

Опыт использования алгоритма разгрузки двигателя-маховика с использованием магнитных исполнительных органов для обеспечения стабилизации спутника дистанционного зондирования «Аист-2Д»

А. Н. Бормотов¹, Д. И. Орлов², Е. С. Хнырева², М. Е. Браткова²

¹ Пензенский государственный технологический университет
Пенза, 440039, Россия

E-mail: aleks21618@yandex.ru

² Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, Самара, 443086, Россия

E-mail: grand_99v@mail.ru

Предложен алгоритм разгрузки исполнительных органов системы управления движением малого космического аппарата (МКА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Проведено численное моделирование, которое подтверждает эффективность алгоритма. При реализации алгоритма использовались данные измерений угловой скорости вращения МКА ДЗЗ «Аист-2Д» с помощью гироскопических измерителей вектора угловой скорости. Были использованы также измерения вектора индукции магнитного поля Земли, выполненные с помощью аппаратуры МАГКОМ. В результате реализации предложенного алгоритма разгрузки двигателей-маховиков была получена зависимость угловой скорости маховика. Данный алгоритм может быть использован для снижения кинетического момента двигателей-маховиков малого космического аппарата с помощью электромагнитов. Исследование построено на теореме об изменении кинетического момента и введении критерия допустимости разгрузки. В качестве основных исполнительных органов рассматривается двигатель-маховик. Для снижения кинетического момента двигателя-маховика используются магнитные исполнительные органы. Исследование проведено на примере МКА ДЗЗ «Аист-2Д». Результаты могут быть использованы для повышения эффективности работы системы управления движением малого космического аппарата. Это позволит улучшать разрешение снимаемых объектов с помощью МКА ДЗЗ.

Ключевые слова: малый космический аппарат дистанционного зондирования Земли, двигатель-маховик, магнитные исполнительные органы, алгоритм разгрузки

Одобрена к печати: 06.09.2023

DOI: 10.21046/2070-7401-2023-20-6-157-164

Введение

Эффективное использование космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) связано с жёсткими требованиями к их ориентации (Seamanos et al., 2019; Ivliev et al., 2022; Sedelnikov, Salmin, 2022). Так, для запущенного в конце ноября 2022 г. КА ДЗЗ серии Yaogan (рис. 1) точность стабилизации по углу составляет около $0,03^\circ$, а по угловой скорости — $0,0001$ град/с (Wang et al., 2016).

При эксплуатации малого космического аппарата (МКА) «Аист-2Д» также были подтверждены высокие характеристики точности ориентации (Кирилин и др., 2017; Abrashkin et al., 2019; Sedelnikov, 2022).



Рис. 1. Космический аппарат дистанционного зондирования Земли серии Yaogan

Широкое поле зрения телескопа оптической системы «Аврора» ($2\omega = 5,2^\circ$) и размер пикселей (6 мкм) матриц ПЗС (прибор с зарядовой связью, *англ.* CCD — Charge-Coupled Device) МКА «Аист-2Д» гарантировало большую полосу захвата (39,5 км при пространственном разрешении 1,46 м в панхроматическом диапазоне) (Кирилин и др., 2017). Однако реальное пространственное разрешение было порядка 1,8 м, как видно из *рис. 2*.

Причиной тому могло стать недостаточное гашение угловой скорости вращения МКА в момент съёмки.



Рис. 2. Фрагмент взлётно-посадочной полосы с детализацией около 1,8 м



Рис. 3. Двигатель-маховик, выполненный на основе управляемого моментного бесконтактного двигателя постоянного тока

