

## О РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ НАВЕДЕНИЯ СПУТНИКА-ОСВЕТИТЕЛЯ НА ЗАДАННЫЙ РАЙОН ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ И ОЦЕНКА ОСВЕЩЕННОСТИ

А.В. Сумароков<sup>1</sup>

avsumarokov@gmail.com

С.Н. Тимаков<sup>1,2</sup>

К.А. Богданов<sup>1,2</sup>

kab956@mail.ru

<sup>1</sup> ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»,  
г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация

<sup>2</sup> Московский физико-технический институт (государственный университет),  
г. Долгопрудный, Московская обл., Российская Федерация

---

### Аннотация

Представлен космический аппарат с большим солнечным парусом, предназначенный для освещения приполярных районов поверхности Земли во время полярной ночи солнечным светом, отраженным от зеркальной поверхности паруса. Для выполнения целевой функции на участке орбиты над горизонтом освещаемого района парус ориентируется таким образом, чтобы отраженный им солнечный свет падал в этот район. При необходимости несколько подобных аппаратов могут обеспечить непрерывное освещение заданного района. Проанализированы требуемые скорости поворота и углы ориентации паруса для обеспечения непрерывного освещения цели, и предложен алгоритм расчета этих параметров. Дополнительно проведены оценки величины освещенности и числа аппаратов, необходимых для этой цели. Для верификации разработанного алгоритма выполнено математическое моделирование для двух случаев положения Солнца: Солнце находится под углом  $40^\circ$  к плоскости орбиты и плоскость орбиты перпендикулярна направлению на Солнце

### Ключевые слова

Космический аппарат с солнечным парусом, спутник-осветитель, космические эксперименты, наведение

Поступила в редакцию 14.06.2017  
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

---

*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 17-08-01635*

Существуют проекты использования искусственных спутников Земли с крупногабаритным отражателем для обеспечения освещения приполярных районов земной поверхности [1]. Ввиду малости размеров корпуса аппарата по сравнению с размером отражателя и ограниченности массы спутника можно считать данный спутник космическим аппаратом (КА) с солнечным парусом [2, 3]. Предположим, что данный аппарат находится на гелиосинхронной орбите высотой ~4000 км. При движении аппарата на орбите можно выделить два основных

участка: участок целевой работы, а именно освещения цели, а также дежурный участок, на котором предполагается обеспечивать коррекцию орбиты КА. Предположим, что выполнение целевого функционирования аппаратом осуществляется сразу, как только освещаемая цель будет находиться в зоне прямой видимости, т. е. в случае, когда участок орбиты КА находится выше горизонта цели.

Для упрощения задачи будем считать парус плоским с зеркальной поверхностью с обеих сторон, площадь паруса  $A = 7800 \text{ м}^2$  [2, 3], поток лучей от Солнца параллельный, нормальное световое давление постоянное и равно  $\sigma = 4,64 \cdot 10^{-6} \text{ Н/м}^2$ , масса аппарата  $M = 500 \text{ кг}$ . Поверхность Земли будем считать эллипсоидом, главные оси которого совпадают с осями гринвичской системы координат. Используем параметры эллипсоида системы координат WGS84. В настоящей работе приведено решение кинематической задачи определения углов и угловых скоростей движения солнечного паруса для обеспечения непрерывного освещения выбранного района земной поверхности на участке целевой работы.

При решении задачи наведения паруса используется информация о текущем угловом и пространственном положении аппарата и векторе направления на Солнце. Поскольку для реализации разворота паруса необходимо некоторое время, то для решения задачи его наведения для освещения приполярных районов поверхности Земли требуется решить ряд других задач. Вначале, требуется спрогнозировать угловое и пространственное положение аппарата через некоторое время, определяемое задержкой разворота паруса. Далее, необходимо вычислить вектор направления нормали к парусу в орбитальной системе координат. В настоящей работе рассматривается решение каждой из поставленных задач.

**Задача прогнозирования положения КА.** Поскольку существует задержка между определением требуемых параметров ориентации паруса и непосредственной реализацией необходимой ориентации, то необходимо экстраполировать пространственное и угловое положение КА на фактическое время целеуказания. Будем использовать алгоритм, аналогичный описанному в [4, 5]. Считаем, что в бортовом компьютере системы управления движением КА доступна информация о текущем векторе состояния в гринвичской системе координат WGS84–  $X^{WGS84}$ , измеренная аппаратурой спутниковой навигации, и параметры ориентации КА в виде проекций вектора абсолютной угловой скорости на оси связанного базиса  $\omega_E = [\omega_{Ex} \ \omega_{Ey} \ \omega_{Ez}]^T$  и текущего кватерниона ориентации  $\mathbf{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$  в инерциальной системе координат J2000. Задача прогнозирования решается путем интегрирования уравнений движения вперед на определенное время.

Экстраполяция углового положения проводится путем интегрирования методом Эйлера кинематических уравнений движения в кватернионной форме с коррекцией нормы [6]:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \cdot \omega_E - \frac{1}{2} \mathbf{q} \left( |\mathbf{q}|^2 - 1 \right); \quad (1)$$

здесь  $|\mathbf{q}|$  означает норму кватерниона. Считаем, что в бортовом алгоритме будет проводиться несколько итераций интегрирования (1) с шагом интегрирования  $\tau$  для промежуточных итераций, а для последней итерации  $\tau = \Delta T - \{\Delta T / 0,1\} \cdot 0,1$ ;  $\{\Delta T / 0,1\}$  — целая часть частного  $\Delta T / 0,1$ ;  $\Delta T$  — время экстраполяции.

Прогнозирование пространственного положения КА осуществляется путем интегрирования вектора состояния в гринвичской системе координат WGS84. Пусть в системе координат WGS84 вектор состояния имеет следующий вид:

$$X^{\text{WGS84}} = [r_x \quad r_y \quad r_z \quad v_x \quad v_y \quad v_z]^T.$$

Для перехода в текущую инерциальную систему координат эпохи  $\gamma$  [7] воспользуемся следующей формулой:

$$X^{J\gamma} = [r_x \quad r_y \quad r_z \quad v_x - \Omega_E r_y \quad v_y + \Omega_E r_x \quad v_z]^T,$$

где  $\Omega_E$  — угловая скорость вращения Земли.

