

А.А. Сасункевич, П.В. Калабин, А.С. Степанов

ТЕРМИНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ МАНИПУЛЯЦИОННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ ПРОГРАММНОГО ПОВОРОТА

Разработан алгоритм расчета моментов инерции системы «манипуляционный космический аппарат – солнцезащитный экран», зависящих от времени и углового положения манипуляционного космического аппарата относительно подвижной орбитальной системы координат. Представлены результаты моделирования процесса терминального управления ориентацией манипуляционного космического аппарата с учетом изменения компонентов его тензора инерции. Проведены исследования влияния изменения моментов инерции такого аппарата на точность его пространственной ориентации. Программа управления ориентацией манипуляционного космического аппарата в режиме программного поворота рассчитана с помощью модифицированного метода приближенного корректирующего оператора для постоянных управляющих моментов двигателей ориентации.

Ключевые слова: манипуляционный космический аппарат, солнцезащитный экран, пространственная ориентация, тензор инерции.

A.A.Sasunkevich, P.V.Kalabin, A.S.Stepanov

TERMINAL CONTROL OF THE SPATIAL ORIENTATION OF A MANIPULATIVE SPACECRAFT IN THE PROGRAM ROTATION MODE

An algorithm has been developed for calculating the moments of inertia of the «manipulation spacecraft-sunscreen» system, depending on the time and angular position of the manipulation spacecraft relative to the mobile orbital coordinate system. The results of modeling the process of terminal orientation control of a manipulative spacecraft, taking into account changes in the components of its inertia tensor, are presented. The influence of changes in the moments of inertia of the spacecraft on the accuracy of its spatial orientation has been studied. The program for controlling the orientation of the manipulating spacecraft in the program rotation mode is calculated using a modified method of an approximate correction operator for constant control moments of orientation engines.

Keywords: manipulative spacecraft, sunscreen, spatial orientation, inertia tensor.

Введение

В условиях стремительного развития космической техники и, как следствие, увеличения перечня решаемых космическими аппаратами (далее – КА) задач [4] может возникнуть необходимость стабилизации имеющегося на его борту манипулятора в неподвижном состоянии в инерциальной системе координат [5; 9] (далее – ИСК) при функционировании самого манипуляционного космического аппарата (далее – МКА) в режиме программного поворота. К таким задачам может относиться:

- обеспечение заряда бортовых аккумуляторных батарей посредством постоянной ориентации плоскости панели солнечной батареи (далее – СБ) на Солнце [10];
- создание искусственной тени для МКА в целях обеспечения требуемого температурного режима функционирования специальной аппаратуры [2] путем удержания солнцезащитного экрана (далее – СЭ) в определенном положении;

Сасункевич Александр Анатольевич

кандидат технических наук, докторант кафедры систем управления летательных аппаратов. Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург. Сфера научных интересов: системы управления летательных аппаратов, моделирование систем, искусственный интеллект, нейронные сети, робототехника. Автор более 20 опубликованных научных работ.

Электронный адрес: saa-soso@rambler.ru

Калабин Павел Васильевич

преподаватель кафедры математического, программного и информационного обеспечения вычислительной техники и автоматизированных систем. Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург. Сфера научных интересов: системы управления космических аппаратов. Автор 8 опубликованных научных работ.

Электронный адрес: kalabinpavel179@gmail.com

Степанов Александр Сергеевич

адъюнкт кафедры систем управления летательных аппаратов. Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург. Сфера научных интересов: системы управления космических аппаратов. Автор 2 опубликованных научных работ.

Электронный адрес: vka.stepanov@gmail.com

- сервисное обслуживание других КА [6; 8].

В этой связи появляется необходимость учета изменяемых в процессе поворота моментов инерции МКА, влияющих на точность его ориентации.

Постановка задачи

За направление, выбранное для стабилизации манипулятора в ИСК, примем направление на Солнце. На конце манипулятора закреплен СЭ. Орбита функционирования МКА – геостационарная.

