

БОРТОВОЙ АЛГОРИТМ ДЛЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-218Д

© 2016 А. В. Крамлих¹, М. Е. Мельник²

¹Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

²Акционерное общество «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В статье описываются алгоритмы определения ориентации и демпфирования угловых скоростей наноспутника SamSat-218Д, разработанного в Самарском государственном аэрокосмическом университете. В качестве источников информации в системе ориентации используются трёхосный магнитометр и датчики освещённости. Исполнительными органами, обеспечивающими демпфирование угловых скоростей на борту наноспутника, являются три магнитные катушки. В качестве алгоритма определения ориентации применяется известный метод векторного согласования с оригинальным критерием предварительной отбраковки измерений, поскольку метод векторного согласования имеет высокую чувствительность к ошибкам измерений. В качестве алгоритма демпфирования используется традиционный алгоритм В-dot. Изучено влияние начальных угловых скоростей на коэффициент магнитного момента в алгоритме управления В-dot. Поскольку непрерывный режим работы магнитных катушек на борту наноспутника в орбитальном полёте нецелесообразен из-за необходимости измерения вектора напряжённости магнитного поля Земли, то проведён анализ процесса демпфирования в дискретном режиме работы при различных величинах начальных угловых скоростей отделения наноспутника. Приведено сравнение быстродействия алгоритма в непрерывном и дискретном режимах работы при различных начальных угловых скоростях отделения.

Наноспутник, ориентация, демпфирование углового движения, трёхосный магнитометр, датчик Солнца, магнитная катушка, алгоритм.

Введение

В настоящее время в Самарском государственном аэрокосмическом университете завершена работа по созданию наноспутника стандарта CubeSat3USamSat-218Д [1]. Основным назначением наноспутника является изучение динамики его движения, отработка алгоритмов определения ориентации и демпфирования углового движения с использованием встроенных измерительных и исполнительных средств, входящих в состав бортовых модулей [1].

Ограничения, накладываемые принятым составом измерительных и исполнительных средств, а также характеристиками бортового компьютера формируют жёсткие требования на вычислительную сложность алгоритмов определения ори-

ентации и демпфирования углового движения.

Системы координат, используемые для решения задачи определения ориентации и стабилизации

При решении задач определения ориентации и стабилизации используются следующие системы координат [1,2]:

1. Орбитальная система координат (ОСК) $OXYZ$ с началом в центре масс наноспутника; ось OZ направлена от притягивающего центра; ось OY совпадает с направлением вектора производной истинной аномалии (направление по бинормали к траектории центра масс); ось OX дополняет СК до правой.

2. Связанная система координат (ССК) $Oxyz$ с началом в центре масс наноспутника, расположенная таким образом, что центробежный момент инерции спутника $I_{yz} = 0$, ось Ox является продольной осью наноспутника.

Матрицу перехода от ОСК к ССК представим в виде:

$$\begin{aligned} \mathbf{B}_1 &= b_{ij}, (i, j = \overline{1,3}), \\ b_{11} &= \cos \alpha_n, \\ b_{12} &= \sin \alpha_n \sin \gamma_a, \\ b_{13} &= -\sin \alpha_n \cos \gamma_a, \\ b_{21} &= \sin \alpha_n \sin \varphi_n, \\ b_{22} &= \cos \varphi_n \cos \gamma_a - \cos \alpha_n \sin \varphi_n \sin \gamma_a, \\ b_{23} &= \cos \varphi_n \sin \gamma_a + \cos \alpha_n \sin \varphi_n \cos \gamma_a, \\ b_{31} &= \sin \alpha_n \cos \varphi_n, \\ b_{32} &= -\sin \varphi_n \cos \gamma_a - \cos \alpha_n \cos \varphi_n \sin \gamma_a, \\ b_{33} &= -\sin \varphi_n \sin \gamma_a + \cos \alpha_n \cos \varphi_n \cos \gamma_a. \end{aligned}$$

Критерии отбраковки измерительной информации

В алгоритме определения ориентации наноспутника используются следующие критерии отбраковки измерительной информации.

