

Разработка алгоритма разгрузки двигателя-маховика с использованием магнитных исполнительных органов

Д. И. Орлов
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
grand_99v@mail.ru

А.С. Танеева
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
nastya-gorozhankina@yandex.ru

Е.С. Хнырева
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
khnyryova@gmail.com

А.С. Николаева
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
ezhevichka333@gmail.com

М.Е. Браткова
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
bratkova02@mail.ru

Аннотация—В работе предложен алгоритм разгрузки исполнительных органов системы управления движением малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли. В качестве основных исполнительных органов рассматривается двигатель-маховик. Для снижения кинетического момента двигателя-маховика используются магнитные исполнительные органы. Результаты работы могут быть использованы для повышения эффективности работы системы управления движением малого космического аппарата.

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

1. ВВЕДЕНИЕ

Эффективное использование космических аппаратов дистанционного зондирования Земли связано с жёсткими требованиями к его ориентации [1,2]. Так, для запущенного в конце ноября 2022 года космического аппарата дистанционного зондирования Земли серии Yaogan (рисунок 1) точность стабилизации по углу составляет около 0,03о, а по угловой скорости - 0,0001 °/с [3].

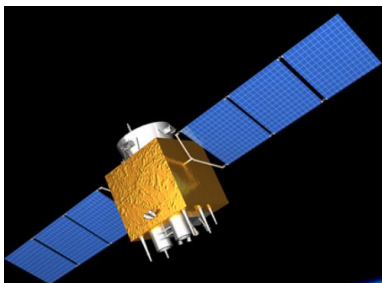


Рис. 1. Космический аппарат дистанционного зондирования Земли серии Yaogan

При эксплуатации малого космического аппарата «Аист-2D» также были подтверждены высокие характеристики точности ориентации [4-6]. Одним из самых широко используемых исполнительных органов для выполнения задач ориентации малыми космическими аппаратами дистанционного

зондирования Земли является двигатель-маховик (рисунок 2) [7-9].



Рис. 2. Двигатель-маховик, выполненный на основе управляемого моментного бесконтактного двигателя постоянного тока

Это объясняется тем, что двигатели-маховики не расходуют рабочее тело. Однако при воздействии на космический аппарат возмущающих факторов двигатели-маховики накапливают кинетический момент и требуют периодической разгрузки [10, 11].

Существует несколько эффективных способов разгрузки двигателей-маховиков. Для малых космических аппаратов наиболее распространённым является разгрузка с помощью магнитных исполнительных органов [12,13]. Магнитные исполнительные органы не расходуют рабочего тела. Их недостатком является то, что управляющий момент всегда перпендикулярен вектору индукции магнитного поля Земли [14, 15]. Также при использовании магнитных исполнительных органов возникают трудности при оценке параметров вращательного движения малого космического аппарата [16].

2. ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

Согласно теореме об изменении кинетического момента:

$$\frac{\delta \vec{L}_0}{\delta \tau} + \vec{\omega} \times \vec{L}_0 = \vec{M}_\epsilon \quad (1)$$

где $\vec{L}_0 = \vec{L} + \sum_{i=1}^v \vec{L}_i$ - кинетический момент малого космического аппарата, состоящий из кинетического момента корпуса и суммы кинетических моментов

маховиков; $\vec{\omega}$ - вектор угловой скорости вращения главной связанной с малым космическим системы координат; $\vec{M}_\xi = \vec{M}_{aep} + \vec{M}_{mag} + \vec{M}_{отгep}$ - внешний возмущающий момент, действующий на космический аппарат (\vec{M}_{aep} - аэродинамический возмущающий момент; \vec{M}_{mag} - магнитный возмущающий момент; $\vec{M}_{отгep}$ - прочие возмущающие моменты).

Положим в первом приближении, что в режиме стабилизации в состоянии разгрузки, кинетический момент корпуса намного меньше кинетического момента маховиков. Будем также считать, что оси двигателей-маховиков совпадают с главными связанными осями малого космического аппарата. Пусть по каждой оси установлен один двигатель-маховик. Тогда с учётом сделанных упрощений в главной связанной системе координат уравнение (1) можно привести к виду:

$$\begin{cases} \frac{\delta \Lambda_1}{\delta \tau} + \omega_\psi \Lambda_3 - \omega_\xi \Lambda_2 = M_{e\xi}; \\ \frac{\delta \Lambda_2}{\delta \tau} + \omega_\xi \Lambda_1 - \omega_\psi \Lambda_3 = M_{e\psi}; \\ \frac{\delta \Lambda_3}{\delta \tau} + \omega_\xi \Lambda_2 - \omega_\psi \Lambda_1 = M_{e\xi}. \end{cases} \quad (2)$$

где L_1, L_2 и L_3 - кинетические моменты маховиков, оси которых параллельны соответственно осям x, y и z главной связанной системы координат малого космического аппарата; 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 малый космический аппарат, в главной связанной системе координат.