Допущения

1. СЭ – однородный прямоугольник, толщиной СЭ можно пренебречь.
2. МКА – однородный параллелепипед.
3. $I_{цм} = const$.
4. МКА, СЭ и манипулятор – абсолютно твердые тела.
5. Масса самого манипулятора мала и ей можно пренебречь.

6. Угол между плоскостями экватора и эклиптики постоянен, $\alpha_c = -23^\circ 26'$.

На Рисунке 1 схематично представлен манипуляционный космический аппарат с СЭ, где $\alpha = \alpha_c - \psi_{тек}$; $\psi_{тек}$ – текущее значение угла рысканья; $\beta = \vartheta(t) - \vartheta_{тек}$; $\vartheta_{тек}$ – текущее значение угла тангажа; $\vartheta(t) = \left(\frac{2\pi}{86164} \right) t$ – угол, лежащий в плоскости XOY, зависящий от текущего времени суток [11].

Введем новую СК (см. Рисунок 1) OXYZ с началом в центре масс (далее – ЦМ) системы «МКА – СЭ» на текущий момент времени, оси которой сонаправлены с осями

связанной системы координат (далее – ССК) МКА $O_K X_{MKA} Y_{MKA} Z_{MKA}$. Оси ССК МКА являются и главными центральными осями инерции МКА. Оси СК $O_3 X_{C3} Y_{C3} Z_{C3}$ – главные центральные оси инерции СЭ.

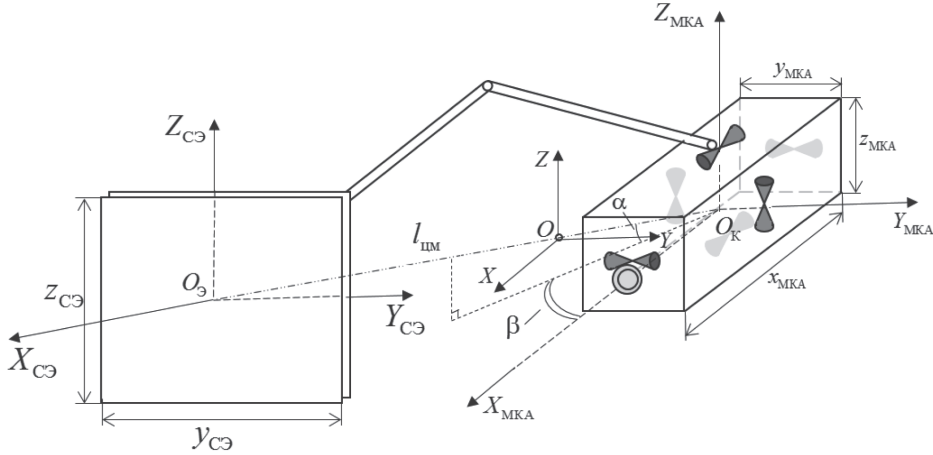


Рисунок 1. Манипуляционный космический аппарат с СЭ

Исходные данные

1. Начальные параметры движения МКА:

$r(t_0) = [x_0, y_0, z_0]^T$ – начальный радиус-вектор ЦМ МКА в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат (далее – АГЭСК);

$V(t_0) = [V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}]^T$ – начальный вектор скорости ЦМ МКА в АГЭСК;

$\omega(t_0) = [\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}]^T$ – начальный вектор абсолютной угловой скорости МКА;

$\Lambda(t_0) = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]$ – начальное угловое положение осей ССК относительно подвижной орбитальной системы координат (далее – ПОСК) в форме кватерниона.

2. Требуемые конечные параметры вращательного движения МКА: $\omega(t_k), \Lambda(t_k)$.

3. Номинальный момент двигателей ориентации: M .

4. Массово-габаритные характеристики МКА и СЭ: m_{MKA} – масса МКА; m_{C3} – масса СЭ; $l_{цм}$ – расстояние между ЦМ МКА и СЭ; $x_{MKA}, y_{MKA}, z_{MKA}$ – размеры МКА; y_{C3}, z_{C3} – размеры СЭ.

