

Способ восстановления курсовой ориентации космического аппарата с использованием орбитального гирокомпаса

© И.Н. Абезяев, А.В. Андреяненко, П.Е. Величко,
А.И. Поцеловкин, Д.В. Фокин

ОАО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов, Московская обл., 143966, Россия

Разработка алгоритмов управления угловой ориентации и стабилизации орбитального космического аппарата — одно из наиболее актуальных и динамично развивающихся направлений в области космонавтики и теории управления. Особую роль в алгоритме приведения связанной системы координат к орбитальной системе координат играет этап курсового движения. Существующие системы ориентации, в состав которых входит орбитальный гирокомпас, не имеют переходных процессов должного качества. Для таких систем необходимо решить задачу сокращения времени построения орбитальной системы координат в канале курса и повышения качества переходного процесса в целом. В данной работе проведен анализ «классического» метода орбитального гирокомпасирования и указаны его недостатки. Предложен новый способ восстановления курсовой ориентации с использованием орбитального гирокомпаса, который существенно сокращает время и улучшает качество переходных процессов. Представлены графики, отражающие поведение космического аппарата в процессе восстановления курсовой ориентации с использованием предложенного метода.

Ключевые слова: восстановление курсовой ориентации, орбитальный гирокомпас, орбитальное гирокомпасирование, система управления движением, космический аппарат, угловое движение, ориентация, стабилизация, программный курсовой поворот

Введение. Впервые решение вопроса восстановления курсовой ориентации космического аппарата (ВКО КА) было предложено в 1959 г. в кандидатской диссертации Е.Н. Токаря, создателя отечественного гироорбитанта. Разработанная им система стала классической для серий советских КА первого поколения («Восток», «Восход», «Зенит», «Алмаз») и просуществовала вплоть до наступления эпохи бесплатформенных систем. Развитие теории систем на базе гироорбитанта нашло отражение в трудах многих отечественных авторов [1–4]. Основной недостаток таких систем заключается в том, что для ВКО с помощью гироорбитанта характерны затянутое время и низкое качество переходного процесса.

Аналогичная проблема возникла с изобретением орбитального гирокомпаса (ОГК) [5], построенного на базе гироинтеграторов угловых скоростей, а в дальнейшем — на основе гироскопических датчиков угловых скоростей по бесплатформенному принципу. В работе [6] авто-

рам удалось частично разрешить указанную проблему ВКО, улучшив качество переходного процесса и повысив его быстродействие. Однако в современных условиях целевого применения КА проблема быстродействия процесса ВКО остается актуальной.

В данной работе рассматривается задача ВКО КА с помощью бесплатформенного ОГК, в приборный состав которого входят блок гироскопических измерителей угловой скорости (БГИУС) и прибор ориентации по Земле (ПОЗ) [7]. При проектировании систем управления движением (СУД) КА эта задача встает тогда, когда требуется написать алгоритм начальной ориентации КА после отделения его от ракеты-носителя и алгоритм восстановления орбитальной ориентации КА в нештатных случаях.

Постановка задачи. Пусть КА, после того как он приведен к вертикали места по сигналам ПОЗ, находится по курсу в произвольном положении. В этот момент включается контур ОГК, по сигналам которого связанная система координат (ССК) КА автоматически приводится к орбитальной системе координат (ОСК).

Классические уравнения ОГК в форме наблюдателя имеют следующий вид [6]:

$$\begin{cases} \Delta\dot{\beta} + \Omega \cdot \Delta\alpha = K_1(\gamma_{\text{ПОЗ}} - \Delta\beta) + \omega_x, \\ \Delta\dot{\alpha} - \Omega \cdot \Delta\beta = -K_2(\gamma_{\text{ПОЗ}} - \Delta\beta) + \omega_y, \\ \Delta\dot{\theta} = K_3(\vartheta_{\text{ПОЗ}} - \Delta\theta) + \omega_z + \Omega. \end{cases} \quad (1)$$

где $\Delta\beta$, $\Delta\dot{\beta}$, $\Delta\alpha$, $\Delta\dot{\alpha}$, $\Delta\theta$, $\Delta\dot{\theta}$ — выходные сигналы ОГК, поступающие в систему стабилизации КА по углам и угловым скоростям, в каналах крена, курса и тангажа; Ω — орбитальная угловая скорость КА, производная от изменения аргумента широты u ; K_1 , K_2 , K_3 — коэффициенты коррекции; $\gamma_{\text{ПОЗ}}$, $\vartheta_{\text{ПОЗ}}$ — выходные сигналы ПОЗ; ω_x , ω_y , ω_z — угловые скорости КА относительно инерциальной системы координат в проекциях на ССК КА по крену, курсу и тангажу, измеряемые гироскопическими датчиками.

