

УДК 629.78 90750

ББК 39.62

## **Модели для оценки относительного времени освещения Солнцем радиаторов охлаждения космических аппаратов**

В.И.Куренков, Н.Р. Стратилатов, О.Г.Федоренко, Л.Б.Шилов

### **Аннотация**

Предложен критерий выбора мест установки радиаторов охлаждения (РО) на поверхности космических аппаратов (КА) наблюдения, который учитывает относительное время воздействия Солнца на РО, сложную пространственную геометрию панелей РО и изменения углов Солнца в процессе орбитального полёта и программных разворотов КА при целевом функционировании. Разработаны соответствующие математические модели, алгоритм и программное обеспечение.

### **Ключевые слова**

*космический аппарат; радиатор охлаждения; геометрия радиатора; зоны установки; критерий выбора; освещение Солнцем; среднесуточное время; затенение корпусом; моделирование полёта; имитация разворотов; программное обеспечение*

Одним из условий повышения эффективности работы панелей радиаторов охлаждения (РО) космических аппаратов (КА) наблюдения является установка РО в зонах поверхности корпуса КА, которые минимально подвержены прямому воздействию лучей Солнца, с учётом сложной пространственной геометрии панелей РО, изменения углов Солнца в процессе орбитального полёта и программных разворотов КА при целевом функционировании. Для определения мест установки панелей РО необходим критерий выбора. Такой критерий невозможно разработать на основе использования аналитических методов, так как количество факторов, влияющих на решение велико. В данной работе для построения критерия используется метод имитационного моделирования. Авторам не



для всего радиатора как сумма произведений площадей освещённых элементарных площадок, делённая на площадь панели РО.

На последующих циклах расчёты повторяются и регистрируется накопленное значение произведений среднего косинуса угла  $\varepsilon$  радиатора охлаждения на шаг расчёта по времени, которое делится на текущее время имитации полёта КА. Полученное относительное время воздействия Солнца на РО со средним косинусом угла  $\varepsilon$  в каждый момент времени имитации полёта КА используется в качестве критериального параметра для выбора мест установки РО. Чем меньше значение этого параметра, тем меньше радиатор охлаждения подвержен воздействию прямых лучей Солнца.

Для имитации разворотов КА при наблюдении наземных объектов используется генератор случайных чисел, который включается через заданное время и задаёт углы разворотов по каналам тангажа и крена в пределах установленного максимального угла отклонения оптической оси  $O_B x_B$  от надира.

### **Исходные данные для расчета и основные допущения**

Исходные данные получают как промежуточный результат вычислений в процессе функционирования ранее разработанного программного обеспечения (ПО), предназначенного для оценки целевых показателей эффективности КА наблюдения [1], а именно:  $i$  - наклонение плоскости орбиты,  $\Omega$  - долгота восходящего узла,  $\omega_\pi$  - аргумент перигея. Условия нахождения КА в тени Земли или на Солнце также являются результатом работы ПО [1]. При разработке моделей этого ПО были использованы следующие допущения:

1. Форма Земли – сферическая, однако для расчета параметров орбит используются уравнения эллиптического движения с периодической коррекцией расчетных значений долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и аргумента перигея в процессе длительного полета, вызванных несферичностью Земли (учитываются вековые возмущения от второй зональной гармоники в разложении геопотенциала).

2. Для расчета эволюции долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и эволюции аргумента перигея в процессе длительного полета учитывается несферичность Земли (учитываются вековые возмущения первого порядка).

3. Влияние аэродинамических сил на исследуемых орбитах не учитывается.

### **Расчетная схема радиатора охлаждения**

Изложенный выше подход к построению критерия выбора мест установки РО справедлив для пространственной геометрии панелей РО любой сложности. Для каждой геометрии должны быть построены свои конкретные модели. В данной работе предлагается ограничиться конической формой радиатора охлаждения.

Расчетная схема по геометрии радиатора охлаждения представлена на рис. 2. Обозначения ясны из рисунка.