Для экстраполяции пространственного положения проводится несколько итераций интегрирования уравнений движения методом Рунге — Кутта 4-го порядка. Воспользовавшись разложением гравитационного потенциала Земли в ряд по сферическим функциям геоцентрической широты  $B$  [8], ограничившись первыми тремя членами разложения и приняв во внимание ускорение, вызванное силой светового давления на солнечный парус, получим выражение для суммарного ускорения:

$$\begin{aligned} \mathbf{g} = \mathbf{g}_r + \mathbf{g}_m + \mathbf{g}_{sp} = & -\frac{\mathbf{r}}{r} \left( \frac{\mu}{r^2} + \frac{\varepsilon}{r^4} (1 - 3 \sin^2 B) \right) + \frac{\chi}{r^6} \left( 5 \sin^4 B - \frac{30}{7} \sin^2 B + \frac{3}{7} \right) + \\ & + \mathbf{m} \left( -\frac{\varepsilon}{r^4} \sin 2B + \frac{1}{14} \frac{\chi}{r^6} (2 \sin 2B - 7 \sin 4B) \right) - \frac{2\sigma A}{M} |\mathbf{n} \cdot \mathbf{s}| (\mathbf{n} \cdot \mathbf{s}) \mathbf{n}, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $\mu = 3,986004418 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ ;  $\varepsilon = 2,634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5 / \text{с}^2$ ;  $\chi = 6,773 \cdot 10^{15} \text{ км}^7 / \text{с}^2$  — гармоники гравитационного потенциала Земли;  $\mathbf{g}_r$  и  $\mathbf{g}_m$  — радиальная (проекция на направление радиус-вектора  $\mathbf{r}$ ) и меридиональная (проекция, лежащая в плоскости меридиана, направленная в сторону северного полюса, ортогональная  $\mathbf{g}_r$ ) проекции ускорения силы тяжести Земли;  $r$  — модуль радиус-вектора  $\mathbf{r}$ ;  $\mathbf{m}$  — единичный вектор направления  $\mathbf{g}_m$ ,  $\mathbf{n}$  — единичный вектор направления нормали к солнечному парусу,  $\mathbf{s}$  — единичный вектор направления на Солнце.

Приращение вектора состояния может быть выражено с использованием (2) следующим образом:

$$dX(X) = [v_x \quad v_y \quad v_z \quad -g_x \quad -g_y \quad -g_z]^T. \quad (3)$$

Таким образом, следуя методу Рунге — Кутта 4-го порядка, с помощью (3) получаем значение вектора состояния  $X_{n+1}$  на следующей итерации:

$$\begin{aligned}
 K_1 &= dX(X_n); \quad K_2 = dX\left(X_n + \frac{h}{2}K_1\right); \\
 K_3 &= dX\left(X_n + \frac{h}{2}K_2\right); \quad K_4 = dX(X_n + hK_3); \\
 X_{n+1} &= \frac{h}{6}(K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4);
 \end{aligned} \tag{4}$$

здесь  $h$  — шаг интегрирования. Как и при интегрировании кинематических уравнений для последней итерации  $h = \Delta T - \{\Delta T / 1\} \cdot 1$ ,  $\{\Delta T / 1\}$  — целая часть частного  $\Delta T / 1$ .

Ввиду того, что интегрирование происходит в псевдоинерциальной системе координат, дополнительно необходимо учесть поворот самой системы координат за  $h$ . Это можно сделать, воспользовавшись следующим соотношением для выражения (4):

$$\begin{aligned}
 X_{n+1} &= \begin{bmatrix} x \cos(\Omega_E h) + y \sin(\Omega_E h) & y \cos(\Omega_E h) - x \sin(\Omega_E h) & z & \dots \\ \dots & v_x \cos(\Omega_E h) + v_y \sin(\Omega_E h) & v_y \cos(\Omega_E h) - v_x \sin(\Omega_E h) & v_z \end{bmatrix}^T.
 \end{aligned} \tag{5}$$

После всех итераций интегрирования переводим экстраполированный вектор состояния (5) обратно в гринвичскую систему координат WGS84:

$$X^{\text{WGS84}} = \begin{bmatrix} r_x & r_y & r_z & v_x + \Omega_E r_y & v_y - \Omega_E r_x & v_z \end{bmatrix}^T. \tag{6}$$

**Задача расчета направления вектора направления нормали к плоскости паруса.** Пусть освещаемая цель задается геодезическими координатами: геодезической широтой  $B$ , долготой  $L$  и высотой над уровнем земного эллипсоида  $H$ . В этом случае вектор цели в системе координат WGS84 для точки на поверхности Земли, заданной геодезическими координатами, может быть выражен следующим образом [9]:

$$\begin{aligned}
 N &= \frac{a_E}{\sqrt{1 - (2K_E - K_E^2) \sin^2(B)}}; \\
 T_x^{\text{WGS84}} &= (N + H) \cos(B) \cos(L); \\
 T_y^{\text{WGS84}} &= (N + H) \cos(B) \sin(L); \\
 T_z^{\text{WGS84}} &= \left( (1 - 2K_E + K_E^2) N + H \right) \sin(B),
 \end{aligned} \tag{7}$$

где  $a_E$  и  $K_E$  — параметры эллипсоида Земли, большая полуось и сжатие соответственно.