Структурная схема ОГК, реализующая алгоритм (1), представлена на рис. 1.

Существенным недостатком «классического» ОГК является то, что в состоянии курсового движения переходные процессы в каналах ориентации КА происходят с большим перерегулированием и имеют чрезмерно затянутое время. Например, графики изменения углов и угловых скоростей КА при его движении из начального курсового положения относительно ОСК $\psi(0) = -180^\circ$ и начальных значениях тангажа и крена $\vartheta(0) = \gamma(0) = 0^\circ$ подтверждают данный недостаток (рис. 2 и 3).

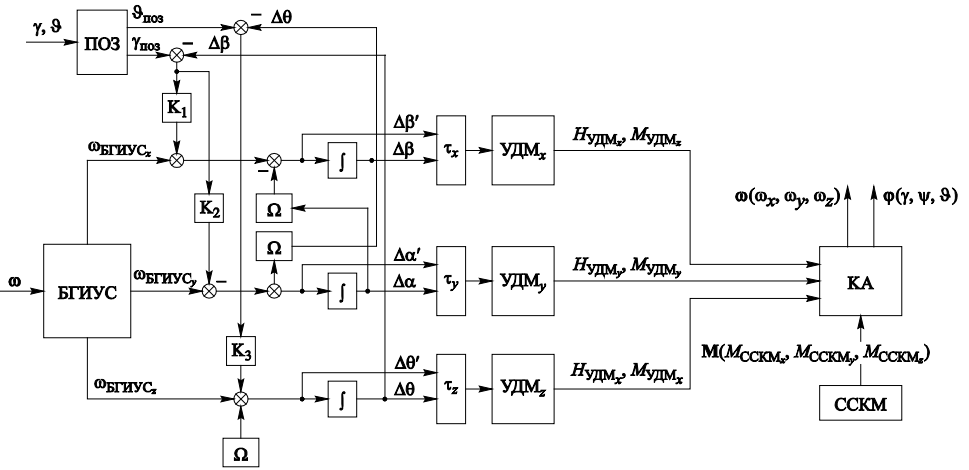


Рис. 1. Структурная схема «классического» ОГК:

$\omega_{\text{БГИУС}}$ — сигнал угловой скорости БГИУС; УДМ — управляющие двигатели-маховики; τ — управляющий сигнал УДМ; $H_{\text{УДМ}}$ — сигнал кинетического момента УДМ; $M_{\text{УДМ}}$ — сигнал управляющего момента УДМ; ССКМ — магнитная система сброса кинетического момента

На представленных графиках видно, что величина перерегулирования достигает значений $3...4^\circ$, а время приведения КА в плоскость орбиты составляет 10 000 с, или 2,5 ч. Такое качество процесса ВКО не удовлетворяет современным требованиям, предъявляемым к СУД КА.

