

УДК 62.503

ГИБРИДНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2021 г. И. Н. Абезяев

*Акционерное общество “Военно-промышленная корпорация
“Научно-производственное объединение машиностроения”,
Московская область, Реутов, Россия
e-mail: iabezyaev@yandex.ru*

Поступила в редакцию 01.07.2020 г.

После доработки 13.08.2020 г.

Принята к публикации 17.09.2020 г.

Пространственный 3D-гироскомпас, разработанный автором для управления угловым положением орбитального космического аппарата (КА), предоставляет возможность создания на его основе системы ориентации, работающей как от прибора ориентации по Земле (ПОЗ), так и от астродатчика (АД), или какого-либо другого датчика без изменения основной структуры алгоритма. Такую систему можно назвать гибридной системой ориентации (ГСО). Разработка ГСО актуальна в связи с ростом требований Заказчика к универсализации разработок систем управления КА. Применение ГСО позволяет снизить нагрузку на бортовой вычислитель, упростить наземную отработку системы управления КА, улучшить качество управления КА в полете вследствие уменьшения разветвленности алгоритмов ориентации. В работе приведены рабочие алгоритмы, дан вывод основных соотношений, приведены результаты моделирования.

Ключевые слова: гироскомпас, система, ориентация, орбитальное гироскомпасирование, астроориентация, космический аппарат, стабилизация, программные повороты

DOI: 10.31857/S0572329921030028

1. Определение ГСО. 3D-гироскомпас [1] позволяет КА выполнять пространственные программные повороты как в режиме гироскомпасирования, т.е. непосредственно в процессе определения угловой ориентации КА относительно орбитальной системы координат (ОСК), так и в автономном режиме (при отключенном контуре коррекции). В структуру ОГК входят блок гироскопических датчиков угловых скоростей (БИУС), чувствительные элементы которого располагаются по связанным осям КА, двухкоординатный прибор ориентации по Земле (ПОЗ) или датчик горизонта, и исполнительные органы (ИО) – маховики, гироины, реактивные двигатели. Принцип действия ОГК основан на поиске и определении курсовой ориентации путем индикации орбитальной угловой скорости КА при условии, что вертикальная ориентация аппарата предварительно построена.

Система астроориентирования (САО) отличается от ОГК тем, что вместо ПОЗ в систему добавляется астродатчик (АД), при этом полный вектор ориентации КА определяется сразу по его показаниям.

Для обеспечения необходимой функциональности и точности ориентирования обе системы ОГК и САО нуждаются в навигационно-баллистическом обеспечении (НБИ).

В настоящее время при разработке систем управления угловым движением системы ОГК и САО разрабатываются самостоятельно. Для каждой из систем разрабатываются свои алгоритмы, свое программное обеспечение, свои контрольные задачи, свои программы наземной экспериментальной отработки. В связи с этим возникает вопрос создания системы ориентации, где был бы возможен переход от ОГК к САО и наоборот только путем переключения датчиков ПОЗ или АД без изменения основного алгоритма. Таковую систему назовем гибридной системой ориентации.

2. Принцип построения ГСО на базе 3D-гирокомпаса. Введем системы координат: $X_{ro}Y_{ro}Z_{ro}$ – инерциальная система координат (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; $X_oY_oZ_o$ – орбитальная система координат (ОСК), X_o – проходит через центр масс КА, лежит в плоскости орбиты, перпендикулярна оси Y_o и направлена в сторону движения КА, ось Y_o проходит через центр масс Земли и центр масс КА и направлена от Земли в сторону КА, ось Z_o дополняет систему координат до правой; XYZ – связанные оси КА (ССК) в номинальном положении совпадают с осями ОСК, ось X – крен, ось Y – курс, ось Z – тангаж; $X_pY_pZ_p$ – программная система координат (ПСК), в номинальном положении оси совмещены с осями ССК.

