

Алгоритмы астроориентации космического аппарата в орбитальной системе координат

И. Н. Абезяев

АО «Военно-промышленная корпорация «НПО Машиностроения»

Реутов, Московская обл., 143960, Россия

E-mail: iabezjaev@gmail.com

Рассматриваются алгоритмы астроориентации космического аппарата относительно орбитальной системы координат. По мнению автора, в отечественной литературе эти вопросы недостаточно освещены, что, по всей вероятности, связано с устоявшейся концепцией применения алгоритмов астроориентации, записанных относительно инерциальной системы координат. При этом распространено мнение, что последний подход приводит к меньшим ошибкам ориентации, но убедительных доказательств этому предположению нет. Более того, существует ряд проблем, которые достаточно сложно решаются в этих системах, например, вопросы определения и компенсации собственного дрейфа гироскопов блока гироскопических измерителей угловых скоростей в полётных условиях, адаптация системы ориентации в безгироскопную структуру, корректируемый автономный режим и ряд других. В связи с этим вопросы построения и исследования алгоритмов астроориентации космического аппарата в орбитальной системе координат остаются актуальными. В статье рассматриваются два подхода к построению таких систем — система астрокоррекции показаний блока измерителей угловых скоростей с обратными связями и система астроориентации космического аппарата по вектору конечного поворота. Даны краткие выводы дифференциальных уравнений, описывающих поведение систем, приведены их структурно-функциональные схемы, представлены статические ошибки систем в общем виде, а также графики переходных процессов.

Ключевые слова: астроориентация, обратные связи, вектор конечного поворота, восстановление ориентации

Одобрена к печати: 10.04.2025

DOI: 10.21046/2070-7401-2025-22-3-97-106

Введение

С появлением прецизионных датчиков ориентации — астродатчиков (блок определения координат звёзд (БОКЗ) ИКИ РАН, прибор звёздный (ПЗВ) «Геофизика-Космос» и др.) — выяснилось, что классические углы Эйлера–Крылова не позволяют в полной мере описывать вращение твёрдого тела во всей области существования угловых положений космического аппарата (КА). Это привело к применению методов описания вращения твёрдого тела с использованием кватернионов (Бранец, Шмыглевский, 1972), при этом от применения углов Эйлера–Крылова для построения систем астроориентации КА относительно орбитальной системы координат (ОСК) практически отказались (Аванесов и др., 2013). Тем не менее полученный автором алгоритм (Абезяев, 2021) с применением углов Крылова и названный системой астрокоррекции с обратными связями (АО ОС) показывает наилучший результат по точности ориентации КА, так как позволяет выполнять калибровку ряда параметров ориентации непосредственно в полётных условиях (Абезяев, 2024), без сложных эволюций КА (Головченко, Головченко, 2011), избегая при этом значительных вычислительных проблем (Голован и др., 2022; Lefferts et al., 1982). Этот алгоритм хорош ещё тем, что позволяет понятным образом разделить движение системы управления КА на систему ориентации и систему стабилизации, а также строить гибридную систему, объединяющую единым алгоритмом системы астроориентации и гирокомпасирования (Абезяев, 2021).

В отличие от системы АО ОС определение местного углового положения КА также относительно ОСК возможно получить с использованием вектора конечного поворота (ВКП) Эйлера. При этом система астроориентации по ВКП отличается принципом построения алгоритма, имеет другую динамику и другой вид установившихся ошибок ориентации

относительно ОСК. Одним из достоинств этой системы является возможность построения эффективного режима восстановления ориентации КА относительно ОСК по кратковременному показанию астродатчика и при наличии начальных угловых скоростей КА (которые допускает астродатчик без потери им определения ориентации КА относительно инерциальной системы координат (ИСК)). В отличие от системы АО ОС система управления КА по ВКП не может быть разделена на систему ориентации и систему стабилизации по принципу, изложенному в работе (Абезяев, 2024), так как управление при использовании ВКП создаётся непосредственно на корпус КА.

Системы координат

Будем использовать следующие обозначения систем координат:

- $X_{ro} Y_{ro} Z_{ro}$ — ИСК: X_{ro} лежит в плоскости экватора Земли и направлена в точку весеннего равноденствия; Z_{ro} совпадает с осью мира и направлена на север Земли; Y_{ro} дополняет систему до правой.

- $X_o Y_o Z_o$ — ОСК: начало находится в центре масс КА; ось Y_o совпадает с направлением радиуса-вектора, проходящего из центра Земли к центру масс КА; ось X_o лежит в плоскости орбиты и направлена в сторону движения КА; ось Z_o дополняет систему до правой.

Положение ОСК относительно ИСК определяется матрицей $\Lambda = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} M(\Omega \rightarrow i \rightarrow u)$,

где Ω измеряется в плоскости экватора от направления весеннего равноденствия до линии узлов; i — угол наклона плоскости орбиты; u — аргумент широты.