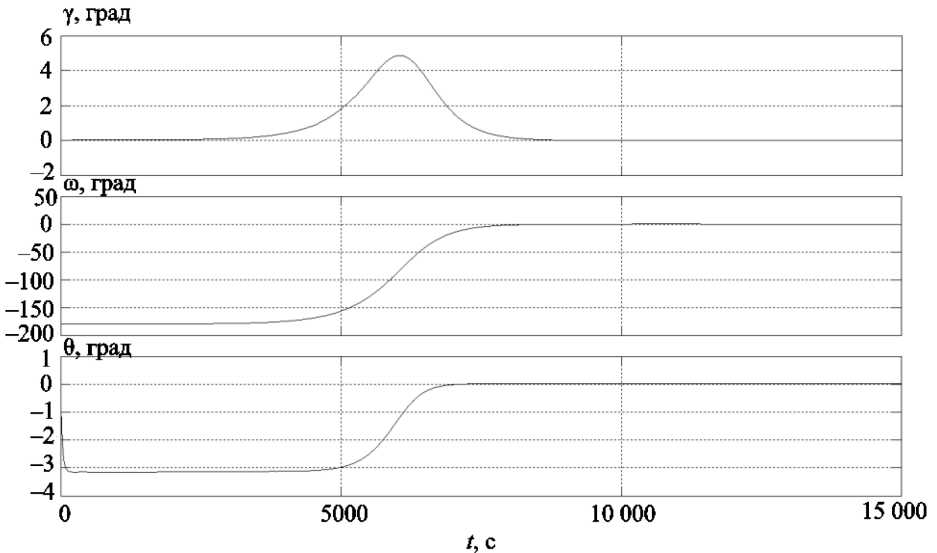


Рис. 2. Графики изменения углов КА в режиме «классического» ОГК:

γ — угол крена; ψ — угол курса; θ — угол тангажа

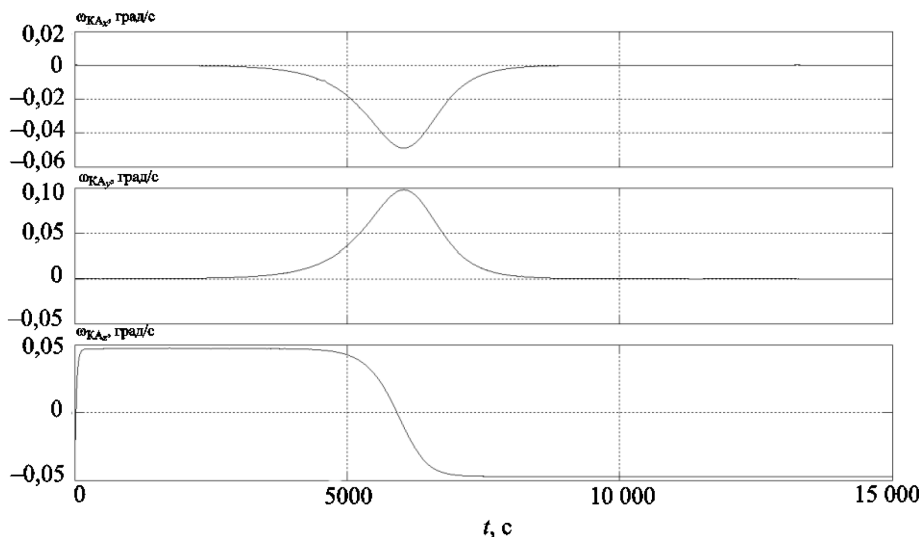


Рис. 3. Графики изменения угловых скоростей КА в режиме «классического» ОГК

Устранить указанный недостаток поможет разработка нового способа ВКО с изменением системы уравнений (1) и преобразованием структурной схемы, приведенной на рис. 1.

Способ программного поворота. Для сокращения времени и улучшения качества переходных процессов в системе предлагается применить способ программного поворота, развитый в работе [9] и специально доработанный под задачу ВКО КА. Структурная схема ОГК для этого случая приведена на рис. 4.

В структурную схему введен ключ K , который замыкается в момент начала программного поворота. После восстановления вертикальной ориентации КА по сигналам ПОЗ информация о его стабилизации передается в контур ОГК по каналам крена, курса и тангажа.

При этом в системе по сигналам ПОЗ включаются контуры коррекции ОГК по крену и по тангажу, а контур коррекции ОГК по курсу не включается (см. рис. 4, ключ K разомкнут). Таким образом, КА остается в положении, стабилизированном относительно вертикали места, но в произвольном и стабилизированном относительно ОСК положении по курсу. В этом положении измеряются показания БГИУС по каналам крена и тангажа и оценивается положение КА по курсу относительно ОСК, например, по формуле

$$\hat{\psi} = \arcsin \frac{\omega_X}{\Omega}. \quad (2)$$

Данная оценка курсового угла запоминается и принимается за величину программного поворота КА по курсу ($\psi_{\text{пр}} = \hat{\psi}$), на который следует его повернуть для приведения в плоскость орбиты.