5. $T_{ПП}$ – продолжительность программного поворота.

6. Требования к точности пространственной ориентации: $\Delta\varphi_i^{ПП} \leq \Delta\varphi_{доп}^{ПП}$, где $\Delta\varphi_i^{ПП}$ – погрешность углового положения по i -му каналу управления на момент окончания программного поворота (далее – ПП); $\Delta\varphi_{доп}^{ПП}$ – допустимая погрешность углового положения по i -му каналу управления на момент окончания ПП.

7. Уравнения вращательного движения МКА в векторной форме [1]:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{I}(t)^{-1} (\mathbf{M}_{\Sigma} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}), & \mathbf{I}(t) \neq const, \\ \dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega}, \end{cases} \quad (1)$$

где

$$\mathbf{I}(t) = \begin{bmatrix} I_{xx}(t) & I_{xy}(t) & I_{xz}(t) \\ I_{yx}(t) & I_{yy}(t) & I_{yz}(t) \\ I_{zx}(t) & I_{zy}(t) & I_{zz}(t) \end{bmatrix} - \text{тензор инерции МКА с манипулятором;}$$

$t \in [t_0, t_k]$ – текущее время; \mathbf{M}_{Σ} – вектор суммарного момента, приложенного к МКА.

Требуется найти управление пространственной ориентацией МКА U , обеспечивающее переориентацию МКА из углового положения $\boldsymbol{\Lambda}_0$ с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}_0$ в угловое положение $\boldsymbol{\Lambda}_k$ с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}_k$ с заданными требованиями по точности ориентации $\Delta \varphi_{\text{доп}}^{\text{III}}$.

Алгоритм расчета моментов инерции системы «МКА – СЭ», зависящих от времени и углового положения МКА относительно ПОСК

Сложность расчета угловой динамики системы «МКА – СЭ» при выполнении программных поворотов заключается в следующем:

- плоскость СЭ ориентирована на Солнце, что подразумевает под собой постоянное изменение моментов инерции системы, в том числе и при невозмущенном движении вследствие суточного вращения Земли;
- приводы, жестко установленные на корпусе МКА и поворачивающие манипулятор с СЭ, создают реактивный момент, приложенный к корпусу МКА, вращающий его вокруг ЦМ системы.

Для прогнозирования вращательного движения МКА необходимо численно решить систему дифференциальных уравнений (1). Сложность интегрирования данной системы дифференциальных уравнений состоит в зависимости моментов инерции системы «МКА – СЭ» от времени и углового положения МКА относительно ПОСК.

Точка O (ЦМ системы) будет являться центром вращения, следовательно, относительно осей новой системы координат и следует рассчитывать моменты инерции системы.

Расчет тензора инерции системы \mathbf{I} относительно осей СК $OXYZ$ целесообразно проводить путем суммирования отдельно рассчитанных \mathbf{I}_{MKA} и $\mathbf{I}_{CЭ}$ [3].

Далее необходимо сложить поэлементно полученные тензоры инерции МКА и СЭ:

$$\mathbf{I} = \mathbf{I}_{MKA} + \mathbf{I}_{CЭ}. \quad (2)$$

Очевидно, что при выполнении пространственного поворота МКА и удержании СЭ в определенном положении ЦМ системы будет менять свое положение в пространстве, но всегда оставаться на отрезке $O_{\text{э}}-O_K$ (см. Рисунок 1).

Ниже представлен алгоритм нахождения $\mathbf{I}(t)$.