Таким образом, вектор направления от местоположения КА к цели (линию визирования) можно рассчитать через (7) и (6) следующим образом:

$$\mathbf{V}^{\text{WGS84}} = \mathbf{T}^{\text{WGS84}} - \mathbf{X}^{\text{WGS84}}. \tag{8}$$

Далее этот вектор линии визирования необходимо перевести из системы координат WGS84 в инерциальную систему координат J2000:

$$\mathbf{V}^{J2000} = \tilde{\mathbf{G}} \cdot \mathbf{V}^{WGS84} \cdot \mathbf{G}$$

Здесь  $\mathbf{G}$  — кватернион перехода из гринвичской системы координат WGS84 в инерциальную систему J2000, который зависит только от времени и может быть вычислен с различной степенью точности, согласно методике [7].

Для обеспечения освещения выбранного района земной поверхности необходимо, чтобы вектор нормали к плоскости солнечного паруса был направлен по биссектрисе угла между вектором направления на Солнце и вектором направления на цель [1] (рис. 1).

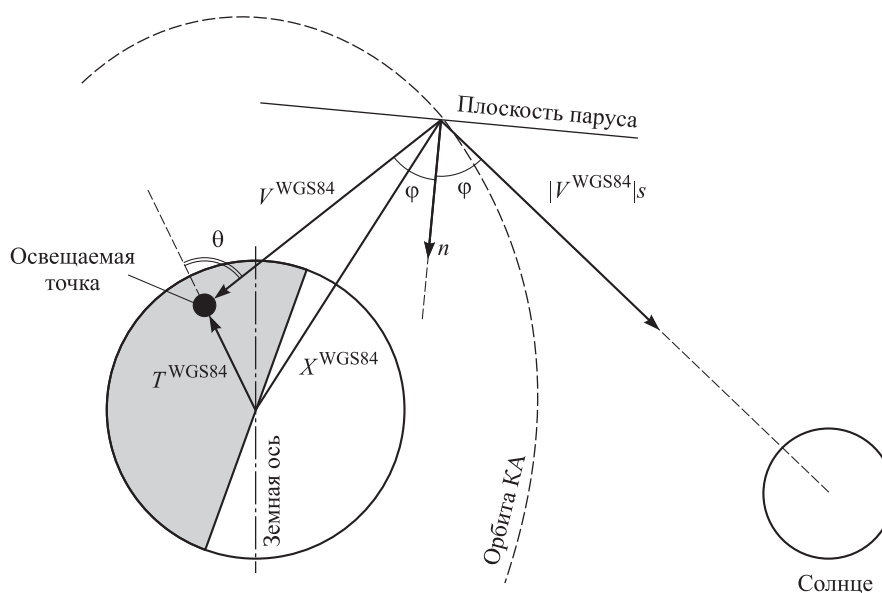


Рис. 1. Построение схемы ориентации солнечного паруса КА для освещения заданной точки на поверхности Земли

Таким образом, направление нормали к плоскости паруса в инерциальной системе координат  $\mathbf{n}$  будет определяться суммой единичного вектора направления на цель  $\mathbf{V}^{J2000}$  и текущего вектора направления на Солнце  $\mathbf{s}$ :

$$\mathbf{n}^{J2000} = \frac{\mathbf{V}^{J2000}}{|\mathbf{V}^{J2000}|} + \mathbf{s}. \quad (9)$$

Далее, перепроектируя вектор нормали в орбитальную систему координат [4], получаем требуемые углы разворота паруса относительно осей орбитально-го базиса:

$$\mathbf{n} = \tilde{\mathbf{A}} \cdot \mathbf{n}^{J2000} \cdot \mathbf{A}. \quad (10)$$

В формуле (10)  $\mathbf{A}$  — кватернион перехода от инерциальной системы координат J2000 к связанной системе координат КА, экстраполированный на необходимый момент времени с помощью (1).

**Результаты математического моделирования.** Для верификации разработанного алгоритма было проведено математическое моделирование освещения

точки с геодезическими координатами  $69^\circ$  СШ и  $87^\circ$  ВД (район г. Норильска). При моделировании считалось, что КА движется по солнечно-синхронной орбите наклоном  $90^\circ$  с большой полуосью 10 500 км, эксцентриситетом 0,1. Период данной орбиты составляет  $\sim 3$  ч. Моделирование проводилось для даты 15 января. Использовались два разных варианта положения Солнца к плоскости орбиты: орбита перпендикулярна плоскости, в которой находится Солнце и которая проходит через ось  $OZ$  земного эллипсоида; а также случай, когда плоскость орбиты составляет с плоскостью, проходящей через ось  $OZ$  земного эллипсоида и в которой находится Солнце, угол  $40^\circ$ .

Моделирование проводилось на наземном стенде. В состав стенда входят: имитатор бортового программного обеспечения компьютера КА, заключающий в себе описанный алгоритм расчета параметров движения солнечного паруса, модель динамики углового и орбитального движения КА и модели бортовых систем; модели аппаратуры системы управления движением и внешней среды; сервисное ПО.

При моделировании переход в режим целевого функционирования происходил при выходе КА на участок орбиты над горизонтом цели, а завершение режима при переходе на участок орбиты ниже горизонта цели. Факт положения КА над горизонтом точки с геоцентрическим радиус вектором  $\mathbf{T}^{\text{WGS84}}$  определялся выражением

$$(\mathbf{T}^{\text{WGS84}}, \mathbf{X}^{\text{WGS84}}) > R_E^2, \quad (11)$$

где  $R_E$  — средний радиус Земли.

На рис. 2 приведены результаты моделирования освещения заданного района земной поверхности в случае, когда плоскость орбиты перпендикулярна плоскости, проходящей через ось  $OZ$  земного эллипсоида и в которой находится Солнце. Из графиков следует, что КА над горизонтом цели находится чуть более одного часа. На верхних графиках (см. рис. 2) показано поведение требуемых углов разворота вектора нормали к солнечному парусу относительно осей орбитальной системы координат [10–12], оси которой направлены следующим образом:  $Ox$  — в направлении вектора скорости,  $Oy$  — вдоль радиус-вектора от центра Земли,  $Oz$  дополняет систему до правой тройки. На средних графиках — поведение требуемых угловых скоростей разворота вектора нормали к солнечному парусу относительно осей орбитальной системы координат. На нижних графиках (см. рис. 2) показана долгота и широта подспутниковой точки. Из графиков следует, что аппарат при минимальном приближении к освещаемому району практически пролетает над целью.

