

## Реконструкция вращательного движения малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли ИСОИ (SXC3-219) по данным бортовых измерений

А. В. Седельников<sup>1</sup>, Р. В. Скиданов<sup>1,2</sup>, М. Е. Браткова<sup>1</sup>, Е. С. Хнырева<sup>1</sup>,  
У. В. Маслова<sup>1</sup>, М. А. Иванушкин<sup>1,2</sup>, М. Р. Морданов<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С. П. Королёва, Самара, 443086, Россия  
E-mail: khnyryova@gmail.com

<sup>2</sup> Институт систем обработки изображений — Самара,  
НИЦ «Курчатовский институт», Самара, 443001, Россия  
E-mail: ivanushkin.ma@ssau.ru

Проводится реконструкция вращательного движения малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли ИСОИ (SXC3-219) с целью повышения эффективности выполнения им целевых задач. Для такой реконструкции используются данные измерений компонент вектора индукции магнитного поля Земли, а также данные измерителей вектора угловой скорости. Рассматриваются различные режимы орбитального движения малого космического аппарата: режим неуправляемого полёта, режим управления движением с помощью магнитных исполнительных органов по алгоритму  $-\mathbf{V}\dot{\mathbf{d}}$  и управляемый режим с помощью комплекса управляющих двигателей-маховиков. Дискретные данные измерений компонент вектора угловой скорости восстановлены рядом Котельникова. Затем были аппроксимированы компоненты вектора углового ускорения малого космического аппарата. Далее с помощью динамических уравнений Эйлера проведена оценка значений внешних возмущающих воздействий на вращательное движение. Корректировка законов управления малым космическим аппаратом с учётом полученных оценок позволит повысить эффективность решения целевых задач дистанционного зондирования.

**Ключевые слова:** вращательное движение, малый космический аппарат, дистанционное зондирование Земли

Одобрена к печати: 18.09.2024  
DOI: 10.21046/2070-7401-2024-21-5-75-82

### Введение

Выполнение ограничений на параметры вращательного движения малого космического аппарата (МКА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) напрямую связано с качеством полученных изображений. В работе (Akhmetov et al., 2023) отмечается, что для сохранения точностных ограничений по ориентации и стабилизации на уровне полноразмерных космических аппаратов (КА) потребовалась реализация системы управления движением четырёх реактивных колёс, которые ни конструктивно, ни программно не были интегрированы в единое устройство. В работе (Lia et al., 2019) отмечается, что на качество изображения оптической полезной нагрузки серьёзно влияют вибрации гибких элементов, маховиков, гироскопов контроля момента и другого вибрационного оборудования и предлагается система активной виброизоляции оптической полезной нагрузки. В исследовании (Kawak, 2017) разрабатывался гироскоп управляющего момента для инерциальных приводов с высоким крутящим моментом ( $>0,5$  Н·м), который, по мнению авторов цитируемой работы, имеет лучшие массовые характеристики и пониженное электропотребление, чем реактивные колёса. Это устройство создаёт более низкий уровень микровибраций, способствующий повышению качества выполнения задач ДЗЗ. В работах (Ivliev et al., 2024; Kazanskiy et al., 2014; Zhang et al., 2016a) отмечается, что КА ДЗЗ в настоящее время требуется высокоточное и стабильное управление ориентацией для осуществления высококачественных наблюдений и получения изображений. Отмечается, что частота возмущений и вибраций составляет, как правило,

от 0,2 до 200 Гц. Даже высокочастотные вибрации могут вызывать нежелательную эволюцию ориентации и, как следствие, влиять на качество изображения. В работе (Borghello et al., 1987) приведены результаты экспериментов с использованием двухосного карданного подвеса точного наведения. В ходе этого эксперимента удалось продемонстрировать возможности одновременного достижения требуемой точности наведения и стабильности в отсутствие дрожания. Результаты эксперимента показали, что как типичные, так и экстремальные возмущения КА могут быть значительно ослаблены. В исследовании (Zhang et al., 2016b) представлен блок управления моментом для МКА с большими упругими элементами, соответствующий высоким требованиям к устойчивости ориентации МКА для эффективного решения задач ДЗЗ. Устойчивость управления, как считают авторы цитируемой работы, во многом определяется точностью оценки параметров вращательного движения МКА и эффективностью самого алгоритма управления. Поэтому важной задачей для эффективного выполнения ДЗЗ становится реконструкция вращательного движения МКА с целью контроля выполнения заявленных ограничений на параметры вращательного движения МКА.

## Материалы и методы

В качестве исследуемого КА был выбран МКА ИСОИ (SXC3-219) (Kazanskiy et al., 2020; Rastorguev et al., 2022), запущенный 09.08.2022 (рис. 1, <https://sputnix.ru/ru/sputniki/na-orbite/sxc3-219-iso1>). Средством измерения для оценки угловой скорости вращательного движения наноспутника SXC3-219 служило многофункциональное устройство iNEMO inertial module LSM9DS1, включающее в себя трёхкомпонентный акселерометр, гироскопический измеритель угловой скорости и магнитометр (рис. 2, см. с. 77).

