



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 238 за 2018 г.



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

Жуков Б.И., Сазонов В.В.,
Сихарулидзе Ю.Г.,
Ярошевский В.С.

Управление угловым
движением КА «Луна-Глоб»
в режиме постоянной
солнечной ориентации

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Управление угловым движением КА «Луна-Глоб» в режиме постоянной солнечной ориентации / Б.И.Жуков [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2018. № 238. 28 с. doi:[10.20948/prepr-2018-238](https://doi.org/10.20948/prepr-2018-238)
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2018-238>

**Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В.Келдыша
Российской академии наук**

**Б.И. Жуков, В.В. Сазонов,
Ю.Г. Сихарулидзе, В.С. Ярошевкий**

**Управление угловым движением
КА «Луна-Глоб» в режиме
постоянной солнечной ориентации**

Москва — 2018

Жуков Б.И., Сазонов В.В., Сихарулидзе Ю.Г., Ярошевский В.С.

Управление угловым движением КА «Луна-Глоб» в режиме постоянной солнечной ориентации

Рассматриваются вопросы разработки алгоритмов управления угловым движением КА «Луна-Глоб» для построения и поддержания режима постоянной солнечной ориентации (ПСО) при перелете к Луне. Основным требованием к режиму ПСО является приведение КА в такое положение относительно Солнца, которое обеспечивает наилучшую освещенность панелей солнечных батарей для максимального притока электроэнергии на борт КА.

Разработаны алгоритмы управления и программы, позволяющие провести статистический анализ для оценки работоспособности алгоритмов при различной начальной ориентации КА относительно Солнца и различной начальной угловой скорости.

Ключевые слова: перелет к Луне, режим постоянной солнечной ориентации, солнечный датчик, статистический анализ.

Boris Ilyich Zhukov, Viktor Vasilevich Sazonov,

Yury Georgievich Sikharulidze, Viktor Semenovich Yaroshevskiy

«Luna-Glob» spacecraft attitude motion control in the mode of the constant solar orientation

The preprint deals with the development of the attitude motion algorithms for Luna-Glob spacecraft (SC) to construct and maintain a constant solar orientation mode (CSO) during the Earth-Moon flight. The main requirement for CSO mode is to put SC in position relative to the Sun which provides the best illumination of solar panels for maximum electricity flow onboard.

Control algorithms and programs are developed, which allow conducting the statistical analysis for evaluation of algorithms performance at different initial SC orientation relative to the Sun and different initial angular velocity.

Keywords: flight to the Moon, constant solar orientation mode, solar sensor, statistical analysis.

Постановка задачи

Рассматривается задача разработки алгоритма управления угловым движением КА «Луна-Глоб» в режиме построения и поддержания постоянной солнечной ориентации (ПСО) при перелете к Луне.

Основной целью режима построения и поддержания ПСО является приведение КА в такое положение относительно Солнца, которое обеспечивает наилучшие условия освещенности панелей солнечных батарей, гарантируя тем самым максимальный приток электроэнергии на борту КА. При этом заданная ориентация КА относительно Солнца должна выдерживаться с точностью 3–5°.

Системы координат КА

Базовая система координат (БСК) материализуется базовой поперечной плоскостью КА, т.е. плоскостью стыка космического аппарата с адаптером. Базовая продольная ось X_0 перпендикулярна базовой поперечной плоскости и совпадает с осью симметрии КА. Началом БСК является точка пересечения базовой продольной оси X_0 с базовой поперечной плоскостью. Положительное направление оси X_0 – в сторону КА. Базовые поперечные оси Y_0 , Z_0 расположены в базовой поперечной плоскости и образуют правую ортогональную систему координат (рис. 1, 2).

Визирная система координат (ВСК) материализуется посадочным местом под БИБ-1 (бесплатформенный инерциальный блок). Визирные оси X_v , Y_v и Z_v в номинальном положении совпадают по направлению с одноименными осями БСК.

Началом *связанной системы координат* (ССК) является центр масс КА, оси связанной системы координат $X_{св}$, $Y_{св}$ и $Z_{св}$ совпадают по направлению с одноименными осями БСК.

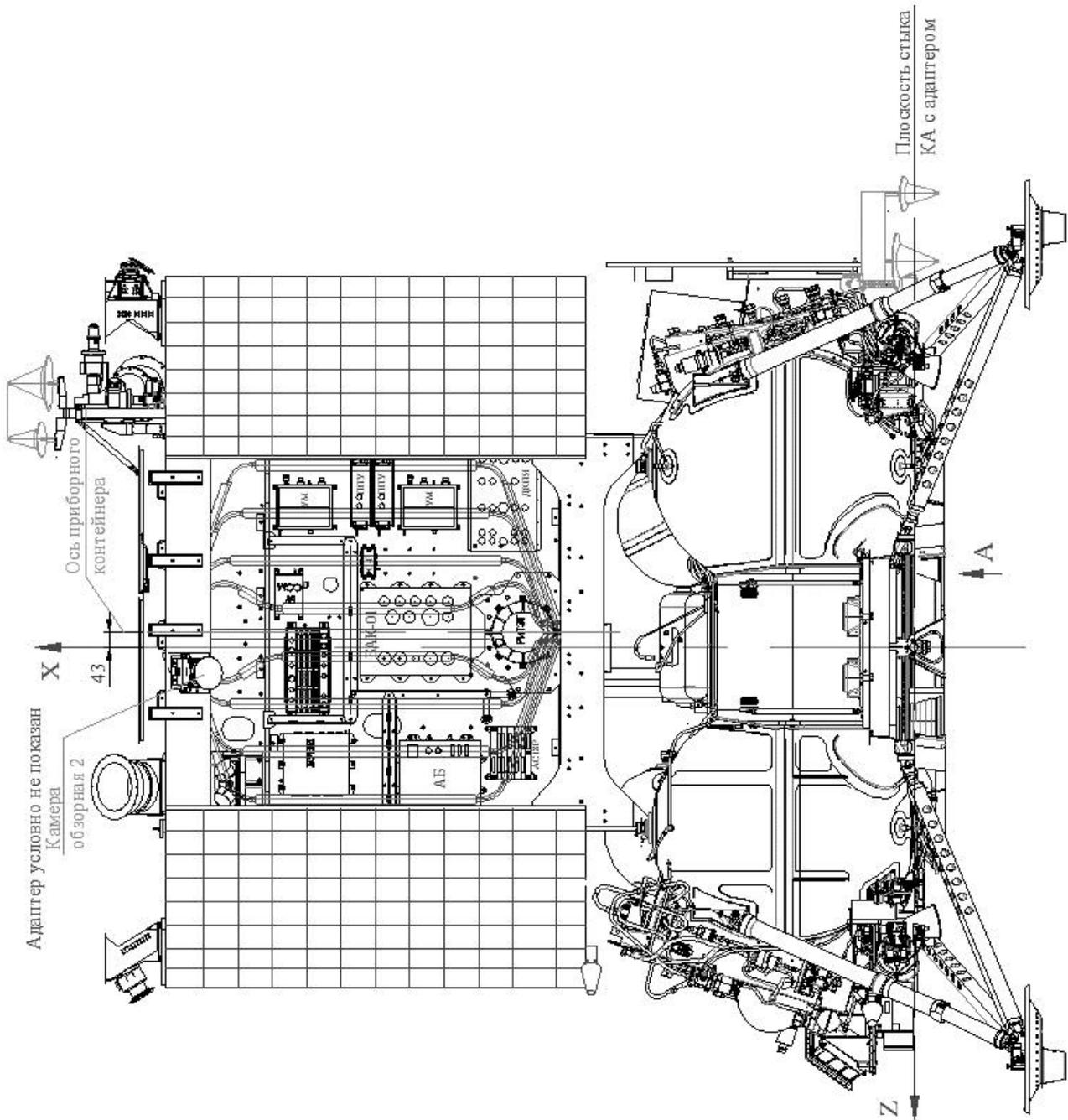


Рис. 1. КА «Луна-Глоб» (вид сбоку)

