

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ДЕМПФИРОВАНИЯ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-218Д ПОСЛЕ ВЫХОДА ИЗ ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОГО КОНТЕЙНЕРА

© 2016 М. Е. Мельник

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В работе описывается алгоритм демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника SamSat-218Д после выхода из транспортно-пускового контейнера. В качестве исполнительных органов, обеспечивающих демпфирование начальных угловых скоростей наноспутника, используются три взаимно ортогональные магнитные катушки. В качестве алгоритма демпфирования используется традиционный алгоритм  $V \cdot \dot{V}$ . Для алгоритма  $V \cdot \dot{V}$  возможны два варианта работы: непрерывный и дискретный. Поскольку непрерывный режим работы магнитных катушек на наноспутнике в орбитальном полёте нецелесообразен из-за необходимости измерения вектора напряжённости магнитного поля Земли, проведён анализ дискретного режима работы алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей, приобретаемых наноспутником при выходе из транспортно-пускового контейнера. Приведены результаты математического моделирования при анализе выбора интервалов дискретизации в алгоритме демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника SamSat-218Д.

*Наноспутник, демпфирование углового движения, магнитная катушка, алгоритм, моделирование.*

Системы управления угловым движением космического аппарата (КА) [1] – сложная и ответственная часть бортовой аппаратуры. Особое место среди таких систем занимают магнитные системы управления, для получения управляющих моментов которых используются специальные магнитные исполнительные органы, взаимодействующие с внешним магнитным полем окружающего КА космического пространства.

В настоящее время в Самарском государственном аэрокосмическом университете ведётся работа по созданию и обеспечению запуска наноспутника стандарта CubeSat3U SamSat-218Д, предназначенного для демонстрации и лётных испытаний новых технологий. Основным назначением наноспутника является изучение динамики его движения, отработка алгоритмов управления угловым движением. В качестве исполнительных органов системы управления на наноспутнике используются три взаимно ортогональные

магнитные катушки, интегрированные в панели солнечных батарей (рис.1).

В табл. 1 приведены параметры орбиты, массоинерционные и габаритные характеристики наноспутника SamSat-218Д.

Таблица 1. Параметры орбиты, массоинерционные и габаритные характеристики наноспутника SamSat-218Д

Параметры орбиты	
Высота, м	575
Наклонение, град.	98
Массо-инерционные и габаритные характеристики	
Моменты инерции, $\frac{кг \cdot м^2}{м^2}$	
$I_x$	0,00402
$I_y$	0,01454
$I_z$	0,01422
Площадь поперечного сечения, $м^2$	0,01
Длина, м	0,3
Масса, кг	2

