

Построение солнечной ориентации космического аппарата «Луна-Глоб» по данным фотоэлектрического датчика

Б. И. Жуков, *juk@kiam1.rssi.ru*

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Российская Федерация

В. С. Ярошевский, *к.ф.-м.н., yarosh@keldysh.ru*

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассматриваются вопросы разработки математической модели солнечного датчика, построенного на базе фотоэлектрических элементов, для его использования при управлении угловым движением космического аппарата «Луна-Глоб» в ходе построения и поддержания режима постоянной солнечной ориентации.

Разработана математическая модель, позволяющая формировать выходные сигналы датчика в виде аналоговых токов (или напряжений) в зависимости от положения Солнца относительно датчика, а также алгоритмы, позволяющие по величине выходных токов фотоэлектрических элементов восстанавливать положение Солнца в приборной системе координат.

Проведен статистический анализ для оценки работоспособности алгоритмов управления КА при построении и поддержании режима ПСО совместно с математической моделью датчика и алгоритмами восстановления положения Солнца при различной начальной ориентации КА относительно Солнца.

Ключевые слова: математическая модель солнечного датчика, фотоэлектрический солнечный датчик, наведение на Солнце

Creating the Solar Orientation of the Luna-Glob Spacecraft by the Photoelectric Sensor

B. I. Zhukov, *juk@kiam1.rssi.ru*

Keldysh Institute of Applied Mathematics, Moscow, Russian Federation

V. S. Yaroshevsky, *Cand. Sci. (Phys.-Math.), yarosh@keldysh.ru*

Keldysh Institute of Applied Mathematics, Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper deals with the development of a mathematical model of the solar sensor with photoelectric elements for the spacecraft Luna-Glob attitude motion to create and maintain a constant solar orientation (CSO).

A mathematical model that allows forming the output of the sensor in the form of analog currents (or voltages) depending on the Sun position relative to the sensor is developed, as well as algorithms that restore the Sun position by magnitude of output currents of photoelectric cells in the instrument coordinate system.

A statistical analysis was carried out to estimate the performance of spacecraft control algorithms at creating and maintenance of the CSO mode together with a mathematical model of the sensor and algorithms for restoring the position of the Sun for different initial spacecraft orientation relative to the Sun.

Keywords: mathematical model of solar sensor, photoelectric solar sensor, targeting to the Sun

Постановка задачи

Рассматриваются вопросы разработки математической модели пассивного солнечного датчика, построенного на базе фотоэлектрических элементов и предназначенного для определения положения Солнца при управлении угловым движением космического аппарата (КА) в ходе построения и поддержания режима постоянной солнечной ориентации (ПСО). Целью режима является приведение КА в такое положение относительно Солнца, которое обеспечивает наилучшую освещенность панелей солнечных батарей для максимальной генерации электроэнергии на борту КА.

При разработке математической модели рассматривается процесс формирования выходных сигналов датчика в зависимости от положения Солнца относительно датчика, а также алгоритм восстановления положения Солнца по выходным сигналам датчика.

Исследуется возможность использования датчика для достижения поставленных задач при наличии ошибок восстановления положения Солнца.

Математическая модель солнечного датчика

Принципы построения и различные типы современных солнечных датчиков описаны в [1–3]. Прототип рассматриваемого солнечного датчика представляет собой правильную усеченную четырехугольную пирамиду, на боковых гранях которой расположены четыре прямоугольные пластины фотоэлектрических детекторов. Общие принципы работы фотоэлектрических детекторов изложены в [4, 5]. Боковые грани пирамиды наклонены к плоскости основания под углом β . Выходная информация прибора поставляется в виде четырех аналоговых сигналов граней — токов (или напряжений на встроенных сопротивлениях) каждой из четырех пластин. Величина тока (напряжения) каждого детектора прямо пропорциональна интенсивности полного светового потока, попадающего на этот детектор. Максимальное значение тока равно I_{\max} .

Ось $X_{\text{ПСК}}$ приборной системы координат (ПСК) перпендикулярна посадочной плоскости

датчика (нижнему основанию усеченной пирамиды), совпадает с осью симметрии усеченной пирамиды и направлена в сторону пространства объектов (к вершине усеченной пирамиды), как показано на рис. 1. По завершении построения заданной солнечной ориентации ось $X_{\text{ПСК}}$ должна быть направлена на Солнце. Ось $Y_{\text{ПСК}}$ параллельна посадочной плоскости датчика, расположена в плоскости нижнего основания пирамиды и перпендикулярна одному из ребер основания пирамиды. Привязка оси $Y_{\text{ПСК}}$ к конкретному ребру основания пирамиды при построении математической модели значения не имеет. В частности, для конкретной технической реализации датчика ориентация оси $Y_{\text{ПСК}}$ может быть задана, например, относительно места расположения разъемов выходных сигналов. Ось $Z_{\text{ПСК}}$ дополняет систему координат до правой прямоугольной.

