

Расчет тепловых потоков искусственного спутника Земли с помощью разработанного программного обеспечения на языке Python с привлечением 3D-редактора Blender

© А.В. Тарасова, Р.В. Захаров

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Разработано программное обеспечение для моделирования теплового режима искусственного спутника Земли (ИСЗ) и решения задач по поиску оптимального соотношения коэффициента черноты и поглощательной способности материала, расчету суммарного теплового потока, воздействующего на ИСЗ, а также по нахождению температуры внешней поверхности спутника при рассчитанных внешних тепловых потоках. Получены аналитические зависимости теплового нагружения ИСЗ для различных его положений на орбите, построены графики тепловых потоков, воздействующих на обечайку спутника, и температур в поперечном сечении оболочки ИСЗ в зависимости от его положения на орбите. Для исследования тепловых потоков и температур сложных поверхностей созданы точные модели спутников в графическом редакторе Blender.

Ключевые слова: тепловой режим, моделирование, искусственный спутник Земли, программное обеспечение.

Введение. В настоящее время искусственные спутники Земли (ИСЗ) предназначаются для решения различных научных и прикладных задач. Исследование факторов, воздействующих на ИСЗ при его движении по своей рабочей орбите, представляет собой одну из основных задач современной науки [1].

В предлагаемой статье рассмотрен один из таких факторов — радиационный теплообмен, исследованный на примере двух новейших спутников Земли.

Под воздействием излучения обечайка ИСЗ, под которой находится целевая аппаратура, может нагреться до температуры, превышающей установленные предельные значения, вследствие чего выведенный спутник не сможет выполнить свою миссию, что повлечет за собой многочисленные экономические затраты. Во избежание этого разработан метод оценки среднего значения температуры нагрева оболочки спутника, что в перспективе позволит подобрать необходимую тепловую защиту.

К поставленным задачам относится также совершенствование методики расчета теплового нагружения ИСЗ, заключающееся в использовании рассчитанных тепловых потоков с помощью метода разбиения оболочки спутника на подобласти. Расчет плотности тепловых потоков проведен для каждой подобласти, затем усреднен

в зависимости от количества разбиений. Это значительно повышает точность расчета тепловых потоков, а следовательно, и температуры поверхности ИСЗ.

Объект исследования. В качестве объекта исследования выбраны наиболее перспективные новые спутники, функционирующие на различных орбитах, а именно: спутник дистанционного зондирования Земли из серии «Ресурс-П», движущийся по гелиосинхронной орбите высотой 470 км, а также метеорологический спутник из серии «Электро-Л», движущийся по геостационарной орбите.

Введение в орбитальный анализ. Орбитальные элементы. Для того чтобы задать параметры и ориентацию орбиты ИСЗ в пространстве, необходимо указать так называемые кеплеровы элементы (орбитальные элементы) [2].

Эти элементы однозначно определяют орбиту независимо от ее формы (эллиптической, параболической или гиперболической). Основными координатными могут быть плоскости эклиптики, галактики, земного экватора и т. д. Тогда элементы орбиты необходимо задавать относительно выбранной плоскости.

Как известно, Земля движется вокруг Солнца по эллиптической орбите с малым эксцентриситетом, делая один оборот за 365,2564 средних солнечных суток. Если наблюдать с Земли видимое движение Солнца по небесной сфере, то оно будет перемещаться по линии, называемой эклиптической, с наклоном $\varepsilon = 23,3^\circ$ плоскости к экватору.

Системы координат. Для удобства расчета введем три системы координат — абсолютную, орбитальную и локальную (рис. 1).

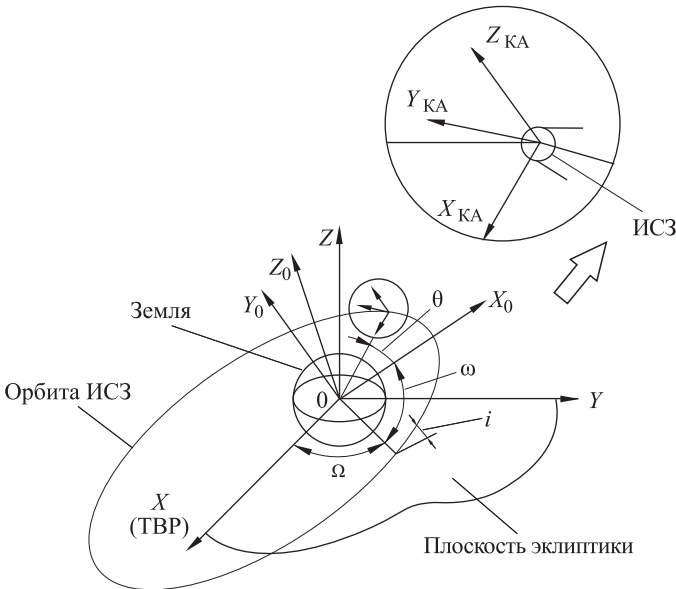


Рис. 1. Системы координат

Абсолютная система координат (АСК) имеет начало в центре Земли. Ось OX направлена в точку весеннего равноденствия (ТВР), OZ — перпендикулярно плоскости небесного экватора, ось OY дополняет базис $OXYZ$ до правой тройки векторов.