Для реконструкции вращательного движения были выбраны временные отрезки с различными режимами ориентации. Эксперимент был проведён в период 22–24.09.2023. На первом временном отрезке выполняются измерения без управления (рис. 3а, см. с. 77). На втором отрезке реализован режим стабилизации с помощью магнитных исполнительных органов по алгоритму  $-V\dot{\theta}$  (рис. 3б). Третий временной отрезок соответствует постановке МКА в режим орбитальной ориентации с помощью комплекса управляющих двигателей-маховиков (рис. 3в).



Рис. 1. Внешний вид МКА ИСОИ (SXC3-219)

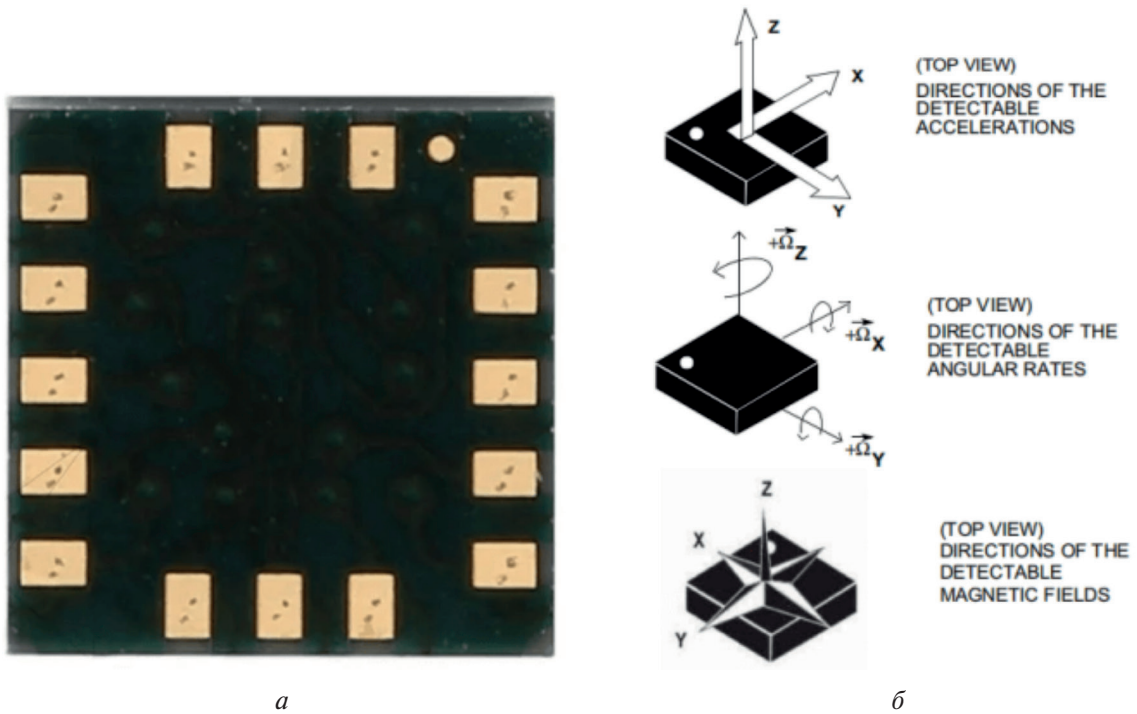


Рис. 2. Многофункциональное устройство iNEMO inertial module LSM9DS1: а — внешний вид; б — схема измеряемых величин (<https://www.st.com/resource/en/datasheet/lsm9ds1.pdf>)