1. Найти координаты ЦМ МКА и СЭ в СК $OXYZ$:

$$X_{MKA} = OO_K \cos \beta \cos \alpha, \quad Y_{MKA} = OO_K \sin \beta \cos \alpha, \quad Z_{MKA} = OO_K \sin \alpha,$$

Терминальное управление пространственной ориентацией манипуляционного ...

$$X_{CЭ} = OO_Э \cos \beta \cos \alpha, \quad Y_{CЭ} = OO_Э \sin \beta \cos \alpha, \quad Z_{CЭ} = OO_Э \sin \alpha,$$

где α и β – углы, характеризующие угловое положение отрезка ЦМ МКА-ЦМ СЭ относительно плоскостей XOY и XOZ ССК МКА соответственно;

$$OO_Э = l_{цм} \frac{m_{МКА}}{m_{МКА} + m_{СЭ}};$$

$$OO_К = l_{цм} \frac{m_{СЭ}}{m_{МКА} + m_{СЭ}}.$$

2. Составить таблицу направляющих косинусов, определяющих направления главных центральных осей МКА и СЭ в текущий момент в СК $OXYZ$.

Направляющие косинусы главных центральных осей МКА и СЭ относительно осей СК $OXYZ$

	$X_{МКА}$	$Y_{МКА}$	$Z_{МКА}$	$X_{CЭ}$	$Y_{CЭ}$	$Z_{CЭ}$
X	1	0	0	$\cos \beta \cos \alpha$	$-\sin \beta \cos \alpha$	$\sin \alpha$
Y	0	1	0	$\sin \beta$	$\cos \beta$	0
Z	0	0	1	$-\sin \alpha \cos \beta$	$\sin \beta \sin \alpha$	$\cos \alpha$

3. Учитывая, что МКА – однородный параллелепипед с известными моментами инерции относительно осей СК $O_Э X_{CЭ} Y_{CЭ} Z_{CЭ}$, воспользуемся теоремой Гюйгенса – Штейнера и другими соотношениями, приведенными в [3]. Получим осевые и центробежные моменты инерции МКА относительно осей СК $OXYZ$:

$$\begin{aligned}
 I_{xx}^{МКА} &= m_{МКА} \left((OO_К \cos \alpha \sin \beta)^2 + (OO_К \sin \alpha)^2 \right) + \frac{1}{3} m_{МКА} \left(\left(\frac{y_{МКА}}{2} \right)^2 + \left(\frac{z_{МКА}}{2} \right)^2 \right); \\
 I_{yy}^{МКА} &= m_{МКА} \left((OO_К \sin \alpha)^2 + (OO_К \cos \alpha \cos \beta)^2 \right) + \frac{1}{3} m_{МКА} \left(\left(\frac{x_{МКА}}{2} \right)^2 + \left(\frac{z_{МКА}}{2} \right)^2 \right); \\
 I_{zz}^{МКА} &= m_{МКА} \left((OO_К \cos \alpha \cos \beta)^2 + (OO_К \cos \alpha \sin \beta)^2 \right) + \frac{1}{3} m_{МКА} \left(\left(\frac{x_{МКА}}{2} \right)^2 + \left(\frac{y_{МКА}}{2} \right)^2 \right); \\
 I_{xy}^{МКА} &= I_{yx}^{МКА} = m_{МКА} OO_К^2 \cos^2 \alpha \cos \beta \sin \beta; \\
 I_{yz}^{МКА} &= I_{zy}^{МКА} = m_{МКА} OO_К^2 \cos \alpha \sin \beta \sin \alpha; \\
 I_{zx}^{МКА} &= I_{xz}^{МКА} = m_{МКА} OO_К^2 \cos \beta \cos \alpha \sin \alpha.
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

Аналогично можно найти моменты инерции СЭ относительно осей $OXYZ$.

4. Для определения компонентов тензора инерции системы «МКА – СЭ», зависящих от времени и углового положения МКА относительно ПОСК, сложить одноименные моменты инерции МКА и СЭ согласно формуле (2).

Алгоритм расчета программы управления пространственной ориентацией МКА с применением модифицированного метода приближенного корректирующего оператора для постоянных управляющих моментов двигателей ориентации

Алгоритм расчета программы управления МКА в режиме программного поворота, реализованный с применением модифицированного метода приближенного корректирующего оператора (МПКО), описанного в [7], представляет из себя следующую последовательность действий.