Уравнения движения 3D-гирокомпаса имеют вид [1]:

$$\begin{pmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\vartheta} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & \vartheta & -\psi \\ -\vartheta & 0 & \gamma \\ \psi & -\gamma & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_{xp} \\ \omega_{yp} \\ \omega_{zp} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_1\varepsilon \\ -k_2\lambda \\ k_3\mu \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \omega_{xp} \\ \omega_{yp} \\ \omega_{zp} \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

$$\begin{pmatrix} \omega_{xp} \\ \omega_{yp} \\ \omega_{zp} \end{pmatrix} = \mathbf{M}_p \begin{pmatrix} \omega_{xo} \\ \omega_{yo} \\ \omega_{zo} \end{pmatrix} + \mathbf{M}_{p\gamma} \mathbf{M}_{p\vartheta} \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\psi}_p \\ 0 \end{pmatrix} + \mathbf{M}_{p\gamma} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\vartheta}_p \end{pmatrix} + \mathbf{E} \begin{pmatrix} \dot{\gamma}_p \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

$$\mathbf{M}_p = \mathbf{M}_{p\gamma} \mathbf{M}_{p\vartheta} \mathbf{M}_{p\psi} \quad (2.3)$$

$$\varepsilon = \gamma_{hs} - \gamma_p - \gamma = \gamma_{sp} - \gamma \quad (2.4)$$

$$\lambda = \varepsilon M_{11} + \mu M_{13} \quad (2.5)$$

$$\mu = \vartheta_{hs} - \vartheta_p - \vartheta = \vartheta_{sp} - \vartheta \quad (2.6)$$

где обозначено: $\psi, \vartheta, \gamma, \dot{\psi}, \dot{\vartheta}, \dot{\gamma}$ – углы и угловые скорости стабилизации ССК относительно ПСК по курсу, тангажу и крену; $\gamma_{hs}, \vartheta_{hs}$ – сигналы ПОЗ в каналах крена и тангажа $\psi_p, \vartheta_p, \gamma_p, \dot{\psi}_p, \dot{\vartheta}_p, \dot{\gamma}_p$ – программные углы и соответствующие им программные скорости КА относительно ОСК по курсу, тангажу и крену; $\gamma_{sp}, \vartheta_{sp}, \psi_{sp}$ – сигнал разностей показаний ПОЗ и заданных программных углов; $\mathbf{M}_{p\psi}, \mathbf{M}_{p\vartheta}, \mathbf{M}_{p\gamma}$ – матрицы плоских программных поворотов КА по курсу, тангажу и крену; M_{11}, M_{13} – элементы матрицы \mathbf{M}_p ; p, q, r – абсолютные угловые скорости ССК относительно ИСК; $\omega_{xp}, \omega_{yp}, \omega_{zp}$ – программные угловые скорости КА относительно ИСК; k_1, k_2, k_3 – коэффициенты коррекции; $\omega_{xo} = \dot{\Omega} \sin i \cos u - i' \sin u$, $\omega_{yo} = \dot{\Omega} \sin i \sin u + i' \cos u$, $\omega_{zo} = -\dot{\Omega} \cos i - \omega_o$ ($\dot{\Omega}$ – угловая скорость линии узлов, угловая скорость i' и угол i – наклона плоскости орбиты к плоскости экватора Земли, u – аргумент широты, $\omega_o = \dot{u}$ – орбитальная угловая скорость).

На исполнительные органы (ИО) подаются сигналы ψ , ϑ , γ , $\dot{\psi}$, $\dot{\vartheta}$, $\dot{\gamma}$ для стабилизации КА относительно ПСК по углу и угловой скорости.