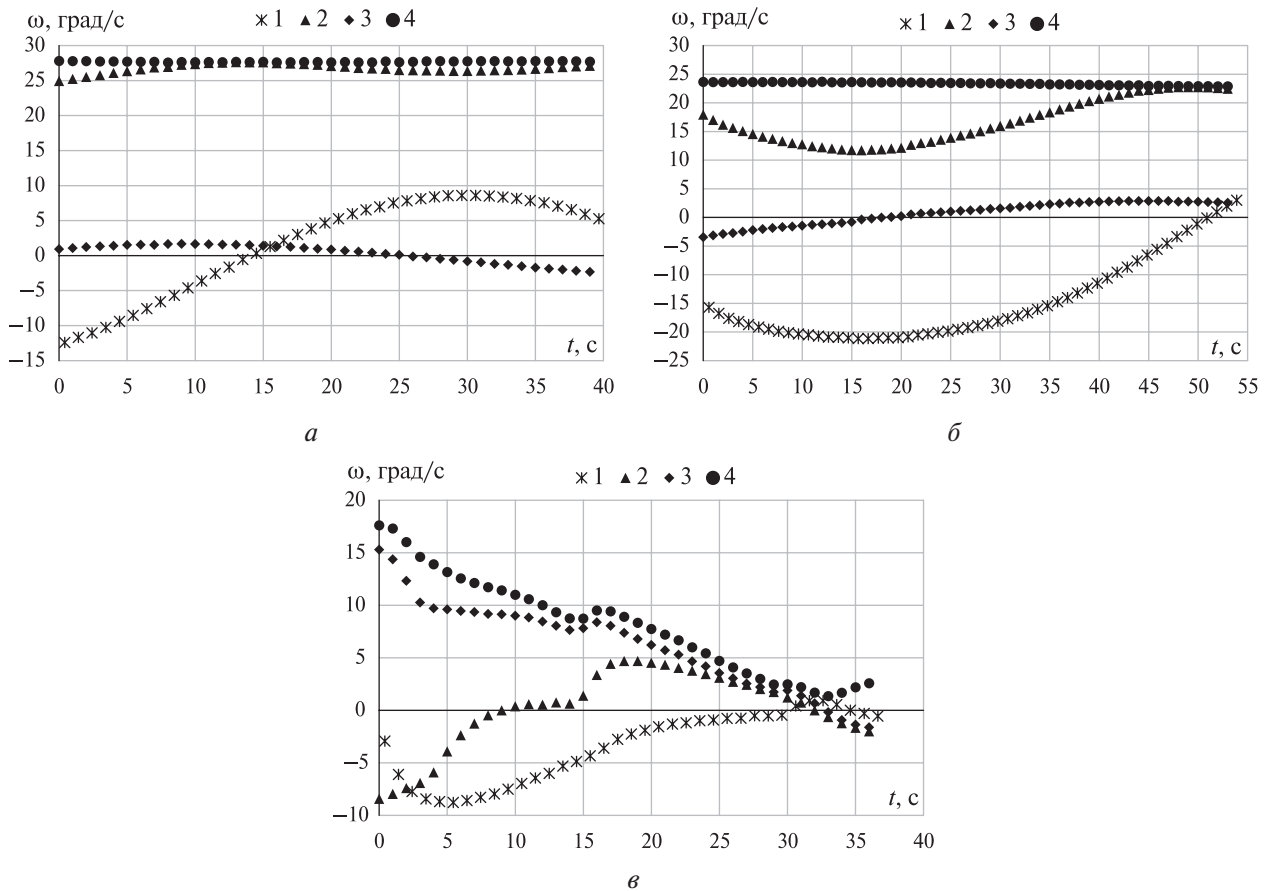


Рис. 3. Динамика изменения компонентов вектора угловой скорости в приборной системе координат iNEMO inertial module LSM9DS1 и модуля вектора угловой скорости МКА ИСОИ (SXC3-219): 1 —  $\omega_x(t)$ ; 2 —  $\omega_y(t)$ ; 3 —  $\omega_z(t)$ ; 4 —  $\omega(t)$ . Описание рисунков а, б, в в тексте

На *рис. 3а* представлен режим измерений ( $t = 0$  соответствует 22.09.2023, 09:47:23 МСК (московское время)), *рис. 3б* — режим управления электромагнитами по закону  $-\dot{B}$  ( $t = 0$  соответствует 24.09.2023, 10:05:05 МСК), *рис. 3в* — режим постановки МКА в орбитальную ориентацию ( $t = 0$  соответствует 22.09.2023, 12:55:56 МСК).