- $X_n Y_n Z_n$ — программная система координат (ПСК): задаётся тремя последовательными поворотами КА на программные углы $\psi_n, \vartheta_n, \gamma_n$ (курс, тангаж, крен) и программными угловыми скоростями $\dot{\psi}_n, \dot{\vartheta}_n, \dot{\gamma}_n$ относительно ОСК;

- XYZ — связанная система координат (ССК) КА: совпадает с главными центральными осями инерции КА; положение ССК относительно ПСК определяется тремя углами (ошибками) стабилизации ψ, ϑ, γ (курс, тангаж, крен); положение ССК относительно ОСК задаётся тремя последовательными углами $\psi_s, \vartheta_s, \gamma_s$.

Система астроориентации с обратными связями

Принцип построения системы астроориентации с обратными связями получен в работе (Абезяев, 2021), здесь только приведём алгоритм и отметим его особенности (рис. 1, см. с. 99):

$$\begin{pmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\vartheta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_{zn} & -\omega_{yn} \\ -\omega_{zn} & 0 & \omega_{xn} \\ \omega_{yn} & -\omega_{xn} & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \gamma \\ \psi \\ \vartheta \end{pmatrix} + u + \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \omega_{xp} \\ \omega_{yp} \\ \omega_{zp} \end{pmatrix}, \quad (1)$$

$$u = \begin{pmatrix} u_\gamma \\ u_\psi \\ u_\vartheta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_1 \varepsilon_\gamma + a_1 \int \varepsilon_\gamma dt \\ k_2 \varepsilon_\psi + a_2 \int \varepsilon_\psi dt \\ k_3 \varepsilon_\vartheta + a_3 \int \varepsilon_\vartheta dt \end{pmatrix}, \quad (2)$$

$$\varepsilon_\gamma = \gamma_{cn} - \gamma, \quad \varepsilon_\psi = \psi_{cn} - \psi, \quad \varepsilon_\vartheta = \vartheta_{cn} - \vartheta, \quad (3)$$

$$\vartheta_{cn} = \arcsin c_{12}, \quad \psi_{cn} = -\operatorname{arctg} \frac{c_{13}}{c_{11}}, \quad \gamma_{cn} = -\operatorname{arctg} \frac{c_{32}}{c_{22}}, \quad (4)$$

$$\mathbf{C} = \mathbf{M}_{ro} \mathbf{\Lambda}^T \mathbf{M}_p^T, \quad (5)$$

где $\mathbf{C}$ — матрица перехода от ПСК к ССК; $\varphi(\psi, \vartheta, \gamma)$, $\dot{\varphi}(\dot{\gamma}, \dot{\psi}, \dot{\vartheta})$ — углы и угловые скорости КА по курсу, тангажу и крену соответственно передаются на исполнительные органы; ψ_{cn} , ϑ_{cn} , γ_{cn} — углы рассогласования ПСК и ССК, вычисленные по показаниям датчика звёзд (ДЗ); $\omega_p(\omega_{xp}, \omega_{yp}, \omega_{zp})$ — программные скорости вращения ССК относительно ОСК; $\omega(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ — скорости вращения связанных осей КА относительно ИСК (измеряются блоком гироскопических измерителей угловых скоростей (БИУС)); $\varepsilon_\gamma, \varepsilon_\psi, \varepsilon_\vartheta$ — сигналы коррекции; $\mathbf{M}_{ro}$ — матрица показаний ДЗ; $\mathbf{A}$ — матрица положения ОСК относительно ИСК; $\mathbf{M}_p$ — матрица программных движений; T — знак транспонирования; $k_1, k_2, k_3, a_1, a_2, a_3$ — коэффициенты коррекции.

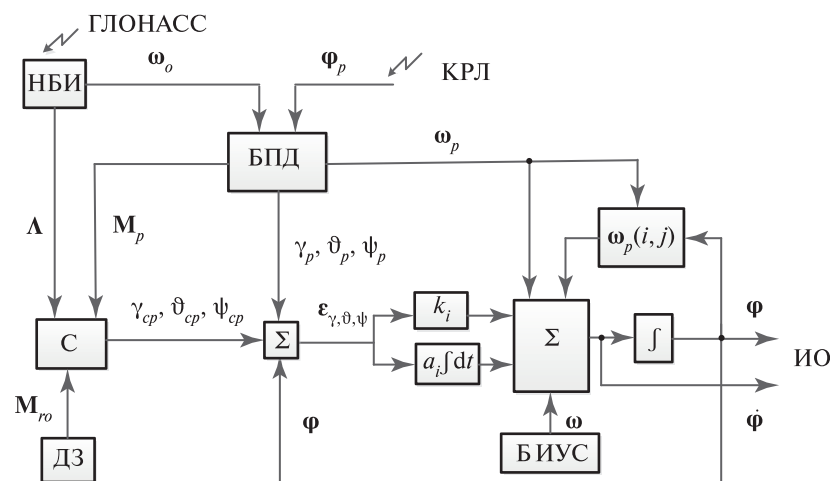


Рис. 1. Структурно-функциональная схема системы астроориентации с обратными связями: НБИ — навигационно-баллистическая информация, КРЛ — командная радиолиния, БПД — блок программного движения, ДЗ — датчик звёзд, БИУС — блок гироскопических измерителей угловых скоростей, ИО — исполнительные органы