1. Вычислить вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_\Pi$ на переходной траектории пространственного поворота:

$$\boldsymbol{\omega}_\Pi = \mathbf{C}^{-1} \frac{(\mathbf{a}_k - \mathbf{a}_0 \cos \frac{\omega_0 T_{\text{III}}}{2}) \boldsymbol{\omega}_0}{\sin \frac{\omega_0 T_{\text{III}}}{2}},$$

где $\mathbf{a}_k = [\lambda_1(t_k), \lambda_2(t_k), \lambda_3(t_k)]^T$; $\mathbf{a}_0 = [\lambda_1(t_0), \lambda_2(t_0), \lambda_3(t_0)]^T$;

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \lambda_0(t_0) & -\lambda_3(t_0) & \lambda_2(t_0) \\ \lambda_3(t_0) & \lambda_0(t_0) & \lambda_1(t_0) \\ -\lambda_2(t_0) & \lambda_1(t_0) & \lambda_0(t_0) \end{bmatrix};$$

$$\omega_0 = \frac{2}{T_{\text{III}}} \arccos[\lambda_0(t_0) \cdot \lambda_0(t_k) + \lambda_1(t_0) \cdot \lambda_1(t_k) + \lambda_2(t_0) \cdot \lambda_2(t_k) + \lambda_3(t_0) \cdot \lambda_3(t_k)].$$

2. Рассчитать значения векторов управляющих импульсов угловой скорости на этапах разгона $\Delta \boldsymbol{\omega}_0$ и торможения $\Delta \boldsymbol{\omega}_k$ МКА, обеспечивающих выполнение заданных краевых условий программного поворота

$$\Delta \boldsymbol{\omega}_0 = \boldsymbol{\omega}_\Pi - \boldsymbol{\omega}(t_0), \quad \Delta \boldsymbol{\omega}_k = \boldsymbol{\omega}(t_k) - \boldsymbol{\omega}_\Pi.$$

3. Произвести численное интегрирование системы кинематических и динамических дифференциальных уравнений (1) на участке $t \in [t_0, T_{\text{III}}]$ с учетом изменяемых осевых и центробежных моментов инерции системы «МКА – СЭ» (2).

4. Определить ошибки ориентации по углам и угловым скоростям. Проверить выполнение условия $\Delta \varphi_i^{\text{III}} \leq \Delta \varphi_{\text{доп}i}^{\text{III}}$, $i \in \{\vartheta, \psi, \gamma\}$.

5. При выполнении условия п. 4 определить продолжительность работы двигателей ориентации по каждому каналу управления на этапах разгона и торможения с учетом изменения моментов (в результате смещения ЦМ системы), создаваемых двигателями ориентации:

$$\boldsymbol{\tau}_0 = \Delta \boldsymbol{\omega}_0 \frac{\mathbf{I}(t_0)}{\mathbf{M}}, \quad \boldsymbol{\tau}_k = \Delta \boldsymbol{\omega}_k \frac{\mathbf{I}(t_k)}{\mathbf{M}}.$$

6. При невыполнении условия п. 4 определить новую смещенную точку прицеливания $\boldsymbol{\Lambda}_i = \boldsymbol{\Lambda}(t_k) - (\boldsymbol{\Lambda}_{i-1} - \boldsymbol{\Lambda}_{i-1}(t_k))$, где i – номер итерации выполнения алгоритма; далее расчеты по п.п. 1–4 повторить до достижения заданной точности ориентации [7].

Особенность приведенного выше алгоритма состоит в использовании полученных ранее выражений для нахождения компонентов тензора инерции системы «МКА – СЭ», зависящих от времени и углового положения МКА относительно ПОСК, в п.п. 3 и 5 данного алгоритма.

Терминальное управление пространственной ориентацией манипуляционного ...