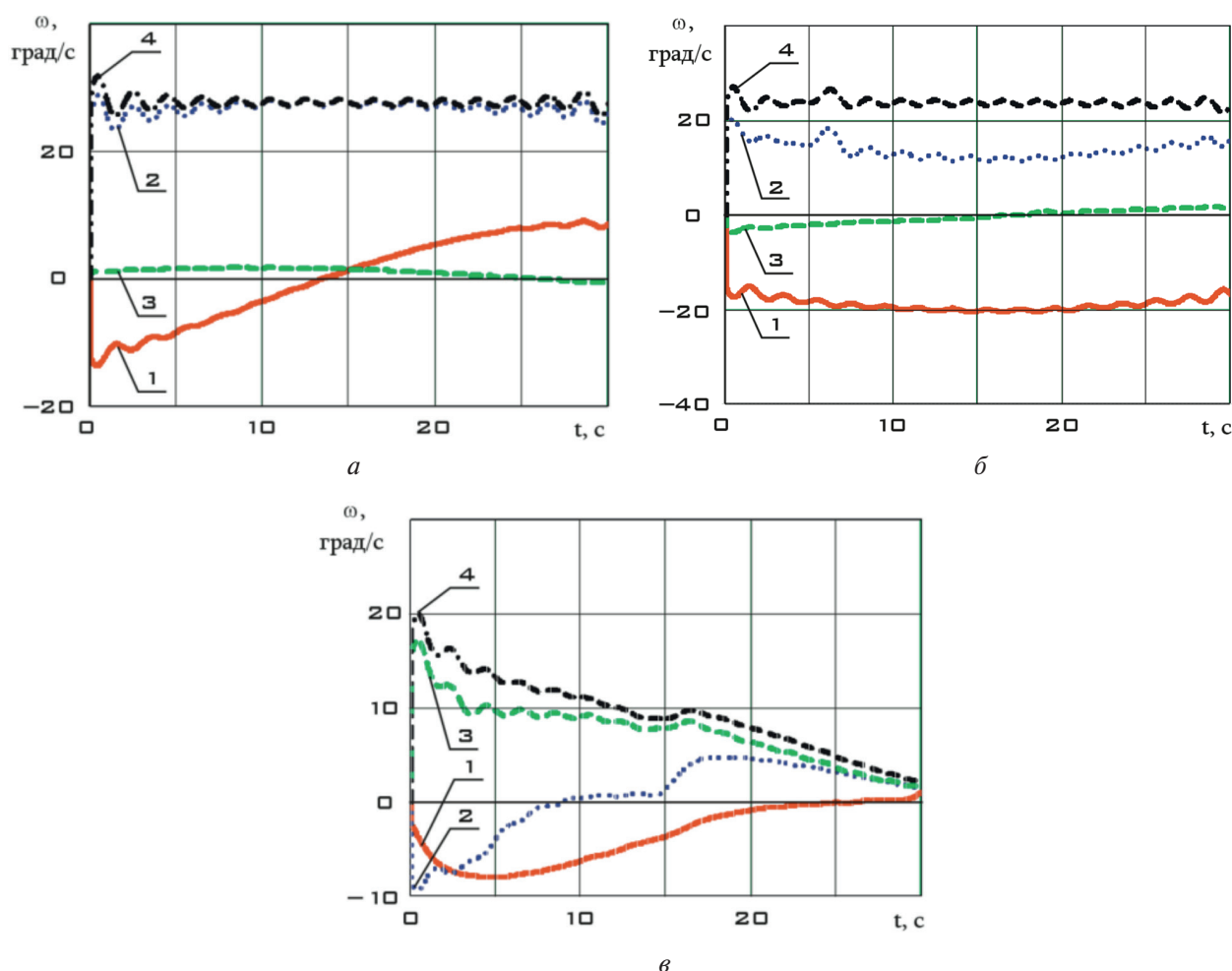
### Основные результаты работы

В работе было проведено восстановление измеренных компонент с помощью ряда Котельникова (Sedelnikov, Salmin, 2022):

$$\omega_i(t) = \sum_{j=-\infty}^{\infty} \frac{\sin\left[\frac{\pi}{\Delta t}(t - j\Delta t)\right]}{\frac{\pi}{\Delta t}(t - j\Delta t)}, \quad (1)$$