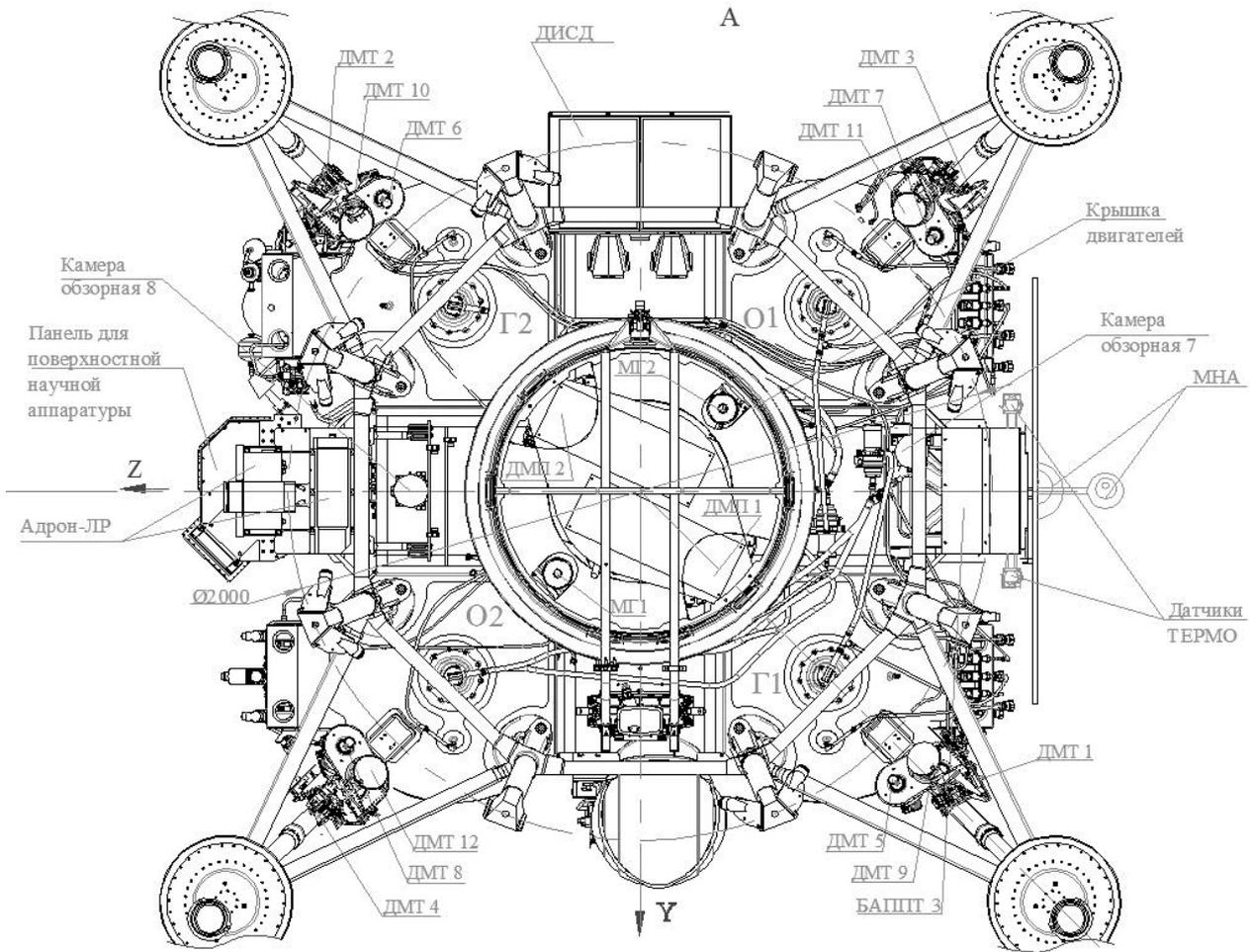


Рис. 2. КА «Луна-Глоб» (вид снизу)

Для повышения надежности на КА установлены два солнечных датчика. Приборная система координат (ОАВС) солнечного датчика приведена на рис. 3.

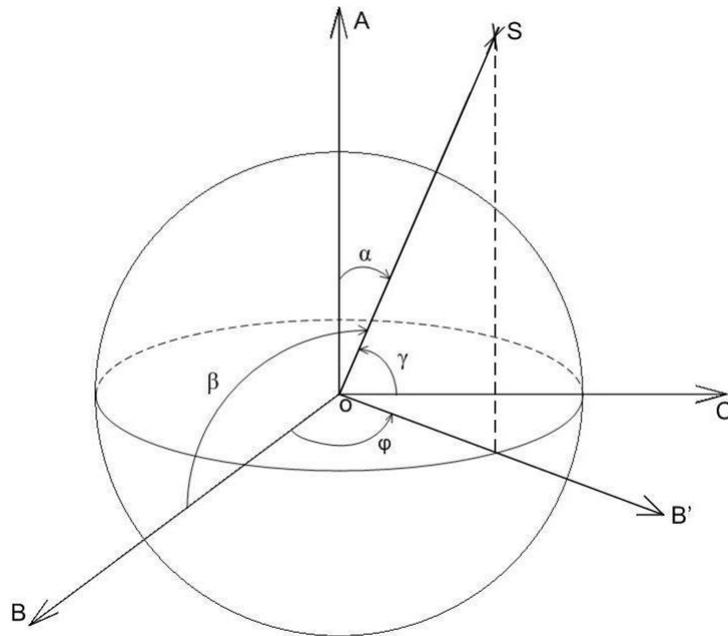


Рис. 3. Приборная система координат (OABC) солнечного датчика

На рис. 3:

- ось OA – перпендикулярна посадочной плоскости изделия и направлена в сторону пространства объектов,
- ось OB – параллельна посадочной плоскости изделия, перпендикулярна упорной плоскости изделия и направлена от упорной плоскости,
- ось OC – дополняет систему координат до правой ортогональной,
- OS – вектор направления на центр Солнца,
- α (возвышение) – угол между положительным направлением оси OA и направлением на центр Солнца,
- β – угол между положительным направлением оси OB и направлением на центр Солнца,
- γ – угол между положительным направлением оси OC и направлением на центр Солнца,
- OB' – проекция вектора OS на плоскость BOC ,
- φ (азимут) – угол между положительным направлением оси OB и вектором OB' .

Угловые координаты α , β , γ и φ связаны соотношениями:

$$\cos \beta = \sin \alpha \cdot \cos \varphi, \quad \cos \gamma = \sin \alpha \cdot \sin \varphi.$$

Взаимное расположение осей визирной СК и приборных СК солнечных датчиков в проекции на плоскость $Y_B O Z_B$ ВСК показано на рис. 4.

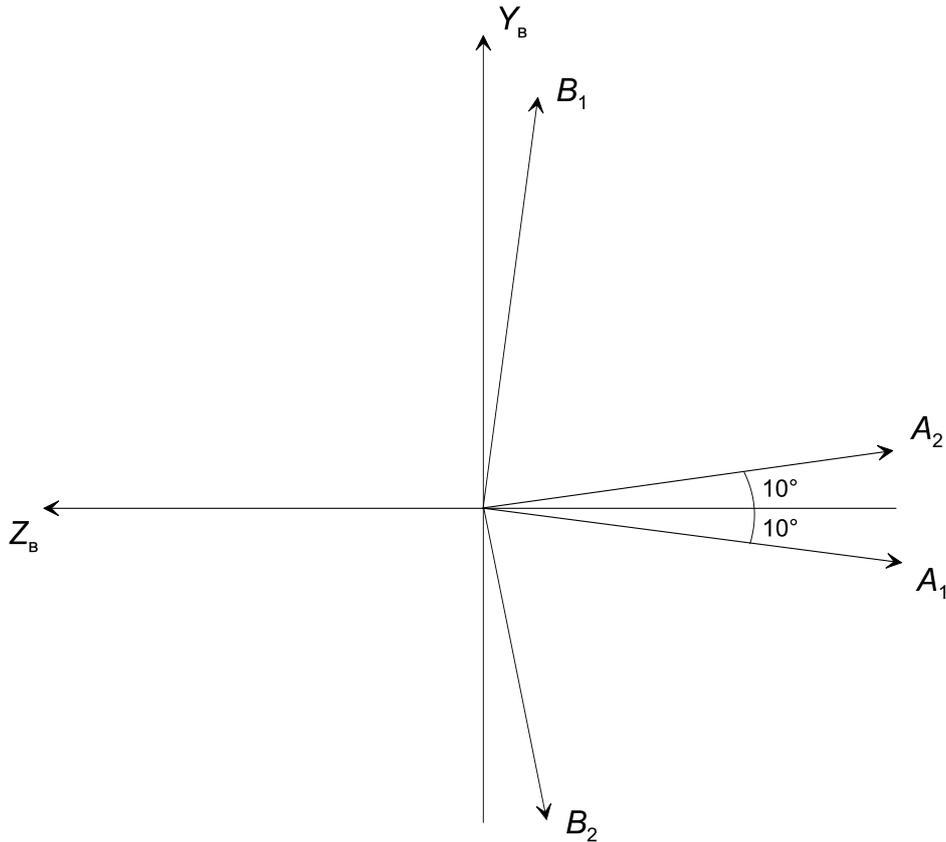


Рис. 4. Взаимное расположение осей ВСК и ПСК1, ПСК2

Ось X_B направлена перпендикулярно плоскости рисунка к нам.
 Ось C_1 направлена перпендикулярно плоскости рисунка к нам.
 Ось C_2 направлена перпендикулярно плоскости рисунка от нас.

Проведем замену обозначений осей приборных СК. Для датчика 1 оси A , B и C обозначим как $X_{ПСК1}$, $Y_{ПСК1}$ и $Z_{ПСК1}$, для датчика 2, соответственно, $X_{ПСК2}$, $Y_{ПСК2}$ и $Z_{ПСК2}$.

Тогда для датчика 1 связь приборной (ПСК1) и визирной (ВСК) систем координат определяется соотношениями:

$$\begin{cases} X_{ВСК} = Z_{ПСК1}; \\ Y_{ВСК} = -X_{ПСК1} \sin \varphi_{уст} + Y_{ПСК1} \cos \varphi_{уст} \\ Z_{ВСК} = -X_{ПСК1} \cos \varphi_{уст} - Y_{ПСК1} \sin \varphi_{уст}, \end{cases} \quad (1)$$

где $\varphi_{уст}$ – угол установки датчиков относительно ВСК (рис. 4). Номинальное значение угла установки $\varphi_{уст\text{ном}} = 10^\circ$.