*Цитирование:* 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

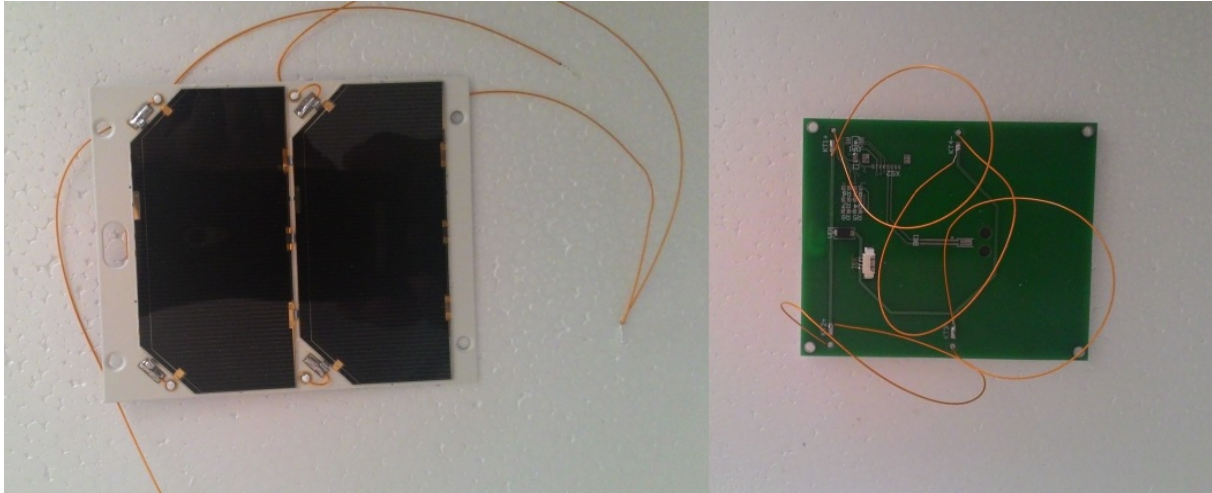


Рис. 1. Панели солнечных батарей

При решении данной задачи используются следующие системы координат [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 спутника. ССК расположена таким образом, что центробежный момент инерции спутника  $I_{yz} = 0$ , ось  $Ox$  – продольная ось спутника.

Матрицу перехода от ОСК к ССК представим в виде:

$$\mathbf{B}_1 = b_{ij}, (i, j = \overline{1,3}),$$

$$b_{11} = \cos \alpha_n,$$

$$b_{12} = \sin \alpha_n \sin \gamma_a,$$

$$b_{13} = -\sin \alpha_n \cos \gamma_a,$$

$$b_{21} = \sin \alpha_n \sin \varphi_n,$$

$$b_{22} = \cos \varphi_n \cos \gamma_a - \cos \alpha_n \sin \varphi_n \sin \gamma_a,$$

$$b_{23} = \cos \varphi_n \sin \gamma_a + \cos \alpha_n \sin \varphi_n \cos \gamma_a,$$

$$b_{31} = \sin \alpha_n \cos \varphi_n,$$

$$b_{32} = -\sin \varphi_n \cos \gamma_a - \cos \alpha_n \cos \varphi_n \sin \gamma_a,$$

$$b_{33} = -\sin \varphi_n \sin \gamma_a + \cos \alpha_n \cos \varphi_n \cos \gamma_a.$$

Рассмотрим силы и моменты, действующие на наноспутник.

При орбитальном полёте наноспутника по заданной орбите основные влияния на него оказывают гравитационный и аэродинамический возмущающие моменты [2]. Проекции гравитационного момента на оси ССК определяются по формулам [1]:

$$M_{xg} = \frac{3\mu}{R^3} (I_z - I_y) b_{23} b_{33},$$

$$M_{yg} = \frac{3\mu}{R^3} (I_x - I_z) b_{33} b_{13},$$

$$M_{zg} = \frac{3\mu}{R^3} (I_y - I_x) b_{13} b_{23},$$

где  $b_{ij}$  ( $i = 1,2,3, j = 1,2,3$ ) – элементы матрицы перехода от ОСК к ССК;  $R$  – расстояние от притягивающего центра до спутника;  $\mu$  – гравитационный параметр Земли;  $I_x, I_y, I_z$  – главные центральные моменты инерции спутника.

Аэродинамический момент  $M_a$  запишем в виде [3]

$$M_a = -m(\alpha_n, \varphi_n) q S l.$$

Здесь  $m(\alpha_n, \varphi_n) = -C_{xa}(\alpha_n, \varphi_n) \Delta \bar{x} \sin \alpha_n$  – коэффициент аэродинамического момента наноспутника;  $C_{xa} = c_0 \tilde{S}(\alpha_n, \varphi_n)$  – коэффициент лобового сопротивления;  $c_0$  –

постоянный коэффициент, зависящий от характера взаимодействия молекул набегающего потока газа с поверхностью наноспутника;  $\tilde{S}(\alpha_n, \varphi_n)$  – площадь проекции наноспутника на плоскость, перпендикулярную направлению вектора скорости центра масс наноспутника, отнесённая к характерной площади  $S$ ;  $q = \rho V^2 / 2$  – скоростной напор;  $V$  – скорость полёта;  $\rho$  – плотность атмосферы;  $\vec{e}_v$  – единичный вектор;  $\Delta \bar{x} = (x_D - x_T) / l$  – относительный запас статической устойчивости;  $x_D$  и  $x_T$  – соответственно координаты центра давления и центра масс динамически симметричного наноспутника по продольной оси;  $l$  – характерная длина наноспутника.