Выражая из (2) угловые ускорения маховиков в предположении, что самым значимым возмущающим фактором является магнитный момент, получим:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_1 = \frac{\omega_\xi I_2 \omega_2 - \omega_\psi I_3 \omega_3 + \pi_\psi B_\xi - \pi_\xi B_\psi}{I_1}; \\ \dot{\omega}_2 = \frac{\omega_\xi I_3 \omega_3 - \omega_\xi I_1 \omega_1 + \pi_\xi B_\xi - \pi_\xi B_\xi}{I_2}; \\ \dot{\omega}_3 = \frac{\omega_\psi I_1 \omega_1 - \omega_\xi I_2 \omega_2 + \pi_\xi B_\psi - \pi_\psi B_\xi}{I_3}. \end{cases} \quad (3)$$

где I_1, I_2 и I_3 ; ω_1, ω_2 и ω_3 - моменты инерции и угловые скорости маховиков, оси которых параллельны соответственно осям x, y и z главной связанной системы координат малого космического аппарата; p_x, p_y и p_z - дипольные магнитные моменты малого космического аппарата 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:

$$sign(\dot{\omega}_i) = -sign(\omega_i) \quad (4)$$

Выполнение этого условия гарантирует уменьшение кинетического момента маховиков.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ivliev, L. N. First Earth-Imaging CubeSat with Harmonic Diffractive Lens/ L. N. Ivliev, V. Evdokimova et al. // Remote Sensing. – 2022. – Vol. 14(9). – P. 2230. DOI: <https://doi.org/10.3390/rs14092230>.
- [2] Sedelnikov, A.V. Modeling the disturbing effect on the Aist small spacecraft based on the measurements data / A.V. Sedelnikov, V.V. Salmin // Scientific Reports. – 2022. – Vol. 12. – P. 1300.
- [3] Wang, M. On-Ground Processing of Yaogan-24 Remote Sensing Satellite Attitude Data and Verification Using Geometric Field Calibration / M. Wang, C. Fan, B. Yang, S. Jin, J. Pan // Sensors. – 2016. – Vol. 16(8). – P. 1203. DOI: <https://doi.org/10.3390/s16081203>.
- [4] A.N. Kirilin, Experimental technological small spacecraft "Aist-2D" / A.N. Kirilin, R.N. Akhmetov, E.V. Shakhmatov et al. – Samara, Russia: Publishing House of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences, 2017 – 324 p.
- [5] Sedelnikov, A.V. Algorithm for restoring information of current from solar panels of a small spacecraft prototype "Aist" with help of normality conditions / A.V. Sedelnikov // Journal of Aeronautics, Astronautics, and Aviation. – 2022. – Vol. 54(1). – P. 67 – 76.
- [6] Abrashkin, V.I., Detection of the rotational motion of the AIST-2D small spacecraft by magnetic measurements / V.I. Abrashkin, Y.Y. Puzin et al. // Cosmic Research. – 2019. – Vol. 57(1). – P. 48–60.
- [7] Anshakov, G.P. Efficiency Estimation of Electrothermal Thrusters Use in the Control System of the Technological Spacecraft Motion/ G.P. Anshakov, A.I. Belousov et al. // Russian Aeronautics. – 2018. – Vol. 61(3). – P. 347–354.
- [8] Anshakov, G.P. Effect of the mission and supporting equipment on operation of the magnetometer sensors of the Foton-M No. 2 spacecraft / G.P. Anshakov, A.I. Belousov et al. // Russian Aeronautics. – 2019. – Vol. 62(4). – P. 571–576.
- [9] Sedelnikov, A.V. Analysis of reduction of controllability of spacecraft during conducting of active control over microaccelerations / A.V. Sedelnikov, K.I. Potienko // International Review of Aerospace Eng. – 2017. – Vol. 10(3). – P. 160–166.
- [10] Hall, C. D. Spinup dynamics of gyrostats / C. D. Hall // Journal of Guidance Control and Dynamics. – 1995. – Vol. 18(5). – P. 1177–1183.
- [11] Sedelnikov, A.V. 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 / A.V. Sedelnikov, D.I. Orlov // Microgravity Science and Technology. – 2021. – Vol. 33(2). – P. 22.
- [12] Зубов, Н.Е. Синтез трехканальной системы разгрузки кинетического момента инерционных исполнительных органов космического аппарата для круговых орбит / Н.Е. Зубов, Е.А.Микрин, С.С.Негодяев, В.Н. Рябченко, А.В. Богачев, Е.А. Воробьева // Аэрокосмические исследования. Труды МФТИ. – 2013. – Т. 5, № 4. – С. 18-25.
- [13] Симоньянц, Р.П. Постоянный магнит как средство разгрузки маховиков космического аппарата / Р.П.Симоньянц, Д.И. Галкин // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журнлф. – 2014. – Т. 12. – С. 128–136.
- [14] Раушенбах, Б.В., Управление ориентацией космических аппаратов/ Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. – Москва: Изд.-во «Наука», 1974. – 600 с.
- [15] 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 / A.V. Sedelnikov // International Review of Aerospace Engineering. – 2018. – Vol. 11(2). – P. 76 – 83.
- [16] Sedelnikov, A.V. Earth's magnetic field measurements data accuracy evaluation on board of the small spacecraft "Aist" flight model / A.V. Sedelnikov, A.S. Filippov et al. // Jordan Journal of Mechanical and Industrial Engineering. – 2018. – Vol. 12(4). – P. 253–260.