

Электронный научный журнал "Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках" <http://mathmod.esrae.ru/>

URL статьи: mathmod.esrae.ru/38-141

Ссылка для цитирования этой статьи:

Синицын Л.И. Исследование режимов стабилизации наноспутника-гиростата во время коррекции орбиты // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. 2022. №2

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

УДК 629.7

DOI: 10.24412/2541-9269-2022-2-26-30

ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКА-ГИРОСТАТА ВО ВРЕМЯ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ

Синицын Л.И.¹

¹ Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Россия, г. Самара

INVESTIGATION OF STABILIZATION REGIMES OF A NANOSATELLITE-GYROSTAT DURING ORBIT CORRECTION

Sinitin L.I.¹

¹Samara National Research University, Russia, Samara

Аннотация. Составлена математическая модель движения относительно центра масс осевого наноспутника-гиростата формата CubeSat-3U с микрореактивным корректирующим двигателем и коммерческим маховиком RW-35. С помощью модели исследованы два режима гироскопической стабилизации наноспутника: раскручивание маховика во время процесса коррекции орбиты и предварительное раскручивание маховика с последующей коррекцией орбиты.

Ключевые слова: математическая модель, наноспутник-гиростат, гироскопическая стабилизация, коррекция орбиты

Abstract. A mathematical model of movement relative to the center of mass of an axial nanosatellite-gyrostatt of the CubeSat-3U format with a microjet corrective engine and a commercial RW-35 flywheel has been compiled. Using the model, two modes of gyroscopic stabilization of the nanosatellite are studied: spinning up the flywheel during the process of orbit correction and preliminary spinning of the flywheel with subsequent orbit correction.

Keywords: mathematical model, nanosatellite-hyrostat, gyroscopic stabilization, orbit correction

Введение. В процессе выдачи импульса тяги, который формируется не одномоментно, а на интервале времени, маневрирующий наноспутник приобретает угловые ускорения, которые могут являться нежелательными при

выполнении целевой задачи [1-3]. Одним из возможных вариантов стабилизации является использование маховика, приведённого в быстрое вращение и создающего значительный кинетический момент вдоль оси стабилизации наноспутника. Наноспутник, оснащённый таким маховиком, называется осевым спутником-гиростатом. Благодаря приобретению наноспутником значительного кинетического момента, малые возмущения, формируемые двигательной установкой, вызывают отклонения оси стабилизации наноспутника в пределах требуемых ограничений [4-7].

Для обеспечения гироскопической стабилизации допустимыми являются множество режимов управления маховиком: могут варьироваться как ускорение раскручивающегося маховика, влияющее на скорость изменения кинетического момента, так и моменты времени, в которые маховик раскручивается, вращается с постоянной скоростью и тормозится (моменты переключения). Чтобы определить режим, наиболее выигрышный в смысле достигаемой точности стабилизации, затрат времени и энергии на управление маховиком, проводится численное моделирование углового движения наноспутника с микрореактивным двигателем.

Актуальность решаемой задачи состоит в том, что использование наноспутников с двигательными установками на данный момент является востребованным и активно развивающимся направлением. В связи с этим все острее встают вопросы использования вспомогательных средств, позволяющих повысить точность маневрирования.

В настоящем докладе представлены результаты моделирования движения относительно центра масс осевого наноспутника-гиростата формата CubeSat-3U с микрореактивным корректирующим двигателем и коммерческим маховиком RW-35 в разных режимах стабилизации. Приведена оценка изменения углов ориентации за время выдачи корректирующего импульса, приобретаемая угловая скорость к окончанию выдачи корректирующего импульса, максимальная скорость вращения маховика, потребная энергия на стабилизацию, а также суммарное время выполнения манёвра.

Исследование режимов стабилизации наноспутника-гиростата. Для исследования динамики движения наноспутника в разных режимах стабилизации проводится численное моделирование. Модель движения имеет вид системы дифференциальных уравнений, интегрируемых по времени [8, 9]:

$$\begin{cases} \dot{\omega} = I^{-1}(-\omega \times I\omega - \dot{H} - \omega \times H + M_T), \\ \dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \left(\begin{bmatrix} 0 \\ \omega \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega \end{bmatrix} \right) \circ \Lambda. \end{cases} \quad (1)$$

где ω – мгновенная угловая скорость; I – тензор инерции наноспутника, H – вектор кинетического момента маховика относительно осей связанной системы координат; M_T – возмущающий момент, формируемый двигательной

установкой; Ω – угловая скорость орбитального движения в проекциях на оси связанной системы координат.