Уравнения (1)–(5) дополняются блоком программных движений, в котором по данным «Полётного задания», поступающим с Земли по командной радиолинии — $\Phi_p(\Psi_p, \Theta_p, \gamma_p)$, формируется программное управление КА (6).

Отличительными свойствами данной системы являются:

- разрешение программных эволюций КА во всей области ориентации;
- отсутствие уравнений типа Пуассона;
- имеется возможность точной полётной калибровки детерминированных составляющих собственных дрейфов гироскопов БИУС в процессе орбитального полёта;
- возможность организации автономного режима ориентации (при отключённых сигналах коррекции $k_1 = k_2 = k_3 = 0$) без потери точности на автономном участке работы системы ориентации;
- адаптация к безгироскопному режиму астроориентации без существенной потери точности.

На *рис. 1* показана структурно-функциональная схема системы астроориентации с обратными связями (Абезяев и др., 2024).

Программное управление в такой системе строится с учётом компенсации движения ОСК относительно ИСК — $\omega_o(\omega_{xo}, \omega_{yo}, \omega_{zo})$, при этом вектор скорости программных поворотов КА выглядит следующим образом:

$$\boldsymbol{\omega}_p = \mathbf{P}\boldsymbol{\omega}_Q + \mathbf{P}_\gamma \mathbf{P}_\vartheta \dot{\psi}_p + \mathbf{P}_\gamma \dot{\vartheta}_p + \dot{\gamma}_p, \quad (6)$$

где $\mathbf{P} = \mathbf{P}_\gamma \mathbf{P}_\psi \mathbf{P}_\theta$ — матрицы программных поворотов КА по соответствующим углам относительно ОСК; $\boldsymbol{\Psi}_p(0, \psi_p, 0)^T$, $\boldsymbol{\Theta}_p(0, 0, \theta_p)^T$, $\boldsymbol{\Upsilon}_p(\gamma_p, 0, 0)^T$, $\dot{\boldsymbol{\Psi}}_p$, $\dot{\boldsymbol{\Theta}}_p$, $\dot{\boldsymbol{\Upsilon}}_p$ — векторы углов и угловых скоростей программных поворотов КА относительно ОСК по каналам курса, тангажа и крена. Задание программных углов и соответствующих им программных угловых скоростей наиболее эффективно синтезировать, применяя методы терминального управления. Траектории переходных процессов в этих случаях выглядят впечатляюще — разгон на начальном этапе, стабилизированное движение КА в средней части переходного процесса и завершение процесса желаемым образом, *рис. 2*.

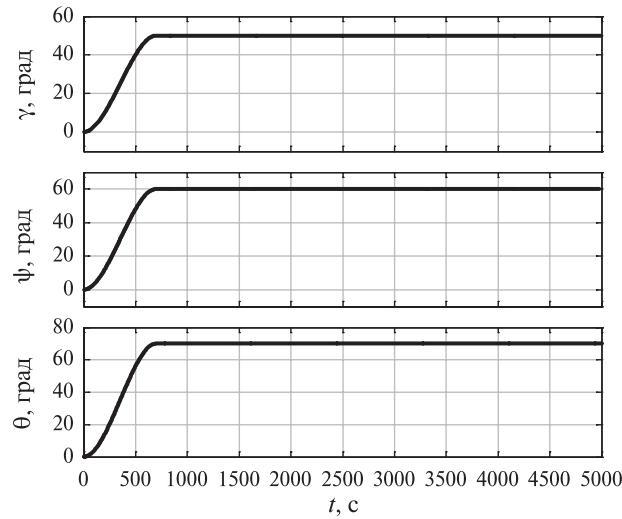


Рис. 2. Программные повороты КА по крену (γ), курсу (ψ) и тангажу (θ) относительно ОСК на углы 50, 60 и 70° соответственно, время дано в секундах

Точность системы АО ОС, по мнению автора, наилучшая среди известных астросистем, так как в установившемся режиме определяется простыми соотношениями:

$$\delta_\gamma = -A_x + \frac{D_x}{k_1}, \quad \delta_\psi = -A_y + \frac{D_y}{k_2}, \quad \delta_\theta = -A_z + \frac{D_z}{k_3},$$

где A_x, A_y, A_z — ошибки астродатчика, приведённые к связанным осям КА; D_x, D_y, D_z — дрейф гироскопов БИУС.