Для отбраковки магнитометрических измерений необходим расчёт вектора напряжённости магнитного поля Земли (МПЗ) по выбранной модели. После расчёта модельных значений вектора напряжённости МПЗ отбраковываются измеренные векторы напряжённости с использованием соотношений:

$$\begin{aligned} |\mathbf{H}_{изм} - \mathbf{H}_{мод}| &\leq K_1 \delta \mathbf{H}, \\ \delta \mathbf{H} &= (\delta \mathbf{H}_{приб} + \delta \mathbf{H}_{мод}), \end{aligned}$$

где $\mathbf{H}_{изм}$ – измеренное значение модуля вектора напряжённости МПЗ; $\mathbf{H}_{мод}$ – модельное значение модуля вектора напряжённости МПЗ; $\delta \mathbf{H}$ – допустимое отклонение; K_1 – коэффициент запаса ($K_1 > 1$);

$\delta \mathbf{H}_{приб}$ – инструментальная погрешность;

$\delta \mathbf{H}_{мод}$ – погрешность модели МПЗ.

Для отбраковки информации о токосъёме воспользуемся критерием, аналогичным критерию отбраковки магнитометрических измерений:

$$\begin{aligned} |\mathbf{S}_{изм} - \mathbf{S}_{мод}| &\leq K_2 \delta \mathbf{S}, \\ \delta \mathbf{S} &= (\delta \mathbf{S}_{приб} + \delta \mathbf{S}_{мод}), \end{aligned}$$

где $\mathbf{S}_{изм}$ – измеренное значение тока в панелях СБ; $\mathbf{S}_{мод}$ – модельное значение тока в панелях СБ; $\delta \mathbf{S}$ – допустимое отклонение; K_2 – коэффициент запаса ($K_2 > 1$); $\delta \mathbf{S}_{приб}$ – инструментальная погрешность; $\delta \mathbf{S}_{мод}$ – погрешность модели токосъёма.

Алгоритм определения ориентации

В качестве алгоритма определения ориентации выбран двухвекторный алгоритм определения углового положения наноспутника [2]. На каждый момент времени расчёта ориентации имеем составляющие векторов \mathbf{S} и \mathbf{H} в ССК и ОСК. Составляющие единичных векторов \mathbf{S} и \mathbf{H} в ССК и ОСК связаны соотношениями:

$$\begin{aligned} \begin{vmatrix} S_x \\ S_y \\ S_z \end{vmatrix} &= \mathbf{B}_1 \begin{vmatrix} S_X \\ S_Y \\ S_Z \end{vmatrix}, \quad \begin{vmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{vmatrix} = \mathbf{B}_1 \begin{vmatrix} H_X \\ H_Y \\ H_Z \end{vmatrix}. \end{aligned}$$

Введём в рассмотрение орты

$$\mathbf{p} = \mathbf{H}, \quad \mathbf{q} = \frac{\mathbf{H} \times \mathbf{S} \times \mathbf{H}}{|\mathbf{H} \times \mathbf{S}|}, \quad \mathbf{r} = \frac{\mathbf{H} \times \mathbf{S}}{|\mathbf{H} \times \mathbf{S}|}.$$

Матрицы перехода $\mathbf{M}_1, \mathbf{M}_2$ от вспомогательной системы координат $Opqr$ соответственно к осям ССК и ОСК имеют вид

$$\mathbf{M}_1^T = \frac{1}{|\mathbf{H} \times \mathbf{S}|} a_{ij}, (i, j = \overline{1,3}),$$

$$a_{11} = H_x |\mathbf{H} \times \mathbf{S}|,$$

$$a_{12} = H_y |\mathbf{H} \times \mathbf{S}|,$$

$$a_{13} = H_z |\mathbf{H} \times \mathbf{S}|,$$

$$a_{21} = S_x - H_x (\mathbf{H}, \mathbf{S}),$$

$$a_{22} = S_y - H_y (\mathbf{H}, \mathbf{S}),$$

$$a_{23} = S_z - H_z (\mathbf{H}, \mathbf{S}),$$

$$a_{31} = H_y S_z - H_z S_y,$$

$$a_{32} = H_z S_x - H_x S_z,$$

$$a_{33} = H_x S_y - H_y S_x,$$

$$\mathbf{M}_2^T = \frac{1}{|\mathbf{H} \times \mathbf{S}|} c_{ij}, (i, j = \overline{1,3}),$$