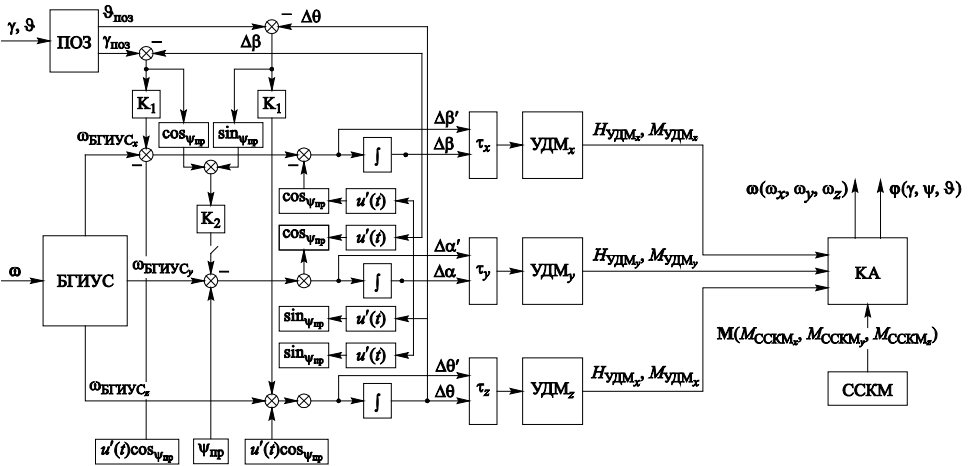


Рис. 4. Структурная схема ОГК с программным углом поворота $\psi_{\text{пр}}$:
 $u'(t)$ — производная аргумента широты (орбитальная угловая скорость)

После получения оценки курсового положения (2) ключ К замыкается и начинается программный поворот КА в плоскости орбиты по аргументу

$$\psi_{\text{пр}} = \hat{\psi} - \dot{\hat{\psi}} \cdot t \quad \text{для } t \in [0; T_{\text{пр}}]. \quad (3)$$

Программная скорость $\dot{\hat{\psi}}$ выбирается исходя из характеристик исполнительных органов и принимается, как правило, максимально допустимой. При этом время приведения в ОСК определяется в соответствии с принятым значением программной скорости. Тогда система уравнений (1) преобразуется в систему уравнений [9]

$$\begin{cases} \Delta\dot{\beta} + \dot{u}(t)\Delta\alpha \cos \psi_{\text{пр}} = K_1(\gamma_{\text{ПОЗ}} - \Delta\beta) + \omega_X - \dot{u}(t) \sin \psi_{\text{пр}}, \\ \Delta\dot{\alpha} - \dot{u}(t)(\Delta\beta \cos \psi_{\text{пр}} + \Delta\theta \sin \psi_{\text{пр}}) = \\ = -K_2 \cdot [(\gamma_{\text{ПОЗ}} - \Delta\beta) \cos \psi_{\text{пр}} + (\vartheta_{\text{ПОЗ}} - \Delta\theta) \sin \psi_{\text{пр}}] + \omega_Y - \dot{\psi}_{\text{пр}}, \\ \Delta\dot{\theta} + \dot{u}(t)\Delta\alpha \sin \psi_{\text{пр}} = K_3(\vartheta_{\text{ПОЗ}} - \Delta\theta) + \omega_Z + \dot{u}(t) \cos \psi_{\text{пр}}, \end{cases} \quad (4)$$

где $\dot{u}(t) = \dot{u} = \text{const}$ (для околокруговых орбит); $\psi_{\text{пр}}$ — программный угол поворота, рассчитываемый по формуле (3).

По завершении времени поворота программное управление отключается и ОГК переводится в номинальный «классический» режим работы.

Графики изменения углов и угловых скоростей КА в процессе ВКО методом программного поворота приведены на рис. 5 и 6.