Соответственно, точность ориентации при малых дрейфах и достаточно больших настройках коэффициентов коррекции (k_1, k_2, k_3) приближается к ошибкам астродатчика. Для настроек, включающих первые интегралы астатизма системы ($a_1 \neq 0, a_2 \neq 0, a_3 \neq 0$), влияние дрейфа исключается полностью, а ошибки ориентации становятся равными только погрешностям астродатчика:

$$\delta_\gamma = -A_x, \quad \delta_\psi = -A_y, \quad \delta_\theta = -A_z.$$

Необходимо отметить, что система АО ОС делится на систему ориентации и систему стабилизации. Для этого нужно ввести виртуальную систему координат, реализующую угловые параметры системы ориентации $\alpha, \beta, \theta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\theta}$ по курсу, крену и тангажу относительно ОСК. Для получения обособленных дифференциальных уравнений движения системы ориентации следует положить в выражения (1)–(5) $\alpha = \psi_s - \psi$, $\beta = \gamma_s - \gamma$, $\theta = \theta_s - \theta$ и разрешить их относительно этих компонент (Абезяев, 2024).

Система астроориентации с обратными связями без ограничений на углы стабилизации

Астросистема (1)–(6) построена в предположении малости углов и скоростей стабилизации КА — γ , ψ , ϑ , $\dot{\gamma}$, $\dot{\psi}$, $\dot{\vartheta}$, что вполне допустимо, так как эти параметры в процессе стабилизации КА относительно ПСК действительно очень малы. Тем не менее хотелось бы построить систему астроориентации, где нет указанных ограничений.

Для этого найдём скорость ССК относительно ИСК в проекциях на её собственные оси:

$$\mathbf{C}\boldsymbol{\omega}_p + \boldsymbol{\omega}_s, \quad (7)$$

где $\boldsymbol{\omega}_p$ — вектор программной угловой скорости (6), которую мы хотим придать КА; $\mathbf{C}$ — матрица рассогласования ПСК и ССК; $\boldsymbol{\omega}_s$ — вектор скорости ССК относительно ПСК в проекциях на свои же оси.

Можно было бы приравнять (7) показаниям БИУС — $\boldsymbol{\omega}_g$, но так как матрица $\mathbf{C}$ находится в «свободном плавании», то требуется согласование указанных скоростей, поэтому

$$\mathbf{C}\boldsymbol{\omega}_p + \boldsymbol{\omega}_s + \mathbf{L} = \boldsymbol{\omega}_g,$$

где $\mathbf{L}(k_1\varepsilon_\gamma, k_2\varepsilon_\psi, k_3\varepsilon_\vartheta)$ — вектор коррекции, соответствующий (2).

Сигналы коррекции могут быть определены через матрицу рассогласования ССК и ПСК:

$$\mathbf{M} = \mathbf{S}\mathbf{C}^T,$$

откуда $\varepsilon_\gamma = -\arctg \frac{m_{32}}{m_{22}}$, $\varepsilon_\psi = -\arctg \frac{m_{13}}{m_{11}}$, $\varepsilon_\vartheta = \arcsin m_{12}$,

где m_{ij} — элементы матрицы $\mathbf{M}$; $\mathbf{S}$ — матрица, рассчитанная по показаниям ДЗ.

Матрица «стабилизации» $\mathbf{C}$ находится интегрированием уравнения

$$\dot{\mathbf{C}} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_{zs} & -\omega_{ys} \\ -\omega_{zs} & 0 & \omega_{xs} \\ \omega_{ys} & -\omega_{xs} & 0 \end{pmatrix} \mathbf{C},$$

$$\text{где } \begin{pmatrix} \omega_{xs} \\ \omega_{ys} \\ \omega_{zs} \end{pmatrix} = (\boldsymbol{\omega}_g)_{x,y,z} - (\mathbf{L})_{x,y,z} - (\mathbf{C}\boldsymbol{\omega}_p)_{x,y,z}.$$

Из матрицы стабилизации $\mathbf{C}$ находятся углы стабилизации, которые подаются на исполнительные органы:

$$\gamma = -\arctg \frac{c_{32}}{c_{22}}, \quad \psi = -\arctg \frac{c_{13}}{c_{11}}, \quad \vartheta = \arcsin c_{12}.$$

Угловые скорости стабилизации $\dot{\gamma}$, $\dot{\vartheta}$, $\dot{\psi}$ находятся из системы кинематических уравнений:

$$\dot{\gamma}, \dot{\vartheta}, \dot{\psi} = f(\omega_{xs}, \omega_{ys}, \omega_{zs}).$$

На практике в работе (Нехамкин, Рябиков, 2014) использовались их приближенные значения:

$$\dot{\psi} \approx \omega_{ys}, \quad \dot{\vartheta} \approx \omega_{zs}, \quad \dot{\gamma} \approx \omega_{xs},$$

что допустимо при выполнении целевых работ для КА с достаточно небольшой динамикой.