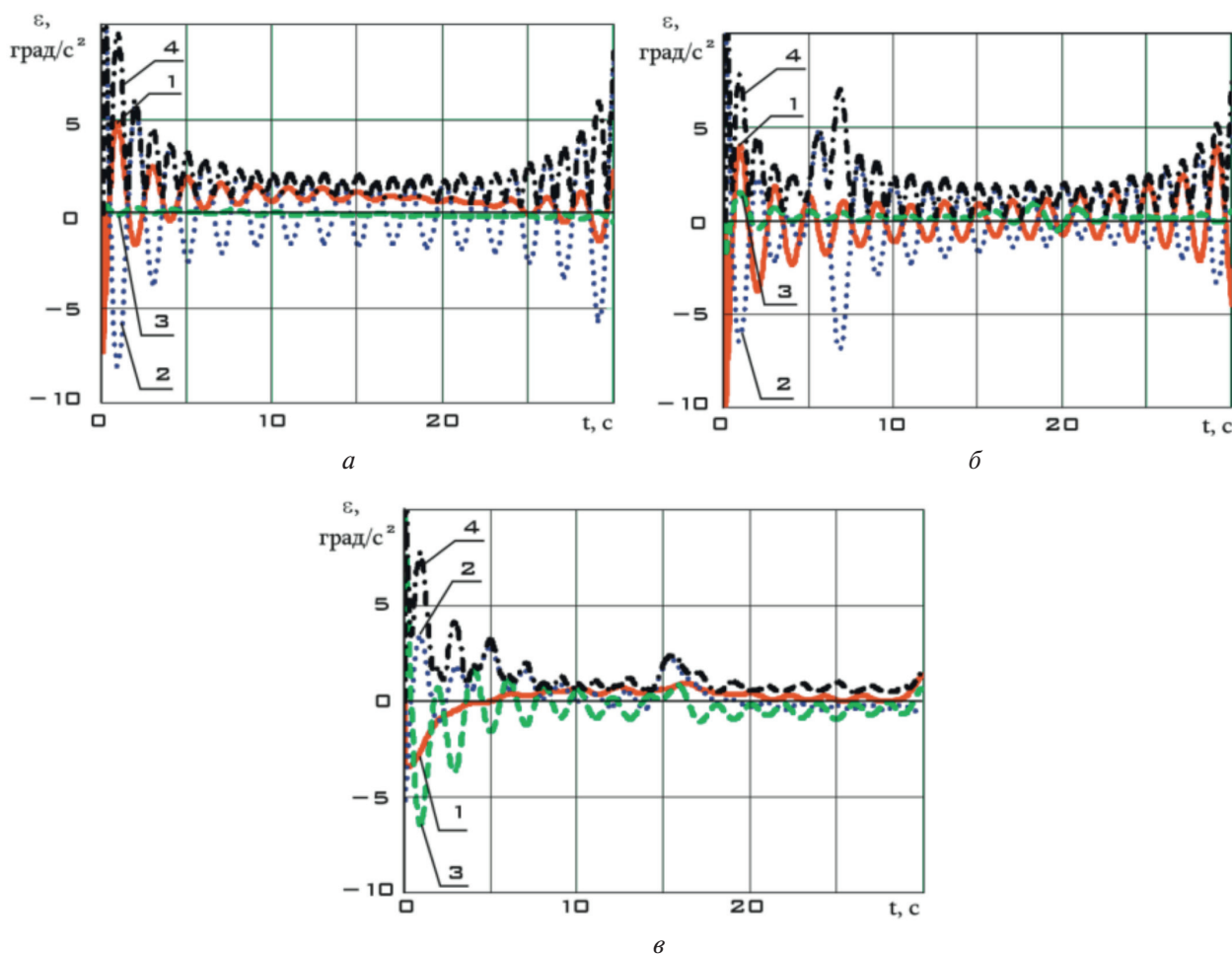
где  $\omega_i(t)$  ( $i = x, y, z$ ) — непрерывная зависимость соответствующей компоненты вектора индукции магнитного поля Земли;  $\omega_{ij}$  — дискретные измерения этой компоненты, выполненные через равные промежутки времени  $\Delta t$  (в данной работе  $\Delta t = 1$  с).

Для восстановления непрерывного сигнала были использованы 32 измерения с шагом  $\Delta t = 1$  с для данных, представленных на *рис. 3*. Результаты такого восстановления приведены на *рис. 4*.



*Рис. 4.* Восстановленные рядом Котельникова (1) непрерывные зависимости компонент вектора угловой скорости в приборной системе координат iNEMO inertial module LSM9DS1 и модуля вектора угловой скорости МКА ИСОИ (SXC3-219), соответствующие *рис. 3*: 1 —  $\omega_x(t)$ ; 2 —  $\omega_y(t)$ ; 3 —  $\omega_z(t)$ ; 4 —  $\omega(t)$

После получения непрерывных зависимостей компонент вектора угловой скорости от времени они были численно продифференцированы и получены компоненты вектора углового ускорения. Данные результаты представлены на *рис. 5*.



*Рис. 5.* Непрерывные зависимости компонент вектора углового ускорения в приборной системе координат iNEMO inertial module LSM9DS1 и модуля вектора углового ускорения МКА ИСОИ (SXC3-219), полученные из зависимостей, представленных на *рис. 4*: 1 —  $\varepsilon_x(t)$ ; 2 —  $\varepsilon_y(t)$ ; 3 —  $\varepsilon_z(t)$ ; 4 —  $\varepsilon(t)$

Таким образом, проведена реконструкция вращательного движения МКА ИСОИ (SXC3-219) в различных режимах его функционирования. Подтверждены основные характеристики, заявленные разработчиками МКА ИСОИ (SXC3-219), и подготовлены данные для проведения анализа возмущающих факторов, действующих на МКА в процессе его орбитального полёта.

Компоненты тензора инерции наноспутника (SXC3-219) приборной системы координат iNEMO inertial module LSM9DS1, согласно технической документации к МКА, имеют следующие значения (в кг·см<sup>2</sup>):

$$\hat{I} = \begin{bmatrix} 581,1 & -0,0736 & -3,9492 \\ -0,0736 & 582,0 & 1,4658 \\ -3,9492 & 1,4658 & 188,2 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Тогда возмущающие моменты, которые обуславливают параметры вращательного движения МКА ИСОИ (SXC3-219), могут быть реконструированы с помощью динамических уравнений Эйлера (Sedelnikov, Salmin, 2022):

$$\begin{cases} I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z + \omega_y(I_{zz}\omega_z - I_{xz}\omega_x - I_{yz}\omega_y) - \omega_z(I_{yy}\omega_y - I_{xy}\omega_x - I_{yz}\omega_z) = M_x, \\ I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{xy}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_z + \omega_z(I_{xx}\omega_x - I_{xy}\omega_y - I_{xz}\omega_z) - \omega_x(I_{zz}\omega_z - I_{xz}\omega_x - I_{yz}\omega_y) = M_y, \\ I_{zz}\dot{\omega}_z - I_{xz}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_y + \omega_x(I_{yy}\omega_y - I_{xy}\omega_x - I_{yz}\omega_z) - \omega_y(I_{xx}\omega_x - I_{xy}\omega_y - I_{xz}\omega_z) = M_z, \end{cases} \quad (3)$$