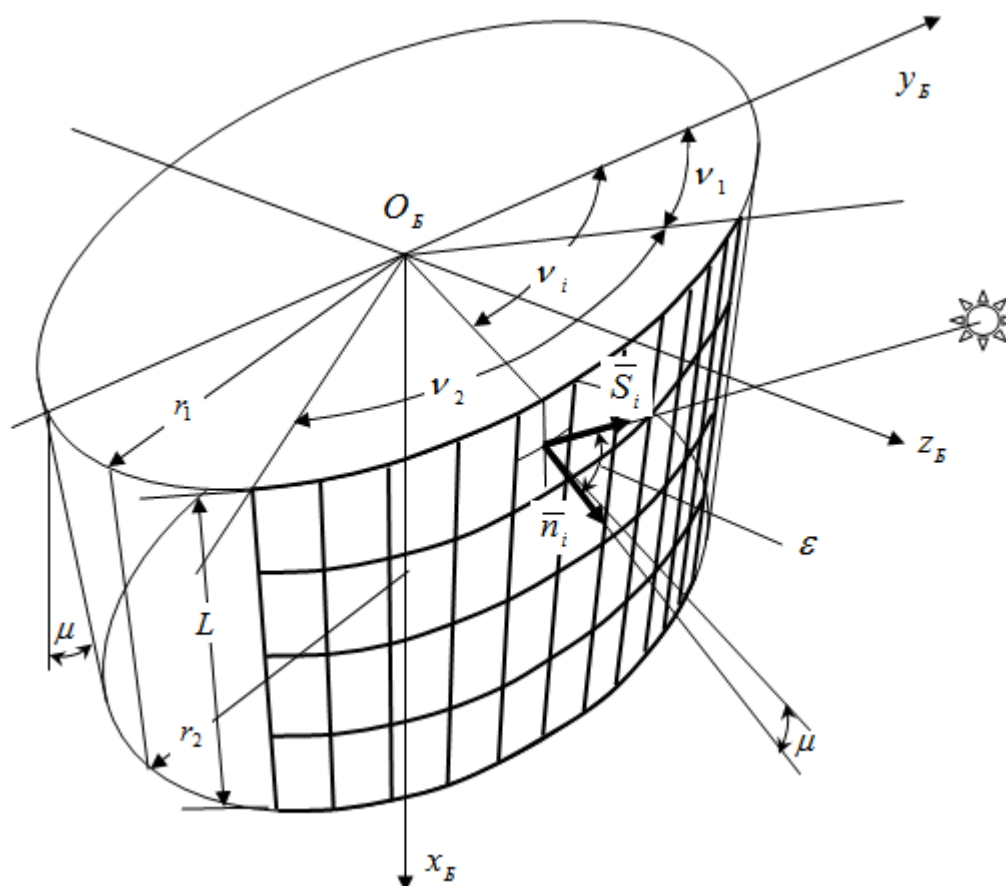


Рис. 2. Схема для определения проекций единичного вектора нормали к элементарным площадкам РО

Из схемы ясно, что угол между осью  $O_B x_B$  и вектором нормали  $\bar{n}_i$  к элементарной площадке всегда равен  $(\pi/2 - \mu)$ , а текущее значение угла между осью  $z_B$  и проекцией вектора нормали  $\bar{n}_i$  на плоскость  $O_B y_B z_B$  можно рассчитать по формуле

$$v_i = v_1 + \frac{v_2}{m}(i - 0,5); \quad i = \overline{1, m},$$

где  $m$  – количество элементарных площадок, на которые разбивается поверхность РО вдоль образующей по окружности ( $k$  – количество площадок по образующей конуса).

Следовательно, проекции вектора  $\bar{n}_i$  в базовой системе координат будут:

$$\begin{pmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mu \\ \cos \mu \cos \nu_i \\ \cos \mu \sin \nu_i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mu \\ \cos \mu \cos [\nu_1 + \nu_2(i - 0,5)/m] \\ \cos \mu \sin [\nu_1 + \nu_2(i - 0,5)/m] \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Отметим, что для других схем КА координаты  $n_{xB}, n_{yB}, n_{zB}$  единичного вектора  $\bar{n}$  могут быть другие.