Рассмотренная система астроориентации, ограниченная курсовыми программными поворотами на путевой угол, применена на КА «Кондор-ФКА» (Нехамкин, Рябиков, 2014). После введения в алгоритм полноценного программного движения (6) система позволяет выполнять пространственные повороты во всей области существования угловых положений КА.

Данная система хорошо зарекомендовала себя на практике, к её недостаткам следует отнести алгоритм, перегруженный нормировками и ортогонализацией матриц, а также большим количеством тригонометрических преобразований.

Система астроориентации по вектору конечного поворота

Система астроориентации КА по ВКП относительно ОСК не имеет особенностей при выполнении КА произвольных вращений. В отличие от системы АО ОС эта система не включает понятий системы ориентации и стабилизации. В такой системе по данным ДЗ, БИУС и баллистическим данным находят параметры ориентации ССК (или целевой аппаратуры) непосредственно относительно ОСК.

Показания ДЗ связаны с параметрами ориентации КА соотношением

$$\mathbf{M}_{ro} = \mathbf{C}\mathbf{P}\mathbf{A}, \quad (8)$$

которое после соответствующих преобразований принимает вид:

$$\dot{\mathbf{C}} = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_g \mathbf{M}_{ro} \mathbf{A}^T \mathbf{P}^T - \mathbf{C}(\tilde{\boldsymbol{\omega}}_p + \mathbf{P} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_o \mathbf{P}^T), \quad (9)$$

где $\mathbf{M}_{ro}$ — матрица показаний ДЗ, которая характеризует положение ССК относительно ИСК; $\mathbf{C}$ — матрица, характеризующая положение ССК относительно ОСК; $\mathbf{A}$ — матрица положения ОСК относительно ИСК; $\mathbf{P}$ — матрица программных положений ССК относительно ПСК; $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_g$ — кососимметрическая матрица из компонент вектора $\boldsymbol{\omega}_g$ — показаний БИУС; $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_p$ — кососимметрическая матрица из компонент вектора $\boldsymbol{\omega}_p$ — программных угловых скоростей ССК относительно ПСК; $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_o$ — кососимметрическая матрица из компонент вектора $\boldsymbol{\omega}_o$ — угловых скоростей ОСК относительно ИСК.

Матрицы $\dot{\mathbf{C}}$, $\mathbf{C}$ позволяют найти компоненты собственных векторов, которые непосредственно применяются для управления угловым движением КА.

Рассмотрим две системы координат $E(i, j, k)$ и $J(l, m, n)$ (рис. 3), где $J = \mathbf{A}E$.

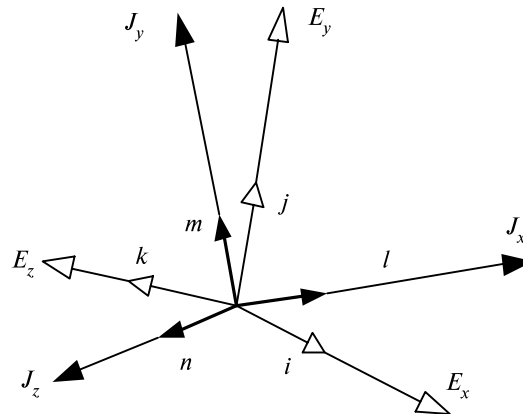


Рис. 3. Определение собственного вектора (вектора конечного поворота)

Найдём попарные векторные произведения единичных векторов при совмещении E с J против часовой стрелки:

$$\mathbf{i} \times \mathbf{l} = -a_{13}\mathbf{j} + a_{12}\mathbf{k}, \quad \mathbf{j} \times \mathbf{m} = a_{23}\mathbf{i} - a_{21}\mathbf{k}, \quad \mathbf{k} \times \mathbf{n} = -a_{32}\mathbf{i} + a_{31}\mathbf{j}.$$

Сложив векторы покомпонентно, получим составляющие вектора $\boldsymbol{\theta}$ перехода от E к J :

$$\boldsymbol{\theta} = (a_{23} - a_{32})\mathbf{i} + (a_{31} - a_{13})\mathbf{j} + (a_{12} - a_{21})\mathbf{k}.$$

При переходе из E к J получим $\theta' = -\theta$, так как

$$\theta' = (a_{23} - a_{32})\mathbf{l} + (a_{31} - a_{13})\mathbf{m} + (a_{12} - a_{21})\mathbf{n}.$$

