-borne infrared radiometer. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*, 2016, iss. 4, pp. 69–75 (in Russ.).
- [15] Vinokurov D.K. Determination of the optimal position of the radiation heat exchanger panel infrared radiometer. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*, 2014, iss. 4, pp. 79–83 (in Russ.).
- [16] Kutateladze S.S., Borishanskiy V.M. *Spravochnik po teploperedache* [Handbook of heat transfer]. Moscow, Gosenergoizdat publ., 1958. 418 p.
- [17] Shorin S.N. *Teploperedacha* [Heat transfer]. Moscow, Vysshaya shkola publ., 1964. 490 p.
- [18] Kobranov G.P., Tsvetkov A.P., Belov A.I., Sukhnev V.A. *Vneshniy teploobmen kosmicheskikh ob"yektov* [External heat exchange of space objects]. Moscow, Mashinostroyeniye publ., 1977. 104 p.
- [19] Chebotarev V.E., Kosenko V.E. *Osnovy proyektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Basics of designing information support spacecraft]. Krasnoyarsk, SibGAU publ., 2011. 488 p.

Статья поступила в редакцию 10.11.2020

Информация об авторах

МИХАЙЛОВСКИЙ Константин Валерьевич — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: konst_mi@mail.ru).

ГОРОДЕЦКИЙ Михаил Алексеевич — аспирант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: mgorodezkiy@mail.ru).

Information about the authors

MIKHAYLOVSKIY Konstantin Valerievich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: konst_mi@mail.ru).

GORODETSKIY Mikhail Alekseevich – Postgraduate, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: mgorodezkiy@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Михайловский К.В., Городецкий М.А. Разработка методики определения лучистого теплообмена для платформ космических аппаратов в условиях полета на околоземных орбитах. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 3, с. 62–70, doi: 10.18698/0536-1044-2021-3-62-70

Please cite this article in English as:

Mikhaylovskiy K.V., Gorodetskiy M.A. Development of a Method for Determining Radiant Heat Transfer for Spacecraft Platforms in Near Earth Orbit Flight. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 3, pp. 62–70, doi: 10.18698/0536-1044-2021-3-62-70