Матрица перехода от ПСК1 к ВСК имеет вид:

$$\mathbf{A}_{\text{ПСК1}}^{\text{ВСК}} = \begin{vmatrix} 0 & 0 & 1 \\ -\sin \varphi_{\text{уст}} & \cos \varphi_{\text{уст}} & 0 \\ -\cos \varphi_{\text{уст}} & -\sin \varphi_{\text{уст}} & 0 \end{vmatrix}. \quad (2)$$

Матрица перехода от ВСК к ПСК1 является транспонированной:

$$\mathbf{A}_{\text{ВСК}}^{\text{ПСК1}} = \left(\mathbf{A}_{\text{ПСК1}}^{\text{ВСК}} \right)^T = \begin{vmatrix} 0 & -\sin \varphi_{\text{уст}} & -\cos \varphi_{\text{уст}} \\ 0 & \cos \varphi_{\text{уст}} & -\sin \varphi_{\text{уст}} \\ 1 & 0 & 0 \end{vmatrix}. \quad (3)$$

Для датчика 2 связь приборной (ПСК2) и ВСК записывается в виде

$$\begin{cases} X_{\text{ВСК}} = -Z_{\text{ПСК2}}; \\ Y_{\text{ВСК}} = X_{\text{ПСК2}} \sin \varphi_{\text{уст}} - Y_{\text{ПСК2}} \cos \varphi_{\text{уст}} \\ Z_{\text{ВСК}} = -X_{\text{ПСК2}} \cos \varphi_{\text{уст}} - Y_{\text{ПСК2}} \sin \varphi_{\text{уст}}. \end{cases} \quad (4)$$

Матрица перехода от ПСК2 к ВСК

$$\mathbf{A}_{\text{ПСК2}}^{\text{ВСК}} = \begin{vmatrix} 0 & 0 & -1 \\ \sin \varphi_{\text{уст}} & -\cos \varphi_{\text{уст}} & 0 \\ -\cos \varphi_{\text{уст}} & -\sin \varphi_{\text{уст}} & 0 \end{vmatrix}, \quad (5)$$

а матрица обратного перехода

$$\mathbf{A}_{\text{ВСК}}^{\text{ПСК2}} = \left(\mathbf{A}_{\text{ПСК2}}^{\text{ВСК}} \right)^T = \begin{vmatrix} 0 & \sin \varphi_{\text{уст}} & -\cos \varphi_{\text{уст}} \\ 0 & -\cos \varphi_{\text{уст}} & -\sin \varphi_{\text{уст}} \\ -1 & 0 & 0 \end{vmatrix}. \quad (6)$$

Циклограмма и основные операции режима ПСО

Циклограмма режима ПСО содержит четыре характерных участка:

- *участок успокоения КА*, т.е. снижения компонент вектора угловой скорости вращения КА в каждом канале управления до заданного уровня,
- *участок поиска Солнца*, т.е. вращения КА с заданной поисковой скоростью в заданном канале управления с демпфированием компонент угловой скорости в двух других каналах,
- *участок разворота на Солнце*, т.е. приведение Солнца в заданные точки полей зрения солнечных датчиков,
- *участок поддержания угловой стабилизации КА* в заданном положении относительно линии визирования на Солнце.

В режиме ПСО выполняются следующие основные операции:

- счисление ориентации по информации БИБ (при отсутствии информации от солнечных датчиков – условной ориентации),
- счисление солнечной ориентации по информации солнечных датчиков,
- счисление отклонений линии визирования на Солнце от заданного положения,
- выработка управляющих команд на включение/выключение двигателей ориентации и стабилизации в процессе управления угловым движением,
- демпфирование проекций угловой скорости до заданного уровня,
- поиск Солнца путем первого поискового вращения на угол 315° вокруг связанной оси $Y_{ССК}$, промежуточного разворота КА вокруг оси $X_{ССК}$ на угол 45° и второго поискового вращения на угол 315° вокруг связанной оси $Y_{ССК}$, если при первом поисковом вращении Солнце не попадает в поле зрения хотя бы одного солнечного датчика,
- переориентация КА в положение, когда Солнце находится в заданной области поля зрения датчиков после поступления информации от любого из датчиков о наличии Солнца в его поле зрения,
- стабилизация углового положения КА относительно положения линии визирования на Солнце в течение заданного времени,
- формирование признака нештатного завершения режима ПСО в случае отсутствия информации о положении Солнца от солнечных датчиков после второго вращения вокруг связанной оси $Y_{ССК}$ на угол 315° (из-за возможного отказа обоих датчиков).

Построение инерциальной системы координат

После отделения КА от разгонного блока информация об ориентации КА в инерциальном пространстве отсутствует. При наличии одного или двух работающих БИБ строится условная начальная инерциальная СК путем фиксации в произвольный момент времени t_0 угловых показаний БИБ: ν_0 , ψ_0 и γ_0 . В качестве начального момента времени t_0 выбран момент включения солнечных датчиков, и в дальнейшем счисление условной ориентации КА проводится относительно зафиксированных значений ν_0 , ψ_0 и γ_0 . Обозначим эту инерциальную систему координат как НСК₀. Интегрирование движения КА при математическом моделировании режима ПСО осуществляется в системе НСК₀. Текущие углы ориентации и текущий кватернион ориентации также определяются в НСК₀.

Участок успокоения КА

После отделения от разгонного блока КА находится в состоянии неуправляемого вращения с угловой скоростью около 2 град/с.

Если режим ПСО вводится в нештатной ситуации, связанной с потерей ориентации КА, то значения компонент начального вектора угловой скорости могут быть существенно больше. На участке успокоения производится снижение величин компонент вектора угловой скорости до заданного уровня $\omega_{\text{зад}}$. В качестве командных значений угловой скорости в каналах крена и тангажа задаются нулевые значения: $\omega_{x \text{ ком}} = \omega_{z \text{ ком}} = 0$. Для канала рыскания знак командного значения угловой скорости определяется знаком начальной угловой скорости ω_{y0} в этом канале, а модуль величины командной угловой скорости $|\omega_{y \text{ ком}}| = 1$ град/с. Таким образом, $\omega_{y \text{ ком}} = (\text{sign}(\omega_{y0})) \times 1$ град/с, где $\text{sign}(\omega_{y0})$ – знак ω_{y0} . Командный управляющий сигнал в каждом из каналов определяется только по рассогласованию командного и «фактического» (навигационного) значений угловой скорости. Фактические (навигационные) значения углов не учитываются. Признаком окончания участка успокоения формируется при снижении модуля вектора угловой скорости до величины 4 град/с (допустимое значение угловой скорости КА в режиме захвата и удержания положения Солнца солнечными датчиками).

После участка успокоения осуществляется переход к участку поиска Солнца, на котором выполняется поисковое вращение КА вокруг связанной оси $Y_{\text{ССК}}$ с угловой скоростью $|\omega_{y \text{ ком}}| = 1$ град/с. При небольших величинах компонент вектора угловой скорости участок успокоения совмещается с участком поискового вращения, т.е. угловые скорости ω_x и ω_z ($\omega_{x \text{ ком}} = \omega_{z \text{ ком}} = 0$) гасятся одновременно с формированием поискового вращения в канале Y : $\omega_{y \text{ ком}} = \pm 1$ град/с. Знак командной угловой скорости $\omega_{y \text{ ком}}$ определяется знаком начальной компоненты угловой скорости ω_{y0} , т.е. поисковое вращение вокруг оси OY связанной СК формируется в направлении фактического вращения.

Участок поиска Солнца

Поле зрения двух солнечных датчиков превышает полусферу. Поэтому при вращении КА вокруг связанной оси $Y_{ССК}$ с угловой скоростью ± 1 град/с Солнце должно попасть в общее поле зрения не позднее 180 с после начала вращения (поворот на 180°). Однако в поле зрения каждого из датчиков попадают посадочные опоры и радиаторы охлаждения, вследствие чего часть поля зрения прибора исключается из обработки. Если Солнце в момент начала поиска находится в этой области поля зрения одного из датчиков, а второй датчик неработоспособен, то при первом поисковом вращении КА вокруг оси $Y_{ССК}$ Солнце не будет обнаружено. Если Солнце не попало в поле зрения работающего датчика, то после завершения первого поискового вращения КА совершает разворот вокруг связанной оси $X_{ССК}$ на угол 45° . Затем КА выполняет второе поисковое вращение вокруг связанной оси $Y_{ССК}$ на заданный угол 315° . При повторном вращении вокруг нового положения оси $Y_{ССК}$ Солнце обязательно попадает в поле зрения хотя бы одного исправного датчика.