где  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  — диагональные компоненты тензора инерции (2);  $I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}$  — недиагональные (центробежные) компоненты тензора инерции (2);  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  — компоненты вектора угловой скорости в приборной системе координат iNEMO inertial module LSM9DS1 (рис. 4);  $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$  — компоненты вектора углового ускорения в приборной системе координат iNEMO inertial module LSM9DS1 (см. рис. 5);  $M_x, M_y, M_z$  — компоненты вектора возмущающего момента, включая управляющий момент на тех участках, где осуществлялось управление.

Результаты реконструкции силового воздействия на МКА ИСОИ (SXC3-219) с помощью динамических уравнений Эйлера (3) представлены на рис. 6.

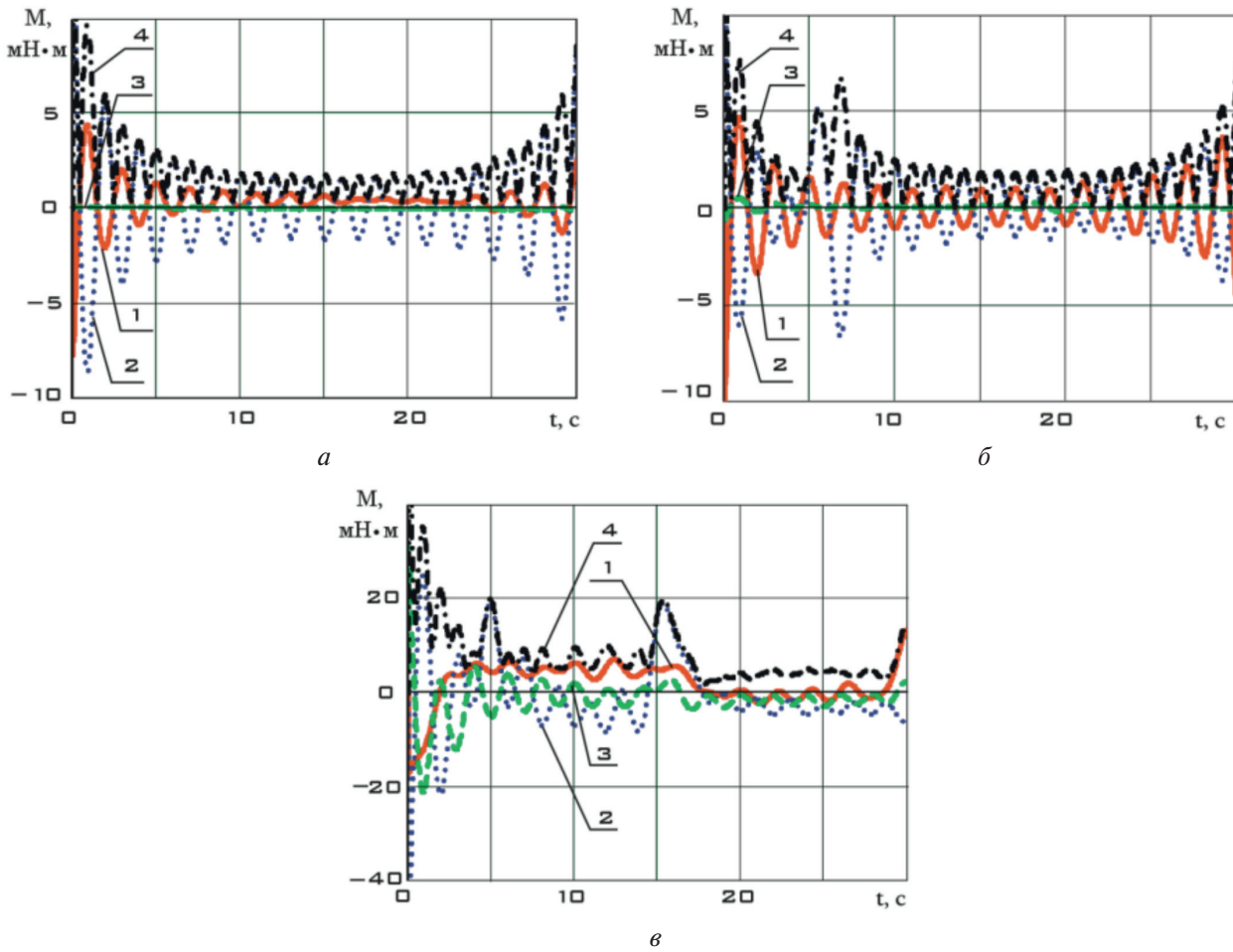


Рис. 6. Реконструкция возмущающего воздействия на МКА ИСОИ (SXC3-219) с помощью динамических уравнений Эйлера (3): 1 —  $M_x(t)$ ; 2 —  $M_y(t)$ ; 3 —  $M_z(t)$ ; 4 —  $M(t)$ . Описание рисунков а, б, в в тексте

На рис. 6а представлен режим измерений ( $t = 0$  соответствует 22.09.2023, 09:47:23 МСК), рис. 6б — режим управления электромагнитами по закону  $-\dot{V}$  ( $t = 0$  соответствует 24.09.2023, 10:05:05 МСК), рис. 6в — режим постановки МКА в орбитальную ориентацию ( $t = 0$  соответствует 22.09.2023, 12:55:56 МСК).

## Заключение

Таким образом, проведённое моделирование позволяет подтвердить заявленные характеристики МКА ДЗЗ ИСОИ (SXC3-219). Результаты работы могут быть использованы при про-

ведении анализа динамики вращательного движения МКА под действием внешних возмущающих факторов и корректировки законов управления вращательным движением с целью повышения качества решения задач ДЗЗ путём снижения угловой скорости вращения в момент съёмки.

Работа выполнена в рамках госзадания, проект FSSS-2023-0007.

## Литература

1. *Akhmetov R., Filatov A., Khalilov R. et al.* “AIST-2D”: Results of flight tests and application of Earth remote sensing data for solving thematic problems // *The Egyptian J. Remote Sensing and Space Science*. 2023. V. 26(3). P. 427–454. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ejrs.2023.06.003>.
2. *Borrello M. A., Santina M. S., Weight T. H.* Jitter stabilization experiment for a precision pointing optical system // *Proc. SPIE. Acquisition, Tracking, and Pointing*. 1987. V. 0641. <https://doi.org/10.1117/12.964427>.