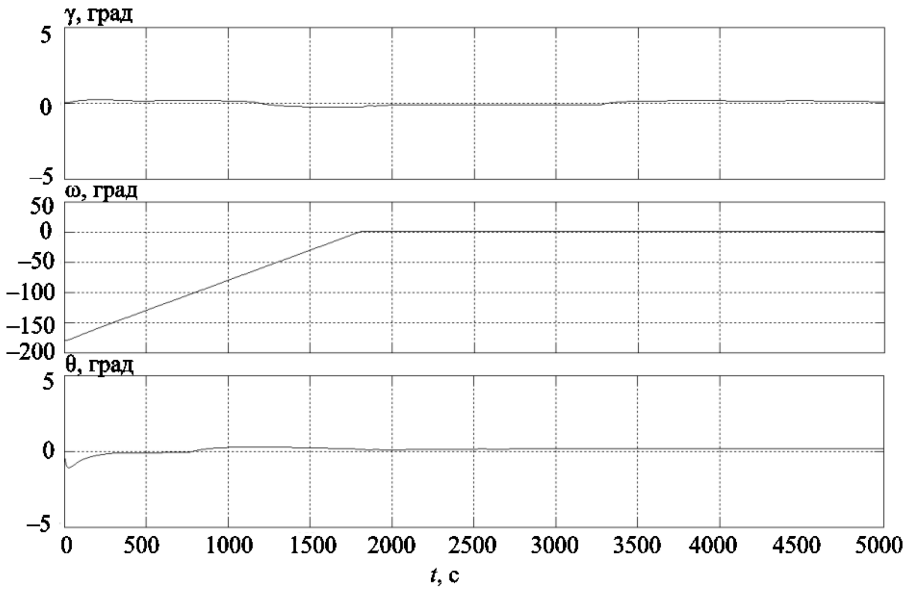


Рис. 5. Графики изменения углов КА в режиме ОГК с программным поворотом

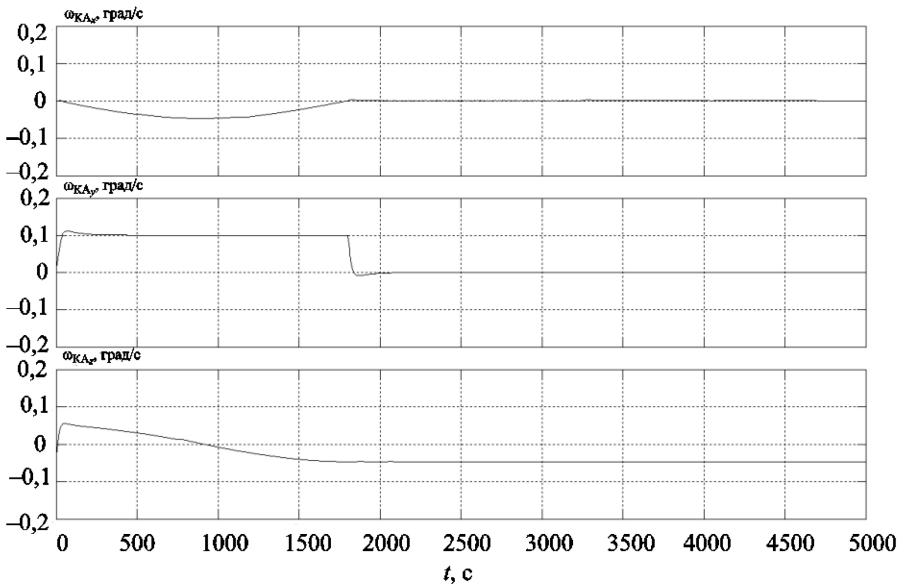


Рис. 6. Графики изменения угловых скоростей КА в режиме ОГК с программным поворотом

На представленных графиках видно, что эти процессы имеют сравнительно высокое быстродействие (1800 с) и проходят без пере-регулирования.

Заключение. Выполненные исследования показывают, что предложенный способ ВКО КА с применением ОГК, позволяющий осуществить координированный программный поворот КА по курсу, значительно улучшает качество переходного процесса в канале курса и на порядок уменьшает время процесса ВКО по сравнению с классическим ОГК. Из результатов математического моделирования следует, что в процессе ВКО осуществляется качественный поворот КА за 1800 с, т. е. в 2–2,5 раза быстрее аналогичного поворота в классическом случае.