На рис. 3 приведены результаты моделирования освещения заданного района земной поверхности в случае, когда плоскость орбиты находится под углом  $40^\circ$  к плоскости, проходящей через ось  $OZ$  земного эллипсоида и в которой находится Солнце. Такая орбита является орбитой с минимальным углом склонения Солнца для используемого значения большой полуоси и эксцентриситета, при котором нет зоны затенения Землей.

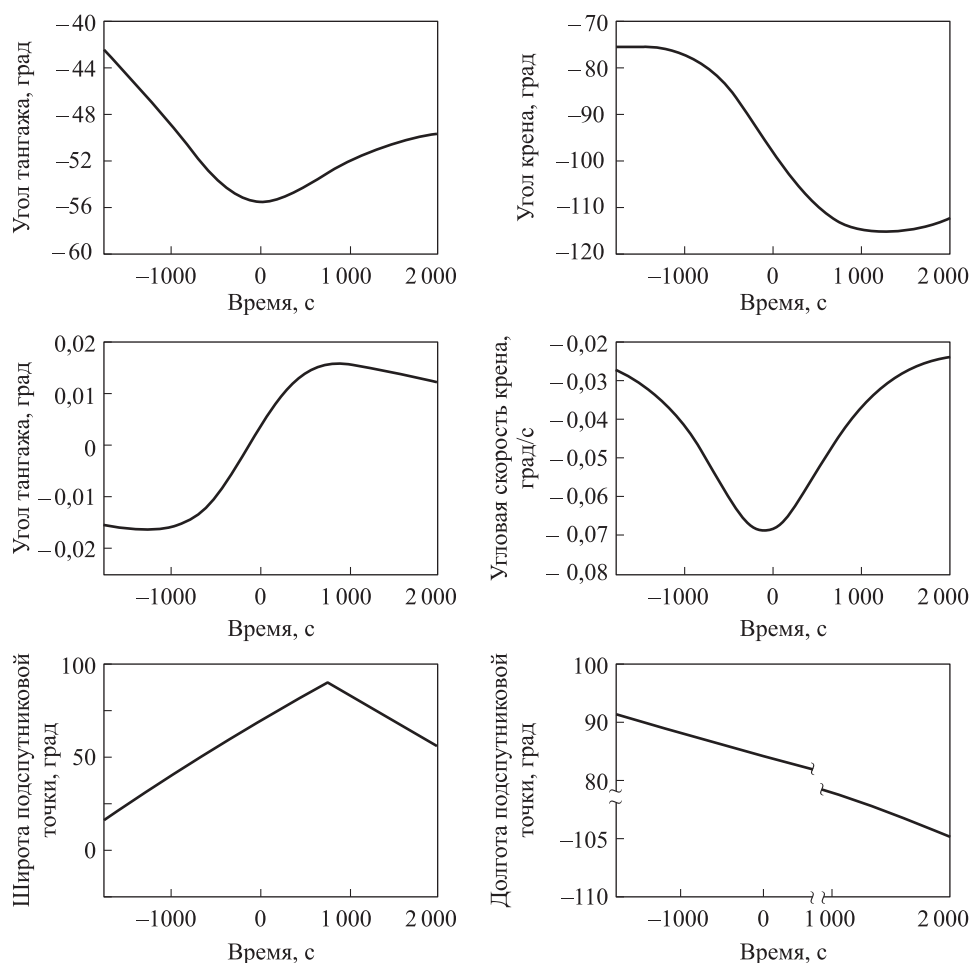


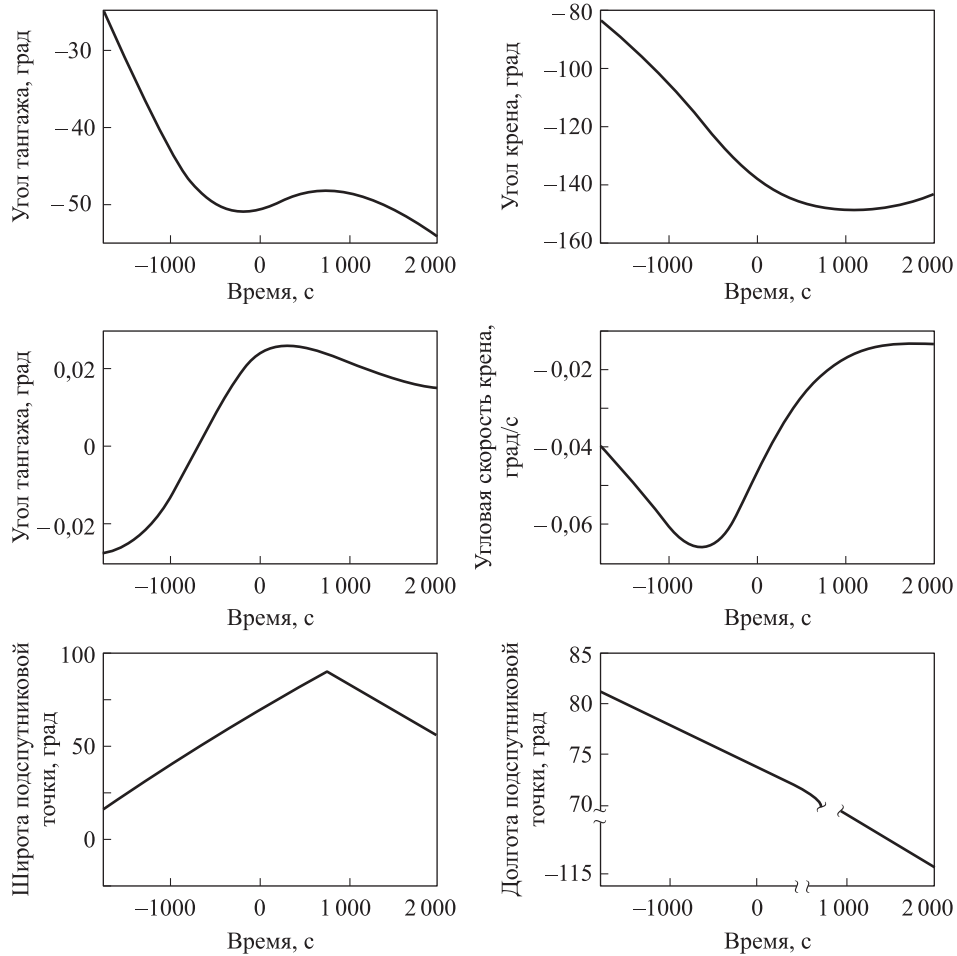
Рис. 2. Траектория движения нормали к парусу в случае, когда направление на Солнце перпендикулярно плоскости орбиты