Результаты моделирования процесса пространственной ориентации МКА с СЭ

Исходные данные для моделирования процесса пространственной ориентации МКА с СЭ:

- $\mathbf{r}(0) = [42164224; 0; 0]^T$ м, $\mathbf{V}(0) = [0; 3074; 0]^T$ м/с;
- $\boldsymbol{\omega}(0) = [0; 0; 0]^T$ с⁻¹;
- $\Lambda(0) = [1; 0; 0; 0]$ (соответствует $\vartheta_0 = 0^\circ, \psi_0 = 0^\circ, \gamma_0 = 0^\circ$);
- $\boldsymbol{\omega}(T_{III}) = [0; 0; 0]^T$ с⁻¹;
- $\Lambda(T_{III}) = [0, 5831; -0, 3295; 0, 6; 0, 4376]$ (соответствует $\vartheta_k = 40^\circ, \psi_k = -30^\circ, \gamma_k = 20^\circ$);
- $\Delta\varphi_{дон\vartheta}^{III} = \Delta\varphi_{дон\psi}^{III} = \Delta\varphi_{дон\gamma}^{III} = 30'$;
- $T_{III} = 25$ с;
- $m_{МКА} = 100$ кг;
- $m_{СЭ} = 5$ кг;
- $l_{цм} = 1,5$ м;
- $x_{МКА} = 1$ м, $y_{МКА} = 0,4$ м, $z_{МКА} = 0,45$ м;
- $y_{СЭ} = 1$ м, $z_{СЭ} = 1$ м.

На Рисунке 2 представлена зависимость изменения компонентов тензора инерции от времени и от взаимного углового положения МКА за 25 с при функционировании МКА в режиме программного поворота.

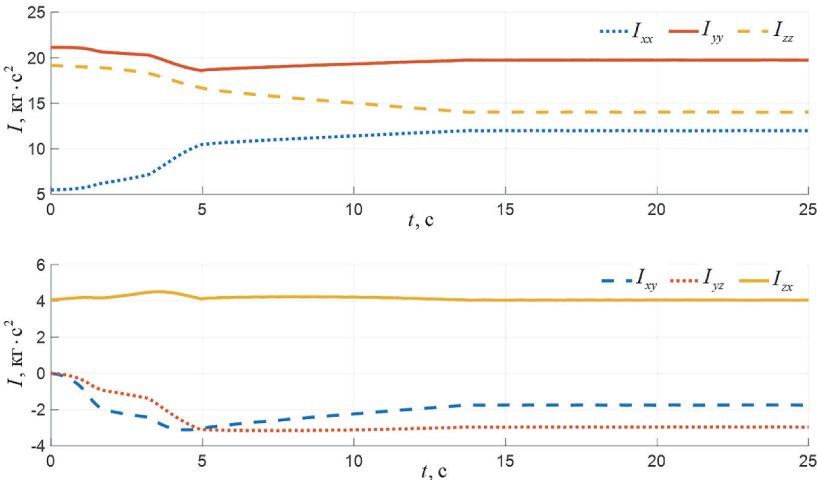


Рисунок 2. Изменение осевых и центробежных моментов инерции системы «МКА – СЭ»

На Рисунке 3 представлены графики, демонстрирующие изменение составляющих угловой скорости МКА и углового положения ССК МКА относительно ПОСК при функционировании МКА в режиме программного поворота. Программа управления пространственной ориентацией МКА рассчитана с применением модифицированного МПКО.

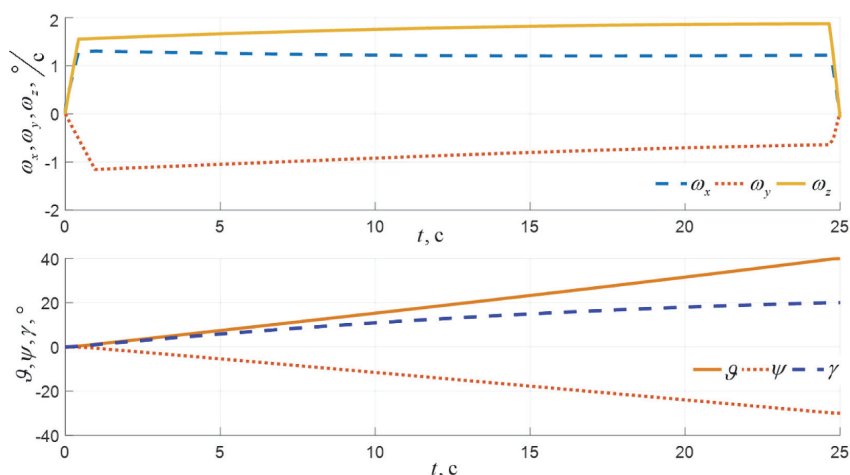


Рисунок 3. Изменение составляющих угловой скорости МКА и углового положения МКА относительно ПОСК