В проекциях на оси ССК аэродинамический момент запишется в виде:

$$\begin{aligned} M_{xa} &= 0, \\ M_{ya} &= M_a \cos \varphi_n, \\ M_{za} &= -M_a \sin \varphi. \end{aligned}$$

Запишем систему уравнений движения наноспутника в общем виде в осях ССК [4]:

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

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 О, то векторное уравнение (1) в проекциях на данные оси запишется в виде:

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z &= M_{x\theta} + M_{xy}, \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x &= M_{y\theta} + M_{yy}, \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y &= M_{z\theta} + M_{zy}, \end{aligned}$$

где  $M_{x\theta}$ ,  $M_{y\theta}$ ,  $M_{z\theta}$  – проекции главного момента внешних сил на оси ССК;  $M_{xy}$ ,

$M_{yy}$ ,  $M_{zy}$  – проекции управляющего момента на оси ССК;  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  – 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  $\gamma_a$ ,  $\alpha_n$ ,  $\varphi_n$  (угол прецессии – скоростной угол крена  $\gamma_a$ , угол нутации – пространственный угол атаки  $\alpha_n$ , угол собственного вращения – аэродинамический угол крена  $\varphi_n$ ) с проекциями вектора угловых скоростей на связанные оси  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$ :

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\gamma}_a \cos \alpha_n + \dot{\varphi}_n + \omega_0 b_{21}, \\ \omega_y &= \dot{\gamma}_a \sin \varphi_n \sin \alpha_n + \dot{\alpha}_n \cos \varphi_n + \omega_0 b_{22}, \\ \omega_z &= \dot{\gamma}_a \cos \varphi_n \sin \alpha_n - \dot{\alpha}_n \sin \varphi_n + \omega_0 b_{23}, \end{aligned}$$

где  $\omega_0$  – орбитальная скорость наноспутника.

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

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

где  $k$  – постоянный положительный коэффициент,  $\dot{\vec{H}}$  – вектор производной напряжённости магнитного поля Земли (МПЗ). Проекции дипольного магнитного момента на оси ССК имеют вид:

$$\begin{aligned} M_{xy} &= -k(\dot{H}_y H_z - \dot{H}_z H_y), \\ M_{yy} &= -k(\dot{H}_z H_x - \dot{H}_x H_z), \\ M_{zy} &= -k(\dot{H}_x H_y - \dot{H}_y H_x), \end{aligned}$$

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 напря-

жённости магнитного поля Земли в ССК формируется управляющий момент, вращающий наноспутник в обратном направлении.

Коэффициент  $k$  соответствует максимальному дипольному моменту магнитной катушки ( $m_{\max} = 0.05 \text{ A} \cdot \text{м}$ ) и равен 9250 при следующих начальных угловых скоростях наноспутника:

$$\omega_x = 0,1^\circ/\text{с}, \quad \omega_y = 10^\circ/\text{с}, \quad \omega_z = 10^\circ/\text{с}.$$

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 (модели МПЗ и полного 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. На рис. 2 представлен график демпфирования начальных угловых скоростей, приобретаемых наноспутником после выхода из транспортно-пускового контейнера при непрерывном режиме работы алгоритма демпфирования угловых скоростей. Из рис. 2 следует, что процесс демпфирования в непрерывном режиме происходит за 8 часов.

Непрерывный режим работы алгоритма применялся для проверки функционирования разработанного программного обеспечения, а для штатного функционирования наноспутника SamSat-218Д был выбран дискретный режим работы алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей.