На верхних графиках (см. рис. 3) показано поведение требуемых углов разворота вектора нормали к солнечному парусу относительно осей орбитальной системы координат. На средних графиках видно поведение требуемых угловых скоростей разворота вектора нормали к солнечному парусу относительно осей орбитальной системы координат. На нижних графиках (см. рис. 3) представлена долгота и широта подспутниковой точки.

**Расчет освещенности заданной точки на поверхности Земли группировкой КА с солнечными парусами.** Для оценки эффективности применения спутников-осветителей рассчитаем освещенность, создаваемую отраженным солнечным светом от паруса на Земле. Полагая, что коэффициент отражения поверхности паруса равен единице (считаем, что парус полностью отражает падающий на него свет), приблизительное значение освещенности, создаваемое одним спутником-рефлектором, можно описать следующим выражением:

$$I = \eta I_{SE} \frac{A}{S} \cos(\varphi),$$

где  $I_{SE} = 135 \cdot 10^3$  лк — освещенность на среднем расстоянии Земли от Солнца (вне атмосферы);  $\eta = 0,7$  — коэффициент прозрачности атмосферы;  $\varphi$  — угол между нормалью к поверхности паруса и направлением на Солнце;  $S$  — пло-



**Рис. 3.** Траектория движения нормали к парусу в случае, когда плоскость орбиты находится под углом  $40^\circ$  к плоскости, проходящей через ось  $OZ$  земного эллипсоида и в которой находится Солнце

щадь освещаемой поверхности. Приблизительно площадь «солнечного зайчика», создаваемого отраженным от солнечного паруса светом, можно выразить следующим образом:

$$S = \pi ab = \pi \left( \frac{\alpha |\mathbf{V}^{WGS84}|}{\cos \theta} \right) \left( \alpha |\mathbf{V}^{WGS84}| + R_p \cos \varphi \right) \approx$$



$$\approx \pi \frac{\alpha^2 |\mathbf{V}^{\text{WGS84}}|^2}{\cos \theta} = \frac{\pi \alpha^2 |\mathbf{V}^{\text{WGS84}}|^3 |\mathbf{T}^{\text{WGS84}}|}{(\mathbf{V}^{\text{WGS84}}, \mathbf{T}^{\text{WGS84}})},$$

где  $\alpha$  — угловой размер Солнца в радианах;  $\theta$  — угол между нормалью к поверхности Земли в освещаемой точке и направлением на спутник-осветитель (рис. 4).

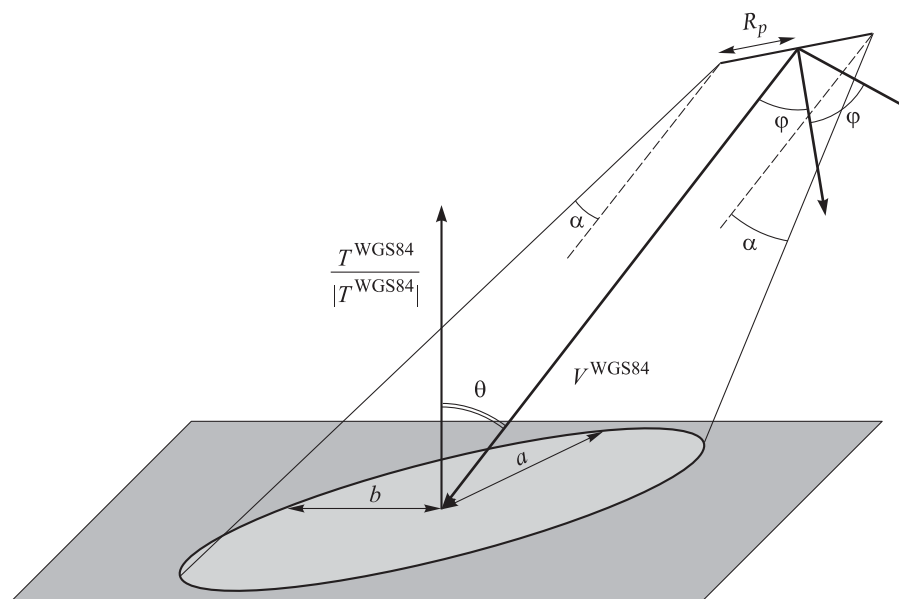
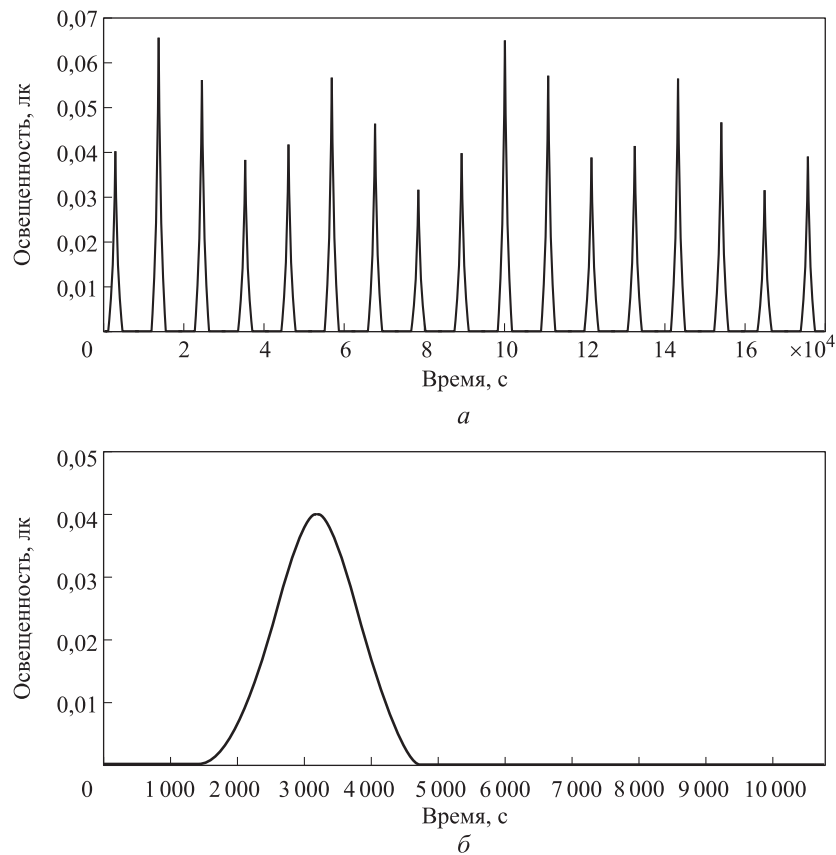