$$c_{11} = H_x |\mathbf{H} \times \mathbf{S}|,$$

$$c_{12} = H_y |\mathbf{H} \times \mathbf{S}|,$$

$$c_{13} = H_z |\mathbf{H} \times \mathbf{S}|,$$

$$c_{21} = S_x - H_x (\mathbf{H}, \mathbf{S}),$$

$$c_{22} = S_y - H_y (\mathbf{H}, \mathbf{S}),$$

$$c_{23} = S_z - H_z (\mathbf{H}, \mathbf{S}),$$

$$c_{31} = H_y S_z - H_z S_y,$$

$$c_{32} = H_z S_x - H_x S_z,$$

$$c_{33} = H_x S_y - H_y S_x.$$

Используя матрицы \mathbf{M}_1 и \mathbf{M}_2 , найдём матрицу перехода от ОСК к ССК.

$$\mathbf{B}_2 = \mathbf{M}_1 \mathbf{M}_2^T.$$

Углы α_n , γ_a находятся с помощью матриц \mathbf{B}_1 и \mathbf{B}_2 по известным тригонометрическим соотношениям.

Модель движения относительно центра масс наноспутника

Рассмотрим силы и моменты, действующие на наноспутник.

При орбитальном полёте наноспутника по заданной орбите основное влияние на него оказывают гравитационный и аэродинамический возмущающие моменты [1].

Запишем систему уравнений движения наноспутника в общем виде в осях ССК [3]:

$$\frac{d\vec{K}_0}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K}_0 = \vec{M}_0, \quad (1)$$

где $\vec{\omega}$ – абсолютная угловая скорость; $\vec{K}_0 = I\vec{\omega}$ – вектор кинетического момента; I – тензор инерции; \vec{M}_0 – главный момент внешних сил.

Поскольку оси ССК являются главными центральными осями инерции наноспутника для точки O , то векторное уравнение (1) в проекциях на данные оси запишется в виде:

$$I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = M_{x\kappa} + M_{xy},$$

$$I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x = M_{y\kappa} + M_{yy},$$

$$I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = M_{z\kappa} + M_{zy},$$

где $M_{x\kappa}$, $M_{y\kappa}$, $M_{z\kappa}$ – проекции главного момента внешних сил на оси ССК; M_{xy} , M_{yy} , M_{zy} – проекции управляющего момента на оси ССК; ω_x , ω_y , ω_z – проекции угловых скоростей $\vec{\omega}$ на оси ССК.

Учтём, что орбита круговая, и дополним динамические уравнения тремя кинематическими уравнениями, связывающими первые производные по времени Эйлеровых углов α_n , φ_n , γ_a (угол нутации – пространственный угол атаки α_n ; угол собственного вращения – аэродинамический угол крена φ_n ; угол прецессии – скоростной угол крена γ_a) с проекциями вектора угловых скоростей на связанные оси ω_x , ω_y , ω_z :

$$\omega_x = \dot{\gamma}_a \cos \alpha_n + \dot{\varphi}_n + \omega_0 b_{21},$$

$$\omega_y = \dot{\gamma}_a \sin \varphi_n \sin \alpha_n + \dot{\alpha}_n \cos \varphi_n + \omega_0 b_{22},$$

$$\omega_z = \dot{\gamma}_a \cos \varphi_n \sin \alpha_n - \dot{\alpha}_n \sin \varphi_n + \omega_0 b_{23},$$

где ω_0 – орбитальная скорость наноспутника.

В алгоритме демпфирования угловых скоростей наноспутника дипольный магнитный момент \vec{M} формируется по закону [4; 5]

$$\vec{M} = -k \dot{\vec{H}},$$

где k – постоянный положительный коэффициент, $\dot{\vec{H}}$ – вектор производной напряжённости МПЗ.

Проекция дипольного магнитного момента на оси ССК имеют вид:

$$M_{xy} = -k (\dot{H}_y H_z - \dot{H}_z H_y),$$

$$M_{yy} = -k (\dot{H}_z H_x - \dot{H}_x H_z),$$

$$M_{zy} = -k (\dot{H}_x H_y - \dot{H}_y H_x),$$

где H_x, H_y, H_z – проекции вектора напряжённости МПЗ на оси ССК; $\dot{H}_x, \dot{H}_y, \dot{H}_z$ – проекции вектора производной напряжённости МПЗ на оси ССК.