Одним из самых широко используемых исполнительных органов для выполнения задач ориентации малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли является двигатель-маховик (*рис. 3*) (Anshakov et al., 2018, 2019; Sedelnikov, Potienko, 2017). Это объясняется тем, что двигатели-маховики не расходуют рабочее тело. Однако при воздействии на космический аппарат возмущающих факторов эти двигатели накапливают кинетический момент и требуют периодической разгрузки (Hall, 1995; Sedelnikov, Orlov, 2021). Существует несколько эффективных способов разгрузки двигателей-маховиков. Для МКА наиболее распространённым является разгрузка с помощью магнитных исполнительных органов (Зубов и др., 2013; Симоньянц, Галкин, 2014; Sedelnikov et al., 2018a). Магнитные исполнительные органы не расходуют рабочего тела. Их недостаток заключается в том, что управляющий момент всегда перпендикулярен вектору индукции магнитного поля Земли (Коваленко, 1975; Раушенбах, Токарь, 1974; Sedelnikov et al., 2018b). Также при использовании магнитных исполнительных органов возникают трудности с оценкой параметров вращательного движения МКА (Кирилин и др., 2017; Шипов, 2019; Sedelnikov, 2020).

Основные результаты работы

Согласно теореме об изменении кинетического момента:

$$\frac{d\vec{L}_0}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{L}_0 = \vec{M}_e,$$

где $\vec{L}_0 = \vec{L} + \sum_{i=1}^n \vec{L}_i$ — кинетический момент МКА, состоящий из кинетического момента корпуса и суммы кинетических моментов маховиков; $\vec{\omega}$ — вектор угловой скорости вращения главной связанной с МКА системы координат; \vec{M}_e — внешний возмущающий момент, действующий на космический аппарат, $\vec{M}_e = \vec{M}_{aer} + \vec{M}_{mag} + \vec{M}_{other}$; \vec{M}_{aer} — аэродинамический

возмущающий момент; \vec{M}_{mag} — магнитный возмущающий момент; \vec{M}_{other} — прочие возмущающие моменты).

$$\begin{cases} \frac{dL_1}{dt} + \omega_y L_3 - \omega_z L_2 = M_{ex}; \\ \frac{dL_2}{dt} + \omega_z L_1 - \omega_x L_3 = M_{ey}; \\ \frac{dL_3}{dt} + \omega_x L_2 - \omega_y L_1 = M_{ez}, \end{cases} \quad (1)$$

где L_1 , L_2 и L_3 — кинетические моменты маховиков, оси которых параллельны соответственно осям x , y и z главной связанной системы координат МКА; ω_x , ω_y и ω_z — проекции вектора угловой скорости в главной связанной системе координат; M_{ex} , M_{ey} и M_{ez} — проекции вектора возмущающего момента, действующего на МКА, в главной связанной системе координат.

Выражая из системы (1) угловые ускорения маховиков в предположении, что самым значимым возмущающим фактором является магнитный момент, получим:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_1 = \frac{\omega_z I_2 \omega_2 - \omega_y I_3 \omega_3 + p_y B_z - p_z B_y}{I_1}; \\ \dot{\omega}_2 = \frac{\omega_x I_3 \omega_3 - \omega_z I_1 \omega_1 + p_z B_x - p_x B_z}{I_2}; \\ \dot{\omega}_3 = \frac{\omega_y I_1 \omega_1 - \omega_x I_2 \omega_2 + p_x B_y - p_y B_x}{I_3}, \end{cases}$$

где I_1 , I_2 , I_3 и ω_1 , ω_2 , ω_3 — моменты инерции и угловые скорости маховиков, оси которых параллельны соответственно осям x , y и z главной связанной системы координат МКА; p_x , p_y и p_z — дипольные магнитные моменты МКА в проекции на соответствующие оси главной связанной системы координат; B_x , B_y и B_z — проекции вектора индукции магнитного поля Земли в главной связанной системе координат.

Критерием допустимости разгрузки является условие:

$$\text{sign}(\dot{\omega}_i) = -\text{sign}(\omega_i).$$

Выполнение этого условия гарантирует уменьшение кинетического момента маховиков.

Численное моделирование

Рассмотрим предлагаемый алгоритм на примере малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Аист-2Д» (рис. 4).

Тензор инерции МКА ДЗЗ «Аист-2Д» в главной связанной системе координат имеет вид (Sedelnikov et al., 2018):

$$\hat{I} = \begin{pmatrix} 37338 & 0 & 0 \\ 0 & 10111 & 0 \\ 0 & 0 & 41284 \end{pmatrix}.$$

При реализации алгоритма использовались данные измерений угловой скорости вращения МКА ДЗЗ «Аист-2Д» с помощью гироскопических измерителей вектора угловой скорости (Belousov, Sedelnikov, 2014; Pasciuto et al., 2015). Данные измерений приведены на рис. 5 (см. с. 160).