Рис. 4. Расчет площади освещаемой поверхности

Поскольку направление нормали к плоскости паруса (9) определяется биссектрисой угла между направлением на освещаемую точку и направлением на Солнце (см. рис. 1), то угол между нормалью к плоскости паруса и направлением на Солнце можно вычислить следующим образом:

$$\cos(\varphi) = \frac{(\mathbf{V}^{\text{WGS84}}, \mathbf{s}) + |\mathbf{V}^{\text{WGS84}}| |\mathbf{s}|}{|\mathbf{V}^{\text{WGS84}}| + |\mathbf{V}^{\text{WGS84}}| |\mathbf{s}|}.$$

Для иллюстрации изменения освещенности заданной точки спутником-рефлектором при формировании ориентации паруса (10) для параметров орбиты, координат освещаемой точки на поверхности Земли и даты моделирования из предыдущего численного примера было проведено численное моделирование (использовался случай, когда угол между плоскостью орбиты КА и плоскостью, содержащей ось вращения Земли и Солнца, принимался равным  $40^\circ$ ). При проведении моделирования считали, что когда КА находится ниже горизонта цели, определяемого (11), освещенность заданного района равна нулю. На рис. 5 приведена зависимость освещенности определенной точки земной поверхности от времени.

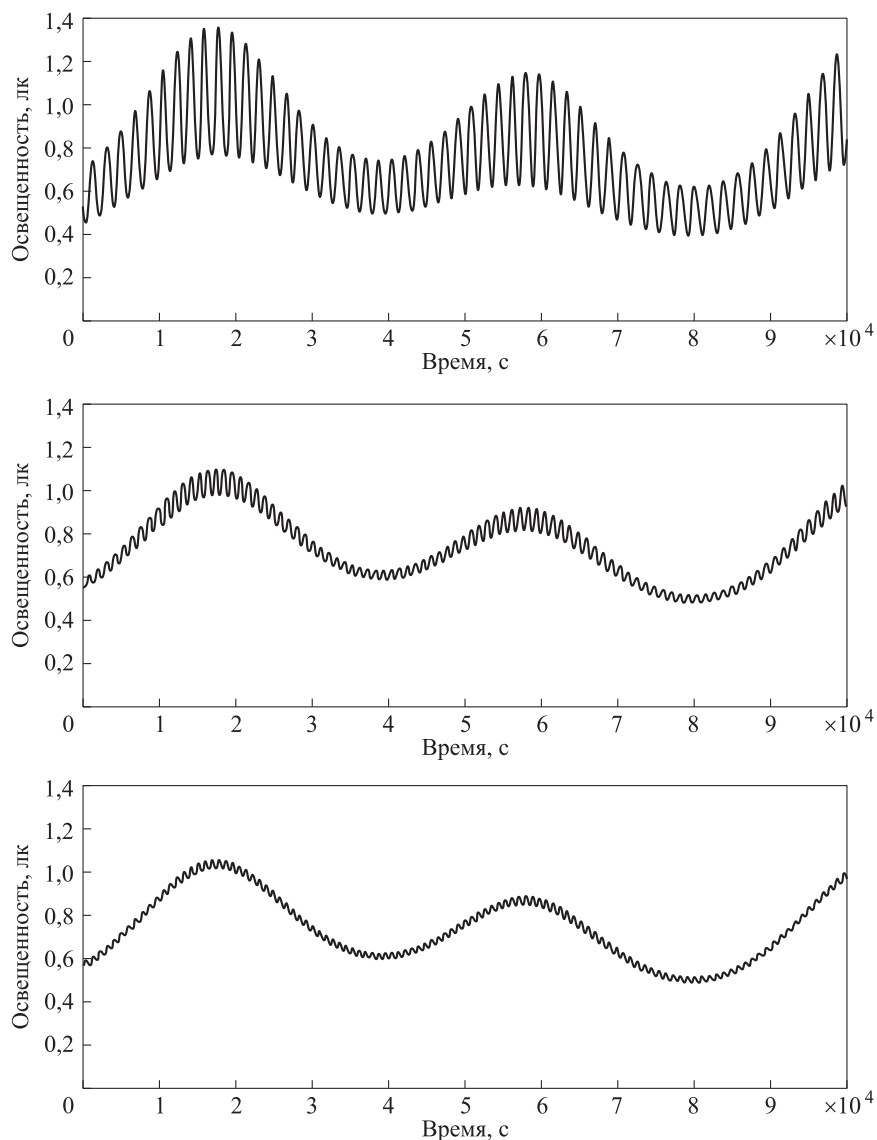


**Рис. 5.** Зависимость освещенности заданной точки на Земле от времени:  
*a* — двое суток; *б* — за первый виток

Как следует из рис. 5, освещенность при максимальном восхождении КА над горизонтом цели достигает значения 0,04...0,07 лк (в зависимости от времени суток). Указанной освещенности недостаточно для полноценного освещения заданного района земной поверхности. Выходом из этой ситуации может служить использование группировки одинаковых спутников-осветителей.