Логика работы алгоритма заключается в следующем. По информации о направлении вращения вектора напряжённости МПЗ в ССК формируется управляющий момент, вращающий наноспутник в обратном направлении.

Коэффициент k соответствует максимальному дипольному моменту магнитной катушки. В зависимости от начальных угловых скоростей отделения наноспутника коэффициент k может принимать различные значения (рис. 1), причём предполагается, что закрутки вокруг продольной оси наноспутника нет, т.е. $\omega_x = 0,1^\circ/\text{с}$. При запуске наноспутника в бортовой компьютер по умолчанию закладывается коэффициент для следующих начальных угловых скоростей: $\omega_x = 0,1^\circ/\text{с}$, $\omega_y = 10^\circ/\text{с}$, $\omega_z = 10^\circ/\text{с}$. В дальнейшем он может быть изменён в зависимости от фактических скоростей отделения наноспутника.

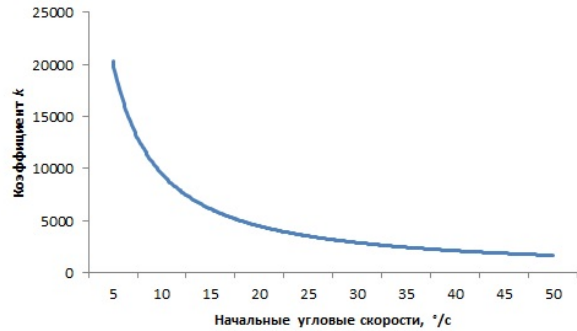


Рис. 1. Величина коэффициента k при различных начальных угловых скоростях отделения наноспутника

При решении задачи демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника необходимо учитывать следующее ограничение: на наноспутнике невозможна одновременная работа магнитометра и магнитных катушек. Поэтому существуют два варианта: использовать математические модели на наноспутнике в орбитальном полёте (модель МПЗ и модель движения) или попеременно включать магнитометр и катушки. Первый вариант соответствует непрерывному режиму работы алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника, второй – дискретному.

Под непрерывным режимом работы алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника понимается режим, при котором ток на магнитные катушки подаётся непрерывно.

Под дискретным режимом работы алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника понимается режим, при котором ток на магнитные катушки подаётся в течение 16 секунд с интервалом в одну секунду для проведения измерения напряжённости МПЗ [1].

На рис. 2 представлено сравнение быстродействия алгоритма в непрерывном и дискретном режимах работы при различных начальных угловых скоростях отделения. Как видно из графиков, выигрыш по времени для непрерывного режима работы несущественный – около 30 %, а для больших начальных угловых скоростей – 10 %.

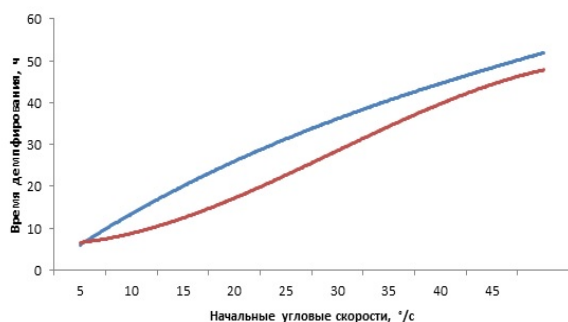


Рис. 2. Длительность процесса демпфирования в непрерывном и дискретном режимах работы при различных начальных угловых скоростях отделения наноспутника

Поэтому непрерывный режим работы алгоритма применим для проверки функционирования разработанного про-

граммного обеспечения, а в качестве бортового режима для наноспутника SamSat-218Д выбран дискретный режим работы алгоритма демпфирования угловой скорости.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках договора на проведение НИОКТР от 11.03.2013 г. № 122/12 «Создание высокотехнологичного производства малогабаритных космических платформ, информационных технологий и программно-аппаратного комплекса приёма и обработки гиперспектральных данных».