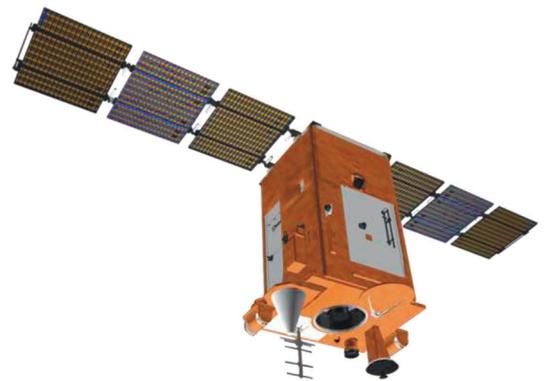


Рис. 4. Внешний вид МКА «Аист-2Д»

Основные характеристики МКА ДЗЗ «Аист-2Д» представлены ниже (Абрашкин и др., 2017; Кирилин и др., 2017; Sedelnikov, 2020).

Основные параметры малого космического аппарата «Аист-2Д»

Масса	530 кг
Количество больших упругих элементов	2
Высота орбиты	490 км
Погрешность при ориентации:	
– вдоль одной оси по углу	0,5°
– угловой скорости	0,01 град/с
Погрешность при ориентации:	
– вдоль трёх осей по углу	2°
– угловой скорости	0,0005 град/с
Максимальная угловая скорость	1 град/с
Максимальное угловое ускорение	0,15 град/с ²
Максимальный магнитный дипольный момент исполнительных органов	600 А·м ²
Осевой момент инерции двигателя-маховика	0,32 кг·м ²
Максимально допустимая угловая скорость вращения маховика	600 рад/с
Начальная угловая скорость при разгрузке	100 рад/с

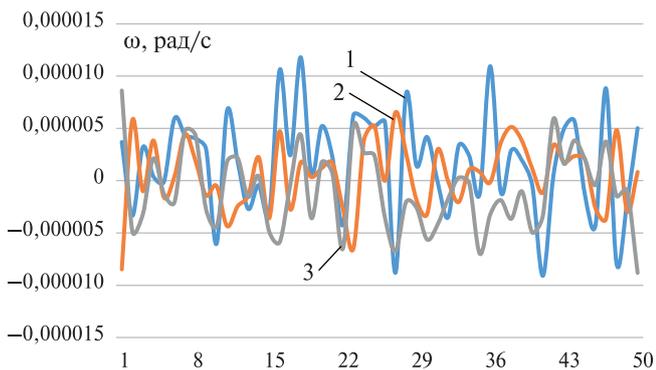


Рис. 5. Данные измерений вектора угловой скорости МКА ДЗЗ «Аист-2Д»: 1 — ω_x ; 2 — ω_y ; 3 — ω_z

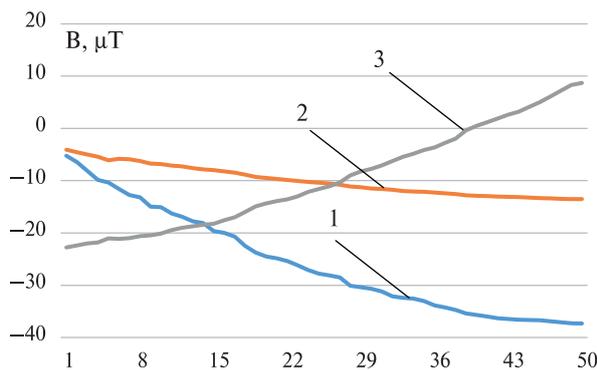


Рис. 6. Данные измерений вектора индукции магнитного поля Земли: 1 — B_x ; 2 — B_y ; 3 — B_z

Были использованы также измерения вектора индукции магнитного поля Земли, выполненные с помощью аппаратуры МАГКОМ (Anshakov et al., 2017; Sedelnikov et al., 2019). Результаты этих измерений, синхронизированных по времени с измерениями угловой скорости малого космического аппарата, представлены на рис. 6.