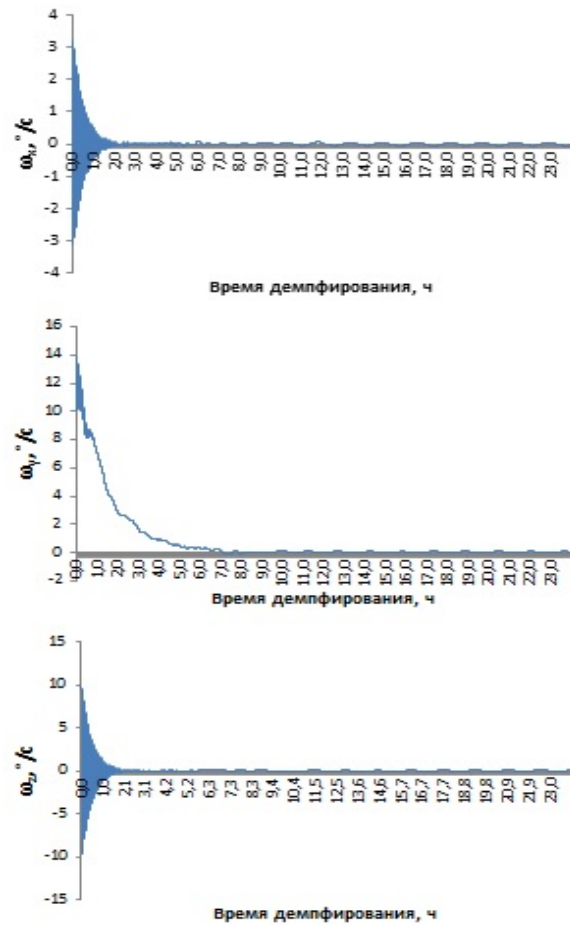


Рис. 2. Графики демпфирования угловых скоростей при непрерывном режиме работы алгоритма

Под дискретным режимом работы алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника понимается режим, при котором ток на магнитные катушки подаётся в течение некоторого промежутка времени  $t_{\text{упр}}$  с интервалом в одну секунду для проведения измерения напряжённости МПЗ. Основной задачей при исследовании дискретного режима работы алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника является выбор интервала времени  $t_{\text{упр}}$ . Интервал дискретизации примем кратным 2 для простоты его реализации в бортовом программном обеспечении.