Площадь элементарной площадки приближённо равна:

$$F_{ij} = \Delta S_{ij} \Delta L_{ij}, \quad (2)$$

где  $\Delta S_{ij}$  и  $\Delta L_{ij}$  - средние размеры элементарной площадки соответственно по кривой вдоль окружности и по прямой вдоль образующей линии конусной поверхности РО;

В свою очередь параметры  $\Delta S_{ij}$  и  $\Delta L_{ij}$  нетрудно получить из геометрических соотношений:

$$\Delta L_{ij} = \frac{L}{k}; \quad \Delta S_{ij} = r_j \frac{\nu_2 - \nu_1}{m},$$

где  $r_j = r_1 - (r_1 - L \operatorname{tg} \mu) \left( \frac{j - 0,5}{k} \right)$ .

### Алгоритм и используемые математические модели

1. Обнуляется счетчик относительного времени воздействия Солнца на РО (со средним косинусом угла  $\varepsilon$  в каждый момент времени имитации полёта КА)  $\bar{T}_{PO}(t)$ .

2. В каждый момент времени имитации орбитального движения проверяется условие нахождения КА на солнечной стороне Земли или в ее тени. Это условие проверяется с использованием моделей [2]. Расчёт относительного времени  $\bar{T}_{PO}(t)$  производится только при нахождении КА на освещённом участке орбиты.

3. Рассматривается первая элементарная площадка радиатора охлаждения с номером 1,1 (в последующих циклах площадка с номером  $i, j$  ( $i = \overline{1, m}; j = \overline{1, k}$ )). Рассчитываются координаты единичного вектора  $\bar{n}_{i,j}$  нормали к элементарной площадке РО по формуле (1).

4. Определяются координаты единичного вектора  $\bar{S}$  направления на Солнце в неподвижной геоцентрической СК  $Oxyz$  в произвольный момент времени года (суток), прошедшего с момента точки весеннего равноденствия. Расчетная схема показана на рис. 3, где использованы обозначения:  $\delta_c$  - угол между эклиптической и экватором (23,5 градуса);  $a_c$  -

угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце;

$s_x, s_y, s_z$  - проекции вектора  $\vec{S}$  на оси неподвижной геоцентрической СК.

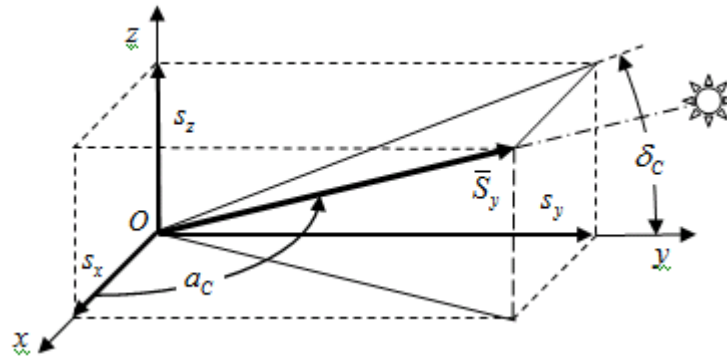


Рис. 3. Положение вектора направления на Солнце относительно неподвижной геоцентрической СК

Проекции вектора  $\vec{S}$  на оси системы координат  $Oxyz$  будут согласно [3]:

$$\left. \begin{aligned} s_x &= \cos a_c \\ s_y &= \sin a_c \cos \delta_c \\ s_z &= \sin a_c \sin \delta_c \end{aligned} \right\},$$

где  $a_c = 2\pi N/265$ ;  $N$  - число дней, прошедших с 21 марта (точка весеннего равноденствия) до расчетной даты полета.

5. Осуществляется пересчет координат вектора  $\vec{S}$  из неподвижной геоцентрической СК ( $Oxyz$ ) в геоцентрическую орбитальную СК ( $O_1x_1y_1z_1$ ), связанную с перицентром орбиты (см. рис. 4) согласно [3]

$$\begin{pmatrix} s_{x1} \\ s_{y1} \\ s_{z1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} s_x \\ s_y \\ s_z \end{pmatrix},$$