Управление угловым движением для первого поискового вращения осуществляется в инерциальной СК, замороженной на момент t_1 начала первого поискового вращения. Обозначим эту систему координат как $НСК_1$. Оси $НСК_1$ в момент замораживания совпадают с осями $ССК$. Пусть навигационные углы в этот момент равны ν_1 , ψ_1 и γ_1 . Ориентация $НСК_1$ относительно $НСК_0$ фиксирована и определяется углами

$$\begin{aligned}\nu &= \nu_1 - \nu_0, \\ \psi &= \psi_1 - \psi_0, \\ \gamma &= \gamma_1 - \gamma_0.\end{aligned}$$

В этот момент известен кватернион текущей ориентации КА в $НСК_0$:

$$p = (p_0, p_1, p_2, p_3).$$

Определение кватерниона по углам ориентации КА выполняется по формулам [1]:

$$\begin{aligned}
p_0 &= \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\gamma}{2} + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\gamma}{2}, \\
p_1 &= \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\gamma}{2} - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\gamma}{2}, \\
p_2 &= \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\gamma}{2} + \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\gamma}{2}, \\
p_3 &= \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\gamma}{2} - \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\gamma}{2}.
\end{aligned} \tag{7}$$

Матрица перехода от НСК₀ к НСК₁ может быть определена через углы ориентации КА на момент времени t_1 :

$$\mathbf{M}_{\text{НСК}_0}^{\text{НСК}_1} = \begin{pmatrix} \cos \upsilon \cos \psi & \sin \upsilon \cos \psi & -\sin \psi \\ \cos \upsilon \sin \psi \sin \gamma - \sin \upsilon \cos \gamma & \sin \upsilon \sin \psi \sin \gamma + \cos \upsilon \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma \\ \cos \upsilon \sin \psi \cos \gamma + \sin \upsilon \sin \gamma & \sin \upsilon \sin \psi \cos \gamma - \cos \upsilon \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma \end{pmatrix}. \tag{8}$$

Эта же матрица может быть выражена через кватернион:

$$\mathbf{M}_{\text{НСК}_0}^{\text{НСК}_1} = \begin{pmatrix} 2p_0^2 + 2p_1^2 - 1 & 2p_1p_2 + 2p_0p_3 & 2p_1p_3 - 2p_0p_2 \\ 2p_1p_2 - 2p_0p_3 & 2p_0^2 + 2p_2^2 - 1 & 2p_2p_3 + 2p_0p_1 \\ 2p_1p_3 + 2p_0p_2 & 2p_2p_3 - 2p_0p_1 & 2p_0^2 + 2p_3^2 - 1 \end{pmatrix}. \tag{9}$$

Переход от НСК₁ к НСК₀ осуществляется с использованием матрицы:

$$\mathbf{M}_{\text{НСК}_1}^{\text{НСК}_0} = \left(\mathbf{M}_{\text{НСК}_0}^{\text{НСК}_1} \right)^{-1} = \left(\mathbf{M}_{\text{НСК}_0}^{\text{НСК}_1} \right)^T. \tag{10}$$

Командные значения углов в НСК₁, а также угловых скоростей в ССК определяются соотношениями:

$$\begin{aligned}
v_{\text{КОМ}} &= 0, \\
\psi_{\text{КОМ}} &= \omega_{y \text{ КОМ}} \times (t - t_1), \\
\gamma_{\text{КОМ}} &= 0, \\
\omega_{x \text{ КОМ}} &= 0, \\
\omega_{y \text{ КОМ}} &= \pm 1 \text{ град/с}, \\
\omega_{z \text{ КОМ}} &= 0.
\end{aligned} \tag{11}$$

Здесь t – текущее время.

Командные значения углов в НСК₁ задают командный кватернион ориентации КА в НСК₁. Они же в соответствии с (8) определяют матрицу перехода от НСК₁ к командному положению ССК ($\mathbf{M}_{НСК1}^{ССКком}$), при этом значения углов ν , ψ и γ в (8) формально заменяются на $\nu_{ком}$, $\psi_{ком}$ и $\gamma_{ком}$. Матрица перехода от командного положения ССК к НСК₁ ($\mathbf{M}_{ССКком}^{НСК1}$) определяется из $\mathbf{M}_{НСК1}^{ССКком}$ в соответствии с (10).

Матрица перехода от НСК₀ к командному положению ССК определяется двумя последовательными переходами от НСК₀ к НСК₁ и от НСК₁ к командному положению ССК, т.е. произведением матриц:

$$\mathbf{M}_{НСК0}^{ССКком} = \mathbf{M}_{НСК1}^{ССКком} \times \mathbf{M}_{НСК0}^{НСК1}. \quad (12)$$

Текущие значения углов ориентации ν , ψ и γ определяют текущий кватернион ориентации в НСК₀. Командный кватернион ориентации для НСК₀ может быть выражен через компоненты матрицы $\mathbf{M}_{НСК0}^{ССКком}$ (12) с учетом (9).

Интегрирование углового движения КА в НСК₀ осуществляется в кватернионах. При рассмотрении режима ПСО интерес представляет только угловое движение, поэтому в качестве выходной информации используются углы поворота КА и угловые скорости в связанной СК. Углы поворота вокруг связанных осей вычисляются интегрированием соответствующих угловых скоростей, так как прямое преобразование из кватерниона ориентации в углы вырождается при величинах угла рыскания порядка $\pm 90^\circ$.

Первое поисковое вращение заканчивается при захвате Солнца одним из датчиков или при повороте вокруг связанной оси $Y_{ССК}$ в заданном направлении на угол 315° . По окончании любого поискового вращения происходит успокоение КА, т.е. гашение компонент вектора угловой скорости до величины 0.1 град/с при сохранении заданного значения угла поворота $\pm 315^\circ$. Для полного успокоения КА требуется 5-7 с.

Если при первом поисковом вращении Солнце не захвачено, то после успокоения КА осуществляется его разворот вокруг связанной оси $X_{ССК}$ на угол 45° с угловой скоростью $\omega_{х\text{ком}}=1$ град/с. Управление угловым движением КА в процессе разворота на угол 45° осуществляется в инерциальной СК, замороженной на момент t_2 начала разворота. Обозначим эту систему координат как НСК₂. Пусть навигационные углы в этот момент равны ν_2 , ψ_2 и γ_2 . Ориентация НСК₂ относительно НСК₀ фиксирована и определяется углами

$$\begin{aligned} \nu &= \nu_2 - \nu_0, \\ \psi &= \psi_2 - \psi_0, \\ \gamma &= \gamma_1 - \gamma_0. \end{aligned}$$

Командные значения углов в НСК₂, а также угловых скоростей в ССК определяются соотношениями:

$$\begin{aligned}
 v_{\text{КОМ}} &= 0, \\
 \psi_{\text{КОМ}} &= 0, \\
 \gamma_{\text{КОМ}} &= \omega_{x \text{ КОМ}} \times (t - t_2), \\
 \omega_{x \text{ КОМ}} &= 1 \text{ град/с}, \\
 \omega_{y \text{ КОМ}} &= 0, \\
 \omega_{z \text{ КОМ}} &= 0.
 \end{aligned} \tag{13}$$

Командный кватернион ориентации для НСК₀ вычисляется исходя из соотношений (8), (9) и (12), где НСК₁ заменена на НСК₂.

Разворот заканчивается при захвате Солнца одним из датчиков.

Если при развороте вокруг связанной оси $X_{\text{ССК}}$ Солнце не захвачено, то проводится успокоение КА и осуществляется повторное поисковое вращение КА вокруг связанной оси $Y_{\text{ССК}}$ с угловой скоростью $\omega_{y \text{ КОМ}} = \pm 1$ град/с на величину 315°. Управление угловым движением для повторного поискового вращение осуществляется в инерциальной СК, замороженной на момент t_3 его начала. Обозначим эту систему координат как НСК₃. Пусть навигационные углы в этот момент равны ν_3 , ψ_3 и γ_3 . Командные значения углов в НСК₃, а также угловых скоростей в ССК определяются соотношениями:

$$\begin{aligned}
 v_{\text{КОМ}} &= 0, \\
 \psi_{\text{КОМ}} &= \omega_{y \text{ КОМ}} \times (t - t_3), \\
 \gamma_{\text{КОМ}} &= 0, \\
 \omega_{x \text{ КОМ}} &= 0, \\
 \omega_{y \text{ КОМ}} &= \pm 1 \text{ град/с}, \\
 \omega_{z \text{ КОМ}} &= 0.
 \end{aligned} \tag{14}$$

Командный кватернион ориентации для НСК₀ вычисляется исходя из соотношений (8), (9) и (12), где НСК₁ заменена на НСК₃.

Если Солнце не захвачено и при повторном поисковом вращении, то этот факт указывает на отказ сразу двух солнечных датчиков.

Участок разворота на Солнце

На участке разворота на Солнце осуществляется поворот КА в такое положение относительно Солнца, которое обеспечивает наилучшие условия освещенности панелей солнечных батарей (с осью минус $Z_{\text{ССК}}$ связанной системы координат в направлении на Солнце). При этом Солнце совмещается с заданными направлениями в полях зрения одного или обоих датчиков.

Для показанного на рис. 4 расположения датчиков заданному направлению на Солнце соответствуют следующие значения углов, одинаковые для датчика 1 и датчика 2:

$$\begin{aligned}\alpha_{Cц} &= 10^\circ, \\ \beta_{Cц} &= 80^\circ, \\ \gamma_{Cц} &= 90^\circ.\end{aligned}\tag{15}$$

Индекс С обозначает Солнце, индекс ц – требуемые координаты, или координаты цели.

Проекция требуемого единичного вектора на оси приборных систем координат: $(\cos 10^\circ, \cos 80^\circ, 0)$.

С помощью матриц перехода (2) и (5) для датчиков 1 и 2 можно получить вектор требуемых координат Солнца в связанной СК:

$$\mathbf{e}_{CцССК} = (0, 0, -1)^T.\tag{16}$$

В момент фиксации Солнца любым из двух датчиков определяются его текущие угловые координаты в приборной СК. Это – проекции на оси приборной СК единичного вектора, направленного на Солнце:

$$\mathbf{e}_{CтПСК} = (\cos\alpha_{Cт}, \cos\beta_{Cт}, \cos\gamma_{Cт})^T.$$

Индекс С обозначает Солнце, индекс т – текущие координаты.