Полученный переходный процесс ВКО по форме и быстродействию близок к оптимальному. В связи с этим дальнейшие исследования должны быть направлены на выбор критерия оптимальности процесса ВКО, исходя из конкретных целевых задач, решаемых КА.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. *Управление космическим летательным аппаратом*. 2-е изд. Москва, Машиностроение, 1974, 343 с.
- [2] Бесекинский В.А., Иванов В.А., Самотокин Б.Б. *Орбитальное гироскопирование*. Санкт-Петербург, Политехника, 1993, 250 с.
- [3] Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. *Управление ориентацией космических аппаратов*. Москва, Наука, 1974, 600 с.
- [4] Селезнев В.П. *Навигационные устройства*, Москва, Машиностроение, 1974, 600 с.
- [5] Bowers J.R., Rodden J.J., Scott E.D., Debra D.B. Orbital Gyrocompassing Heading Reference. *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, 1968, vol. 5, no. 8, 903 p.
- [6] Боярчук К.А., Виленский В.В., Гришин В.Ю., Еремеев П.М., Зайцев С.Э., Зимин С.Н., Морозова Л.М., Нехамкин Л.И., Рябиков В.С., Салихов Р.С. Система ориентации и стабилизации КА «Кондор-Э». *Ракетные комплексы и ракетно-космические системы — проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация. Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XXXVIII Академических чтений по космонавтике*. ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Реутов, 2014, с. 408–424.
- [7] Абезяев И.Н., Большаков М.В., Поцеловкин А.И. Система орбитального гироскопирования — прошлое, настоящее, будущее. *Ракетные комплексы и ракетно-космические системы — проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация. Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XXXVIII Академических чтений по космонавтике*. ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Реутов, 2014, с. 317–326.
- [8] Брайсон А.Е., Кортюм В. Вычисление местного углового положения орбитального космического аппарата. *Управление в космосе. Труды III Международного симпозиума ИФАК по автоматическому управлению при мирном использовании космического пространства. Франция, г. Тулуза. Март 1970 г. В 2 т.* Москва, Наука, 1972, т. 2, 394 с.

- [9] Абезяев И.Н., Зимин С.Н. *Устройство управления положением космического аппарата в пространстве с использованием орбитального гироскопа*. Пат. № 2509690 Российская Федерация, 2014, бюл. № 8, 7 с.

Статья поступила в редакцию 15.03.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Абезяев И.Н., Андреяненко А.В., Величко П.Е., Поцеловкин А.И., Фокин Д.В. Способ восстановления курсовой ориентации космического аппарата с использованием орбитального гироскопа. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-5-1621>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.

Абезяев Илья Николаевич окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1972 г. Канд. техн. наук, главный научный сотрудник ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Автор более 20 научных работ в области систем ориентации космических аппаратов. e-mail: iabezyaev@yandex.ru

Андреяненко Алена Викторовна окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2016 г. Инженер ОАО «ВПК «НПО машиностроения». e-mail: justme_110193@mail.ru

Величко Павел Евгеньевич окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2016 г. Инженер ОАО «ВПК «НПО машиностроения». e-mail: pasha.velichko@mail.ru

Поцеловкин Анатолий Игоревич окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2011 г. Начальник отдела ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Автор одной научной работы в области систем ориентации космических аппаратов. e-mail: anatoliipocelovkin@mail.ru

Фокин Дмитрий Владиславович окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2016 г. Инженер ОАО «ВПК «НПО машиностроения». e-mail: dmitriy.f2@yandex.ru

Method for restoring the heading orientation of a spacecraft using the orbital gyrocompass

© I.N. Abezyaev, A.V. Andreyanenkova, P.E. Velichko,
A.I. Potselovkin, D.V. Fokin

JSC MIC NPO Mashinostroyenia, Reutov town, Moscow region, 143966, Russia

At present, the development of algorithms for controlling the angular orientation and stabilization of the orbital spacecraft is one of the most relevant and dynamically developing areas in the field of astronautics and control theory. A special role in the algorithm for reducing the bound coordinate system to the orbital coordinate system is the stage of the heading motion. The current orientation systems, including the orbital gyrocompass, do not have the proper quality of transient processes that would satisfy the requirements of customers. Such systems require solving the problem of reducing the time for constructing OCS in the course channel and improving the quality of the transitional process as a whole. This paper analyzes the "classical" orbital gyrocompassing (OGC) method and shows its shortcomings. A new method to restore heading orientation using OGC is proposed. It significantly reduces the time of transient processes and improves their quality. The graphs reflecting the behavior of spacecraft in the process of restoring the heading orientation using the proposed method are presented.