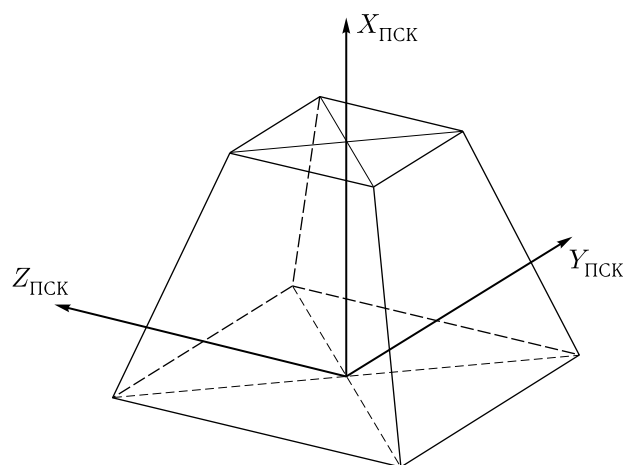


Рис. 1. Приборная система координат солнечного датчика

Схема поля зрения солнечного датчика для одной грани с учетом защитной бленды показана на рис. 2.

Пусть КА произвольно ориентирован относительно Солнца и $(X_{\text{СПСК}}, Y_{\text{СПСК}}, Z_{\text{СПСК}})$ — единичный вектор по линии визирования Солнца в ПСК. Определим угол визирования Солнца α_C (иногда называемый *полярным расстоянием*) как угол между положительным направлением оси $X_{\text{ПСК}}$ и этим единичным вектором. Максимальная величина угла визирования α_M , при котором детектор полностью освещен Солнцем (не затенен защитной

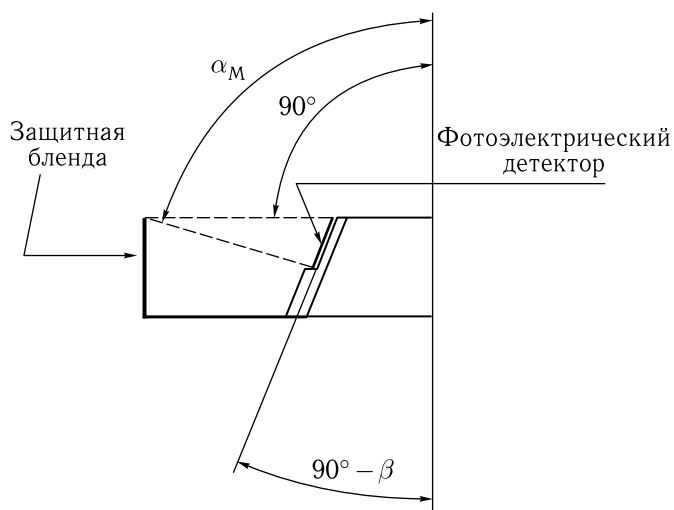


Рис. 2. Схема поля зрения одной грани солнечного датчика

блендой), определяется высотой бленды (которая в данном случае равна высоте датчика), а также расстоянием от края бленды до верхнего края детектора).

Рассмотрим процесс формирования выходных сигналов солнечного датчика в зависимости от положения Солнца относительно осей ПСК. Для этого введем нумерацию граней относительно осей ПСК и отвечающую ей нумерацию порождаемых токов в соответствии с рис. 3. На рис. 3 ось $X_{ПСК}$ направлена от поверхности рисунка к нам.

При построении модели будем рассматривать четыре тока: i_1, i_2, i_3, i_4 — по одному току от каждой грани прибора.

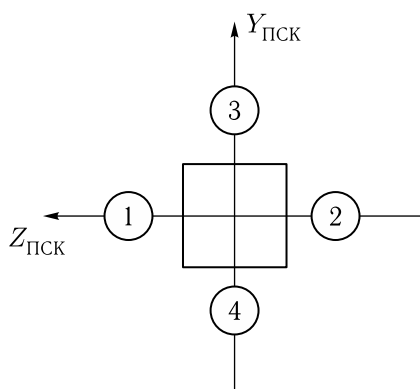


Рис. 3. Расположение нумерованных граней солнечного датчика относительно осей ПСК

Сила тока, порождаемая детектором любой грани прибора, пропорциональна интенсивности полного светового потока, попадающего на эту грань. Интенсивность светового потока прямо пропорциональна косинусу угла падения луча Солнца, а также засвеченной площади детектора. Таким образом, максимальная величина тока достигается при полностью засвеченной грани и при угле падения ϵ , равном 90° для этой грани.

Чтобы иметь возможность вычислять величину угла падения лучей для каждой из граней, определим в ПСК компоненты единичных векторов (X_n, Y_n, Z_n) , которые перпендикулярны граням (пластинам-детекторам) солнечного датчика, где $n = 1, \dots, 4$ (номер грани в соответствии с рис. 3):

$$\begin{aligned} \text{Грань 1} & (\cos \beta, 0, \sin \beta), \\ \text{Грань 2} & (\cos \beta, 0, -\sin \beta), \\ \text{Грань 3} & (\cos \beta, \sin \beta, 0), \\ \text{Грань 4} & (\cos \beta, -\sin \beta, 0). \end{aligned} \tag{1}$$

Косинус угла падения ϵ между вектором визирования Солнца и перпендикуляром к n -й грани датчика с учетом единичности векторов определяется из скалярного произведения:

$$\begin{aligned} \cos \epsilon_n &= \\ &= ((X_{СПСК}, Y_{СПСК}, Z_{СПСК}), (X_n, Y_n, Z_n)^T) = \\ &= X_{СПСК}X_n + Y_{СПСК}Y_n + Z_{СПСК}Z_n. \end{aligned} \tag{2}$$

Ток n -й грани i_n прямо пропорционален значению $\cos \epsilon_n$.