Ошибки ориентации на конец программного поворота по угловому положению составили: $\Delta\varphi_g^{III} = 2,4'$, $\Delta\varphi_\psi^{III} = 4,2'$, $\Delta\varphi_\gamma^{III} = 2,4'$, по угловой скорости – $\Delta\omega = [0,022; 0,038; 0,07]$ что удовлетворяет требуемым значениям.

Заключение

Программа терминального управления пространственной ориентацией МКА была рассчитана с использованием модифицированного МПКО, описанного в [7].

Алгоритм расчета зависимости изменения моментов инерции системы «МКА – СЭ» от времени и углового положения ССК МКА относительно ПОСК позволяет при расчете динамики вращательного движения МКА учесть наличие на его корпусе дополнительных подвижных элементов конструкций, влияющих на точность пространственной ориентации. Данное влияние обусловлено возникновением гироскопических связей, возникающих в результате пространственного поворота несимметричного тела.

Найдено управление пространственной ориентацией МКА с СЭ, рассчитанное с применением модифицированного МПКО, учитывающее изменяемый во времени тензор инерции системы и позволяющее перевести МКА из начального углового положения в требуемое конечное при заданных составляющих угловых скоростей с заданной точностью.

Литература

1. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1974. 340 с.
2. Борисов А.А., Краснов С.А., Нечай А.А. Технология блокчейн и проблемы ее применения в различных информационных системах // Вестник Российского нового университета. Серия: Сложные системы: модели, анализ и управление. 2018. № 2. С. 63–67.
3. Бутенин Н.В., Лунц Я.Л., Меркин Д.Р. Курс теоретической механики: учебник. 2-е изд., перераб. и доп. Т. 2. Динамика. М.: Наука, 1979. 554 с.

4. Гладышев А.И., Зимовец А.И., Нечай А.А., Обухов А.В. Применение Big Data для анализа околоземного космического пространства // Вестник Российского нового университета. Серия: Сложные системы: модели, анализ и управление. 2020. № 4. С. 127–134.
5. Голяков А.Д., Лукашевский А.А., Смирнов В.В. Системы навигации космических аппаратов. МО РФ, 2003. 267 с.
6. Гончаревский В.С. Взаимный маневр космических аппаратов при использовании непрерывных управляющих функций постоянной величины в орбитальной относительной системе координат // Информация и космос. 2014. № 1. С. 90–93.
7. Зоткин М.Ю., Миронов В.И. Применение метода приближенного корректирующего оператора для расчета программы управления угловым разворотом космического аппарата с конечным вектором управляющих моментов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2016. Вып. 655. С. 114–121.
8. Королев С.Ю., Фоминов И.В. Алгоритм начальной выставки космического аппарата-робота для выполнения облета орбитального объекта // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2016. Вып. 655. С. 157–161.
9. Фоминов И.В., Королев С.Ю., Зоткин М.Ю. Теоретический подход к созданию интегрированных навигационных систем с адаптивной комплексной обработкой информации // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2015. № 646. С. 68–76.
10. Шаймарданов А.М., Нечай А.А., Лепехин С.В. Математические модели систем автоматического управления с широтно-импульсной модуляцией // Вестник Российского нового университета. Серия: Сложные системы: модели, анализ и управление. 2019. № 2. С. 27–39.
11. Шалыгин А.С., Санников В.А., Петрова И.Л. Баллистика космических аппаратов: учебное пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2006. 131 с.