Орбитальная система координат (ОСК) также имеет начало в центре Земли, ось OX_0 направлена в точку перигея орбиты, ось OY_0 лежит в плоскости орбиты и перпендикулярна OX_0 , ось OZ_0 дополняет систему до правой тройки векторов.

Локальная система координат (ЛСК), начало которой совпадает с центром масс космического аппарата (КА), — ось $OX_{КА}$ направлена по радиусу-вектору в центр Земли, ось $OY_{КА}$ лежит в плоскости орбиты, перпендикулярна оси $OX_{КА}$ и направлена в сторону движения КА, ось $OZ_{КА}$ дополняет систему до правой тройки векторов (параллельна OY_0).

Для перехода от АСК к ЛСК необходимы три матрицы перехода:

$$[T_1] = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) & -\sin(\Omega) & 0 \\ \sin(\Omega) & \cos(\Omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; [T_2] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(i) & -\sin(i) \\ 0 & \sin(i) & \cos(i) \end{bmatrix};$$

$$[T_3] = \begin{bmatrix} \cos(\omega + \theta) & -\sin(\omega + \theta) & 0 \\ \sin(\omega + \theta) & \cos(\omega + \theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Иными словами, для того чтобы получить координаты вектора, заданного в ЛСК, в АСК необходимо последовательно перемножить матрицы перехода:

$$\{A_{АСК}\} = [T] \cdot \{A_{ЛСК}\},$$

где $[T] = [T_1] \cdot [T_2] \cdot [T_3]$.

Данный подход существенно упрощает работу с векторами, так как он универсален и легко применим к произвольному вектору, заданному в любой из трех систем координат.

Описание расчетной геометрии. Перед расчетом теплового режима необходимо упростить исходную геометрию данного ИСЗ. В качестве объекта исследования выбрали цилиндр, поскольку обечайка ИСЗ, за которой находятся основные исполнительные органы, органы управления и др., выполняется в виде цилиндра, в частных случаях — в виде куба или параллелепипеда. Переход от цилиндра к кубу или параллелепипеду осуществляется заданием определенного шага для нормалей подобласти ИСЗ. В указанном частном случае четыре нормали к каждой из боковых поверхностей задаются ортогональными одна другой. Причем для упрощения конечно-элементного

расчета примем, что осевая линия цилиндра коллинеарна радиусу-вектору Земли.

Следует также отметить, что все поверхности должны быть разделены на плоские элементы — подобласти, так как выражения, используемые в тепловом расчете, справедливы только для плоскостей.

Введение в тепловой расчет. Основной задачей данной работы является определение внешнего теплового нагружения ИСЗ. Для расчета теплового режима КА необходимо знать положение Солнца, область тени и положение самого аппарата относительно Земли [3].

Допустим, что тепловой режим КА характеризуется следующими составляющими — тепловыми потоками:

- от Солнца;
- от Солнца, отраженный поверхностью Земли;
- собственного излучения Земли;
- собственного излучения КА.

Вычисление теплового потока от солнечного излучения. В общем случае солнечное излучение вычисляется по формуле [4]:

$$q_{\text{солн}} = A_S S_0 \mu_S,$$

где A_S — поглощательная способность элемента поверхности КА;

$S_0 = 1396 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$ — средняя интенсивность солнечного потока у планеты Земля; μ_S — средний относительный мидель всех элементов по направлению единичного вектора \vec{S} , направленного на центр Солнца.

При расчете также следует учитывать местонахождение ИСЗ — в области тени или нет.

Введем вектор, характеризующий положение нормали к подобласти ИСЗ, в ЛСК:

$$\vec{n} = (0 \quad \cos \eta \quad \sin \eta)^T.$$

Введем вектор, характеризующий положение Солнца:

$$\vec{S} = (\sin \varphi \sin \alpha \quad \sin \varphi \cos \alpha \quad \cos \varphi)^T,$$

где φ — угол между осью OZ АСК и вектором, характеризующим положение Солнца; α — угол между проекцией вектора, характеризующего положение Солнца, на плоскость математического экватора и осью OY АСК.