Известно, что при больших углах падения у фотоэлектрических датчиков возникает эффект полного отражения. В этом случае ток датчика равен нулю. В рассматриваемой модельной задаче принято, что угол падения ϵ , при котором возникает эффект полного отражения, равен $\epsilon_{ПР}$. Тогда при углах падения $\epsilon_n \geq \epsilon_{ПР}$ ток грани i_n равен нулю.

Величина угла визирования Солнца α_C между осью $X_{ПСК}$ и направлением на Солнце определяется только координатой Солнца $X_{СПСК}$:

$$\cos \alpha_C = X_{СПСК}. \tag{3}$$

Если этот угол $\alpha_C > 90^\circ$, то Солнце находится вне поля зрения солнечного прибора. В этом случае выходные сигналы датчика $i_1 = i_2 = i_3 = i_4 = 0$.

Если $\alpha_C > \alpha_M$ (см. рис. 2), то часть площади пластин затеняется блендой и для определения интенсивности светового потока необходимо определить, какая часть площади пластин остается засвеченной.

Введем понятие коэффициента засветки K_C как отношение площади пластины, на которую попадают солнечные лучи, к полной площади пластины.

В простейшем случае, если движение Солнца происходит в плоскости, которая проходит через ось $X_{\text{ПСК}}$ и перпендикулярна любой из граней датчика, формула для коэффициента K_C датчика этой грани (при условии, что $\alpha_M \leq \alpha_C < 90^\circ$) имеет следующий вид:

$$K_C = (1 + \operatorname{tg} \beta \cdot \operatorname{tg} \alpha_M) / (1 + \operatorname{tg} \beta \cdot \operatorname{tg} \alpha_C). \quad (4)$$

Для $\alpha_C \geq 90^\circ$ $K_C = 0$, для $\alpha_C \leq \alpha_M$ $K_C = 1$.

Дополнительные искажения, которые возникают при произвольном положении Солнца вне плоскостей, перпендикулярных плоскостям граней, и связаны с увеличением расстояния от кромки бленды до пластин, предполагаются малыми более высокого порядка.

Входными величинами для определения выходных сигналов солнечного датчика i_1, i_2, i_3, i_4 являются компоненты единичного вектора визирования Солнца в ПСК — $(X_{\text{СПСК}}, Y_{\text{СПСК}}, Z_{\text{СПСК}})$.

Алгоритм вычислений, позволяющий определить выходные сигналы солнечного прибора, включает следующие шаги:

1. Из соотношения (3) определяется угол визирования α_C между осью $X_{\text{ПСК}}$ и направлением на Солнце.
2. Если $\alpha_C \geq 90^\circ$, то Солнце находится вне поля зрения солнечного прибора и выходные сигналы равны нулю: $i_1 = i_2 = i_3 = i_4 = 0$.
3. Если $\alpha_C \leq \alpha_M$, то коэффициент засветки граней $K_C = 1$; если $\alpha_M < \alpha_C \leq 90^\circ$, то коэффициент засветки граней K_C вычисляется как функция угла α_C в соответствии с (4).
4. Для каждой из четырех граней в соответствии с (2) определяется косинус угла падения и величина угла падения $\varepsilon_n, n = 1, \dots, 4$.
5. Если $\varepsilon_n \geq \varepsilon_{\text{ПР}}$ (эффект полного отражения), то $i_n = 0$; если $\varepsilon_n < \varepsilon_{\text{ПР}}$, то $i_n = I_{\text{max}} K_C \cos \varepsilon_n$.

Соотношения для токов граней в соответствии с (1) и (2) записываются в следующем виде:

$$\begin{cases} i_1 = X_{\text{СПСК}} \cos \beta + Z_{\text{СПСК}} \sin \beta, \\ i_2 = X_{\text{СПСК}} \cos \beta - Z_{\text{СПСК}} \sin \beta, \\ i_3 = X_{\text{СПСК}} \cos \beta + Y_{\text{СПСК}} \sin \beta, \\ i_4 = X_{\text{СПСК}} \cos \beta - Y_{\text{СПСК}} \sin \beta. \end{cases} \quad (5)$$

Для системы (5) принято, что коэффициент пропорциональности между косинусом угла падения и током грани равен единице, т.е. все уравнения системы разделены на величину I_{max} . Это не нарушает общности последующих выкладок, но делает их более прозрачными.

При формировании выходных сигналов датчика в качестве входных величин можно также использовать угол визирования Солнца в ПСК α_C и азимут Солнца в ПСК φ_C , который отсчитывается от положительного направления оси $Y_{\text{ПСК}}$ по кратчайшему направлению к оси $Z_{\text{ПСК}}$. По значениям α_C и φ_C вычисляются компоненты единичного вектора $X_{\text{СПСК}}, Y_{\text{СПСК}}, Z_{\text{СПСК}}$:

$$\begin{cases} X_{\text{СПСК}} = \cos \alpha_C, \\ Y_{\text{СПСК}} = \sin \alpha_C \cos \varphi_C, \\ Z_{\text{СПСК}} = \sin \alpha_C \sin \varphi_C. \end{cases} \quad (6)$$

Эти значения подставляются в (5) и определяют величину выходных сигналов солнечного прибора i_1, i_2, i_3, i_4 . При этом если $\alpha_C \geq \alpha_M$, учитывается величина K_C в соответствии с (4). Учитывается также эффект полного отражения для каждой грани: если значение угла падения ε_n , определенное в соответствии с (2), превышает $\varepsilon_{\text{ПР}}$, ток соответствующей грани обнуляется.