В качестве магнитных исполнительных органов рассматривались электромагниты (Howe, 2000; Sedelnikov, 2018), общий вид которых показан на рис. 7.



Рис. 7. Внешний вид магнитных исполнительных органов

В результате реализации предложенного алгоритма разгрузки двигателей-маховиков была получена зависимость угловой скорости маховика, представленная на рис. 8 (см. с. 161). Из рисунка видно, что с помощью предложенного алгоритма удалось существенно снизить угловую скорость вращения двигателя-маховика за счёт магнитных исполнительных органов.

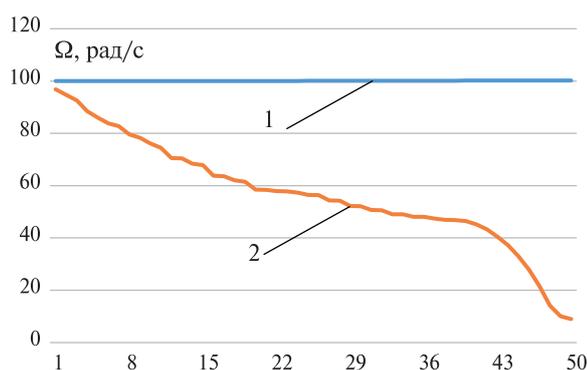


Рис. 8. Зависимость угловой скорости маховика от времени:
1 — без разгрузки; 2 — с разгрузкой по предложенному алгоритму

Применение такого алгоритма могло бы улучшить разрешение объектов, представленных на рис. 2, до максимально возможного разрешения 1,46 м.

Заключение

В работе представлен алгоритм разгрузки двигателей-маховиков магнитными исполнительными органами. Проведено численное моделирование, которое подтверждает эффективность алгоритма. Данный алгоритм может быть использован для снижения кинетического момента двигателей-маховиков малого космического аппарата с помощью электромагнитов. Это позволит улучшать разрешение снимаемых объектов с помощью малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли.

Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках государственного задания высшим учебным заведениям и научным организациям в сфере научной деятельности (проект FSSS-2023-0007).

Литература

1. *Абрашкин В. И., Воронов К. Е., Дорофеев А. С. и др.* Определение вращательного движения малого космического аппарата «Аист-2Д» по данным научной аппаратуры КМУ-1 // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2017. № 57. 37 с. DOI: 10.20948/prepr-2017-57.
2. *Зубов Н. Е., Микрин Е. А., Негодяев С. С., Рябченко В. Н., Богачев А. В., Воробьева Е. А.* Синтез трехканальной системы разгрузки кинетического момента инерционных исполнительных органов космического аппарата для круговых орбит // *Аэрокосмич. исслед. Тр. МФТИ*. 2013. Т. 5. № 4. С. 18–25.
3. *Кирилин А. Н., Ахметов Р. Н., Шахматов Е. В. и др.* Опытно-технологический малый космический аппарат «Аист-2Д»: монография. Самара: Изд-во СамНЦРАН, 2017. 324 с.
4. *Коваленко А. П.* Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами: учебн. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
5. *Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н.* Управление ориентацией космических аппаратов: учебн. М.: Изд-во «Наука», 1974. 600 с.
6. *Симоньянц Р. П., Галкин Д. И.* Постоянный магнит как средство разгрузки маховиков космического аппарата // *Наука и образование. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электрон. журн.* 2014. № 12. С. 463–479. DOI: 10.7463/1214.0752094.
7. *Шипов М. Г.* Гашение угловых скоростей космического аппарата «Аист-2Д» с использованием системы сброса кинетического момента // *Вестн. Самарского ун-та. Аэрокосм. техника, технологии и машиностроение.* 2019. Т. 18. № 2. С. 121–127. <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-2-121-127>.
8. *Abrashkin V. I., Voronov K. E., Dorofeev A. S. et al.* Detection of the rotational motion of the Aist-2D small spacecraft by magnetic measurements // *Cosmic Research.* 2019. V. 57. No. 1. P. 48–60. <https://doi.org/10.1134/S0010952519010015>.