Представим углы φ и α в виде зависимости от угла χ (угол в плоскости эклиптики, характеризующий положение Солнца), который отсчитывается от точки летнего солнцестояния:

$$\alpha(\chi) = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{\sin(\chi)}{\sin(\varphi(\chi))}\right) & \text{при } 0 \leq \chi \leq \frac{\pi}{2}; \\ \pi - \arcsin\left(\frac{\sin(\chi)}{\sin(\varphi(\chi))}\right) & \text{при } \frac{\pi}{2} < \chi \leq \frac{3\pi}{2}; \\ 2\pi + \arcsin\left(\frac{\sin(\chi)}{\sin(\varphi(\chi))}\right) & \text{при } \frac{3\pi}{2} < \chi \leq 2\pi; \end{cases}$$

$$\varphi(\chi) = \arccos\left(\sin\left(23,3\frac{\pi}{180}\right)\cos(\chi)\right).$$

Относительный мидель подобласти ИСЗ с нормалью, характеризующейся углом η , относительно Солнца определяют по формуле

$$\mu(\eta) = \begin{cases} (\vec{n} \cdot \vec{S}), & \text{если } (\vec{n} \cdot \vec{S}) > 0 \text{ и цилиндр не находится в тени планеты;} \\ 0, & \text{если } (\vec{n} \cdot \vec{S}) < 0 \text{ и цилиндр находится в тени планеты.} \end{cases}$$

Далее вычисляют средний относительный мидель всех элементов с учетом области тени (расчет области тени см. ниже) по формуле

$$\mu_{\text{ср}}(\theta) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} (0 < \mu_{\text{ср}}(\eta, \theta)) \mu_{\text{ср}}(\eta, \theta) d\eta,$$

где $\mu_{\text{ср}} = \vec{n}_{\text{АСК}} \vec{S} (R_{\text{орб}} > R_T)$ — с учетом области тени, $\vec{n}_{\text{АСК}}$ — вектор, характеризующий положение нормали к подобласти ИСЗ в АСК.

Определение области тени. Определим условия, при которых спутник будет заходить в тень планеты. Тень от планеты представляет собой (в первом приближении) ограниченное цилиндрической поверхностью пространство. Солнце не является точечным источником излучения, поэтому тень имеет размытую границу. Однако с достаточной для тепловых расчетов точностью можно считать, что переходная зона отсутствует.

Определим текущее значение радиуса тени в зависимости от истинной аномалии θ . Большая полуось эллипса тени $a_T = R \sec \gamma_S$, или

$a_T = \frac{R}{\cos \gamma_S}$. Малая полуось этого эллипса $b_T = R$. Для любой точки эллипса справедливы уравнения:

$$x = b_T \cos \varphi_T; \quad y = a_T \sin \varphi_T;$$

$$r_T = \sqrt{(a_T \sin \theta_T)^2 + (b_T \cos \theta_T)^2},$$

или с учетом $\theta_T = \theta - \frac{\pi}{2} - \theta_S$ получаем

$$r_T = R \sqrt{\cos^2(\theta - \theta_S) \cdot \sec^2 \gamma_S + \sin^2(\theta - \theta_S)}, \quad \frac{\pi}{2} + \theta_S \leq \theta \leq \frac{3\pi}{2} + \theta_S,$$

где θ_S — текущее значение угла в плоскости орбиты между спроецированным на орбиту вектором, характеризующим положение Солнца, и линией апсид; γ_S — текущее значение угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце.

Для захода КА в тень планеты необходимо, чтобы при данном угле θ радиус тени превышал радиус орбиты, т. е. чтобы при $\frac{\pi}{2} + \theta_S \leq \theta \leq \frac{3\pi}{2} + \theta_S$ выполнялось условие $r \leq r_T$.

Значения углов определяют в соответствии с работой [4] по следующим соотношениям:

$$\sin \gamma_S = \sin i \sin \gamma \cos \gamma - \cos i \sin \delta,$$

где $\delta = \frac{\pi}{2} - \theta$, $\gamma + \Omega = \frac{\pi}{2} + \alpha \rightarrow \gamma = \frac{\pi}{2} + \alpha - \Omega$;

и

$$\cos \omega_S = \frac{\cos\left(\frac{\pi}{2} - \theta\right) \cos\left(\frac{\pi}{2} + \alpha - \Omega\right)}{\cos \gamma_S},$$

где $\theta_S = \omega - \omega_S$, ω_S — угол между узлом орбиты и проекцией вектора, характеризующего положение Солнца, на плоскость орбиты.