3. *Ivliev N., Podlipnov V., Petrov M. et al.* 3U CubeSat-based hyperspectral remote sensing by Offner imaging hyperspectrometer with radially-fastened primary elements // *Sensors*. 2024. V. 24(9). Article 2885. DOI: <https://doi.org/10.3390/s24092885>.
4. *Kawak B. J.* Development of a low-cost, low micro-vibration CMG for small agile satellite applications // *Acta Astronautica*. 2017. V. 131. P. 113–122. DOI: [10.1016/j.actaastro.2016.10.021](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.10.021).
5. *Kazanskiy N. L., Kharitonov S. I., Karsakov A. V., Khonina S. N.* Modeling action of a hyperspectrometer based on the Offner scheme within geometric optics // *Computer Optics*. 2014. V. 38(2). P. 271–280. DOI: [10.18287/0134-2452-2014-38-2-271-280](https://doi.org/10.18287/0134-2452-2014-38-2-271-280).
6. *Kazanskiy N., Ivliev N., Podlipnov V., Skidanov R.* An Airborne Offner Imaging Hyperspectrometer with Radially-Fastened Primary // *Sensors*. 2020. V. 20(12). Article 3411. DOI: <https://doi.org/10.3390/s20123411>.
7. *Lia M., Zhang Y., Wang Y. et al.* The pointing and vibration isolation integrated control method for optical payload // *J. Sound and Vibration*. 2019. V. 438. P. 441–456. DOI: [10.1016/j.jsv.2018.09.038](https://doi.org/10.1016/j.jsv.2018.09.038).
8. *Rastorguev A. A., Kharitonov S. I., Kazanskiy N. L.* Numerical simulation of the performance of a spaceborne Offner imaging hyperspectrometer in the wave optics approximation // *Computer Optics*. 2022. V. 46(1). P. 56–64. DOI: [10.18287/2412-6179-CO-1034](https://doi.org/10.18287/2412-6179-CO-1034).
9. *Sedelnikov 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. DOI: [10.1038/s41598-022-05367-9](https://doi.org/10.1038/s41598-022-05367-9).
10. *Zhang J., Guo Z., Zhang Y.* (2016a) Dynamic characteristics of vibration isolation platforms considering the joints of the struts // *Acta Astronautica*. 2016. V. 126. P. 120–137. DOI: [10.1016/j.actaastro.2016.04.001](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.04.001).
11. *Zhang Y., Lia M., Songa Z. et al.* (2016b) Design and analysis of a moment control unit for agile satellite with high attitude stability requirement // *Acta Astronautica*. 2016. V. 126. P. 90–105. DOI: [10.1016/j.actaastro.2016.01.007](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.01.007).