На рис. 4 сплошной линией показан график изменения коэффициента $K_C \cos \varepsilon_1$ (без учета значения I_{max}) для тока i_1 грани 1, полученный согласно изложенной выше методике при движении Солнца в плоскости $X_{\text{ПСК}}OZ_{\text{ПСК}}$. Значению угла $\alpha = -90^\circ$ соответствует расположение Солнца на направлении минус $Z_{\text{ПСК}}$. Значению угла $\alpha = 90^\circ$ соответствует расположение Солнца на направлении плюс $Z_{\text{ПСК}}$ (см. рис. 3).

Линейное падение характеристики на участке $\alpha_M < \alpha \leq 90^\circ$ обусловлено изменением коэффициента засветки панелей K_C в соответствии с (4).

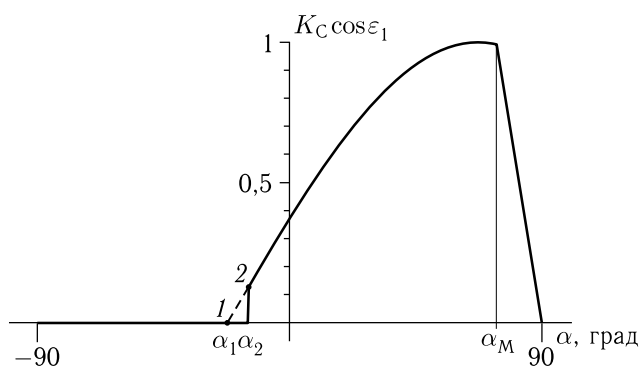


Рис. 4. Изменение коэффициента $K_C \cos \varepsilon_1$ для тока i_1

Скачок характеристики в точке 2 обусловлен эффектом отражения лучей при угле падения $\varepsilon_1 > \varepsilon_{\text{ПР}}$ ($\alpha_2 = \beta - \varepsilon_{\text{ПР}} < 0$). Пунктиром показано возможное поведение характеристики без учета эффекта отражения. Точке 1 на графике соответствует направление лучей вдоль грани 1 ($\alpha_1 = \beta - 90^\circ < 0$).

На рис. 5 представлена модельная характеристика солнечного прибора (разность токов $i_1 - i_2$) для того же случая движения Солнца в плоскости $X_{\text{ПСК}}OZ_{\text{ПСК}}$.

Вид этой характеристики, а именно ее центральная симметрия относительно начала координат, показывает принципиальную возможность восстановления положения Солнца в ПСК по значениям выходных сигналов солнечного датчика.

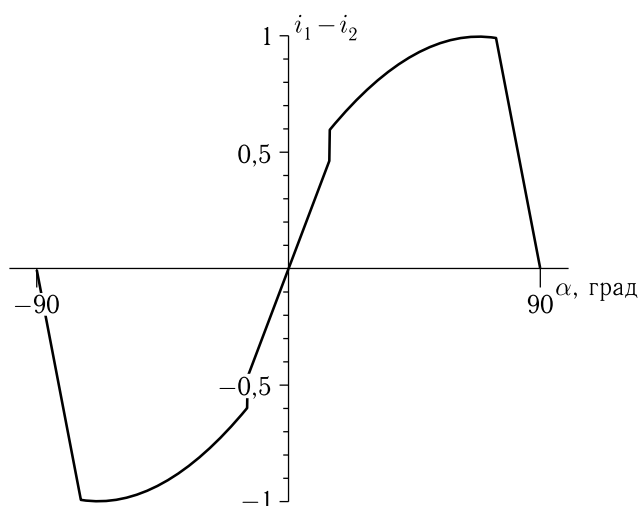


Рис. 5. Модельная характеристика солнечного прибора

Определение ориентации на Солнце по выходным сигналам солнечного датчика

Восстановление положения Солнца по выходным сигналам солнечного прибора производится только для случаев, когда Солнце находится в поле зрения датчика, т. е. когда хотя бы один из выходных сигналов отличен от нуля.

Рассматривается идеальный случай, для которого не учитываются нелинейности от уменьшения освещенной площади датчиков из-за частичного затенения Солнца блендой прибора. Погрешности от дискретизации выходных сигналов также не учитываются.

При изменении угла визирования Солнца α_C в диапазоне от 0° до 90° и азимута Солнца φ_C в диапазоне от 0 до 360° на выходе солнечного прибора можно получить от одного до четырех ненулевых выходных токов.

Если угол визирования Солнца α_C лежит в диапазоне от 0° до $\alpha_{\text{гр}} = \text{arctg}(\sqrt{2} \text{ctg} \beta)$, то восстановление положения Солнца по двум, трем и четырем ненулевым токам осуществляется без ошибок. Вариант наличия одного тока в этом диапазоне не реализуется.