Таким образом, вектор θ является собственным вектором (вектором конечного поворота) в системе координат двух базисов. Это даёт основание для формирования вектора $\mathbf{L}$ управления КА по углу:

$$\theta_x = c_{23} - c_{32}, \quad \theta_y = c_{31} - c_{13}, \quad \theta_z = c_{12} - c_{21} \quad (10)$$

и по угловой скорости:

$$\dot{\theta}_x = \dot{c}_{23} - \dot{c}_{32}, \quad \dot{\theta}_y = \dot{c}_{31} - \dot{c}_{13}, \quad \dot{\theta}_z = \dot{c}_{12} - \dot{c}_{21}, \quad (11)$$

$$L_x = k_x \theta_x + k_{\dot{x}} \dot{\theta}_x, \quad L_y = k_y \theta_y + k_{\dot{y}} \dot{\theta}_y, \quad L_z = k_z \theta_z + k_{\dot{z}} \dot{\theta}_z, \quad (12)$$

где L_x, L_y, L_z — моменты управления; $k_{xyz}, k_{\dot{xyz}}$ — коэффициенты настройки контура стабилизации КА.

Компоненты вектора находятся интегрированием уравнения (9), а компоненты скорости — непосредственно из его решения. Полученный алгоритм (8)–(12), названный астроориентацией КА относительно ОСК по ВКП, существенно отличается от алгоритмов астроориентации с обратными связями, так как в алгоритме отсутствуют понятия системы ориентации и стабилизации — ориентируется и управляется непосредственно корпус КА, при этом ошибки ориентации КА относительно ОСК в установившемся режиме также имеют совершенно другой вид:

$$\delta_x = -k_x k_x^{-1} (D_x + 0,5\omega_o A_\psi), \quad \delta_y = -k_y k_y^{-1} (D_y + 0,5\omega_o A_\gamma), \quad \delta_z = -k_z k_z^{-1} D_z + A_\theta,$$

где $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ — ошибки ориентации связанных осей КА относительно ОСК.

Здесь в структуре ошибок появляется зависимость ошибок ориентации КА от настроек коэффициентов стабилизации, которая отсутствовала в системе АО ОС. В этой связи задачу оптимизации динамики управления КА приходится решать с одновременной минимизацией ошибок ориентации или же комплектовать систему прецизионными гироскопами и астродатчиками.

Восстановление ориентации КА относительно ОСК

Алгоритм астроориентации по ВКП предоставляет возможность эффективно восстанавливать ориентацию КА из произвольного неориентированного положения по принципу «взглянул — восстановил» (Абезяев и др., 2022).

Особенность восстановления ориентации по астродатчику связана с тем, что в процессе восстановления ориентации на астродатчик накладывается ряд ограничений — ограничение по скорости вращения КА, попадание в поле зрения Солнца или Земли. Во всех этих случаях астродатчик перестаёт определять ориентацию КА относительно ИСК. Если угловую скорость КА можно ограничить в режиме демпфирования, то с засветкой прибора Солнцем и попаданием Земли в поле зрения прибора справиться нельзя или очень сложно. Достаточно простое решение проблемы даёт рассмотренный ниже алгоритм, в котором вместо показаний астродатчика используется его математическая модель в течение всего времени восстановления ориентации (Абезяев и др., 2022).

Для этого необходимо в уравнении (9) использовать преобразование Пуассона $\dot{\mathbf{M}}_{ro} = \boldsymbol{\omega}_g \mathbf{M}_{ro}$ с начальными условиями $\mathbf{M}_{ro}(t, t_i)$ и заменить показания ДЗ $\mathbf{M}_{ro}$ на его математическую модель: $\dot{\mathbf{N}}(t, t_i) = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_g \mathbf{N}(t, t_i) = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_g(t, t_i) \mathbf{C}(t, t_i) \boldsymbol{\Lambda}(t, t_i)$, где $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_g(t, t_i)$ — кососимметрическая матрица, составленная из показаний БИУС от начала режима восстановления ориентации t_i до времени его окончания.

Положив в уравнении (9) $\mathbf{P} = \mathbf{E}$ (единичная матрица), $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_p = 0$ и после замены сигналов астродатчика его математической моделью, получим алгоритм, реализующий процесс восстановления ориентации:

$$\dot{\mathbf{C}} = -\mathbf{C}\tilde{\boldsymbol{\omega}}_f + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_g \mathbf{C},$$

где $\mathbf{C}(0) = \mathbf{M}_{ro}(t_i)\mathbf{\Lambda}(t_i)$ — начальные условия.