## Reconstruction of rotational motion of the ISOI (SXC3-219) small spacecraft for Earth remote sensing from onboard measurements

A. V. Sedelnikov<sup>1</sup>, R. V. Skidanov<sup>1,2</sup>, M. E. Bratkova<sup>1</sup>, E. S. Khnyryova<sup>1</sup>,  
U. V. Maslova<sup>1</sup>, M. A. Ivanushkin<sup>1,2</sup>, M. R. Mordanov<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Samara National Research University, Samara 443086, Russia  
E-mail: [khnyryova@gmail.com](mailto:khnyryova@gmail.com)

<sup>2</sup> Image Processing Systems Institute — Samara, NRC “Kurchatov Institute”  
Samara 443001, Russia  
E-mail: [ivanushkin.ma@ssau.ru](mailto:ivanushkin.ma@ssau.ru)

The work reconstructs the rotational motion of the small Earth remote sensing spacecraft ISOI (SXC3-219) in order to increase the efficiency of target tasks implementation. For such a reconstruction, measurement data of the components of the induction vector of the Earth’s magnetic field, as

well as data from angular velocity vector meters, are used. Various modes of orbital motion of a small spacecraft are considered: uncontrolled flight mode, motion control mode using magnetic actuators by the  $-B\dot{\theta}$  algorithm, and controlled mode using a set of control flywheel engines. Discrete measurement data of the components of the angular velocity vector were reconstructed by the Kotelnikov series. Then the components of the angular acceleration vector of the small spacecraft were approximated. Next, using Euler's dynamic equations, the values of external disturbing influences on rotational motion were assessed. Adjusting the control laws of a small spacecraft taking into account the obtained estimates can improve the efficiency of solving target remote sensing problems.

**Keywords:** rotational motion, small spacecraft, Earth remote sensing

Accepted: 18.09.2024

DOI: 10.21046/2070-7401-2024-21-5-75-82

## References

1. Akhmetov R., Filatov A., Khalilov R. et al., "AIST-2D": Results of flight tests and application of Earth remote sensing data for solving thematic problems, *The Egyptian J. Remote Sensing and Space Science*, 2023, Vol. 26(3), pp. 427–454, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ejrs.2023.06.003>.
2. Borrello M. A., Santina M. S., Weight T. H., Jitter Stabilization Experiment For A Precision Pointing Optical System, *Proc. SPIE. Acquisition, Tracking, and Pointing*, 1987, Vol. 0641, DOI: <https://doi.org/10.1117/12.964427>.
3. Ivliev N., Podlipnov V., Petrov M. et al., 3U CubeSat-based hyperspectral remote sensing by offner imaging hyperspectrometer with radially-fastened primary elements, *Sensors*, 2024, Vol. 24(9), Article 2885, <https://doi.org/10.3390/s24092885>.
4. Kawak B. J., Development of a low-cost, low micro-vibration CMG for small agile satellite applications, *Acta Astronautica*, 2017, Vol. 131, pp. 113–122, DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.10.021.
5. Kazanskiy N. L., Kharitonov S. I., Karsakov A. V., Khonina S. N., Modeling action of a hyperspectrometer based on the Offner scheme within geometric optics, *Computer Optics*, 2014, Vol. 38(2), pp. 271–280, DOI: 10.18287/0134-2452-2014-38-2-271-280.
6. Kazanskiy N., Ivliev N., Podlipnov V., Skidanov R., An airborne Offner imaging hyperspectrometer with radially-fastened primary, *Sensors*, 2020, Vol. 20(12), Article 3411, DOI: <https://doi.org/10.3390/s20123411>.
7. Lia M., Zhang Y., Wang Y. et al., The pointing and vibration isolation integrated control method for optical payload, *J. Sound and Vibration*, 2019, Vol. 438, pp. 441–456, DOI: 10.1016/j.jsv.2018.09.038.
8. Rastorguev A. A., Kharitonov S. I., Kazanskiy N. L., Numerical simulation of the performance of a spaceborne Offner imaging hyperspectrometer in the wave optics approximation, *Computer Optics*, 2022, Vol. 46(1), pp. 56–64, DOI: 10.18287/2412-6179-CO-1034.
9. 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, DOI: 10.1038/s41598-022-05367-9.
10. Zhang J., Guo Z., Zhang Y. (2016a), Dynamic characteristics of vibration isolation platforms considering the joints of the struts, *Acta Astronautica*, 2016, Vol. 126, pp. 120–137, DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.04.001.
11. Zhang Y., Lia M., Songa Z. et al. (2016b), Design and analysis of a moment control unit for agile satellite with high attitude stability requirement, *Acta Astronautica*, 2016, Vol. 126, pp. 90–105, DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.01.007.