где  $m_{11} = \cos \omega_\pi \cos \Omega - \sin \omega_\pi \cos i \sin \Omega$ ;

$$m_{12} = \cos \omega_\pi \sin \Omega + \sin \omega_\pi \cos i \cos \Omega;$$

$$m_{13} = \sin \omega_\pi \sin i;$$

$$m_{21} = -\sin \omega_\pi \cos \Omega - \cos \omega_\pi \cos i \sin \Omega;$$

$$m_{22} = -\sin \omega_\pi \sin \Omega - \cos \omega_\pi \cos i \cos \Omega;$$

$$m_{23} = \cos \omega_\pi \sin i;$$

$$m_{31} = \sin i \sin \Omega;$$

$$m_{32} = -\sin i \cos \Omega;$$

$$m_{33} = \cos i.$$

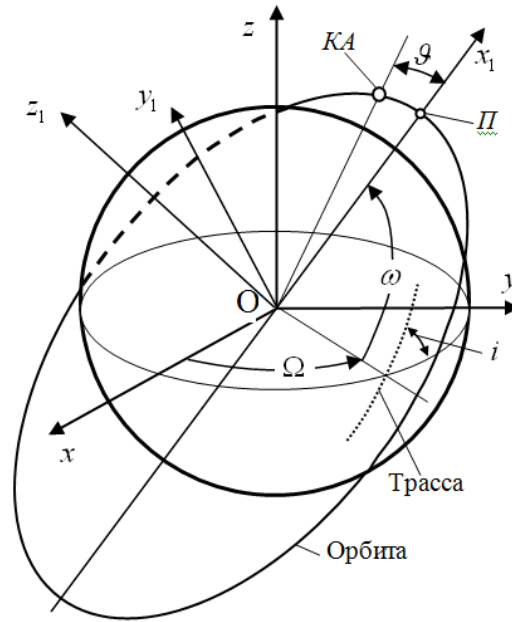


Рис. 4. Неподвижная геоцентрическая СК  $Oxyz$  и геоцентрическая орбитальная СК  $O_1x_1y_1z_1$ , связанная с перигеием орбиты

6. Осуществляется пересчет координат вектора  $\bar{S}$  из геоцентрической орбитальной СК ( $O_1x_1y_1z_1$ ), связанной с перигеием орбиты, в барицентрическую орбитальную СК ( $O_2x_2y_2z_2$ ) (см. рис. 5) согласно [2].

$$\begin{pmatrix} s_{x2} \\ s_{y2} \\ s_{z2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \vartheta & \sin \vartheta & 0 \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} s_{x1} \\ s_{y1} \\ s_{z1} \end{pmatrix}.$$

7. Осуществляется пересчет координат вектора  $\bar{S}$  из барицентрической орбитальной СК ( $O_2x_2y_2z_2$ ) в СК, связанную с центром масс КА и направлением оптической оси аппаратуры наблюдения в надир ( $O_Hx_Hy_Hz_H$ ) согласно [2]

$$\begin{pmatrix} s_{xH} \\ s_{yH} \\ s_{zH} \end{pmatrix} = M_H \cdot \begin{pmatrix} s_{x2} \\ s_{y2} \\ s_{z2} \end{pmatrix},$$

где  $M_H$  - матрица поворота (косинусов между осями систем координат).

Для варианта компоновки КА наблюдения и схемы полета, когда ось  $y_B$  базовой системы координат КА направлена в надир (см. рис. 1), матрица поворота будет следующей

$$M_H = \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}.$$

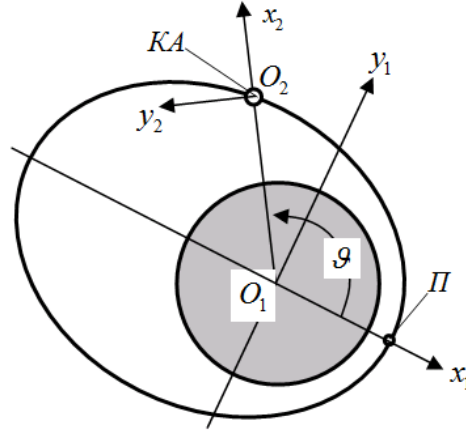


Рис. 5. Геоцентрическая орбитальная СК  $O_1x_1y_1z_1$ , связанная с перицентром орбиты и барицентрическая орбитальная СК  $O_2x_2y_2z_2$

8. Периодически, через заданное время, производится имитация перенацеливания КА с одного объекта наблюдения на другой. Это делается с помощью задания случайных углов тангажа  $\theta$  и крена  $\gamma$  КА (см. рис. 1) в конусе обзора с максимальным углом  $\rho_{\max}$

$$\theta = -\rho_{\max} + 2\rho_{\max}\xi;$$

$$\gamma = -\rho_{\max} + 2\rho_{\max}\zeta,$$

$$(\operatorname{tg} \theta)^2 + (\operatorname{tg} \gamma)^2 < (\operatorname{tg} \rho_{\max})^2$$

где  $\xi$  и  $\zeta$  случайные числа с равномерным законом распределения на отрезке  $[0, 1]$ .