С помощью матриц перехода (2) и (5) вычисляется вектор текущих координат Солнца в связанной СК:

$$\mathbf{e}_{CтССК} = \mathbf{A}_{ПСК}^{ВСК} \cdot \mathbf{e}_{CтПСК}.\tag{17}$$

Таким образом, в каждый момента времени имеются два единичных вектора: вектор целеуказания Солнца, или *командный* вектор, (16) и вектор текущего положения Солнца (17). Векторное произведение этих векторов:

$$\mathbf{e}_{ССК} = \mathbf{e}_{CтССК} \times \mathbf{e}_{CцССК}\tag{18}$$

определяет единичный вектор в ССК, вокруг которого надо выполнить поворот КА для совмещения текущего и командного векторов. Скалярное произведение единичных векторов дает величину целевого угла поворота $\alpha_{ц}(t)$, т.е. угла, на который надо осуществить этот поворот:

$$\cos \alpha_{ц}(t) = (\mathbf{e}_{CтССК} \cdot \mathbf{e}_{CцССК}).\tag{19}$$

Тогда целевой кватернион поворота записывается как

$$\mathbf{q}_u(t) = \left(\cos \frac{\alpha_u(t)}{2}, \mathbf{e}_{\text{ССК}} \sin \frac{\alpha_u(t)}{2} \right), \quad (20)$$

где $\mathbf{e}_{\text{ССК}}$ определяется из (18), а $\alpha_u(t)$ – текущий целевой угол поворота.

Синус и косинус половинного угла в (20) могут быть выражены через косинус целого угла из (19) по известным тригонометрическим формулам:

$$\sin \frac{\alpha}{2} = \pm \sqrt{\frac{1 - \cos \alpha}{2}}; \quad \cos \frac{\alpha}{2} = \pm \sqrt{\frac{1 + \cos \alpha}{2}}.$$

С учетом расположения датчиков на КА (рис. 4) имеем, что угол поворота для ориентации на Солнце не превышает 100° (90° – половина поля зрения – плюс 10° – отклонение центральной оси поля зрения датчика от оси $-Z_{\text{ССК}}$ КА).

Тогда $\sin \frac{\alpha}{2} \geq 0$ и $\cos \frac{\alpha}{2} \geq 0$.

Текущий кватернион поворота, соответствующий нулевому углу поворота, записывается как

$$\mathbf{q}_T = (1, 0, 0, 0). \quad (21)$$

Соотношения (20) и (21) определяют целевой (командный) и текущий кватернионы ориентации, которые используются в алгоритме управления. В процессе ориентации на Солнце управление угловым движением КА осуществляется с нулевыми значениями командных угловых скоростей.

На рис. 5–7 для случая использования двух датчиков показаны результаты моделирования тестового разворота на Солнце от момента его обнаружения до окончания стабилизации. При расчете тестовой задачи была задана нулевая начальная скорость вращения ($\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0$) и следующие модельные координаты Солнца:

$$\mathbf{s}_{\text{СТ}} = (1, 1, 1)^T.$$

Эти координаты заданы в инерциальной СК, зафиксированной в момент t_1 начала первого поискового вращения, когда оси связанной СК совпадают с осями инерциальной СК.

Изменение координат Солнца в связанной СК от момента его обнаружения до момента окончания стабилизации углового положения КА осью $-Z$ в направлении на Солнце с ошибкой менее 1.5° показано на рис. 5. Угловая скорость в момент окончания процесса стабилизации КА не превышает $0.1^\circ/\text{с}$.

Конечный вектор визирования Солнца в ССК соответствует (16).

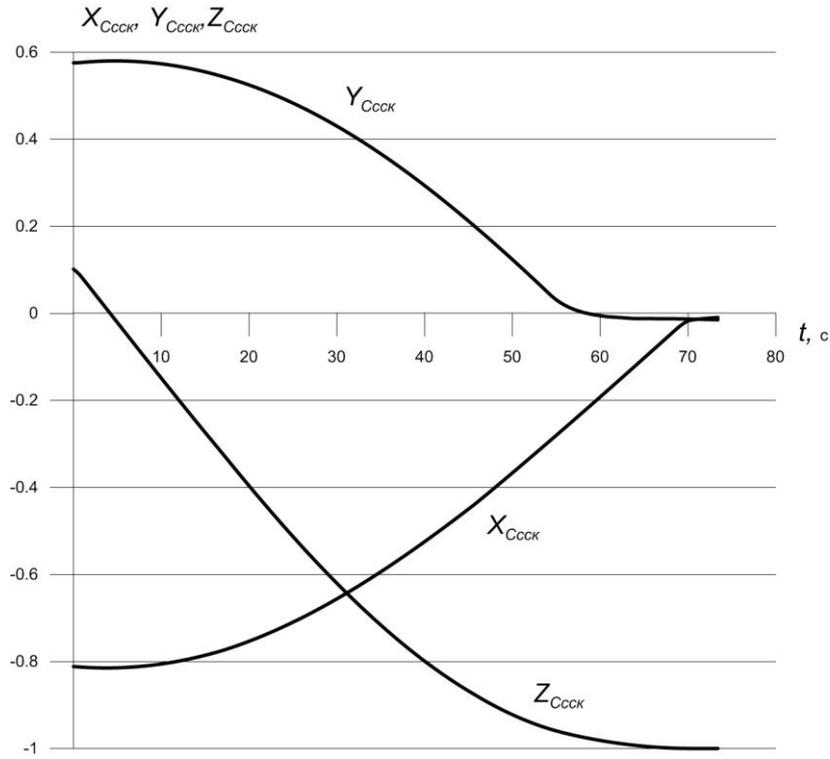


Рис. 5. Изменение компонент вектора визирования Солнца в ССК при развороте и стабилизации

На рис. 6 показано изменение командного угла поворота на Солнце $\alpha_{ц}(t)$ в соответствии с (19).

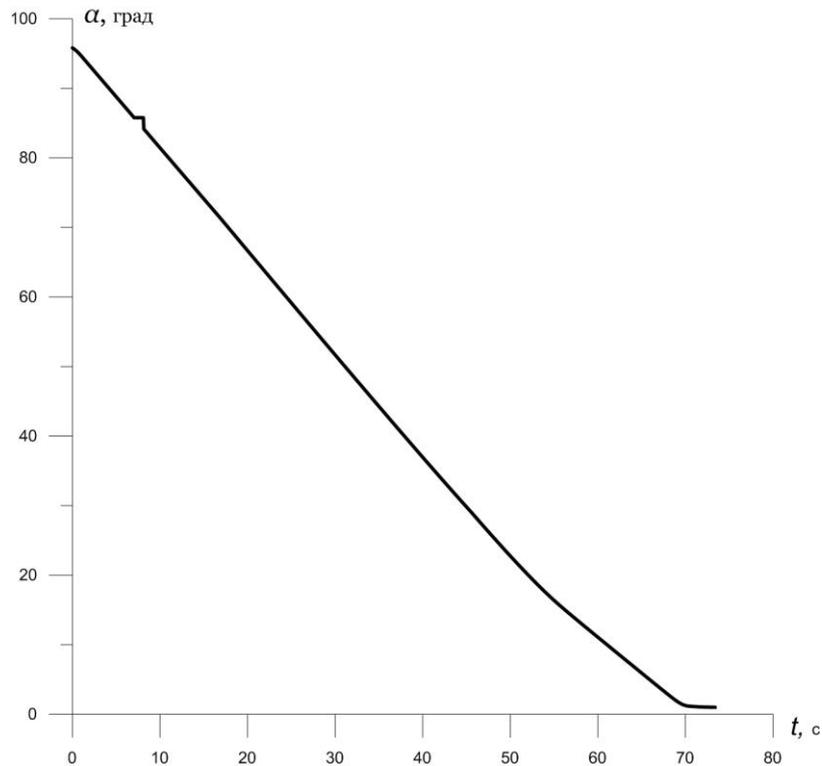


Рис. 6. Командный угол поворота на Солнце

Небольшой участок постоянства угла поворота, начиная с 7-ой секунды, обусловлен временной потерей Солнца из-за его затенения элементами конструкции КА. Для таких случаев в алгоритме управления предусмотрено сохранение постоянных предыдущих значений командного кватерниона совместно с командным углом поворота до повторного захвата Солнца, и это практически не влияет на процесс приведения.

В рассмотренном примере Солнце было обнаружено вторым датчиком и сопровождалось им в течение 7 с, затем было потеряно из-за затенения (примерно на 1 с). После участка затенения Солнце было «поймано» первым датчиком и сопровождалось им в течение 2.5 с, а затем сопровождалось обоими датчиками до конца участка разворота.

На рис. 7 показано изменение угловых скоростей КА в процессе рассматриваемого маневра.