Заметим, что уравнения (2.1)–(2.6) в каналах крена и тангажа построены в форме следящей системы с заданными программными положениями ϑ_p , γ_p , $\dot{\vartheta}_p$, $\dot{\gamma}_p$. Канал курса достраивается до заданного программного положения методом гирокомпасирования. Отсюда следует, что если бы в канале курса был датчик, прямым образом измеряющий курсовое положение КА, то, по аналогии с каналами крена и тангажа, корректирующий сигнал 3D-гирокомпаса по курсу можно было бы представить в виде:

$$L_\psi = +k_2(\psi_D - \psi_p - \psi) \quad (2.7)$$

т.е. точно так же как и в каналах крена и тангажа:

$$L_\gamma = +k_1(\gamma_D - \gamma_p - \gamma) \quad (2.8)$$

$$L_\vartheta = +k_3(\vartheta_D - \vartheta_p - \vartheta) \quad (2.9)$$

где ψ_D , ϑ_D , γ_D – сигналы некоего позиционного датчика выдающего точные значения углового положения КА по курсу, крену и тангажу относительно ОСК.

При этом уравнение (2.1) трансформируется в уравнение аналогичного вида:

$$\begin{pmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\vartheta} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & \vartheta & -\psi \\ -\vartheta & 0 & \gamma \\ \psi & -\gamma & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_{xp} \\ \omega_{yp} \\ \omega_{zp} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_\gamma \\ L_\psi \\ L_\vartheta \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \omega_{xp} \\ \omega_{yp} \\ \omega_{zp} \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

где L_ψ , L_ϑ , L_γ соответствуют (2.7)–(2.9).

Покажем, что в этом случае “модернизированный” в канале курса 3D-гирокомпас сохраняет свойства управления программными поворотами КА.

Для этого в (2.10) положим

$$\vartheta = \dot{\vartheta} = \gamma = \dot{\gamma} = \psi = \dot{\psi} = 0 \quad (2.11)$$

что означает завершение процесса стабилизации в установившемся программном положении КА.

Необходимо так же, что бы сигналы коррекции (2.7)–(2.9), отвечающие за программное положение КА по углу, в установившемся программном положении, приняли нулевые значения:

$$L_\psi = L_\vartheta = L_\gamma = 0 \quad (2.12)$$

Подставляя (2.11), (2.12) в (2.10), получаем достаточное условие устойчивости программного положение КА:

$$(p \ q \ r)^T = (\omega_{xp} \ \omega_{yp} \ \omega_{zp})^T$$

Таким образом, 3D-гирокомпас путем замены ПОЗ на трехкоординатный позиционный датчик и изменения знака в контуре коррекции по курсу на положительный ($+k_2$), достаточно просто трансформируется, например, в систему астроориентации КА с возможностью неограниченных программных поворотов. При этом базовый алгоритм ориентации (2.1)–(2.6) остается практически неизменным, за исключением замены датчика ориентации и изменения знака корректирующего сигнала в канале курса.

По определению, которое дано выше, полученная система ориентации является гибридной.

3. Практическая реализация. Построим ГСО на примере переключения 3D-гирокомпаса из режима гирокомпасирования в режим астроориентации. Для этого, по определению ГСО, нам нужно заменить ПОЗ на АД и подставить в (2.7)–(2.9) значе-

ния Эйлеровых углов ориентации КА относительно ОСК вместо $\gamma_{hs}, \vartheta_{hs}, \lambda$, и поменять знак k_2 в канале курса. Это достаточно просто сделать, рассчитав по показаниям АД, а так же по заданным программному положению КА относительно ОСК и данным НБИ, матрицу ориентации КА относительно ОСК. После этого вычислить по ее элементам углы ориентации КА относительно ОСК – $\Psi_D, \vartheta_D, \gamma_D$ и подставить в уравнения (2.4)–(2.6). Однако удобнее в сигналах коррекции (2.7)–(2.9) вычислять не сами углы, а сразу разностные углы $\mathbf{M}_{r_0} = \mathbf{C}\mathbf{M}_p\mathbf{A}$ между ССК и ПСК, что не противоречит (2.4)–(2.6):

$$\Psi_{sp}^* = \Psi_D - \Psi_p, \quad \gamma_{sp}^* = \gamma_D - \gamma_p, \quad \vartheta_{sp}^* = \vartheta_D - \vartheta_p$$