Последнее условие введено для того, чтобы исключить возможность реализации случайных углов  $\xi$  и  $\zeta$ , при которых угол отклонения оптической оси от надира превышает максимальное значение  $\rho_{\max}$ .

9. Осуществляется пересчет координат вектора  $\bar{S}$  из СК, связанной с центром масс КА и направлением оптической оси аппаратуры наблюдения в наدير (центр Земли)  $O_Hx_Hy_Hz_H$ , в базовую СК  $O_Bx_By_Bz_B$  с учетом углов тангажа и крена КА (см. рис. 1)

$$\begin{vmatrix} S_{xB} \\ S_{yB} \\ S_{zB} \end{vmatrix} = M_B \cdot \begin{vmatrix} S_{xH} \\ S_{yH} \\ S_{zH} \end{vmatrix},$$



где  $M_B$  - матрица поворота (косинусов между осями систем координат).

Для варианта компоновки КА наблюдения в соответствии с рис. 1 матрица поворота будет следующей согласно [2]

$$M_B = \begin{vmatrix} \sin \theta \cos \gamma & -\cos \theta & -\sin \theta \sin \gamma \\ \cos \theta \cos \gamma & \sin \theta & -\cos \theta \sin \gamma \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{vmatrix}.$$

10. Осуществляется расчет косинуса угла  $\varepsilon$  между векторами  $\vec{S}$  и  $\vec{n}$  (см. рис. 1 и 2)

$$\cos \varepsilon = n_{xB}x_{xB} + n_{yB}y_{yB} + n_{zB}z_{zB}.$$

11. Проводится анализ знака косинуса угла  $\varepsilon$ .

Если косинус угла  $\varepsilon$  положительный, то считается, что элементарная площадка освещена Солнцем, и вычисляется эффективная площадь этой площадки

$$F_{ij}^{\text{эф}} = F_{ij} \cos \varepsilon_{ij},$$

где  $F_i$  - истинная площадь элементарной площадки, которая вычисляется по формуле (2).

Если  $\cos \varepsilon$  отрицательный, то осуществляется приращение по номерам элементарных площадок и расчеты по пунктам 3-11 повторяются.

12. Рассчитывается средний косинус угла  $\varepsilon$  для всего РО

$$\overline{\cos \varepsilon_{PO}} = \frac{1}{F_{PO}} \sum_{j=1}^k \sum_{i=0}^m F_{ij}^{\text{эф}} = \frac{1}{F_{PO}} \sum_{j=1}^k \sum_{i=0}^m F_{ij} \cos \varepsilon_{ij}.$$

13. Осуществляется приращение времени на шаг расчета  $\Delta t$  и расчеты по п. 2...12 повторяются. Оценивается относительное время воздействия Солнца на РО (со средним косинусом угла  $\varepsilon$  в каждый момент времени)

$$\overline{T}_{PO}(t) = \frac{1}{t} \sum_{t=0}^t (\Delta t \overline{\cos \varepsilon_{PO}}) = \frac{1}{t \cdot F_{PO}} \sum_{t=0}^t \left( \Delta t \sum_{j=1}^k \sum_{i=0}^m F_{ij} \cos \varepsilon_{ij} \right),$$

где  $t$  – текущее время имитации полета КА.

14. Расчет прекращается по желанию оператора или по достижении заданного времени имитации полёта КА.

На основе данного алгоритма и представленных моделей разработан программный модуль, с помощью которого модернизировано созданное ранее программное обеспечение для оценки целевых показателей эффективности КА наблюдения [1]. Фрагменты пользовательского интерфейса представлены на рис. 6.