9. *Anshakov G. P., Belousov A. I., Sedel'nikov A. V.* The problem of estimating microaccelerations aboard Foton-M4 spacecraft // *Russian Aeronautics*. 2017. V. 60. No. 1. P. 83–89. <https://doi.org/10.3103/S1068799817010123>.
10. *Anshakov G. P., Belousov A. I., Sedel'nikov A. V., Gorozhankina A. S.* Efficiency Estimation of Electrothermal Thrusters Use in the Control System of the Technological Spacecraft Motion // *Russian Aeronautics*. 2018. V. 61. No. 3. P. 347–354. <https://doi.org/10.3103/S1068799818030054>.
11. *Anshakov G. P., Belousov A. I., Sedel'nikov A. V., Puzin Yu. Ya.* Effect of the mission and supporting equipment on operation of the magnetometer sensors of the Foton-M No. 2 spacecraft // *Russian Aeronautics*. 2019. V. 62. No. 4. P. 571–576. <https://doi.org/10.3103/S1068799819040068>.
12. *Belousov A. I., Sedel'nikov A. V.* Problems in formation and control of a required microacceleration level at spacecraft design, tests, and operation // *Russian Aeronautics*. 2014. V. 57. No. 2. P. 111–117. <https://doi.org/10.3103/S1068799814020019>.
13. *Ceamanos X., Moparthy S., Carrer D., Seidel F. C.* Assessing the Potential of Geostationary Satellites for Aerosol Remote Sensing Based on Critical Surface Albedo // *Remote Sensing*. 2019. V. 11. No. 24. Article 2958. <https://doi.org/10.3390/rs11242958>.
14. *Hall C. D.* Spinup dynamics of gyrostats // *J. Guidance Control and Dynamics*. 1995. V. 18. No. 5. P. 1177–1183. <https://doi.org/10.2514/3.21522>.
15. *Howe D.* Magnetic actuators // *Sensors and Actuators A: Physical*. 2000. V. 81. No. 1–3. P. 268–274. [https://doi.org/10.1016/S0924-4247\(99\)00174-0](https://doi.org/10.1016/S0924-4247(99)00174-0).
16. *Ivliev N., Evdokimova V., Podlipnov V. et al.* First Earth-Imaging CubeSat with Harmonic Diffractive Lens // *Remote Sensing*. 2022. V. 14(9). Article 2230. <https://doi.org/10.3390/rs14092230>.
17. *Pasciuto I., Ligorio G., Bergamini E. et al.* How Angular Velocity Features and Different Gyroscope Noise Types Interact and Determine Orientation Estimation Accuracy // *Sensors*. 2015. V. 15. No. 9. P. 23983–24001. <https://doi.org/10.3390/s150923983>.
18. *Sedel'nikov A. V.* Fast Analysis of Onboard Measurements of the Earth Magnetic Field for the Purpose of Microaccelerations Decrement on Board of the Aist Small Spacecraft During its Uncontrolled Orbital Flight // *Intern. Review of Aerospace Engineering*. 2018. V. 11. No. 2. P. 76–83. <https://doi.org/10.15866/irease.v11i2.13238>.
19. *Sedel'nikov A. V.* The Assessment Problem of Microaccelerations at the Experimental Sample of the Small Spacecraft Aist after the Battery Degradation and the Method of its Solution // *Microgravity Science and Technology*. 2020. V. 32. No. 4. P. 673–679. <https://doi.org/10.1007/s12217-020-09789-w>.
20. *Sedel'nikov A. V.* Algorithm for restoring information of current from solar panels of a small spacecraft prototype Aist with help of normality conditions // *J. Aeronautics, Astronautics, and Aviation*. 2022. V. 54. No. 1. P. 67–76. DOI: 10.6125/JoAAA.202203_54(1).05.
21. *Sedel'nikov A. V., Orlov D. I.* Analysis of the significance of the influence of various components of the disturbance from a temperature shock on the level of microaccelerations in the internal environment of a small spacecraft // *Microgravity Science and Technology*. 2021. V. 33. No. 2. Article 22. <https://doi.org/10.1007/s12217-020-09867-z>.
22. *Sedel'nikov A. V., Potienko K. I.* Analysis of reduction of controllability of spacecraft during conducting of active control over microaccelerations // *Intern. Review of Aerospace Engineering*. 2017. V. 10. No. 3. P. 160–166. <https://doi.org/10.15866/irease.v10i3.12342>.
23. *Sedel'nikov A. V., Salmin V. V.* Modeling the disturbing effect on the Aist small spacecraft based on the measurements data // *Scientific Reports*. 2022. V. 12. Article 1300. <https://doi.org/10.1038/s41598-022-05367-9>.
24. *Sedel'nikov A. V., Filippov A. S., Gorozhankina A. S.* (2018a) Evaluation of calibration accuracy of magnetometer sensors of Aist small spacecraft // *J. Physics: Conf. Ser.* 2018. V. 1015. Article 032045. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1015/3/032045>.
25. *Sedel'nikov A. V., Filippov A. S., Ivashova T. A.* (2018b) Earth's magnetic field measurements data accuracy evaluation on board of the small spacecraft Aist flight model // *Jordan J. Mechanical and Industrial Engineering*. 2018. V. 12. No. 4. P. 253–260.
26. *Sedel'nikov A. V., Khnyryova E. S., Filippov A. S., Ivashova T. A.* Measurements Analysis of the Earth's Magnetic Field Data Obtained from the Flight Model of Aist Small Spacecraft // *Intern. J. Mechanical Engineering and Robotic Research*. 2019. V. 8. No. 4. P. 542–546. <https://doi.org/10.18178/ijmerr.8.4.542-546>.
27. *Wang M., Fan C., Yang B. et al.* On-Ground Processing of Yaogan-24 Remote Sensing Satellite Attitude Data and Verification Using Geometric Field Calibration // *Sensors*. 2016. V. 16. No. 8. Article 1203. <https://doi.org/10.3390/s16081203>.