сигналы коррекции примут вид:

$$L_\Psi = +k_2(\Psi_{sp}^* - \Psi) \quad (3.1)$$

$$L_\gamma = +k_1(\gamma_{sp}^* - \gamma) \quad (3.2)$$

$$L_\vartheta = +k_3(\vartheta_{sp}^* - \vartheta) \quad (3.3)$$

Для вычисления $\Psi_{sp}^*, \vartheta_{sp}^*, \gamma_{sp}^*$ найдем матрицу показаний АД (\mathbf{M}_{r_0}) через матрицы последовательных переходов: ИСК в ОСК (матрица \mathbf{A}), ОСК в ПСК (матрица \mathbf{M}_p), ПСК в ССК (матрица \mathbf{C}), тогда $\mathbf{M}_{r_0} = \mathbf{C}\mathbf{M}_p\mathbf{A}$, откуда:

$$\mathbf{C} = \mathbf{M}_{r_0}\mathbf{A}^T\mathbf{M}_p^T$$

и далее:

$$\Psi_{sp}^* = -\arctg \frac{c_{13}}{c_{11}} \quad (3.4)$$

$$\vartheta_{sp}^* = \arcsin c_{12} \quad (3.5)$$

$$\gamma_{sp}^* = -\arctg \frac{c_{32}}{c_{22}} \quad (3.6)$$

Алгоритм САО, построенный на базе 3D-гироскопаса, совместно с (2.2), (2.3), (2.10) и (3.4)–(3.6) принимает окончательный вид:

$$\begin{pmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\Psi} \\ \dot{\vartheta} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & \vartheta & -\Psi \\ -\vartheta & 0 & \gamma \\ \Psi & -\gamma & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_{xp} \\ \omega_{yp} \\ \omega_{zp} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_1(\gamma_{sp}^* - \gamma) \\ k_2(\Psi_{sp}^* - \Psi) \\ k_3(\vartheta_{sp}^* - \vartheta) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \omega_{xp} \\ \omega_{yp} \\ \omega_{zp} \end{pmatrix} \quad (3.7)$$

САО (3.7) практически не отличается от 3D-гироскопаса (2.1), за исключением замены датчиков ориентации:

$$\gamma_{sp} \rightarrow \gamma_{sp}^*, \quad \vartheta_{sp} \rightarrow \vartheta_{sp}^*, \quad \lambda \rightarrow \Psi_{sp}^* - \Psi$$

и изменения знака коррекции ($-k_2$) в канале курса на положительный ($+k_2$).

Необходимо отметить, что номиналы коэффициентов коррекции k_1, k_2, k_3 в структурах 3D-гироскопаса и для САО могут быть как одинаковыми, так и отличными, что не меняет сущности ГСО.

На рис. 1 показана сравнительная ориентация КА в режиме программных поворотов с применением 3D-гироскопаса (а) и с применением САО (б). Повороты выполняются на одинаковые программные углы $\Psi_p = 70^\circ, \vartheta_p = -20^\circ, \gamma_p = 30^\circ$, в обеих системах выбраны одинаковые номиналы коэффициентов коррекции:

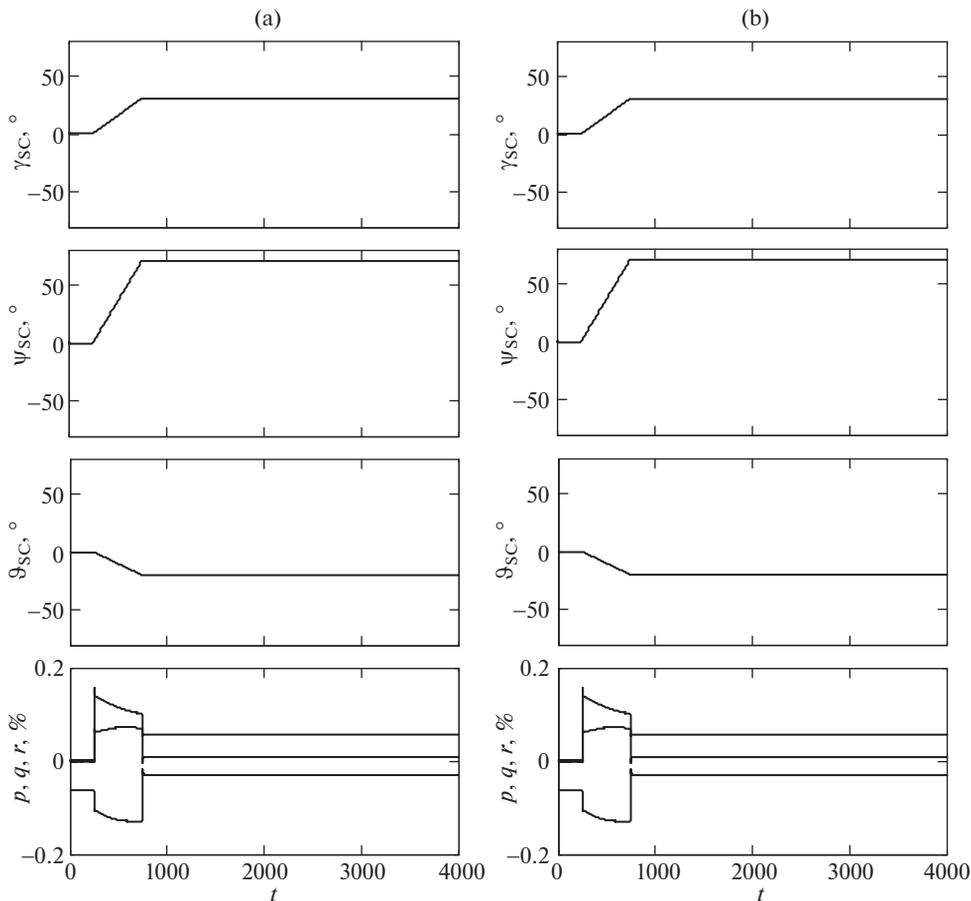


Рис. 1

– 3D-гироскоп $k_1 = 0.01 \text{ с}^{-1}$, $k_2 = -0.02 \text{ с}^{-1}$, $k_3 = 0.03 \text{ с}^{-1}$

– САО $k_1 = 0.01 \text{ с}^{-1}$, $k_2 = +0.02 \text{ с}^{-1}$, $k_3 = 0.03 \text{ с}^{-1}$

В качестве ИО применены гиродины с кинетическим моментом $H = 60$ нмс, масса КА 1200 кг, орбита круговая, $\omega_o = 0.0011 \text{ с}^{-1}$.

На рисунках показаны угловые положения КА (ψ_{sc} , ϑ_{sc} , γ_{sc}) – ССК относительно ОСК и абсолютные угловые скорости ССК относительно ИСК (p , q , r). Из приведенных графиков следует, что переходные процессы при выполнении программных поворотов в обеих системах практически идентичны.

4. Автономный режим. Свойство универсальности ГСО наглядно проявляется в автономном режиме ориентации, т.е. при отключенных контурах коррекции $k_1 = k_2 = k_3 = 0$. В этом случае системы САО и 3D-гироскоп становятся не отличимыми, так как левые и правые части их алгоритмов совпадают абсолютно. На рис. 2 иллюстрируется возможность обеих систем в этом режиме. В исходном положении отключаются коэффициенты коррекции $k_1 = k_2 = k_3 = 0$ и задаются программные повороты КА на углы 360° по каждой оси ориентации. Результаты поворота (как для 3D-гироскопа, так и для САО) совпадают. Поворот показан в форме косинуса угла