Для варианта четырех ненулевых токов в системе (5) отбрасывается одно любое уравнение и для определения координат Солнца решается система трех уравнений с тремя неизвестными.

Для случая трех ненулевых токов из системы (5) выбирают три уравнения для этих токов, и также решается система трех уравнений с тремя неизвестными.

Для случая двух ненулевых токов, чтобы получить замкнутую систему, два линейных уравнения для ненулевых токов из (5) дополняются условием единичной величины вектора визирования Солнца:

$$X_{\text{СПСК}}^2 + Y_{\text{СПСК}}^2 + Z_{\text{СПСК}}^2 = 1.$$

В данном случае детальный анализ геометрии прибора в совокупности с возможными решениями полученного квадратного уравнения позволяет выбрать нужный знак перед квадратным корнем из дискриминанта, который дает безошибочное

восстановление координат Солнца для рассматриваемого диапазона.

При изменении угла визирования Солнца α_C в диапазоне от $\alpha_{гр} = \text{arctg}(\sqrt{2} \text{ctg} \beta)$ до 90° восстановление положения Солнца осуществляется по одному, двум или трем ненулевым токам.

Для случая трех ненулевых токов восстановление положения Солнца также осуществляется без ошибок. Для случая двух и одного ненулевого тока восстановление координат Солнца происходит с существенными ошибками. Затенение датчиков защитной блендой вносит в процесс восстановления координат дополнительные погрешности.

На рис. 6 и 7 приведены зависимости абсолютных величин максимальных ошибок восстановления положения Солнца для угла визирования α_C и азимута φ_C . Фактический угол визирования $\alpha_{Cф}$ меняется в диапазоне $\alpha_{гр} - 90^\circ$. Фактический азимут Солнца $\varphi_{Cф}$ меняется в диапазоне $0^\circ - 360^\circ$.

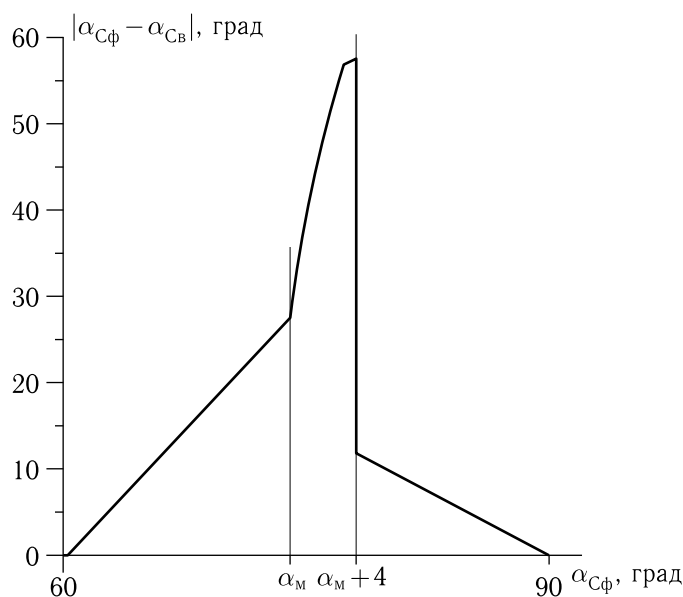


Рис. 6. Максимальные ошибки восстановления угла визирования α_C

В данном случае ошибка восстановления угла — это модуль максимальной разницы между фактическим (индекс «ф») и восстановленным (индекс «в») значениями. Расчеты проводились для конкретных значений β , α_M и $\varepsilon_{гр}$. Для $\alpha_{Cф} \leq \alpha_{гр}$ ($\alpha_{гр} \approx 60^\circ$) ошибки восстановления отсутствуют. Пиковые значения максимальных ошибок восста-

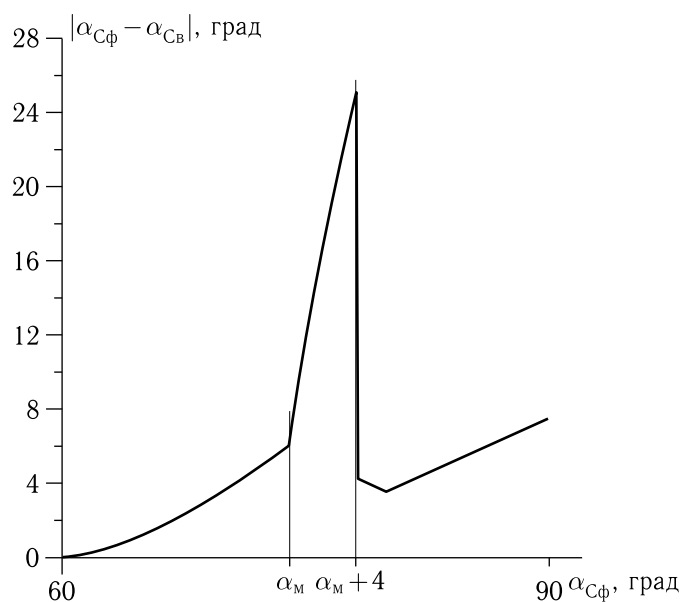


Рис. 7. Максимальные ошибки восстановления азимута φ_C

новления имеют место в узком диапазоне изменения $\alpha_{Cф}$ от α_M до $\alpha_M + 4^\circ$ и достигают значительных величин (до 57° по углу визирования Солнца α_C и до 25° по азимуту φ_C).