Вычисление теплового потока от собственного излучения планеты. Плотность теплового потока от собственного излучения планеты можно вычислить [4] следующим образом:

$$q_{\text{соб}} = \varepsilon \varphi_1 \frac{1-a}{4} S_0,$$

где ε — излучательная способность тела, или степень черноты тела; φ_1 — угловой коэффициент, характеризующий долю излучения, которая с площадки на планете попадает на площадку, расположенную на ИСЗ; $a = 0,38$ — среднее альbedo Земли.

Угловой коэффициент φ_1 определяется уравнением

$$\varphi_1 = \frac{1}{\pi_S} \int (\vec{n} \cdot \vec{e}) ds,$$

где $\vec{n} \cdot \vec{e}$ — угол падения на элемент поверхности ИСЗ излучения элемента поверхности планеты; S — площадь поверхности единичной сферы, которая ограничена телесным углом ω' , характеризующим видимую часть поверхности Земли с элемента поверхности ИСЗ.

С учетом изложенного,

$$\varphi_1 = \begin{cases} \cos \psi \sin^2 \zeta_0 & \text{при } 0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2} - \zeta_0; \\ \frac{\cos \psi \sin^2 \zeta_0}{\pi} \left[\frac{\pi}{2} + \arcsin(\operatorname{ctg} \psi \operatorname{ctg} \zeta_0) \right] + \frac{1}{\pi} \arcsin \left(\frac{\sqrt{\sin^2 \zeta_0 - \cos^2 \psi}}{\sin \psi} \right) - \\ - \frac{1}{\pi} \cos \zeta_0 \sqrt{\sin^2 \zeta_0 - \cos^2 \psi} & \text{при } \frac{\pi}{2} - \zeta_0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2} + \zeta_0; \\ 0 & \text{при } \frac{\pi}{2} + \zeta_0 \leq \psi \leq \pi, \end{cases}$$

где $\zeta_0 = a \sin \left(\frac{R_3}{R_{\text{орб}}} \right)$, R_3 — радиус Земли, $R_{\text{орб}}$ — радиус орбиты ИСЗ.

Величина ζ_0 характеризует видимую с площадки поверхности ИСЗ освещенную часть поверхности Земли; ψ — угол между нормалью элемента и радиусом-вектором \vec{k} , соединяющим центр подобласти ИСЗ и центр Земли.

Вычисление теплового потока отраженного солнечного излучения от поверхности Земли. Отраженный солнечный поток вычисляем [4] по формуле

$$q_{\text{отр}} = A_S \varphi_2 a S_0.$$

Здесь φ_2 — комбинированный угловой коэффициент, характеризующий долю излучения, которая с площадки на освещенной области планеты попадает на площадку, расположенную на КА:

$$\varphi_2 = \frac{1}{\pi} \int_{\omega'} \frac{F_n}{F} \frac{\cos \psi_0 + |\cos \psi_0|}{2} d\omega' = \frac{1}{\pi} \int_S \frac{F_n}{F} \frac{\cos \psi_0 + |\cos \psi_0|}{2} dS,$$

или

$$\varphi_2 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\zeta_0} \int_0^{2\pi} \frac{F_n}{F} \frac{\cos \psi_0 + |\cos \psi_0|}{2} \sin \zeta d\zeta d\delta,$$

где $\frac{F_n}{F} = \vec{n}_{\text{АСК}} \cdot \vec{e}$, $\vec{n}_{\text{АСК}}$ — внешняя единичная нормаль к элементу F , \vec{e} — единичный вектор, определяющий направление с элемента F на

планету; $\cos \psi_0 = \vec{n}_2 \cdot \vec{S}$, \vec{n}_2 — единичная нормаль к элементу dF на поверхность планеты, \vec{S} — единичный вектор, определяющий направление на Солнце.

С помощью следующей совокупности уравнений для вычисления тепловых потоков:

$$q_{\text{солн}} = A_S S_0 \mu_S;$$

$$q_{\text{соб}} = \varepsilon \varphi_1 \frac{1-a}{4} S_0;$$

$$q_{\text{отр}} = A_S \varphi_2 a S_0$$

можно рассчитать температуру обечайки спутника: $q_{\text{солн}} + q_{\text{соб}} + q_{\text{отр}} = q_{\Sigma} = \varepsilon \sigma T^4$.