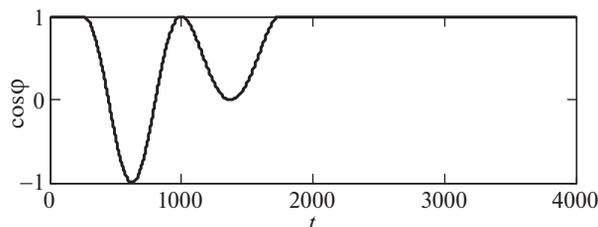


Рис. 2

поворота КА относительно вектора конечного поворота. Из приведенного графика следует, что КА, выполнив программные повороты относительно осей курса, крена и тангажа на 360° приходит в исходное положение относительно ОСК ($\cos \varphi = 1$).

Таким образом, поведение 3D-гироскомпас и САО в автономном режиме неотличимы.

5. Свойство невозмущенности. На рис. 3 иллюстрируется еще одно свойство ГСО, которое назовем свойством невозмущенности.

На этом рисунке показан программный поворот КА, так же как и ранее, на углы $\psi_p = 70^\circ$, $\vartheta_p = -20^\circ$ и $\gamma_p = 30^\circ$ (начальные условия нулевые). В течение времени $t_1 = 500$ с программный поворот выполняется в режиме коррекции от датчиков внешней информации (безразлично АД или ПОЗ). В момент времени $t_1 = 500$ с, т.е. непосредственно в процессе выполнения программного поворота, контур коррекции отключается ($k_1 = k_2 = k_3 = 0$) внезапно или специально, и система начинает работать автономно. Из переходных процессов следует, что в программном движении системы ничего не изменилось, КА продолжает движение и завершает программный поворот на заданные углы ориентации, “не замечая” отключения корректирующих сигналов и не испытывая при этом никаких дополнительных возмущений. Более того, в этом состоянии система ориентации КА может выполнять полетную программу еще длительное время (сотни минут), ограниченное только медленно нарастающей потерей точности ориентации из-за собственного дрейфа гироскопических измерителей. В момент времени $t_2 = 2500$ с (см. рис. 3) вновь задействован устойчивый режим коррекции ($k_1 \neq k_2 \neq k_3 \neq 0$). Из графиков переходных процессов видно, что в движении КА практически ничего не произошло – КА продолжает миссию, не “замечая” в своем движении произошедшего в системе изменения.

Следует отметить, что ни в момент отключения коррекции, ни после, точность ориентации КА практически не ухудшается. Весьма, полезное для практики свойство ГСО, входящее в понятие “сбоеустойчивость”.

В случае отказа датчика ориентации радикальным средством для поддержания устойчивой ориентации КА является одномоментное переключение ГСО на другой тип датчика. Возможны меры временного характера: полное отключение контура коррекции, отключение обратных связей по углу, замена “живого” сигнала датчика его математическим аналогом, с дальнейшим принятием мер по устранению неисправности. Во всех перечисленных случаях ориентация КА относительно ОСК не будет нарушена на достаточно длительном интервале времени.

6. Выводы Рассмотрена система ориентации орбитального КА, названная гибридной (ГСО). Система базируется на алгоритме 3D-гироскомпас, который отличается универсальностью по отношению к выбору датчиков ориентации, что позволяет строить на его основе различные по существу системы ориентации подобным образом.