Experience in applying the algorithm for unloading the flywheel engine using magnetic actuators to ensure the stabilization of the Aist-2D remote sensing satellite

A. N. Bormotov¹, D. I. Orlov², E. S. Khnyryova², M. E. Bratkova²

¹ *Penza State Technological University, Penza 440039, Russia*
E-mail: aleks21618@yandex.ru

² *Samara National Research University, Samara 443086, Russia*
E-mail: grand_99v@mail.ru

The paper proposes an algorithm for unloading the executive bodies of the motion control system of a small spacecraft for remote sensing of the Earth. Numerical simulation has been carried out which confirms the effectiveness of the algorithm. When implementing the algorithm, data from the angular velocity measurements of the Aist-2D small remote sensing spacecraft rotation using gyroscopic angular velocity vector meters were used. Measurements of the Earth's magnetic field induction vector, performed using MAGKOM equipment, were also used. As a result of implementing the proposed algorithm for unloading flywheel engines, the dependence of the flywheel angular velocity was obtained. This algorithm can be used to reduce the kinetic moment of the small spacecraft flywheel engines using electromagnets. The study is based on the theorem on the change of the kinetic moment and the introduction of the unloading admissibility criterion. Flywheel engines are considered as the main executive bodies. Magnetic executive bodies are used to reduce the flywheel engine kinetic moment. The study was carried out on the example of the small Aist-2D spacecraft for remote sensing of the Earth. The results of the work can be used to improve the efficiency of small spacecraft motion control system. It will make it possible to improve the resolution of objects imaging from small spacecrafts for remote sensing of the Earth.