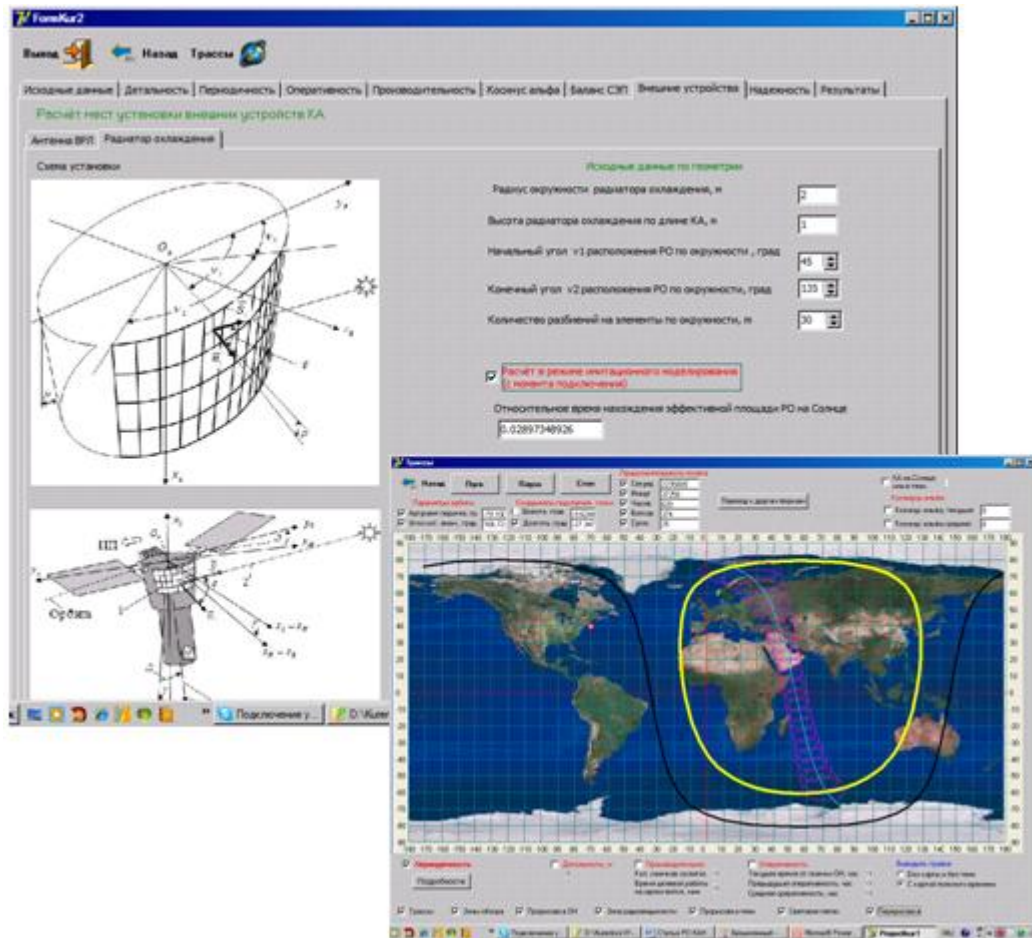


Рис. 6. Фрагменты пользовательского интерфейса программного обеспечения

### Верификация моделей и некоторые результаты расчётов

Методика верификации моделей заключается в том, что для многих частных случаев геометрии РО и компоновочных схем КА, а также в некоторых точках орбиты КА косинусы угла  $\varepsilon$  известны, или их нетрудно рассчитать с помощью аналитических зависимостей. Можно варьировать схемой установки РО на КА, временем полёта, наклонением плоскости орбиты, долготой восходящего узла орбиты, углами тангажа и крена КА и аналитически рассчитать значение косинуса угла  $\varepsilon$ , а затем сравнивать эти значения со значениями, рассчитанными программой. Например, для плоской панели РО, нормаль которой совпадает с осью  $O_B z_B$  (см. рис. 2), заранее известно, что в точке весеннего равноденствия и долготы восходящего узла орбиты, равной нулю, для орбит с любым наклонением косинус угла  $\varepsilon$  равен нулю, если ось  $O_B x_B$  будет направлена в надир (углы тангажа и крена КА равны нулю).