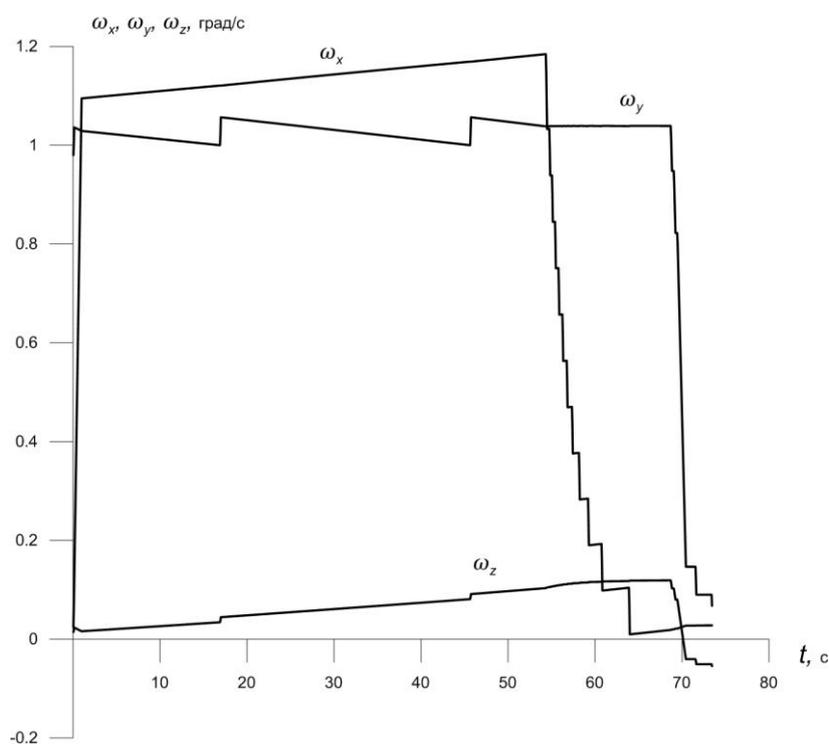


Рис. 7. Угловые скорости КА при развороте на Солнце и стабилизации

Расчет тестовой задачи для целевого угла поворота на Солнце $\alpha = 95^\circ$ показал, что такой разворот осуществляется примерно за 75-80 с. Максимальная угловая скорость составила 1.6 град/с при допустимой угловой скорости 4 град/с.

Режим разворота на Солнце заканчивается, когда величина целевого угла поворота $\alpha_{ц}(t)$, определенного в соответствии с (19), становится меньше 1.5° . После этого осуществляется переход в режим стабилизации углового положения КА с сохранением ориентации на Солнце.

Участок стабилизации с поддержанием ориентации на Солнце

Переход к режиму стабилизации с поддержанием ориентации на Солнце позволяет избежать автоколебаний, которые возникают в режиме разворота на Солнце при малых значениях целевого угла поворота $\alpha_{ц}(t)$.

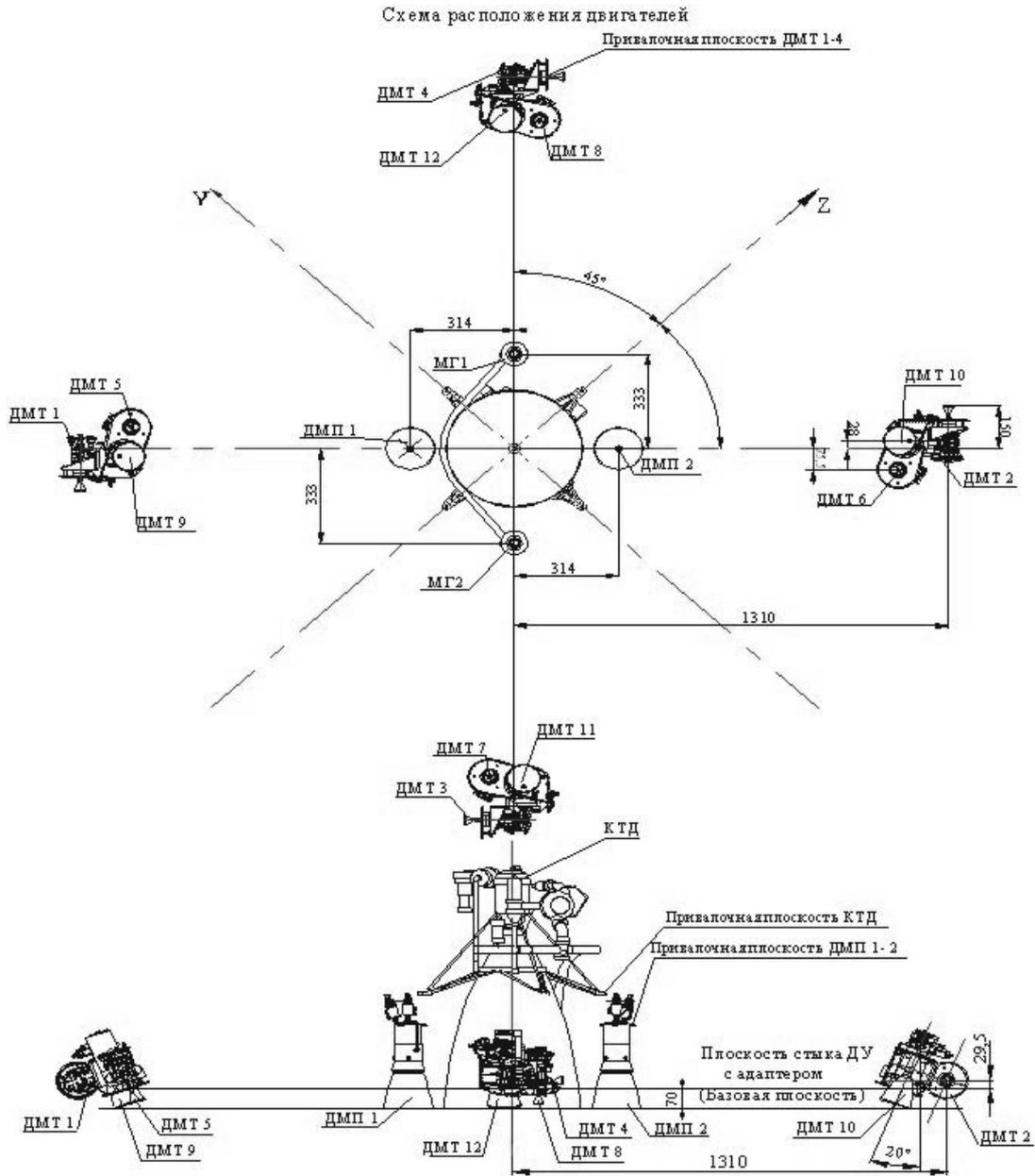
Переключение в режим стабилизации происходит, когда величина целевого угла поворота $\alpha_{ц}(t)$, определенного в соответствии с (19), становится меньше 1.5° . В этот момент по показаниям БИБ фиксируются текущие значения углов ориентации КА. На участке стабилизации эти фиксированные значения используются в качестве командных углов ориентации. В качестве целевых значений угловых скоростей, как и при развороте на Солнце, задаются нулевые величины.

В режиме стабилизации согласно (19) по показаниям датчиков оценивается величина командного угла поворота на Солнце $\alpha_{ц}(t)$. Если она становится больше 5° (из-за возможного ухода БИБ), то осуществляется обратный переход в режим разворота на Солнце. При математическом моделировании признак успешного окончания режима стабилизации, т.е. признак окончательного завершения разворота на Солнце, формируется в момент гашения угловой скорости до величины 0.1° град/с.

Управление двигателями ориентации и стабилизации в режиме ПСО

Схема двигательной установки КА «Луна-Глоб» приведена на рис. 8. В ее состав входят следующие двигатели:

- один корректирующий-тормозной двигатель (КТД);
- два двигателя мягкой посадки (ДМП1, ДМП2);
- восемь двигателей малой тяги (ДМТ1- ДМТ8);
- четыре двигателя малой тяги (ДМТ9- ДМТ12).



В табл. 1 даны компоненты тяг двигателей и координаты точек приложения тяг в базовой связанной системе координат.

Таблица 1

Компоненты тяг двигателей и координаты точек их приложения

Двигатели	Компоненты тяг, кгс			Координаты точек приложения в БСК			Канал управления
	P_x , кгс	P_y , кгс	P_z , кгс	x , м	y , м	z , м	
КТД	440	0	0	0	0	0	торможение
ДМП 1	60	0	0	0	0.222	-0.222	торможение
ДМП 2	60	0	0	0	-0.222	0.222	торможение
ДМТ 1	0	0.424	0.424	0	0.926	-0.926	+ γ
ДМТ 2	0	-0.424	-0.424	0	-0.926	0.926	+ γ
ДМТ 3	0	-0.424	0.424	0	-0.926	-0.926	- γ
ДМТ 4	0	0.424	-0.424	0	0.926	0.926	- γ
ДМТ 5	0.564	0.155	-0.134	0	0.824	-0.717	- ϑ ; - ψ
ДМТ 6	0.564	-0.155	0.134	0	-0.824	0.717	+ ϑ ; + ψ
ДМТ 7	0.564	-0.134	-0.155	0	-0.717	-0.824	+ ϑ ; - ψ
ДМТ 8	0.564	0.134	0.155	0	0.717	0.824	- ϑ ; + ψ
ДМТ 9	4.698	1.177	-1.240	0	0.765	-0.805	- ϑ ; - ψ
ДМТ 10	4.698	-1.177	1.240	0	-0.765	0.805	+ ϑ ; + ψ
ДМТ 11	4.698	-1.240	-1.177	0	-0.805	-0.765	+ ϑ ; - ψ
ДМТ 12	4.698	1.240	1.177	0	0.805	0.765	- ϑ ; + ψ

Для управления угловым движением КА в канале крена используются двигатели ДМТ1-ДМТ4, в каналах рыскания и тангажа – двигатели ДМТ5-ДМТ8. Все эти двигатели имеют номинальную тягу 0.6 кгс. Более мощные двигатели ДМТ9-ДМТ12 с номинальной тягой 5 кгс штатно применяются для управления угловым движением только при включенных КТД или ДМП. В режиме ПСО в штатной ситуации эти двигатели не используются.