Keywords: small Earth remote sensing spacecraft, flywheel engine, magnetic actuators, unloading algorithm

Accepted: 06.09.2023

DOI: 10.21046/2070-7401-2023-20-6-157-164

References

1. Abrashkin V. I., Voronov K. E., Dorofeev A. S. et al., Determining the small spacecraft Aist-2D attitude motion by measurements of the equipment KMU-1, *Keldysh Institute Preprints*, Moscow, 2017, No. 57, 37 p. (in Russian), DOI: 10.20948/prepr-2017-57.
2. Zubov N. E., Mikrin E. A., Negodyaev S. S., Ryabchenko V. N., Bogachev A. V., Vorobyova E. A., Synthesis of a three-channel system for unloading the kinetic moment of inertial actuators of a spacecraft for circular orbits, *Aerospace Research. Proc. MIPT*, 2013, Vol. 5, No. 4, pp. 18–25 (in Russian).
3. Kirilin A. N., Akhmetov R. N., Shakhmatov E. V. et al., *Opytno-tekhnologicheskii malyy kosmicheskii apparat "Aist-2D"* (Experimental technological small spacecraft Aist-2D), Samara: Publ. House of the Samara Scientific Center RAS, 2017, 324 p.
4. Kovalenko A. P., *Magnitnye sistemy upravleniya kosmicheskimi letatel'nymi apparatami* (Magnetic control systems for space aircraft), Moscow: Mechanical Engineering, 1975, 248 p. (in Russian).
5. Raushenbach B. V., Tokar E. N., *Upravlenie orientatsiei kosmicheskikh apparatov* (Spacecraft orientation control), Moscow: Nauka Publ. House, 1974, 600 p. (in Russian).
6. Simonyants R. P., Galkin D. I., Permanent magnet as an unloading tool of the spacecraft reaction wheels, *Science and Education of the Bauman MSTU*, 2014, Vol. 12, pp. 463–479 (in Russian), DOI: 10.7463/1214.0752094.
7. Shipov M. G., Reduction of angular velocities of Aist-2D spacecraft using a system of kinetic moment dumping, *Vestnik of Samara University Aerospace and Mechanical Engineering*, 2019, Vol. 18, No. 2, pp. 121–127 (in Russian), <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-2-121-127>.
8. Abrashkin V. I., Voronov K. E., Dorofeev A. S. et al., Detection of the rotational motion of the Aist-2D small spacecraft by magnetic measurements, *Cosmic Research*, 2019, Vol. 57, No. 1, pp. 48–60, <https://doi.org/10.1134/S0010952519010015>.