Результаты расчета теплового режима. Расчет теплового режима выполнен в специальном программном обеспечении (ПО), написанном в IDLE Python3.4. В разработанном ПО получены графики тепловых потоков и средней температуры оболочки для геостационарной орбиты (рис. 2) и для круговой солнечно-синхронной орбиты (рис. 3), графики годовой динамики тепловых потоков для тех же орбит (рис. 4 и 5 соответственно), а также распределения температур в поперечном сечении обечайки для определенного положения ИСЗ на орбите (рис. 6 и 7).

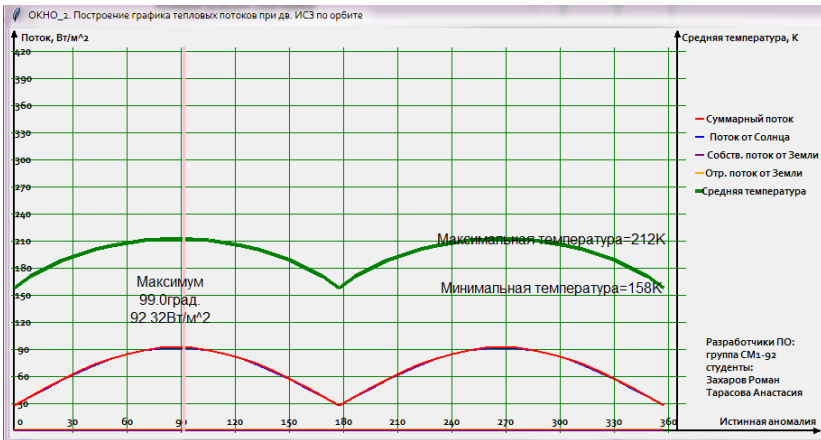


Рис. 2. Тепловые потоки и средняя температура оболочки для геостационарной орбиты

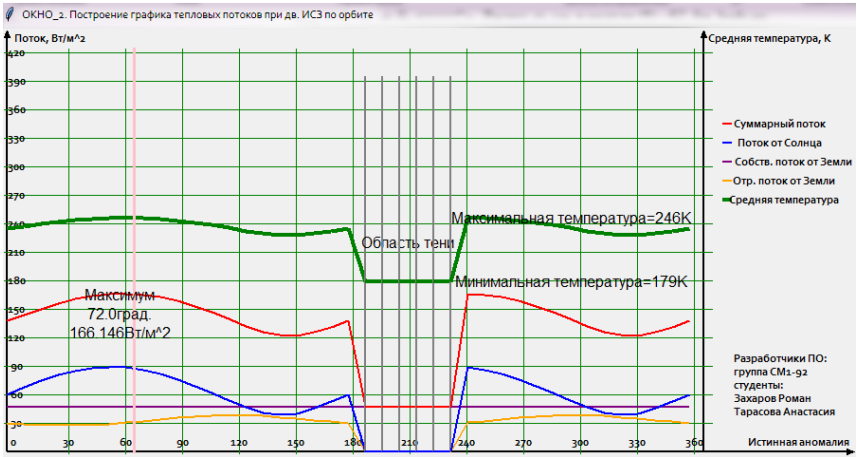


Рис. 3. Тепловые потоки и средняя температура оболочки для круговой солнечно-синхронной орбиты