Пусть $\mathbf{M} = (M_X, M_Y, M_Z)^T$ – вектор моментов от двигателей, управляющих угловым движением КА.

В проекции вектора \mathbf{M} на оси ССК имеем для каналов крена, рыскания и тангажа следующие суммарные управляющие моменты:

$$\begin{aligned} M_X &= \sum_j \left[P_{jz} (y_j - y_{\text{цм}}) - P_{jy} (z_j - z_{\text{цм}}) \right], \\ M_Y &= \sum_j \left[P_{jx} (z_j - z_{\text{цм}}) - P_{jz} (x_j - x_{\text{цм}}) \right], \\ M_Z &= \sum_j \left[P_{jy} (x_j - x_{\text{цм}}) - P_{jx} (y_j - y_{\text{цм}}) \right]. \end{aligned} \quad (22)$$

Здесь P_{jx}, P_{jy}, P_{jz} – проекции в связанных осях вектора тяги j -го двигателя, $x_{\text{цм}}, y_{\text{цм}}, z_{\text{цм}}$ – текущие координаты центра масс, x_j, y_j, z_j – координаты точек приложения тяги j -го двигателя.

Введем для каждого двигателя из группы ДМТ1-ДМТ8 понятие ключа управления $\xi_i, i = 1 \dots 8$. При необходимости включить двигатель ДМТ $_i$ значение соответствующего ключа ξ_i задается равным 1, для выключения этого двигателя значение ключа задается равным 0.

Состояния ключей управления не являются независимыми величинами. Для создания вращающих моментов двигателя, как правило, включаются парами, иногда поодиночке, поэтому далее будут обсуждаться только допустимые комбинации значений ключей управления. В связи с тем, что управление в канале крена (двигатели ДМТ1-ДМТ4) осуществляется независимо от управления в каналах рыскания и тангажа (двигатели ДМТ5-ДМТ8), возможные комбинации ключей управления для канала крена и каналов рыскания/тангажа рассматриваются отдельно.

Принимая $\xi_5 = \xi_6 = \xi_7 = \xi_8 = 0$, рассмотрим возможные комбинации ключей управления $\xi_1 \dots \xi_4$ и порождаемые ими моменты \mathbf{M} при управлении в канале крена:

$$\begin{aligned} \text{Комбинация 1к: } \xi_1 = \xi_2 = \xi_3 = \xi_4 = 0, \quad \mathbf{M} &= (0.00, 0.00, 0.00)^T. \\ \text{Комбинация 2к: } \xi_1 = \xi_2 = 1, \xi_3 = \xi_4 = 0, \quad \mathbf{M} &= (1.57, 0.00, 0.00)^T. \\ \text{Комбинация 3к: } \xi_1 = \xi_2 = 0, \xi_3 = \xi_4 = 1, \quad \mathbf{M} &= (-1.57, 0.00, 0.00)^T. \end{aligned} \quad (23)$$

Компоненты вектора момента \mathbf{M} имеют размерность кгс·м.

Принимая $\xi_1 = \xi_2 = \xi_3 = \xi_4 = 0$, рассмотрим возможные комбинации ключей управления $\xi_5 \dots \xi_8$ и порождаемые ими моменты при управлении в каналах рыскания и тангажа:

$$\begin{aligned}
\text{Комбинация 1pt: } \xi_5 = \xi_6 = \xi_7 = \xi_8 = 0, \quad \mathbf{M} &= (0.00, 0.00, 0.00)^T. \\
\text{Комбинация 2pt: } \xi_5 = \xi_7 = 0, \xi_6 = \xi_8 = 1, \quad \mathbf{M} &= (0.00, 1.03, 0.07)^T. \\
\text{Комбинация 3pt: } \xi_5 = \xi_7 = 1, \xi_6 = \xi_8 = 0, \quad \mathbf{M} &= (0.00, -1.03, -0.07)^T. \\
\text{Комбинация 4 pt: } \xi_5 = \xi_8 = 0, \xi_6 = \xi_7 = 1, \quad \mathbf{M} &= (0.00, -0.07, 1.03)^T. \\
\text{Комбинация 5pt: } \xi_5 = \xi_8 = 1, \xi_6 = \xi_7 = 0, \quad \mathbf{M} &= (0.00, 0.07, -1.03)^T. \\
\text{Комбинация 6pt: } \xi_5 = \xi_7 = \xi_8 = 0, \xi_6 = 1, \quad \mathbf{M} &= (0.00, 0.48, 0.55)^T \\
\text{Комбинация 7pt: } \xi_5 = \xi_6 = \xi_8 = 0, \xi_7 = 1, \quad \mathbf{M} &= (0.00, -0.55, 0.48)^T. \\
\text{Комбинация 8pt: } \xi_6 = \xi_7 = \xi_8 = 0, \xi_5 = 1, \quad \mathbf{M} &= (0.00, -0.48, -0.55)^T. \\
\text{Комбинация 9pt: } \xi_5 = \xi_6 = \xi_7 = 0, \xi_8 = 1, \quad \mathbf{M} &= (0.00, 0.55, -0.48)^T.
\end{aligned} \tag{24}$$

Выбор одной из трех комбинаций в канале крена и одной из девяти комбинаций в каналах рыскания/тангажа осуществляется по командам бортового комплекса управления (БКУ) с тактом, равным 50 мс.

Алгоритм управления строится следующим образом. Пусть известен кватернион текущей ориентации КА: $\mathbf{p} = (p_0, p_1, p_2, p_3)$. Определение кватерниона текущей ориентации по углам ориентации КА выполняется по формулам (7).

Система уравнений углового движения КА образована динамическими уравнениями Эйлера для компонент его абсолютной угловой скорости $\boldsymbol{\omega} = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^T$ и кинематическими уравнениями для компонент кватерниона \mathbf{p} . Эта система имеет вид:

$$\begin{aligned}
\dot{\omega}_i &= \sum_{j=1}^3 J_{ij} \dot{K}_j \quad (i=1, 2, 3), \\
2\dot{p}_0 &= -p_1\omega_1 - p_2\omega_2 - p_3\omega_3, \\
2\dot{p}_1 &= p_0\omega_1 + p_2\omega_3 - p_3\omega_2, \\
2\dot{p}_2 &= p_0\omega_2 + p_3\omega_1 - p_1\omega_3, \\
2\dot{p}_3 &= p_0\omega_3 + p_1\omega_2 - p_2\omega_1, \\
\dot{K}_1 &= K_2\omega_3 - K_3\omega_1 + M_{c1}, \\
\dot{K}_2 &= K_3\omega_1 - K_1\omega_3 + M_{c2}, \\
\dot{K}_3 &= K_2\omega_1 - K_1\omega_2 + M_{c3}, \\
K_i &= \sum_{j=1}^3 I_{ij}\omega_j.
\end{aligned} \tag{25}$$

Здесь точка над символом означает дифференцирование по времени t ;

$\left| I_{i,j} \right|_{i,j=1\dots 3}$ – матрица тензора инерции КА в связанной СК;

$\left| J_{i,j} \right|_{i,j=1\dots 3}$ – матрица, обратная к матрице тензора инерции;

$\mathbf{K} = (K_1, K_2, K_3)^T$ – кинетический момент КА относительно центра масс;

$\mathbf{M} = (M_{c1}, M_{c2}, M_{c3})^T$ – моменты управляющих двигателей.

Индекс 1 соответствует вращению вокруг связанной оси $X_{ССК}$, индекс 2 – вращению вокруг связанной оси $Y_{ССК}$, индекс 3 – вращению вокруг связанной оси $Z_{ССК}$.

Подсистема кинематических уравнений системы (25) в кватернионной форме имеет вид

$$2\dot{\mathbf{p}} = \mathbf{p} \circ (0, \boldsymbol{\omega}). \quad (26)$$

Заданы также кватернион командной ориентации КА $\mathbf{q}(t) = (q_0, q_1, q_2, q_3)$ и командные угловые скорости $\boldsymbol{\Omega}(t) = (\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3)^T$ для перехода от текущего положения к командному. Тогда кватернион рассогласования, переводящий КА из текущей ориентации в командную, определяется как

$$\mathbf{r} = \tilde{\mathbf{p}}\mathbf{q}. \quad (27)$$

Здесь $\tilde{\mathbf{p}}$ – кватернион, сопряженный по отношению к кватерниону \mathbf{p} . У сопряженного кватерниона скалярная часть совпадает со скалярной частью исходного кватерниона, а векторная часть имеет обратный знак. Кватернион рассогласования \mathbf{r} выражается через модифицированные параметры Родрига z_1, z_2, z_3 :

$$\mathbf{r} = \left(\frac{1-s}{1+s}, \frac{2z_1}{1+s}, \frac{2z_2}{1+s}, \frac{2z_3}{1+s} \right), \quad s = z_1^2 + z_2^2 + z_3^2. \quad (28)$$

Поскольку $\mathbf{r} = (r_0, r_1, r_2, r_3)$ – нормированный кватернион, то

$$z_i = \frac{r_i}{1+r_0}, \quad (i=1, 2, 3). \quad (29)$$

Систему (25) рассмотрим вместе с функциями $\mathbf{q}(t)$, $\boldsymbol{\Omega}(t)$, которые задают требуемое движение КА.