По данной методике были составлены около сорока расчётных случаев. В том числе рассматривались солнечно-синхронные орбиты, для которых аналитически можно

рассчитывать косинусы угла  $\varepsilon$  в точках весеннего и осеннего равноденствий, а также в точках летнего и зимнего солнцестояний. Во всех случаях результаты аналитического и программного расчётов совпали. Следовательно, разработанные модели, алгоритм и программное обеспечение могут быть использованы проектантами для выбора предпочтительных мест установки РО на корпусе КА по критерию минимума относительного времени нахождения панели РО на Солнце  $\bar{T}^{PO}(t) \rightarrow \min$ .

**Пример.** Пусть необходимо выбрать место установки одного РО цилиндрической формы на корпус КА, схема которого показана на рис. 1. Параметры РО: радиус верхней кромки 2 м, высота 1, начальные и конечные значения углов РО для варианта а)  $\nu_1 = 45^\circ$ ,  $\nu_2 = 135^\circ$  (слева по направлению полёта), и для вариант б)  $\nu_1 = 225^\circ$ ,  $\nu_2 = 315^\circ$  (справа по направлению полёта). Орбита КА солнечно-синхронная с параметрами: высота 730 км, угол наклона 98,3°, долгота восходящего узла 150° (съёмки на нисходящем витке в утренние часы), максимальный угол отклонения оптической оси от надира 45°. Результаты расчётов показывают, что при расположении панели РО с левой стороны по направлению движения параметр  $\bar{T}^{PO}(t) = 0,305 \dots 0,313$  за сутки полёта, а с правой -  $\bar{T}^{PO}(t) = 0,0469 \dots 0,0481$ . Следовательно, следует принять вариант б).

Влияние панелей солнечных батарей, которые могут затенять РО от прямых солнечных лучей, и тем самым влиять на относительное время нахождения РО на Солнце, можно учесть введением дополнительных моделей [2].

### Выводы

1. Предложен критерий выбора мест установки радиаторов охлаждения (РО) на поверхности космических аппаратов (КА) наблюдения, который учитывает относительное время воздействия Солнца на РО, сложную пространственную геометрию панелей РО и изменения углов Солнца в процессе орбитального полёта и программных разворотов КА при целевом функционировании.

2. Разработаны математические модели и алгоритм для оценки относительного времени нахождения на Солнце панелей радиаторов охлаждения (РО) КА наблюдения при имитации его орбитального полета и программных разворотов КА в процессе целевого функционирования.

3. Разработан программный модуль для оценки относительного времени нахождения на Солнце панелей РО. Данный модуль встроен в ранее созданное программное обеспечение для оценки целевых показателей эффективности КА наблюдения.

3. С помощью данного программного обеспечения можно осуществлять оценку среднесуточного времени нахождения панелей РО на Солнце и по результатам этой оценки выбирать зоны установки панелей РО (по критерию минимального среднесуточного времени воздействия прямых лучей Солнца на РО).

### **Библиографический список**

1. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие / В.И.Куренков, В.В.Салмин, Б.А.Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 178 с.

2. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учетом энергобаланса: учеб. пособие / В.И.Куренков, В.В.Салмин, Б.А.Абрамов. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

3. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА / А.В.Соллогуб, Г. П. Аншаков, В.В.Данилов; Под ред. Д.И.Козлова. – М. Машиностроение, 1993. – 368 с.

### **Сведения об авторах**

Куренков Владимир Иванович – профессор Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королева – СГАУ (национальный исследовательский университет), доктор технических наук. 443086 Россия, г.Самара, Московское шоссе, 34, тел.: (846)- 267-46-88, сот.: 8-964-988-69-14, E-mail: kvi.48@mail.ru.

Стратилатов Николай Ремирович – Главный конструктор ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», кандидат технических наук. Россия, 443009, г.Самара, ул. Земеца, 18, тел.: (846) 992-65-02 E-mail: csdb@mail.samara.ru.

Федоренко Олег Григорьевич – начальник отдела ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, тел.: 8-(846)992-65-42 E-mail: csdb@mail.samara.ru.

Шилов Лев Борисович – аспирант СГАУ. Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18, тел.: 8-(846) 228-97-25 E-mail: shillev58@yandex.ru.