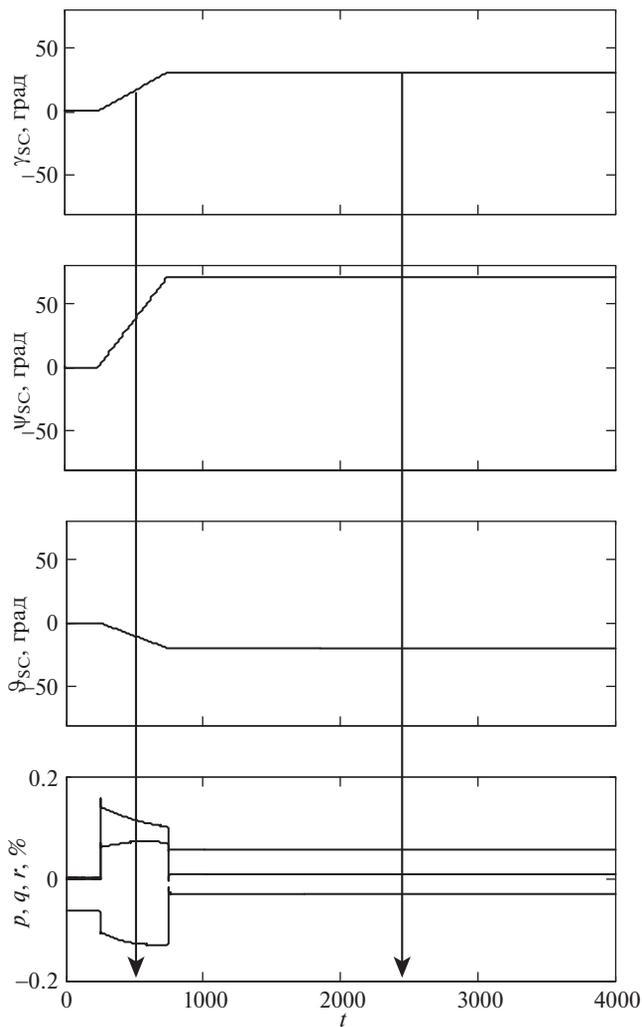


Рис. 3

Универсальность ГСО достигается тем, что переход из одной системы в другую осуществляется только переключением датчиков ориентации и изменением знака коррекции в канале курса без изменения основного алгоритма. Показана эффективность работы алгоритма в среде 3D-гироскопа с переключением на систему астроориентации и обратным переключением в среду гироскопирования. Показано свойство невозмущённости (сбоеустойчивости) программной ориентации КА при отключении контура коррекции ГСО от датчика внешней информации.

Предложенный принцип построения ГСО позволяет упростить наземную обработку системы управления КА и улучшить качество управления КА в полетных условиях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Абезяев И.Н.* Гирокомпас для орбитального космического аппарата // Патент 2597018 РФ. М.: ФИПС. 2016. Бюл. № 24.
2. *Боярчук К.А., Виленский В.В., Гришин В.Ю., Еремеев П.Н., Зайцев С.Э., Зимин С.Н., Морозова Л.М., Рябиков В.С., Салихов Р.С.* Система ориентации и стабилизации КА “Кондор-Э” // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XXXVIII Академических чтений по космонавтике. 2014. Т. 22. С. 408–424.
3. *Абезяев И. Н., Андреяненко А. В., Величко П. Е., Поцеловкин А. И., Фокин Д. В.* Способ восстановления курсовой ориентации космического аппарата с использованием орбитального гирокомпаса // Инженерный журнал: наука и инновации. М.: МГТУ, 2017. № 5(65). С. 1–8.
4. *Abezyaev I.N., Velichko P.E., Karpunin A.A., Potselovkin A.I., Tytkov I.P.* Development of the algorithm of the spacecraft programmed yaw turns with the use of orbital gyrocompass // AIP Conference Proceedings. 2019. V. 2171. № 1. P. 060009.
5. *Ткаченко А.И.* Определение ориентации космического аппарата с помощью построителя вертикали // Космічна наука і технологія. 2016. Т. 22. № 2. С. 22–28.
6. *Major F.G.* The Mechanical Gyrocompass // Quo Vadis: Evolution of Modern Navigation. New York, NY: Springer, 2014. P. 259–285.
7. *Reid D.B.* Orbital gyrocompass evolution // GON Inertial Sensors and Systems (ISS). 2016. V. 20. P. 149–170.