9. Anshakov G. P., Belousov A. I., Sedel'nikov A. V., The problem of estimating microaccelerations aboard Foton-M4 spacecraft, *Russian Aeronautics*, 2017, Vol. 60, No. 1, pp. 83–89, <https://doi.org/10.3103/S1068799817010123>.
10. Anshakov G. P., Belousov A. I., Sedel'nikov A. V., Gorozhankina A. S., Efficiency Estimation of Electrothermal Thrusters Use in the Control System of the Technological Spacecraft Motion, *Russian Aeronautics*, 2018, Vol. 61, No. 3, pp. 347–354, <https://doi.org/10.3103/S1068799818030054>.
11. Anshakov G. P., Belousov A. I., Sedel'nikov A. V., Puzin Yu. Ya., Effect of the mission and supporting equipment on operation of the magnetometer sensors of the Foton-M No. 2 spacecraft, *Russian Aeronautics*, 2019, Vol. 62, No. 4, pp. 571–576, <https://doi.org/10.3103/S1068799819040068>.
12. Belousov A. I., Sedel'nikov A. V., Problems in formation and control of a required microacceleration level at spacecraft design, tests, and operation, *Russian Aeronautics*, 2014, Vol. 57, No. 2, pp. 111–117, <https://doi.org/10.3103/S1068799814020019>.
13. Ceamanos X., Moparthy S., Carrer D., Seidel F. C., Assessing the Potential of Geostationary Satellites for Aerosol Remote Sensing Based on Critical Surface Albedo, *Remote Sensing*, 2019, Vol. 11, No. 24, Article 2958, <https://doi.org/10.3390/rs11242958>.
14. Hall C. D., Spinup dynamics of gyrostats, *J. Guidance Control and Dynamics*, 1995, Vol. 18, No. 5, pp. 1177–1183, <https://doi.org/10.2514/3.21522>.
15. Howe D., Magnetic actuators, *Sensors and Actuators A: Physical*, 2000, Vol. 81, No. 1–3, pp. 268–274, [https://doi.org/10.1016/S0924-4247\(99\)00174-0](https://doi.org/10.1016/S0924-4247(99)00174-0).
16. Ivliev N., Evdokimova V., Podlipnov V. et al., First Earth-Imaging CubeSat with Harmonic Diffractive Lens, *Remote Sensing*, 2022, Vol. 14, No. 9, Article 2230, <https://doi.org/10.3390/rs14092230>.
17. Pasciuto I., Ligorio G., Bergamini E. et al., How Angular Velocity Features and Different Gyroscope Noise Types Interact and Determine Orientation Estimation Accuracy, *Sensors*, 2015, Vol. 15, No. 9, pp. 23983–24001, <https://doi.org/10.3390/s150923983>.
18. Sedelnikov A. V., Fast Analysis of Onboard Measurements of the Earth Magnetic Field for the Purpose of Microaccelerations Decrement on Board of the Aist Small Spacecraft During its Uncontrolled Orbital Flight, *Intern. Review of Aerospace Engineering*, 2018, Vol. 11, No. 2, pp. 76–83, <https://doi.org/10.15866/irease.v11i2.13238>.
19. Sedelnikov A. V., The Assessment Problem of Microaccelerations at the Experimental Sample of the Small Spacecraft Aist after the Battery Degradation and the Method of its Solution, *Microgravity Science and Technology*, 2020, Vol. 32, No. 4, pp. 673–679, <https://doi.org/10.1007/s12217-020-09789-w>.
20. Sedelnikov A. V., Algorithm for restoring information of current from solar panels of a small spacecraft prototype Aist with help of normality conditions, *J. Aeronautics, Astronautics, and Aviation*, 2022, Vol. 54, No. 1, pp. 67–76. DOI: 10.6125/JoAAA.202203_54(1).05.
21. Sedelnikov A. V., Orlov D. I., Analysis of the significance of the influence of various components of the disturbance from a temperature shock on the level of microaccelerations in the internal environment of a small spacecraft, *Microgravity Science and Technology*, 2021, Vol. 33, No. 2, Article 22, <https://doi.org/10.1007/s12217-020-09867-z>.
22. Sedelnikov A. V., Potienko K. I., Analysis of reduction of controllability of spacecraft during conducting of active control over microaccelerations, *Intern. Review of Aerospace Engineering*, 2017, Vol. 10, No. 3, pp. 160–166, <https://doi.org/10.15866/irease.v10i3.12342>.
23. Sedelnikov A. V., Salmin V. V., Modeling the disturbing effect on the Aist small spacecraft based on the measurements data, *Scientific Reports*, 2022, Vol. 12, Article 1300, <https://doi.org/10.1038/s41598-022-05367-9>.
24. Sedelnikov A. V., Filippov A. S., Gorozhakina A. S. (2018a), Evaluation of calibration accuracy of magnetometer sensors of Aist small spacecraft, *J. Physics: Conf. Ser.*, 2018, Vol. 1015, Article 032045, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1015/3/032045>.
25. Sedelnikov A. V., Filippov A. S., Ivashova T. A. (2018b), Earth's magnetic field measurements data accuracy evaluation on board of the small spacecraft Aist flight model, *Jordan J. Mechanical and Industrial Engineering*, 2018, Vol. 12, No. 4, pp. 253–260.
26. Sedelnikov A. V., Khnyryova E. S., Filippov A. S., Ivashova T. A., Measurements Analysis of the Earth's Magnetic Field Data Obtained from the Flight Model of Aist Small Spacecraft, *Intern. J. Mechanical Engineering and Robotic Research*, 2019, Vol. 8, No. 4, pp. 542–546, <https://doi.org/10.18178/ijmerr.8.4.542-546>.
27. Wang M., Fan C., Yang B. et al., On-Ground Processing of Yaogan-24 Remote Sensing Satellite Attitude Data and Verification Using Geometric Field Calibration, *Sensors*, 2016, Vol. 16, No. 8, Article 1203, <https://doi.org/10.3390/s16081203>.