Введем переменные w_i , которые будут определять значения управляющих моментов $\mathbf{M} = (M_{c1}, M_{c2}, M_{c3})^T$:

$$w_i = 4z_i + k_1(\omega_i - \Omega_i) \quad (i = 1, 2, 3). \quad (30)$$

В режиме ПСО коэффициент закона управления $k_1 = 3$ с. Вводится также зона нечувствительности $\varepsilon = 1^\circ$.

Осуществляется интегрирование системы (25). В начале каждого такта работы бортового информационно-вычислительного комплекса (БИВК), равного 50 мс, происходит изменение управляющего момента, которое описывается изменением значений управляющих ключей $\xi_i, i = 1 \dots 8$. На протяжении такта значения управляющих ключей и, соответственно, управляющего момента остаются постоянными.

В канале управления креном ключи $\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_4$ обновляются в соответствии со значением $w_1(t_n)$ из (30). Если $w_1(t_n) < \varepsilon$, то эти ключи назначаются согласно комбинации 1к – все двигатели канала крена выключены. Если $w_1(t_n) < -\varepsilon$, то ключи выбираются согласно комбинации 2к: включены двигатели ДМТ1 и ДМТ2, обеспечивающие вращение вокруг продольной оси X в положительном направлении. Если $w_1(t_n) > \varepsilon$, то реализуется комбинация 3к – включены двигатели ДМТ3 и ДМТ4, обеспечивающие вращение вокруг продольной оси X в отрицательном направлении.

В каналах управления по рысканию и тангажу ключи $\xi_5, \xi_6, \xi_7, \xi_8$ обновляются в соответствии со значениями $w_2(t_n)$ и $w_3(t_n)$ из (30):

$$\begin{array}{ll}
 |w_2(t_n)| < \varepsilon, |w_3(t_n)| < \varepsilon, & \text{комбинация } 1pt; \\
 w_2(t_n) < -\varepsilon, |w_3(t_n)| < \varepsilon, & \text{комбинация } 2pt; \\
 w_2(t_n) > \varepsilon, |w_3(t_n)| < \varepsilon, & \text{комбинация } 3pt; \\
 |w_2(t_n)| < \varepsilon, w_3(t_n) < -\varepsilon, & \text{комбинация } 4pt; \\
 |w_2(t_n)| < \varepsilon, w_3(t_n) > \varepsilon, & \text{комбинация } 5pt; \\
 w_2(t_n) < -\varepsilon, w_3(t_n) < -\varepsilon, & \text{комбинация } 6pt; \\
 w_2(t_n) > \varepsilon, w_3(t_n) < -\varepsilon, & \text{комбинация } 7pt; \\
 w_2(t_n) > \varepsilon, w_3(t_n) > \varepsilon, & \text{комбинация } 8pt; \\
 w_2(t_n) < -\varepsilon, w_3(t_n) > \varepsilon, & \text{комбинация } 9pt.
 \end{array} \quad (31)$$

Таким образом, соотношение (30) задает закон управления угловым движением КА в режиме ПСО, на основе которого формируются значения ключей для включения/выключения двигателей ориентации.

В *режиме успокоения*, когда происходит гашение компонент вектора угловой скорости, первое слагаемое в соотношении (30) исключается, управление осуществляется только по рассогласованиям командных (нулевых) и фактических (навигационных) угловых скоростей.

В *режиме поиска Солнца* при осуществлении поисковых разворотов в каждом из каналов формируются командные значения углов и угловых скоростей. По командным значениям углов и фактическим (навигационным) значениям углов по формулам (7) определяются командный и фактический кватернионы ориентации, которые используются в законе управления совместно с командными и фактическими угловыми скоростями.

В *режиме разворота на Солнце* в законе управления используются командный и текущий кватернионы поворота. Командный кватернион поворота определяется непосредственно из показаний солнечных датчиков в соответствии с (20). Текущий кватернион поворота фиксирован и определяется из (21). Командные значения компонент угловой скорости задаются нулевыми.

В *режиме стабилизации на Солнце* должны выдерживаться значения углов ориентации, которые были зафиксированы в тот момент, когда угол визирования Солнца не превышал 1.5° . Таким образом, по командным и фактическим значениям углов с помощью соотношений (7) определяются командный и фактический кватернионы ориентации, которые используются в алгоритме управления совместно с фактическими значениями и командными (нулевыми) значениями компонент угловой скорости.

Статистическое моделирование

Для получения статистических оценок работоспособности алгоритмов режима ПСО были проведены серии расчетов ориентации на Солнце. Расчёты проводились для произвольных начальных ориентаций КА относительно Солнца и произвольных допустимых значений компонент вектора начальной угловой скорости от момента начала гашения угловой скорости или от момента начала первого поискового вращения до момента завершения стабилизации на Солнце. Каждая серия включала 500 вариантов. Исходными данными для расчета варианта поиска и ориентации на Солнце являются:

- направляющие косинусы вектора визирования Солнца в инерциальной СК, которая в момент начала поиска совпадает со связанной СК аппарата,
- компоненты начального вектора угловой скорости в связанной СК $\omega_x, \omega_y, \omega_z$.

Результаты обработки статистики для режима ПСО после штатного отделения от разгонного блока при двух работающих солнечных датчиках представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты статистических расчетов для режима ПСО после отделения от разгонного блока при двух работающих солнечных датчиках

	t , с	φ_x , град	φ_y , град	φ_z , град	$ \vec{\omega} $, град/с	α_0 , град	$\alpha_{ст}$, град	Δm , г
МО	106.31	-0.07	32.70	0.89	0.088	66.25	0.92	26
СКО	74.13	6.35	121.61	43.64	0.008	29.76	0.24	6
min	2.75	-25.47	-247.12	-97.15	0.053	0.25	0.32	2
№min	174	491	363	446	-	319	247	430
max	279.25	20.86	279.46	91.12	0.100	99.96	2.33	38
№max	256	498	256	138	-	446	167	385

Здесь t – суммарное время разворота на Солнце, φ_x , φ_y , φ_z – углы поворота вокруг осей связанной СК, $|\vec{\omega}|$ – модуль вектора угловой скорости в конце режима стабилизации на Солнце, α_0 – начальный командный угол поворота на Солнце, $\alpha_{ст}$ – конечный командный угол поворота на Солнце в момент завершения стабилизации на Солнце, Δm – затраты топлива, МО – математическое ожидание, СКО – среднее квадратичное отклонение, min – минимальное значение величины, max – максимальное значение величины, №min и №max – номера вариантов, на которых достигнуто минимальное и максимальное значение величины.

Аналогичные расчеты проводились для случаев одного работающего и одного неработающего датчиков, а также для случаев нештатного отделения КА от РБ (при увеличенных в два раза начальных угловых скоростях).

Статистические расчеты показывают, что при любом начальном положении КА относительно Солнца разработанный алгоритм управления наводит аппарат на Солнце с требуемой точностью и обеспечивает его стабилизацию в этом положении. Алгоритм работоспособен при работе двух датчиков и при работе только одного датчика. Среднее отклонение линии визирования Солнца от заданного направления составляет $\sim 1^\circ$, максимальное значение не превышает 3° . Величина угловой скорости при этом не превышает 0.1 град/с. Среднее время приведения к заданной ориентации на Солнце составляет ~ 2 мин, максимальное время приведения не превышает 11 мин. Средний расход топлива составляет ~ 30 г, максимальный не превышает 100 г. Максимальное время приведения и максимальный расход топлива реализуются при работе одного из двух датчиков, так как это приводит к более длительному процессу поиска Солнца.

Для оценки расхода топлива на поддержание режима ПСО было проведено статистическое моделирование 500 вариантов построения и поддержания режима ПСО на интервале времени 12 часов. При этом средний расход топлива составил примерно 730 г, максимальный расход – примерно 910 г.

Выводы

1. Разработаны алгоритмы управления угловым движением КА «Луна-Глоб» в режиме ПСО. Для всех участков режима ПСО приведены соотношения, с помощью которых определяются командные значения углов поворота (кватернионов) и командные значения угловых скоростей.
2. Построен алгоритм формирования команд на включение/выключение двигателей ориентации и стабилизации КА. Даны результаты моделирования режима ПСО при ненулевой начальной угловой скорости КА и произвольной начальной ориентации относительно Солнца.
3. Проведено статистическое моделирование, подтверждающее работоспособность разработанных алгоритмов управления в режиме ПСО для 500 вариантов начальной ориентации КА относительно Солнца и различной начальной угловой скорости КА.

Библиографический список

- [1] Кавинов И.Ф. Инерциальная навигация в околоземном пространстве. М.: «Машиностроение», 1988.

Оглавление

Постановка задачи	3
Системы координат КА	3
Циклограмма и основные операции режима ПСО.....	9
Построение инерциальной системы координат	10
Участок успокоения КА.....	10
Участок поиска Солнца.....	11
Участок разворота на Солнце.....	14
Участок стабилизации с поддержанием ориентации на Солнце.....	19
Управление двигателями ориентации и стабилизации в режиме ПСО	19
Статистическое моделирование	26
Выводы	28
Библиографический список.....	28