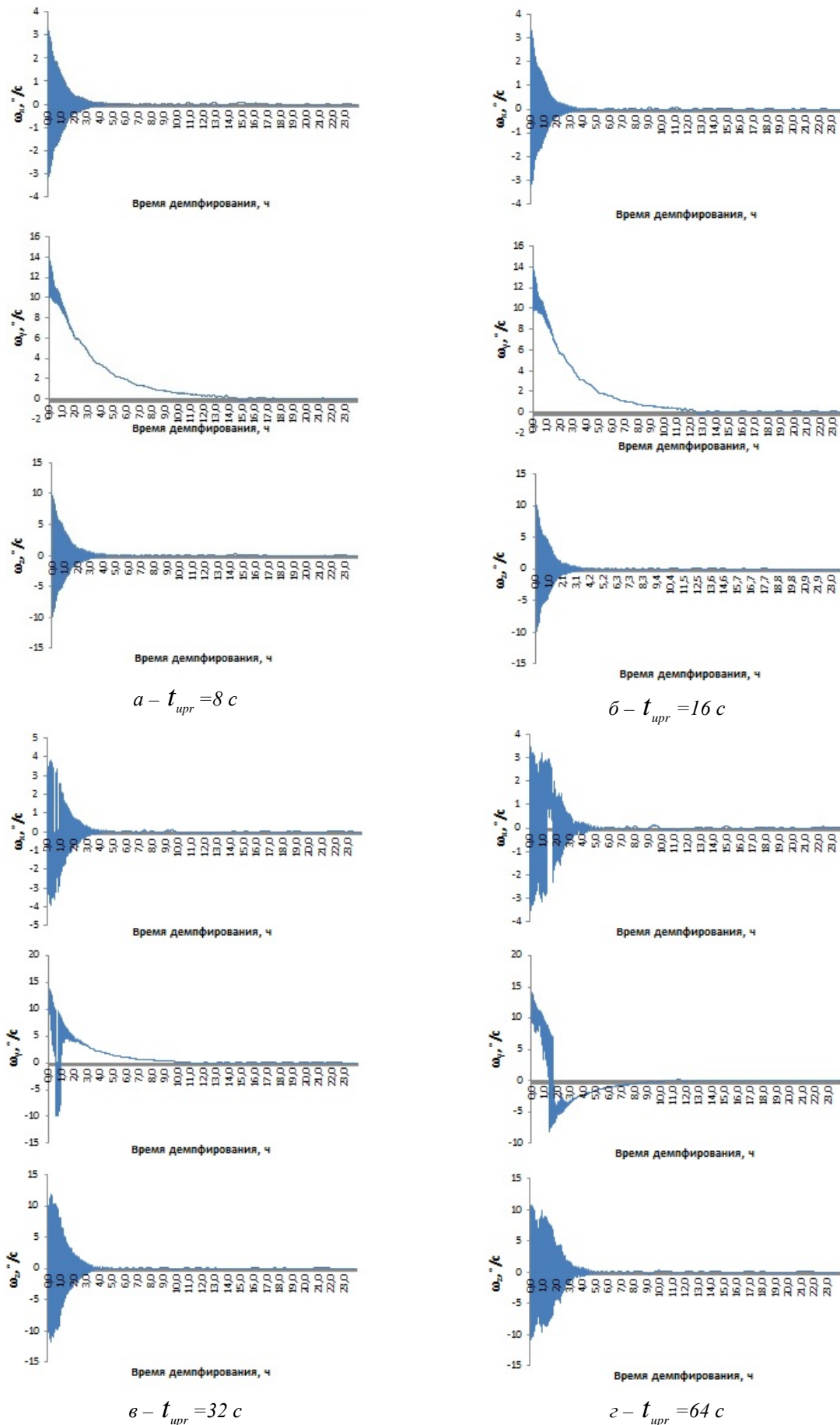


Рис. 3. Графики демпфирования угловых скоростей при дискретном режиме работы алгоритма

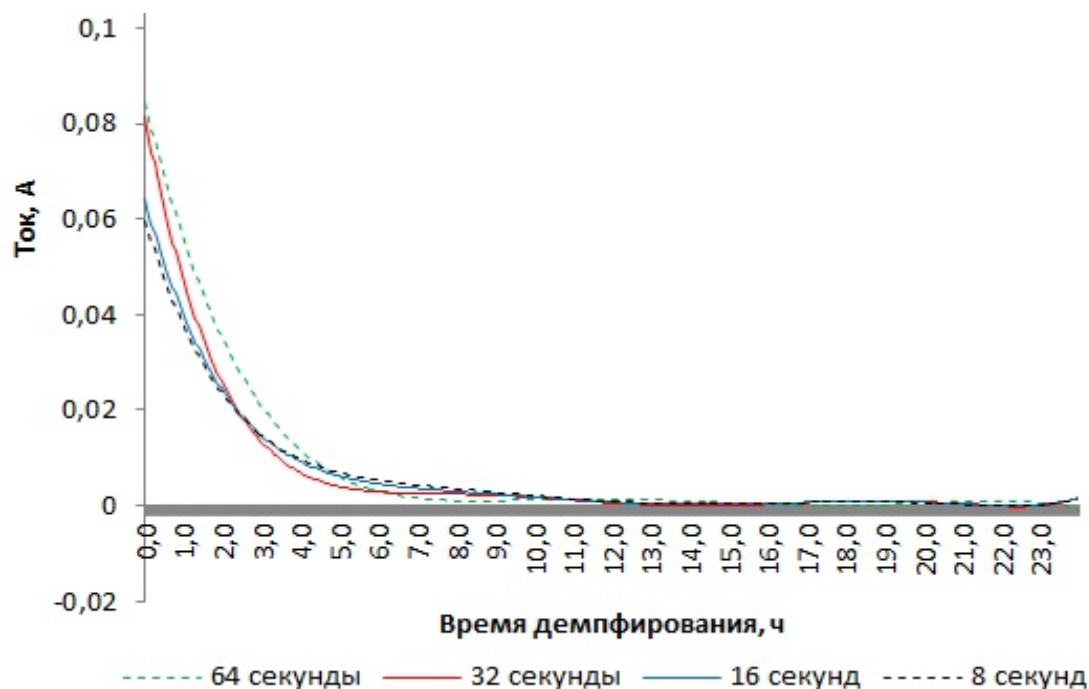


Рис. 4. График токопотребления магнитных катушек для заданных интервалов дискретизации

При использовании алгоритма демпфирования на наноспутнике имеются следующие требования:

- по минимизации токопотребления магнитных катушек;
- по количеству включений магнитных катушек в период начального демпфирования угловых скоростей наноспутника – не более 5000 включений.