Алгоритмы управления КА «Луна-Глоб» в режиме построения и поддержания режима солнечной ориентации при использовании близких к идеальным датчиков положения Солнца, которые позволяют восстановить положение Солнца практически без погрешностей, детально описаны в [6]. В данном же случае мы имеем дело с датчиком, который не дает возможности восстановить положение Солнца без ошибок, и существенный интерес представляет именно возможность управления при наличии значительных ошибок в исходной информации. Преимуществом рассматриваемого датчика в сравнении с почти идеальным датчиком, описанным в [6], является его малый вес и нулевое энергопотребление.

Построение и поддержание солнечной ориентации КА

Рассмотрим работу алгоритма управления в процессе наведения (разворота) на Солнце и в процессе поддержания угловой стабилизации

КА в заданном положении относительно линии визирования на Солнце. Режимы программных разворотов в ходе поиска Солнце не рассматриваются. Таким образом, будем считать, что в исходном состоянии Солнце уже находится в поле зрения солнечного датчика. В общем случае начальный угол визирования $\alpha_{C\phi}$ может иметь любое произвольное значение в диапазоне $0^\circ-90^\circ$. Отметим, что если Солнце попадает в поле зрения датчика в ходе выполнения поисковых разворотов, то значение начального угла визирования Солнца $\alpha_{C\phi}$ близко к 90° .

При управлении угловым движением КА «Луна-Глоб» органы управления — двигатели малой тяги — создают управляющие моменты в связанной системе координат (ССК). Направление оси $X_{ССК}$ обычно совпадает с направлением продольной оси КА. Направление осей $Y_{ССК}$ и $Z_{ССК}$, образующих вместе с $X_{ССК}$ правую систему координат, в данном случае принципиального значения не имеет и, как правило, связано с конструктивными особенностями конкретного КА, например с ориентацией панелей солнечных батарей. Возможное взаимное расположение осей ССК и ПСК показано на рис. 8.

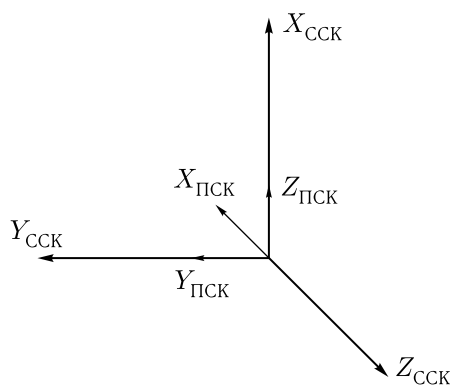


Рис. 8. Возможное взаимное расположение осей ССК и ПСК

Для такого взаимного расположения систем координат матрица перехода от ПСК к ССК имеет вид:

$$C_{ПСК}^{ССК} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{pmatrix}. \quad (7)$$

На участке наведения на Солнце осуществляется разворот КА в такое заданное положение относительно Солнца, которое обеспечивает наилучшие условия освещенности панелей солнечных батарей (в данном случае осью $-OZ$ ССК в направлении на Солнце). При этом Солнце совмещается с заданным направлением (с осью $X_{ПСК}$) в поле зрения солнечного прибора.

Для показанного на рис. 8 расположения солнечного прибора на КА (с принятым относительным расположением осей ПСК и ССК) заданному направлению на Солнце соответствуют следующие проекции единичного вектора визирования Солнца на оси связанной системы координат:

$$e_{Cц ССК} = (0, 0, -1), \quad (8)$$

где индекс «С» обозначает Солнце, а индекс «ц» — целевые координаты.

В любой момент, когда Солнце находится в поле зрения солнечного прибора, алгоритм восстановления координат позволяет с некоторыми погрешностями определить текущие восстановленные координаты Солнца в приборной СК, связанной с солнечным прибором. Это проекции на оси приборной СК единичного вектора, направленного на Солнце:

$$e_{Cтв ПСК} = (X_{Cтв}, Y_{Cтв}, Z_{Cтв})^T. \quad (9)$$

Здесь индекс «С» также обозначает Солнце, индекс «тв» — текущие восстановленные координаты.

С помощью (9) и матрицы перехода (7) вычисляется вектор текущих восстановленных координат Солнца в связанной СК:

$$e_{Cтв ССК} = C_{ПСК}^{ССК} e_{Cтв ПСК}. \quad (10)$$

Таким образом, в каждый момент времени в ССК имеются два единичных вектора: вектор целеуказания Солнца, или командный вектор (8), и вектор текущего восстановленного положения Солнца (10).

Векторное произведение этих векторов

$$e_{CСК} = e_{Cтв ССК} \times e_{Cц ССК} \quad (11)$$

определяет единичный вектор в ССК, вокруг которого надо выполнить поворот КА для совмещения текущего (10) и командного (8) векторов.

Скалярное произведение этих единичных векторов дает величину целевого угла поворота $\alpha_{ц}(t)$, т.е. угла, на который надо осуществить этот поворот:

$$\cos \alpha_{ц}(t) = (\mathbf{e}_{СТВ ССК}, \mathbf{e}_{СЦ ССК}). \quad (12)$$

Тогда целевой кватернион поворота записывается как

$$\mathbf{q}_{ц}(t) = \left(\cos \frac{\alpha_{ц}(t)}{2}, \mathbf{e}_{ССК} \sin \frac{\alpha_{ц}(t)}{2} \right), \quad (13)$$

где $\mathbf{e}_{ССК}$ определяется из (11), а $\alpha_{ц}(t)$ — текущий целевой угол поворота из (12).