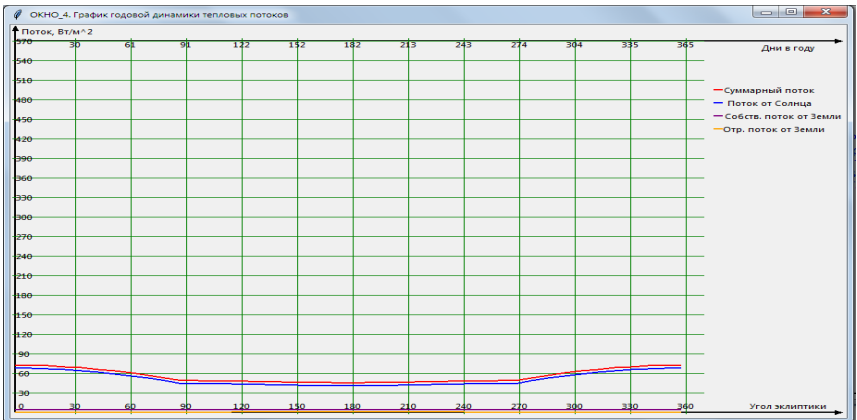


Рис. 4. Годовая динамика тепловых потоков для геостационарной орбиты

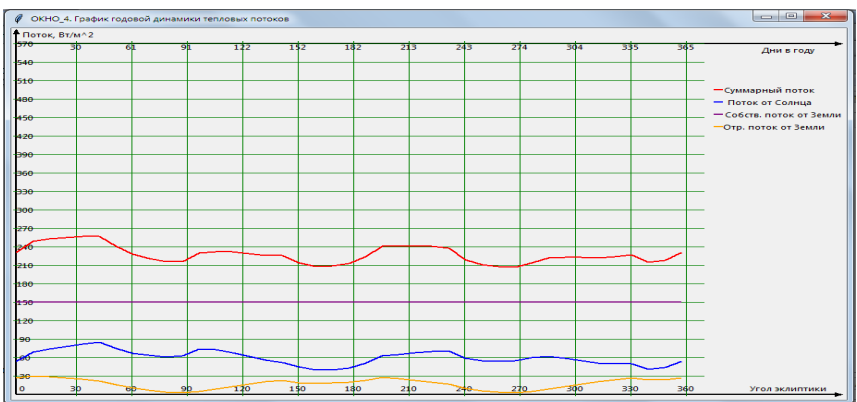


Рис. 5. Годовая динамика тепловых потоков для круговой солнечно-синхронной орбиты

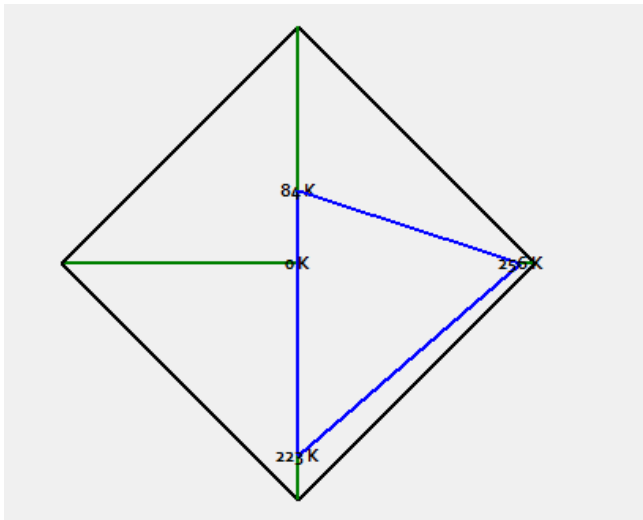


Рис. 6. Распределение температур в поперечном сечении оболочки ИСЗ (призматическая конфигурация) на геостационарной орбите при $\theta = 50^\circ$

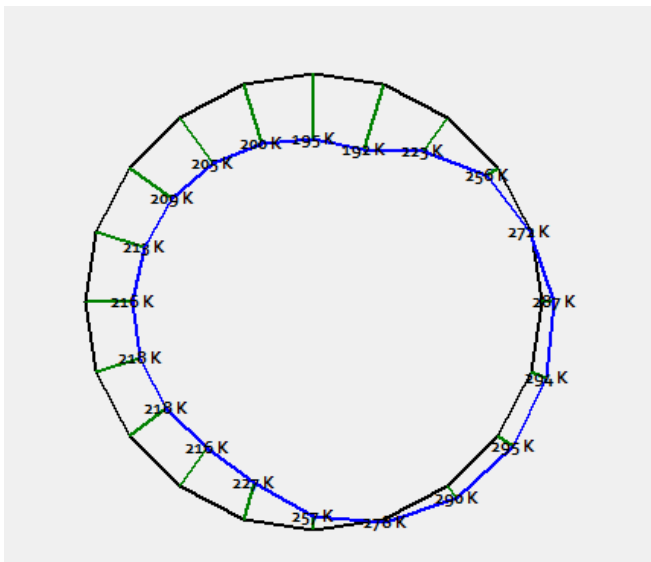


Рис. 7. Распределение температур в поперечном сечении оболочки ИСЗ (цилиндрическая конфигурация) на круговой солнечно-синхронной орбите при $\theta = 50^\circ$

На рис. 6, 7 видно, что одна из граней имеет температуру 0К, поскольку при расчете не учитывалась возможность существования внутри спутника некой среды, способной к конвективному теплообмену, а также теплопередачи путем теплопроводности. Более того, грань с нулевой температурой находится в тени, создаваемой другими элементами.

Структурная схема разработанного ПО представлена на рис. 8.