Для расчета освещенности точки группировкой КА было проведено еще одно численное моделирование. Предполагали, что группировка состоит из 120 КА-осветителей, распределенных на несколько формаций (разнесенных по орбите на одинаковые углы). На рис. 6 приведены графики освещенности заданной точки следующими конфигурациями спутников-осветителей: 6 формаций по 20 КА, 10 формаций по 12 КА и 12 формаций по 10 КА.

Из графиков на рис. 6 следует, что равномерность освещенности точки возрастает с увеличением числа формаций в группировке спутников-осветителей. Таким образом, численное моделирование позволяет сделать вывод, что для создания непрерывной освещенности заданной точки на поверхности Земли, равной примерно 0,8...1,0 лк (что сравнимо с освещенностью Земли отраженным солнечным светом от 5...10 Лун в полной фазе), достаточно группировки, состоящей из 120 КА.



**Рис. 6.** Освещенность, создаваемая группировкой КА:

*а* — 6 формаций по 20 спутников; *б* — 10 формаций по 12 спутников; *в* — 12 формаций по 10 спутников

**Заключение.** Рассмотрен космический аппарат с большим солнечным парусом, предназначенный для освещения приполярных районов земной поверхности во время полярной ночи отраженным солнечным светом от зеркальной поверхности паруса. Для выполнения целевой функции на участке орбиты над горизонтом освещаемого района парус ориентирован таким образом, чтобы отраженный им солнечный свет падал в этот район. Проанализированы требуемые скорости поворота и углы ориентации паруса для обеспечения непрерывного освещения цели, предложен алгоритм расчета этих параметров. Для верификации

разработанного алгоритма проведено математическое моделирование для двух случаев положения Солнца: Солнце находится под углом  $40^\circ$  к плоскости орбиты и плоскость орбиты перпендикулярна направлению на Солнце.

Дополнительно был выполнен расчет освещенности точки в заполярной области, создаваемой одним КА и спутниковой группировкой. По результатам численного моделирования сделан вывод, что для заданных параметров орбиты спутника-осветителя и заданной площади паруса для непрерывного освещения точки с освещенностью 1 лк необходима спутниковая группировка, состоящая из 120 КА, разделенная на 6–12 формаций.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Егоров М.А., Егоров В.А., Сазонов В.В. Управление элементами орбиты спутника-осветителя // Космические исследования. 1995. Т. 33. № 2. С. 220–224.
2. Богданов К.А., Зыков А.В., Легостаев В.П. и др. Задачи управления движением космического аппарата с вращающимся солнечным парусом / под ред. С.Н. Тимакова. Королёв: РКК «Энергия», 2016. 116 с.
3. Динамика вращающегося солнечного паруса в процессе его раскрытия / В.П. Легостаев, А.В. Субботин, А.В. Зыков, А.В. Сумароков, С.Н. Тимаков // Прикладная математика и механика. 2015. Т. 79. № 1. С. 48–60.
4. Сумароков А.В. Наведение камеры высокого разрешения при видеосъемке поверхности Земли с МКС // Навигация и управление движением: Материалы XVII конф. молодых ученых. СПб.: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. С. 561–568.
5. Сумароков А.В. О наведении камеры высокого разрешения, установленной на борту МКС, посредством двухосной поворотной платформы // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 4. С. 85–97. DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-85-97
6. Бранец В.И., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.
7. РД 50-25645.325–89. Спутники Земли искусственные. Основные системы координат для баллистического обеспечения полетов и методика расчета звездного времени. М.: Изд-во стандартов, 1990. 19 с.
8. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
9. ГОСТ Р 51794–2001. Аппаратура радионавигационная глобальной навигационной спутниковой системы и глобальной системы позиционирования. Системы координат. Методы преобразований координат определяемых точек. М.: Изд-во стандартов, 2001. 10 с.
10. Бранец В.Н., Платонов В.Н., Сумароков А.В., Тимаков С.Н. О стабилизации спутника связи, несущего маховики, без использования датчиков углов и угловых скоростей // Известия РАН. Теория и системы управления. 2008. № 1. С. 127–137.
11. Сумароков А.В., Тимаков С.Н. Об одной адаптивной системе управления угловым движением спутника связи // Известия РАН. Теория и системы управления. 2008. № 5. С. 131–141.
12. Ефимов Д.А., Сумароков А.В., Тимаков С.Н. О гиросtabilлизации спутника связи в отсутствии измерений угловой скорости // Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 5. С. 119–128.

**Сумароков Антон Владимирович** — канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник Научно-технического центра ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» (Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4А).

**Тимаков Сергей Николаевич** — ведущий научный сотрудник ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» (Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4А); д-р техн. наук, профессор Московского физико-технического института (государственного университета) (Российская Федерация, 141700, Московская обл., г. Долгопрудный, Институтский переулок, д. 9).