Фактически ориентация вектора $\mathbf{e}_{ССК}$ (11), задающего направление поворота, определяется азимутом Солнца в ПСК ($\varphi_{С}$), а угол $\alpha_{ц}(t)$ (12), задающий величину поворота, есть угол визирования Солнца ($\alpha_{С}$).

Синус и косинус половинного угла в (13) могут быть выражены через косинус целого угла из (12) по известным тригонометрическим формулам.

Угол поворота для ориентации на Солнце не превышает 90° (половина поля зрения солнечного прибора), поэтому синус и косинус половинного угла в (13) неотрицательны.

Кватернион текущего поворота, соответствующий нулевому углу поворота, записывается как

$$\mathbf{q}_r = (1, 0, 0, 0). \quad (14)$$

Соотношения (13) и (14) определяют целевой (командный) и текущий кватернионы поворота. Алгоритм выработки управляющих сигналов на двигатели ориентации по значениям командного и текущего кватернионов поворота с учетом командных и текущих угловых скоростей для управления угловым движением КА с использованием кватерниона рассогласования и модифицированных параметров Родрига [7] детально описан в [6]. В процессе ориентации на Солнце управление угловым движением КА осуществляется с нулевыми значениями командных угловых скоростей.

На рис. 9–11 показаны результаты моделирования тестового разворота на Солнце от момента его обнаружения до окончания стабилизации. При моделировании использовался алгоритм

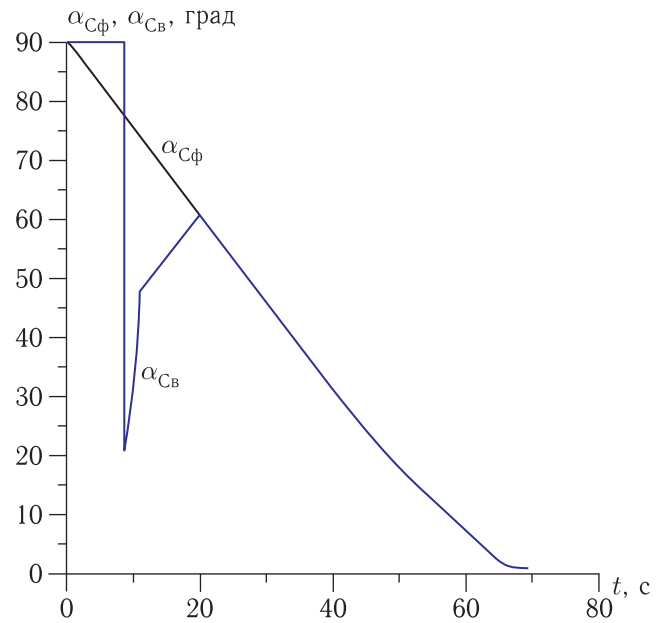


Рис. 9. Фактическое и восстановленное значения угла визирования $\alpha_{С}$ в ходе разворота на Солнце

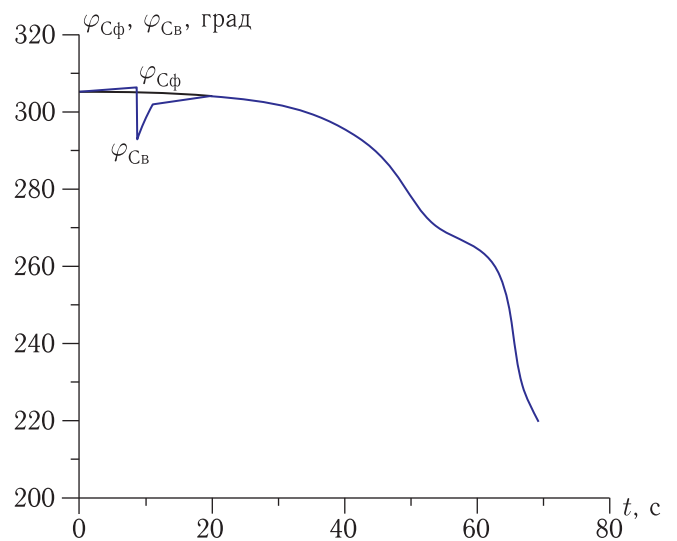


Рис. 10. Фактическое и восстановленное значения азимута $\varphi_{С}$ в ходе разворота на Солнце

управления угловым движением, описанный в [6]. На рис. 9 показаны изменения фактического угла визирования Солнца ($\alpha_{СФ}$) и восстановленного угла визирования ($\alpha_{СВ}$). На рис. 10 показаны фактический ($\varphi_{СФ}$) и восстановленный ($\varphi_{СВ}$) азимуты Солнца при развороте. Максимальная ошибка восстановления угла визирования при развороте

достигает $\approx 57^\circ$. Максимальная ошибка восстановления азимута составляет $\approx 12^\circ$.