На рис. 3 приведены результаты моделирования для следующих интервалов дискретизации алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника: 8, 16, 32, 64 с. Как видно из графиков (рис. 3), процесс демпфирования при всех заданных интервалах дискретизации происходит за 16 часов. Таким образом, выбор интервала дискретизации сводится к вопросу соответствия указанным выше требованиям.

Приведём анализ токопотребления для заданных интервалов дискретизации (рис. 4). Как видно из рис. 4, токопотребление для интервалов 32 и 64 с выше, чем

для интервалов 8 и 16 с, что не отвечает заданным требованиям.

За 16 часов демпфирования при интервале дискретизации 8 секунд количество включений магнитных катушек составляет 7200, при интервале 16 секунд – 3600. Интервал дискретизации 8 секунд не соответствует заданному ограничению по количеству включений.

По результатам проведённого анализа для наноспутника выбираем интервал дискретизации, равный 16 секундам.

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 маломассогабаритных космических платформ, информационных технологий и программно-аппаратного комплекса приёма и обработки гиперспектральных данных».

### Библиографический список

1. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
2. Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965. 416 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. 2014. V. 153. 15 p.
4. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 184 с.
5. Whitford C., 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>.

### Информация об авторе

**Мельник Мария Евгеньевна**, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [mashagrigureva@gmail.com](mailto:mashagrigureva@gmail.com). Область научных интересов: алгоритмы управления угловым движением космического аппарата, комплексирование и обработка информации.

### **SIMULATION OF THE PROCESS OF ANGULAR RATE DAMPING OF THE SAMSAT-218D NANOSATELLITE AFTER SEPARATION FROM THE LAUNCHING-TRANSPORTING CONTAINER**

© 2016 M. E. Melnik

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The paper presents an algorithm of damping the initial angular rate of the SamSat-218D nanosatellite after its separation from the transporting-launching container. Three mutually orthogonal magnetic coils are used as actuators that provide damping of the initial angular rate on board the nanosatellite. The traditional B-dot algorithm is used as the damping algorithm. Two operating modes are possible for the B-dot algorithm: a continuous mode and a discrete one. As the continuous operating mode of the magnetic coils onboard the nanosatellite in orbital flight is inexpedient because of the necessity of measuring the Earth magnetic field intensity vector the discrete mode of operating of the algorithm of damping the initial angular velocities acquired by the nanosatellite after its separation from the transporting-launching container is analyzed. The results of the mathematical simulation during the analysis of choosing discretization intervals in the algorithm of damping the initial angular rate of the SamSat-218D nanosatellite are presented.

*Nanosatellite, angular motion damping, magnetic coil, algorithm, simulation.*

---

*Citation:* 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. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-89-96

### **References**

1. Kovalenko A.P. *Magnitnye sistemy upravleniya kosmicheskimi letatel'nymi apparatami* [Magnetic systems of spacecraft control]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 248 p.
2. Beletskiy V.V. *Dvizhenie iskusstvennogo sputnika otnositel'no tsentra mass* [Motion of an artificial satellite about the centre of mass]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 416 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*. 2014. V. 153. 15 p.
4. Popov V.I. *Sistemy orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Systems of spacecraft orientation and stabilization]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 184 p.
5. Whitford C., 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>.

### **About the author**

**Maria Evgenievna Melnik**, postgraduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [mashagrigureva@gmail.com](mailto:mashagrigureva@gmail.com). Area of Research: spacecraft angular motion control algorithms, information integration and processing.