О завершении режима восстановления ориентации можно судить, например, по поведению косинуса угла поворота КА относительно вектора конечного поворота $\boldsymbol{\theta}$, стремящегося к единице (рис. 4):

$$\cos \varphi = (c_{11}^* + c_{22}^* + c_{33}^* - 1) \times 2^{-1}.$$

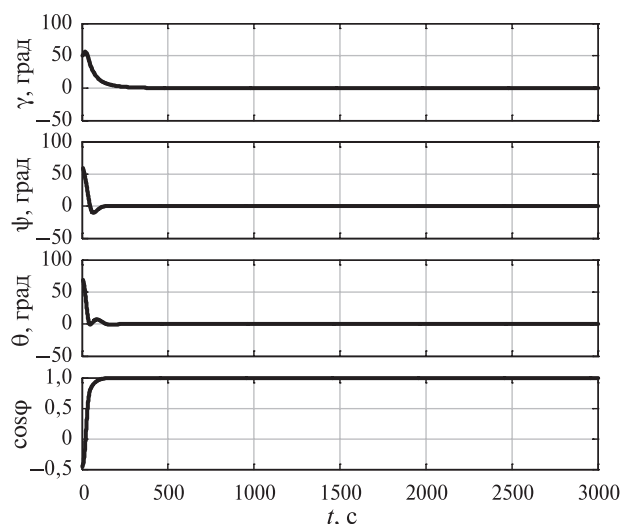


Рис. 4. Переходные процессы восстановления ориентации КА из положений по каналу крена ($\gamma = 50^\circ$), курса ($\psi = 60^\circ$) и тангажа ($\theta = 70^\circ$)

Таким образом, начало восстановления ориентации выполняется в режиме покоя КА относительно ИСК или в режиме поиска «звёзд» со скоростью, которую допускает астродатчик. При этом в некоторый момент времени t_i , когда астродатчик определил ориентацию, его отключают, а вместо его данных в выражение (9) подставляют данные его математической модели $\mathbf{N}$. Восстановление ориентации происходит автоматически. По окончании восстановления ориентации вновь подключают астродатчик, при этом дальнейшая ориентация КА продолжается непосредственно по его показаниям.

Выводы

Рассмотрены вопросы астроориентации КА относительно ОСК как альтернативные методы ориентации КА относительно ИСК. Приведены краткие описания алгоритмов астроориентации в углах Эйлера–Крылова и с использованием вектора конечного поворота Эйлера. Показана возможность применения углов Эйлера–Крылова для полноценной астроориентации КА во всей области существования его программных положений без ограничений. Обсуждены некоторые особенности алгоритмов, их преимущества и практическое применение. Приведены формульные выражения для статических ошибок ориентации обоих алгоритмов. Дано описание эффективного режима восстановления ориентации КА в ОСК из некоторого произвольного положения относительно ОСК с использованием астродатчика.

Литература

1. Абезяев И. Н. Гибридная система ориентации для орбитальных космических аппаратов // Изв. Российской акад. наук. Механика твердого тела. 2021. № 4. С. 36–43. DOI: 10.31857/S0572329921030028.

2. Абезяев И. Н. Пространственный орбитальный гироскопас: Вопросы теории и применения // Косм. исслед. 2024. Т. 62. № 1. С. 97–104. DOI: 10.31857/S0023420624010092.
3. Абезяев И. Н., Величко П. Е., Поцеловкин А. И. Способ восстановления орбитальной ориентации космического аппарата по показаниям датчика звезд. Патент РФ 2790354. Рег. 15.03.2022.
4. Абезяев И. Н., Величко П. Е., Палкин М. В., Поцеловкин А. И. Задача автономной ориентации орбитального космического аппарата // Ракетно-косм. приборостроение и информац. системы. 2024. Т. 11. Вып. 2. С. 52–59.
5. Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Куркина А. Н., Людомирский М. Б., Каютин И. С., Ямщиков Н. Е. Автономные бесплатформенные астроинерциальные навигационные системы: принципы построения, режимы работы и опыт эксплуатации // Гироскопия и навигация. 2013. № 3. С. 91–110.
6. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах управления положением твердого тела // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1972. № 4. С. 24–31.
7. Голован А. А., Моргунова С. Н., Соловьев И. В., Шатский М. А. Декомпозированный алгоритм оценки ориентации космического аппарата в режиме астрокоррекции // Гироскопия и навигация. 2022. Т. 30. № 4. С. 71–86. DOI: 10.17285/0869-7035.00104.
8. Головченко А. А., Головченко Л. В. Способ калибровки измерителей угловой скорости бесплатформенных инерциальных систем ориентации космических аппаратов и устройство, его реализующее. Патент РФ 2466068. Рег. 08.04.2011.
9. Нехамкин Л. И., Рябинов В. С. Система ориентации и стабилизации КА «Кондор-Э» // Труды Секции 22 имени академика В. Н. Челомея 38-х Академ. чтений по космонавтике: сб. ст. 2014. С. 402–408.
10. Lefferts E. J., Markley F. L., Shuster M. D. Kalman filtering for spacecraft attitude estimation, J. Guidance, Control, and Dynamics. 1982. V. 5. No. 5. P. 417–429. DOI: 10.2514/3.56190.