Keywords: restoring the heading orientation, orbital gyrocompass, orbital gyrocompassing, spacecraft motion control system, angular motion of a spacecraft, spacecraft orientation, spacecraft stabilization, program course turn

REFERENCES

- [1] Alekseev K.B., Bebenin G.G. *Upravlenie kosmicheskimi letatelnykh apparatami* [Control of spacecraft]. 2nd ed. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 343 p.
- [2] Besekerskiy V.A., Ivanov V.A., Samotokin B.B. *Orbitalnoye girokompasirovaniye* [Orbital gyrocompassing]. St. Petersburg, Politehnika Publ., 1993, 250 p.
- [3] Raushenbakh B.V., Tokar E.N. *Upravlenie orientatsiyey kosmicheskikh apparatov* [Control of space vehicle orientation]. Moscow, Nauka Publ., 1974, 600 p.
- [4] Seleznev V.P. *Navigatsionnyye ustroystva* [Navigation devices]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 600 p.
- [5] Bowers J.R., Rodden J.J., Scott E.D., Debra D.B. Orbital Gyrocompassing Heading Reference. *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, 1968, vol. 5, no. 8, 903 p.
- [6] Boyarchuk K.A., Vilenskiy V.V., Grishin V.Yu., Eremeev P.M., Zaytsev S.E., Zimin S.N., Morozova L.M., Nekhamkin L.I., Ryabikov V.S., Salikhov R.S. Sistema orientatsii i stabilizatsii KA "Kondor-E" [The system of orientation and stabilization of the "Condor-E" spacecraft]. *Trudy seksii 22 imeni akademika V.N. Chelomeya XXXVIII Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike: Raketnyye komplekсы i raketno-kosmicheskie sistemy – proektirovaniye, eksperimentalnaya otrabotka, letnyye ispytaniya, ekspluatatsiya* [Proceedings of the section 22 named after academician V.N. Chelomey of XXXVIII Scientific conference on cosmonautics: Missile systems and rocket and space systems – design, experimental development, flight testing, operation]. JSC MIC NPO Mashinostroyenia. Reutov town, 2014, pp. 408–424.

- [7] Abezyaev I.N., Bolshakov M.V., Potselovkin A.I. Sistema orbitalnogo girokompasirovaniya — proshloe, nastoyashchee, budushchee [Orbital gyrocompassing system — past, present, future]. *Trudy seksii 22 imeni akademika V.N. Chelomeya XXXVIII Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike: Raketnye komplekсы i raketno-kosmicheskie sistemy – proektirovanie, eksperimentalnaya otrabotka, letnye ispytaniya, ekspluatatsiya* [Proceedings of the section 22 named after academician V.N. Chelomey of XXXVIII Scientific conference on cosmonautics: Missile systems and rocket and space systems – design, experimental development, flight testing, operation]. JSC MIC NPO Mashinostroyeniya. Reutov town, 2014, pp. 317–326.
- [8] Bryson A.E., Kortum V. Vychislenie mestnogo uglovogo polozheniya orbitalnogo kosmicheskogo apparata. [Analysis of the local angular position of the orbital space vehicle.]. *Upravlenie v kosmose. Trudy III Mezhdunarodnogo simpoziuma IFAK po avtomaticheskomu upravleniyu v mirnom ispolzovanii kosmicheskogo prostranstva. Frantsiya, Tuluza, Mart 1970. V 2 tomakh* [Control in space. Proceedings of III International Symposium on automatic control in the peaceful use of space. France, Toulouse. March 1970. In 2 vol.]. Moscow, Nauka Publ., 1972, vol. 2, 394 p.
- [9] Abezyaev I.N., Zimin S.N. *Ustroystvo upravleniya polozheniem kosmicheskogo apparata v prostranstve s ispolzovaniem orbitalnogo girokompasa* [The device for controlling the spacecraft position in space using the orbital gyrocompass]. Patent RF, no. 2509690, 2014, bulletin no. 8, 7 p.

Abezyaev I.N. graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1972. Cand. Sc. (Eng), Senior Staff Scientist, JSC MIC NPO Mashinostroyeniya. Author of 20 research publications in the field of orientation systems. e-mail: iabezyaev@yandex.ru

Andryanenkova A.V. graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2016. Engineer, JSC MIC NPO Mashinostroyeniya. e-mail: justme_110193@mail.ru

Velichko P.E. graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2016. Engineer, JSC MIC NPO Mashinostroyeniya. e-mail: pasha.velichko@mail.ru

Potselovkin A.I. graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2011. Head of the Department, JSC MIC NPO Mashinostroyeniya. Author of one research publication in the field of orientation system. e-mail: anatoliipocelovkin@mail.ru

Fokin D.V. graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2016. Engineer, JSC MIC NPO Mashinostroyeniya. e-mail: dmitriy.f2@yandex.ru