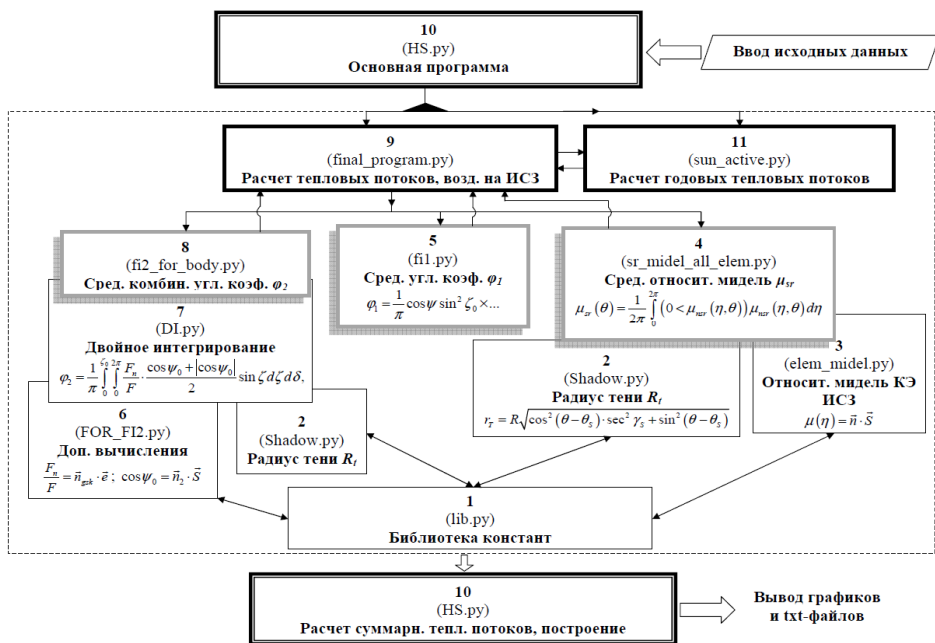


Рис. 8. Структурная схема разработанного программного обеспечения

Заключение. Получены аналитические зависимости теплового нагружения ИСЗ для различных его положений на орбите, построены графики тепловых потоков в зависимости от положения ИСЗ на орбите, а также графики годовой динамики тепловых потоков. Возможно использование полученных зависимостей при создании универсального ПО для расчета тепловых потоков ИСЗ с цилиндрической, в частности призматической, обечайкой, осевая линия которой коллинеарна радиусу-вектору Земли.

Для исследования тепловых потоков и температур сложных поверхностей созданы точные модели спутников на основе существующих наиболее перспективных спутников Земли «Электро-Л» и «Ресурс-П» (рис. 9 и 10 соответственно).

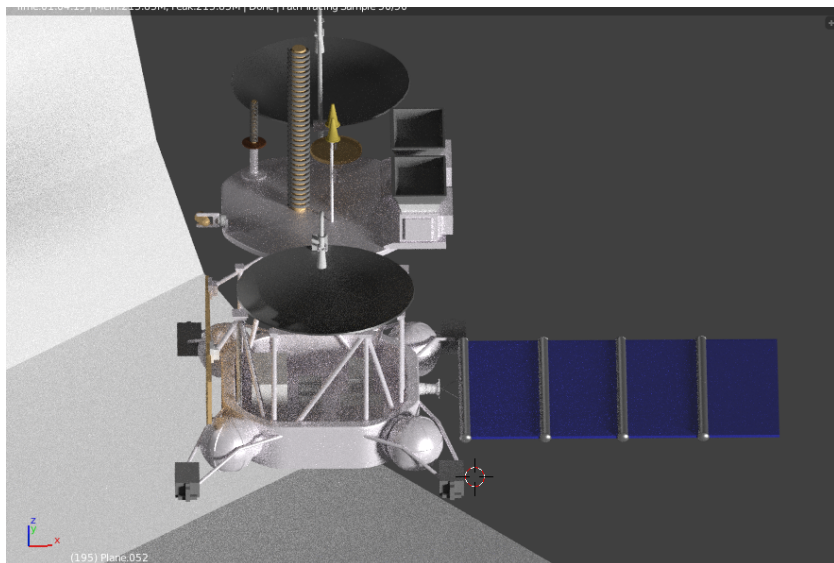


Рис. 9. Модель спутника Земли на основе «Электро-Л»