References

1. Alekseev K.B., Bebenin G.G. (1974) *Upravlenie kosmicheskimi letatelnyimi apparatami* [Control of space aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publishing, 340 p. (in Russian).
2. Borisov A.A., Krasnov S.A., Nechaj A.A. (2018) *Tekhnologiya blokchein i problemy ee primeneniya v razlichnyh informatcionnyh sistemah* [Blockchain technology problems of its application in various information systems]. *Vestnik Rossijskogo novogo universiteta. Seriya: Slozhnye sistemy: modeli, analiz i upravlenie*, vol. 2, pp. 63–67 (in Russian).
3. Butenin N.V., Lunts Ya.L., Merkin D.R. (1979) *Kurs teoreticheskoy mehaniki* [Course of theoretical mechanics: textbook]. Moscow, Nauka Publishing, vol. 2, 554 p. (in Russian).
4. Gladyshev A.I., Zimovets A.I., Nechaj A.A., Obuhov A.V. (2020) *Primenenie Big Data dlya analiza okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva* [The use of Big Data for the analysis of near-Earth space space]. *Vestnik Rossijskogo novogo universiteta. Seriya: Slozhnye sistemy: modeli, analiz i upravlenie*, vol. 4, pp. 127–134 (in Russian).
5. Golyakov A.D., Lukashevskij A.A., Smirnov V.V. (2003) *Sistemy navigatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft navigation systems]. Ministry of Defense of the Russian Federation, 267 p. (in Russian).

6. Goncharevskij V.S. (2014) *Vzaimnyj manevr kosmicheskikh apparatov pri ispolzovanii nepreryvnyh upravlyaiushchih funktsij postoyannoj velichiny v orbitalnoj otnositelnoj sisteme koordinat* [Mutual maneuver of spacecraft using continuous control functions of constant magnitude in the orbital relative coordinate system]. *Informatsiya i kosmos*, vol. 1, pp. 90–93 (in Russian).
7. Zotkin M.Yu., Mironov V.I. (2016) *Primenenie metoda priblizhennogo korrektiruyushchego operatora dlya rascheta programmy upravleniya uglovym razvorotom kosmicheskogo apparata s konechnym vektorom upravlyayushchih momentov* [Application of the method of approximate correction operator for calculating the program of angular reversal of the spacecraft with a finite vector of control moments]. *Trudy Voenno-kosmicheskoy akademii imeni A.F. Mozhajskogo*, vol. 655, pp. 114–121 (in Russian).
8. Korolev S.Yu., Fominov I.V. (2016) *Algoritm nachalnoj vystavki kosmicheskogo apparata-roboty dlya vypolneniya obleta orbitalnogo objekta* [The algorithm of the initial exhibition of a robot spacecraft for performing a flyby of an orbital object]. *Trudy Voenno-kosmicheskoy akademii imeni A.F. Mozhajskogo*, vol. 655, pp. 157–161 (in Russian).
9. Fominov I.V., Korolev S.Yu., Zotkin M.Yu. (2015) *Teoreticheskij podhod k sozdaniyu integrirovannyh navigatsionnyh sistem s adaptivnoj kompleksnoj obrabotkoj informatsii* [Theoretical approach to the creation of integrated navigation systems with adaptive integrated information processing]. *Trudy Voenno-kosmicheskoy akademii imeni A.F. Mozhajskogo*, vol. 646, pp. 68–76 (in Russian).
10. Shajmardanov A.M., Nechaj A.A., Lepehin S.V. (2019) *Matematicheskie modeli sistem avtomaticheskogo upravleniya s shirotno-impulsnoj modulyatsiej* [Mathematical models of automatic control systems with pulse width modulation]. *Vestnik Rossijskogo novogo universiteta. Seriya: Slozhnye sistemy: modeli, analiz i upravlenie*, vol. 2, pp. 27–39 (in Russian).
11. Shalygin A.S., Sannikov V.A., Petrova I.L. (2006) *Ballistika kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft Ballistics]. St. Petersburg, Baltijskij gosudarstvennyj tehnikeskij universitet, 131 p. (in Russian).