Algorithms for spacecraft astroorientation in the orbital coordinate system

I. N. Abezyaev

*JSC Military Industrial Corporation “NPO Mashinostroyeniya”
Reutov, Moscow Region 143960, Russia
E-mail: iabezyaev@gmail.com*

The article discusses algorithms for astroorientation of a spacecraft relative to the orbital coordinate system. According to the author, these issues are insufficiently covered in Russian literature which is most likely due to the well-established concept of using astroorientation algorithms written in relation to an inertial coordinate system. At the same time, it is widely believed that the latter approach leads to fewer orientation errors, but there is no convincing evidence for this assumption. Moreover, there are a number of problems that are quite difficult to solve in these systems, for example, the issues of determining and compensating for the self-drift of gyroscopes of a block of gyroscopic angular velocity meters in flight conditions, adapting the orientation system to a gyroscopic structure, correctable autonomous mode, and a number of others. In this regard, the issues of constructing and researching spacecraft astroorientation algorithms in the orbital coordinate system remain relevant. The article discusses two approaches to construction of such systems: a system for astrocorrection of readings of the angular velocity measuring unit with feedback and a system for astroorientation of the spacecraft according to the final rotation vector. The article presents brief derivation of differential equations describing the behavior of the systems, their structural and functional schemes, static errors of the systems in general form and graphs of transient processes.

Keywords: astroorientation, feedback, final rotation vector, orientation restoration

Accepted: 10.04.2025

DOI: 10.21046/2070-7401-2025-22-3-97-106

References

1. Abezyaev I. N., Hybrid orientation system for orbital spacecraft, *Mechanics of Solids*, 2021, V. 56, No. 4, pp. 471–477, DOI: 10.3103/S0025654421040026.
2. Abezyaev I. N., Spatial orbital gyrocompass: Questions of theory and application, *Cosmic Research*, 2024, V. 62, No. 1, pp. 99–105, DOI: 10.1134/S0010952523700740.
3. Abezyaev I. N., Velichko P. E., Potselovkin A. I., *Sposob vosstanovleniya orbital'noi orientatsii kosmicheskogo apparata po pokazaniyam datchika zvezd* (A method for restoring the orbital orientation of a spacecraft based on the readings of a star sensor), Patent RU 2790354, Reg. 15.03.2022 (in Russian).
4. Abezyaev I. N., Velichko P. E., Palkin M. V., Potselovkin A. I., Task of autonomous orientation of orbital spacecraft, *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*, 2024, V. 11, Iss. 2, pp. 52–59 (in Russian).
5. Avanesov G. A., Bessonov R. V., Kurkina A. N. et al., Autonomous strapdown stellar-inertial navigation systems: Design principles, operation modes and operational experience, *Gyroscopy and Navigation*, 2013, No. 4, pp. 204–215, DOI: 10.1134/S2075108713040032.
6. Branets V. N., Shmyglevsky I. P., Application of quaternions in problems of rigid body position control, *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika tverdogo tela*, 1972, No. 4, pp. 24–31 (in Russian).
7. Golovan A. A., Morgunova S. N., Solov'ev I. V., Shatskii M. A., Decomposed algorithm for spacecraft attitude estimation in stellar correction mode, *Gyroscopy and Navigation*, 2022, V. 13, No. 4, pp. 232–240, DOI: 10.1134/S207510872204006X.
8. Golovchenko A. A., Golovchenko L. V., *Sposob kalibrovki izmeritelei uglovoi skorosti besplatformennykh inertial'nykh sistem orientatsii kosmicheskikh apparatov i ustroystvo, ego realizuyushchee* (A method for calibrating angular velocity meters of strapback inertial spacecraft orientation systems and a device implementing it), Patent RU 2466068, Reg. 08.04.2011 (in Russian).
9. Nekhamkin L. I., Ryabikov V. S., Orientation and stabilization system of the spacecraft “Condor-E”, *Trudy Sektsii 22 imeni akademika V. N. Chelomeya 38-kh Akademicheskikh chtenii po kosmonavtike* (Proc. Section 22 named after Academician V. N. Chelomey of 38th Academic Readings on Cosmonautics: collection of articles), 2014, pp. 402–408 (in Russian).
10. Lefferts E. J., Markley F. L., Shuster M. D., Kalman filtering for spacecraft attitude estimation, *J. Guidance, Control, and Dynamics*, 1982, V. 5, No. 5, pp. 417–429, DOI: 10.2514/3.56190.