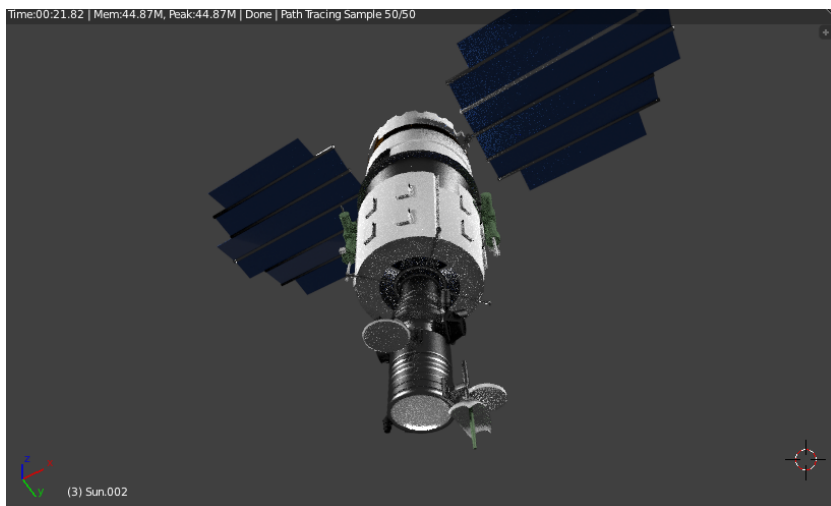


Рис. 10. Модель спутника Земли на основе «Ресурс-П»

Основными направлениями дальнейшего развития предполагается преобразование разработанного ПО в скрипт для графического редактора Blender, в котором будет возможен расчет тепловых потоков и температур поверхностей любой сложности, а также рассмотрение возмущенного движения ИСЗ (т. е. с учетом нецентрального гравитационного поля Земли, атмосферы и солнечного давления) при расчете тепловых потоков.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Кинг-Хил Д. *Искусственные спутники и научные исследования*. Москва, Издательство иностранной литературы, 1963, 256 с.
- [2] Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. *Баллистика и навигация космических аппаратов*. Москва, Дрофа, 2004, 544 с.
- [3] Петрова Г.И., ред. *Моделирование тепловых режимов КА и окружающей его среды*. Москва, Машиностроение, 1971, 382 с.
- [4] Залетаев В.М., Капинос Ю.В. *Расчет теплообмена космического аппарата*. Москва, Машиностроение, 1979, 208 с.

Статья поступила в редакцию 10.03.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Тарасова А.В., Захаров Р.В. Расчет тепловых потоков искусственного спутника Земли с помощью разработанного программного обеспечения на языке Python с привлечением 3D-редактора Blender. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-10-1538>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Тарасова Анастасия Владимировна — студентка кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана, инженер Научно-производственного центра «Специальная техника» МГТУ им. Н.Э. Баумана, сотрудник Студенческого конструкторского бюро Молодежного космического центра МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: madam.amazonka83@yandex.ru

Захаров Роман Вадимович — студент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана, сотрудник Студенческого конструкторского бюро Молодежного космического центра МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: srv.lepton@yandex.ru

Computing heat flow parameters for an artificial Earth satellite using software developed in the Python programming language and the Blender 3D modeller

© A.V. Tarasova, R.V. Zakharov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

We developed software to model thermal conditions of an artificial Earth satellite (AES) and find a solution to one of the three problems: determining the optimum emissivity and absorptivity of a material; computing parameters of the total heat flow affecting the AES; estimating the outer surface temperature of an AES for pre-computed external heat flows. We obtained analytical equations of the thermal load on the AES at different orbital positions, plotted the curves for heat flows affecting the satellite shell and temperatures over the AES shell cross-section depending on the AES orbital position. We created accurate satellite models in the Blender 3D software to study heat flows and temperatures of complex surfaces.

Keywords: thermal conditions, modelling, artificial Earth satellite, software.

REFERENCES

- [1] King-Hele D. *Satellites and scientific research*. Abingdon-on-Thames, Routledge & K Paul, 1960, 180 p. [In Russ.: King-Hele D. *Iskusstvennye sputniki i nauchnye issledovaniya*. Moscow, Foreign Literature Publ., 1963, 256 p.].
- [2] Ivanov N.M., Lysenko L.N. *Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft ballistics and navigation]. Moscow, Drofa Publ., 2004, 544 p.
- [3] Petrov G.I., ed. *Modelirovanie teplovykh rezhimov KA i okruzhayushchey ego sredy* [Modelling thermal conditions of spacecraft and surrounding media]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971, 382 p.
- [4] Zaletaev V.M., Kapinos Yu.V. *Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata* [Spacecraft heat transfer calculations]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 208 p.

Tarasova A.V. (b. 1994) student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University; engineer, Special Equipment Research and Production Center, Bauman Moscow State Technical University; member of Youth Space Center Student Design Office, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: madam.amazonka83@yandex.ru

Zakharov R.V. (b. 1994) student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University; member of Youth Space Center Student Design Office, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: srv.lepton@yandex.ru