**Богданов Кирилл Андреевич** — инженер-математик 3-й категории ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» (Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4А); аспирант Московского физико-технического института (государственного университета) (Российская Федерация, 141700, Московская обл., г. Долгопрудный, Институтский переулок, д. 9).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Сумароков А.В., Тимаков С.Н., Богданов К.А. О решении задачи наведения спутника-осветителя на заданный район поверхности Земли и оценка освещенности // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. № 6. С. 115–129.  
DOI: 10.18698/0236-3933-2017-6-115-129

**ON THE SOLUTION TO THE PROBLEM OF GUIDING  
AN ILLUMINATION-PROVIDING SATELLITE TOWARDS THE SPECIFIED  
EARTH'S SURFACE REGION, AND ESTIMATION OF ILLUMINATION  
INTENSITY**

A.V. Sumarokov<sup>1</sup>

avsumarokov@gmail.com

S.N. Timakov<sup>1,2</sup>

K.A. Bogdanov<sup>1,2</sup>

kab956@mail.ru

<sup>1</sup> S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev,  
Moscow Region, Russian Federation

<sup>2</sup> Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Dolgoprudnyy,  
Moscow Region, Russian Federation

---

**Abstract**

The article considers a spacecraft featuring a large solar sail, intended for illuminating subpolar regions of the Earth's surface during a polar night with sunlight reflected from the mirror-like surface of the sail. In order to perform this, when the craft reaches the orbital segment located above the horizon of the region to be illuminated, the sail is aligned so that it reflects the sunlight towards the region. If necessary, several craft of this type are able to ensure continuous illumination of the specified region. We analysed the angular velocities and sail alignment angles required to ensure continuous illumination of the target and suggested an algorithm for

**Keywords**

*Solar sail spacecraft, illumination-providing satellite, space tests, guidance*

computing these parameters. Additionally, we estimated the illumination intensity and the number of craft required. To verify the algorithm developed, we performed simulations for two cases: when the Sun is at a 40° angle to the orbital plane, and when the orbital plane is perpendicular to the direction towards the Sun

Received 14.06.2017

© BMSTU, 2017

## REFERENCES

- [1] Egorov M.A., Egorov V.A., Sazonov V.V. Control on orbit elements of lighter satellite. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1995, vol. 33, no. 2, pp. 220–224 (in Russ.).
- [2] Bogdanov K.A., Zykov A.V., Legostaev V.P. et al. Zadachi upravleniya dvizheniem kosmicheskogo apparata s vrashchayushchimsya solnechnym parusom [Motion control problems of spacecraft with rotating solar sail]. Korolev, RKK "Energiya" Publ., 2016. 116 p.
- [3] Legostaev V.P., Subbotin A.V., Zykov A.V., Sumarokov A.V., Timakov S.N. The dynamics of a rotating solar sail when it is deployed. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 2015, vol. 79, no. 1, pp. 35–43. DOI: 10.1016/j.jappmathmech.2015.04.016  
Available at: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0021892815000519>
- [4] Sumarokov A.V. [High-resolution camera pointing in process of Earth surface video recording from ISS]. *Navigatsiya i upravlenie dvizheniem: Materialy XVII konf. molodykh uchenykh* [Navigation and control: Proc. XVII Conf. of Young scientists]. Sankt-Petersburg, Kontsern "TsNII "Elektropribor" Publ., 2015. Pp. 561–568 (in Russ.).
- [5] Sumarokov A.V. On pointing of high resolution camera mounted on the international space station using biaxial rotating platform. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2016, no. 4, pp. 85–97 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-85-97
- [6] Branets V.I., Shmyglevskiy I.P. Vvedenie v teoriyu besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh sistem [Introduction to the theory of strap down inertial navigation system]. Moscow, Nauka Publ., 1992. 280 p.
- [7] RD 50-25645.325–89. Sputniki Zemli iskusstvennye. Osnovnye sistemy koordinat dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov i metodika rascheta zvezdnogo vremeni [RD 50-25645.325–89. Earth artificial satellites. Main coordinate systems for ballistic flight support and star time calculation method]. Moscow, Izdatelstvo standartov Publ., 1990. 19 p.
- [8] El'yasberg P.E. Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli [Introduction to the flight theory of Earth artificial satellites]. Moscow, Nauka Publ., 1965. 540 p.
- [9] GOST R 51794–2001. Apparatura radionavigatsionnaya global'noy navigatsionnoy sputnikovoy sistemy i global'noy sistemy pozitsionirovaniya. Sistemy koordinat. Metody preobrazovaniy koordinat opredelyaemykh toчек [GOST R 51794–2001. Radionavigational equipment of global navigation satellite system and global position system. Coordinate systems. Methods of transformations for determined points coordinates]. Moscow, Izdatelstvo standartov Publ., 2001. 10 p.
- [10] Branets V.N., Platonov V.N., Sumarokov A.V., Timakov S.N. Stabilization of a wheels carrying communication satellite without angle and angular velocity sensors. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2008, vol. 47, no. 1, pp. 118–128.  
DOI: 10.1134/S1064230708010152  
Available at: <https://link.springer.com/article/10.1134/S1064230708010152>

[11] Sumarokov A.V., Timakov S.N. On an adaptive control system for angular motion of a communication satellite. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2008, vol. 47, no. 5, pp. 795–805. DOI: 10.1134/S1064230708050134

Available at: <https://link.springer.com/article/10.1134/S1064230708050134>

[12] Efimov D.A., Sumarokov A.V., Timakov S.N. On the stabilization of a communication satellite without measuring its angular velocity. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2012, vol. 51, no. 5, pp. 732–741. DOI: 10.1134/S106423071204003X

Available at: <https://link.springer.com/article/10.1134/S106423071204003X>

**Sumarokov A.V.** — Cand. Sc. (Phys.-Math.), Senior Research Scientist, Research and Development Centre, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (Lenina ul. 4A, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation).

**Timakov S.N.** — Leading Research Scientist, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (Lenina ul. 4A, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation); Dr. Sc. (Eng.), Professor, Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (Institutskiy pereulok 9, Dolgoprudnyy, Moscow Region, 141700 Russian Federation).

**Bogdanov K.A.** — Mathematician Engineer of the 3rd rank, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (Lenina ul. 4A, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation); post-graduate student, Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (Institutskiy pereulok 9, Dolgoprudnyy, Moscow Region, 141700 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Sumarokov A.V., Timakov S.N., Bogdanov K.A. On the Solution to the Problem of Guiding an Illumination-Providing Satellite Towards the Specified Earth's Surface Region, and Estimation of Illumination Intensity. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2017, no. 6, pp. 115–129. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-6-115-129