Библиографический список

1. Мельник М.Е. Моделирование процесса демпфирования угловых скоростей наноспутника SamSat-218Д после выхода из транспортно-пускового контейнера // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 1. С. 89-96. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-89-96
2. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. М.: Машиностроение, 1984. 264 с.
3. Belokonov I.V., Kramlikh A.V., Timbai I.A. Low-orbital transformable nanosatellite: research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization // Proceedings of 2th IAA Conference on Dynamics and Control of Space System (DYCOSS). 2014. V. 153. 15 p.
4. Whitford Ch., Forrest D. The CATSAT Attitude Control System // 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites. <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2252&context=smallsat>.
5. Сёмкин Н.Д., Любимов В.В., Малышев В.И. Моделирование законов функционирования магнитных исполнительных органов при ориентации микроспутника по местной вертикали // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2012. Т. 15, № 1. С. 103-108.

Информация об авторах

Крамлик Андрей Васильевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: kramlikh@mail.ru. Область научных интересов: навигация, ориентация и управление космическими аппаратами, комплексирование и обработка информации.

Мельник Мария Евгеньевна, инженер-конструктор второй категории АО «РКЦ «Прогресс». E-mail: mashagrigoreva@gmail.com. Область научных интересов: алгоритмы управления угловым движением космического аппарата, комплексирование и обработка информации.

ON-BOARD ALGORITHM FOR SAMSAT-218D NANOSATELLITE ORIENTATION AND STABILIZATION SYSTEM

© 2016 A. V. Kramlikh¹, M. E. Melnik²

¹Samara National Research University, Samara, Russian Federation

²JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russia Federation

Algorithms for determining the attitude and angular rate damping of the SamSat-218D nanosatellite developed at Samara State Aerospace University are described in the paper. The date of the prospective launching of the satellite into the Earth orbit from Vostochniy spaceport is April, 2016. A triaxial magnetometer and luminance sensors are used as sources of information in the orientation system. Three magnetic coils serve as actuators providing the angular rate damping onboard the nanosatellite. A known method of vector coordination with the original criterion of preliminary measurement rejection is used as the orientation determination algorithm since the vector coordination method is very sensitive to measurement errors. The traditional B-dot algorithm is used as the damping algorithm. The influence of the initial angular rates on the magnetic moment coefficient in the B-dot control algorithm is studied. Since the continuous mode of operation of magnetic coils on board the nanosatellite is unpractical due to the necessity of measuring variations in the Earth magnetic field intensity vector the damping process is analyzed in the discrete mode of operation at different values of angular rates of nanosatellite separation. The comparison of the algorithm processing speed in the continuous and discrete operating modes at various initial angular rates of separation is given.

Nanosatellite, attitude, angular motion stabilization, triaxial magnetometer, solar sensor, magnetic coil, algorithm.

References

1. Melnik M.E. Simulation of the process of angular rate damping of the SamSat-218D nanosatellite after separation from the launching-transporting container. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no 1. P. 89-96. (In Russ.) DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-89-96
2. Belyaev M.Yu. *Nauchnye eksperimenty na kosmicheskikh korablyakh i orbital'nykh stantsiyakh* [Scientific experiments on spacecraft and orbital stations]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. 264 p.
3. Belokonov I.V., Kramlikh A.V., Timbai I.A. Low-orbital transformable nanosatellite: research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization. *Proceedings of 2th IAA Conference on Dynamics and Control of Space System (DYCOSS)*. 2014. V. 153. 15 p.
4. Whitford C., Forrest D. The CATSAT Attitude Control System. *12th AIAA/USU Conference on Small Satellites*. Available at: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2252&context=smallsat>.
5. Semkin N.D., Lyubimov V.V., Malyshev V.I. Modeling the operation laws of magnetic control devices with orientation a microsatellite along the local vertical. *Physics of Wave Processes and Radio Systems*. 2012. V. 15, no. 1. P. 103-108. (In Russ.)

Citation: Kramlikh A.V., Melnik M.E. On-board algorithm for SamSat-218D nanosatellite orientation and stabilization system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 50-56. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-50-56

About the authors

Kramlikh Andrey Vasilyevich, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Space Mechanical Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: kramlikh@mail.ru. Area of Research: spacecraft navigation, orientation and control, information integrating and processing.

Melnik Maria Evgenievna, design engineer, JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: mashagrigoreva@gmail.com. Area of Research: spacecraft angular motion control algorithms, information integration and processing.