Следует отметить, что алгоритм управления [6] построен таким образом, что величина восстановленного угла визирования используется только на заключительном этапе наведения на Солнце: при переходе к участку стабилизации заданной ориентации на Солнце и на самом участке стабилизации. Значение заданного угла визирования $\alpha_{ц}$ на этих участках, как правило, равно нулю для случая, когда выдерживается строгая ориентация на Солнце панелей солнечных батарей, или не превышает величины 20° , когда требуется затенение отдельных приборов научной аппаратуры. Для таких заданных величин угла визирования ($< 60^\circ$) ошибки восстановления положения Солнца отсутствуют.

На рис. 11 показано изменение координат Солнца в ССК в процессе наведения на Солнце. Конечный вектор визирования Солнца в ССК соответствует вектору требуемых (целевых) координат Солнца (8).

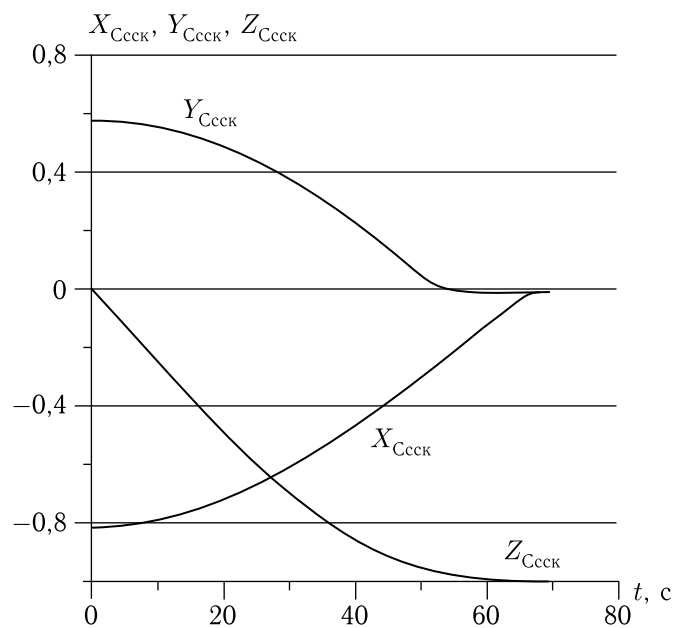


Рис. 11. Изменение компонент вектора визирования Солнца в ССК при развороте и стабилизации

Для получения статистических оценок работоспособности алгоритма управления совместно с описанным фотоэлектрическим солнечным дат-

чиком была проведена серия расчетов построения заданной ориентации КА на Солнце. Расчеты проводились для 10 000 вариантов произвольных начальных ориентаций КА относительно Солнца и для произвольных (в допустимых пределах) начальных угловых скоростей. Расчеты вариантов выполнялись от момента начала гашения начальной угловой скорости (если Солнце находилось в поле зрения датчика) или от момента начала поискового вращения, совмещенного с гашением угловой скорости (если Солнце находилось вне поля зрения датчика), до момента завершения стабилизации на Солнце. Результаты статистического математического моделирования подтвердили возможность использования описанного фотоэлектрического солнечного датчика для обеспечения заданной солнечной ориентации КА.

Полунатурное моделирование, проведенное на аналого-цифровом моделирующем комплексе, с дискретизацией выходных сигналов датчика также подтвердило возможность его использования совместно с алгоритмом управления, описанным в [6].

Выводы

1. Разработана математическая модель фотоэлектрического датчика, позволяющая формировать его выходные сигналы в зависимости от положения Солнца относительно датчика.

2. Построен алгоритм восстановления положения Солнца относительно приборной системы координат датчика по его выходным сигналам.

3. При углах визирования Солнца, не превышающих 60° , восстановление положения Солнца осуществляется с нулевыми ошибками, при углах визирования больше 60° наличие ошибок не оказывает заметного влияния на построение требуемой ориентации КА относительно Солнца.

4. Проведенное статистическое и полунатурное моделирование подтверждает работоспособность алгоритмов управления угловым движением КА при использовании рассмотренного фотоэлектрического датчика, несмотря на значительные ошибки измерений.

Список литературы

1. Черемухин Г.С. Приборы ориентации на Солнце для космических аппаратов. М.: Воентехиниздат, 2004. 383 с.
2. Федосеев В.И., Колосов М.П. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов. М.: Логос, 2007. 248 с.
3. Аванесов Г.А., Никитин А.В., Форш А.А. Оптический солнечный датчик // Известия вузов. Приборостроение, 2003, Т. 46, № 4. С. 70–73.
4. Андреев В.М., Грилихес В.А., Румянцев В.Д. Фотоэлектрическое преобразование концентрированного солнечного излучения. Л.: Наука, 1989. 310 с.
5. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей. М.: Энергоатомиздат, 1983. 360 с.
6. Жуков Б.И., Сазонов В.В., Сихарулидзе Ю.Г., Ярошевский В.С. Управление угловым движением КА «Луна-Глоб» в режиме постоянной солнечной ориентации // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2018, № 238. 28 с.
<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2018-238>
(Дата обращения: 26.07.2019).
7. Shuster M. D. A Survey of Attitude Representation // The Journal of the Astronautical Sciences, 1993, vol. 41, No. 4. P. 439–517.
http://www.malcolmdshuster.com/Pub_1993h_J_Rep_surv_scan.pdf (Дата обращения: 26.07.2019).