Для оценки возмущающего момента, формируемого двигательной установкой, используется следующее выражение [1]:

$$M_T = F_T(l \sin \alpha + h \cos \alpha), \quad (2)$$

где F_T – сила тяги двигателя; l , h – параметры линейного смещения сопла относительно центра масс; α – угловое смещение вектора тяги относительно продольной оси наноспутника.

В работе рассматривается случай, когда возмущающий момент действует по поперечной оси, вызывая угловое ускорение по каналу тангажа. Численное моделирование проводится для наноспутника формата CubeSat 3U со следующими конструктивными параметрами: $l = 0,15$ м, $h = 0,01$ м; $\alpha = 1^\circ$ и номинальной силой тяги $F_T = 0,1$ Н. Предполагается, что оси связанной системы координат являются главными центральными осями инерции наноспутника, тензор инерции имеет диагональный вид: $I_x = 0,012$ кг \times м 2 ; $I_y = 0,054$ кг \times м 2 ; $I_z = 0,055$ кг \times м 2 . Для такой конфигурации оценка возмущающего момента составляет 1,26 мН \times м.

В настоящей работе рассматривается два режима стабилизации: 1) одновременная работа электродвигателя маховика и двигательной установки; 2) последовательное включение электродвигателя маховика и двигательной установки. Результаты моделирования для каждого из режимов стабилизаций приведены в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

Результаты моделирования для разных режимов стабилизации

	Одновременное включение		Последовательное включение	
Питание маховика, Вт	4	9	4	9
Длительность манёвра, с	6	6	16	8,8
Максимальная скорость вращения маховика, об/мин	2034	5000	5000	5000
Затраты энергии на стабилизацию, Дж	24	54	64,1	64,1
Пространственный угол атаки к окончанию выдачи импульса тяги, °	4,7	3,3	0,3	1,0
Скорость изменения пространственного угла атаки к окончанию импульса тяги, °/с	1,7	1,3	0,1	0,1

В таблице приведены числовые значения параметров, позволяющие оценить точность стабилизации во время выдачи импульса тяги, а также суммарные затраты энергии и времени на стабилизацию. В случае одновременного включения двигательной установки и электродвигателя маховика при его потреблении энергии 4 Вт, максимальная скорость вращения маховика составила 2034 об/мин. Это обусловлено тем, что импульс тяги имеет меньшую продолжительность, чем время, необходимое для раскручивания маховика до номинальной скорости 5000 об/мин.

Заключение. Результаты моделирования, полученные для наноспутника формата CubeSat-3U с микрореактивным корректирующим двигателем и коммерческим маховиком RW-35, позволяют сделать вывод, что с точки зрения точности гироскопической стабилизации стратегия последовательного включения маховика и корректирующего двигателя является более выигрышной, чем стратегия одновременного запуска двигательной установки и электродвигателя маховика. При реализации «последовательной» стратегии пространственный угол атаки во время выдачи импульса тяги не превышал величину 1° , а угловая скорость соизмерима с угловой скоростью орбитального движения. В то же время использование стратегии одновременного включения при импульсе тяги длительностью 3 с требует на 15% меньше затрат энергии на стабилизацию и на 30% меньше времени (при максимальной мощности электродвигателя маховика), но обеспечивает худшую стабилизацию – скорость изменения угла атаки превышала $1,3^\circ/\text{с}$.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

Литература

1. Хромов А.В. Взаимодействие корректирующей двигательной установки с системой ориентации космического аппарата // Вопросы электромеханики. 2012. Т. 127. С. 27-32.
2. Белоконов И.В., Синицын Л.И. Геометрический подход к формированию вероятностной модели силы тяги микрореактивного двигателя // Космонавтика и ракетостроение. 2021. Т. 6. № 123. С. 149-160.
3. Sinitsin L.I., Belokonov I.V. Influence of Deviations in Manufacturing of Electrothermal Propulsion System on Nanosatellite Maneuvering Accuracy // Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering. 2021. V. 20. № 1. P. 29-45.
4. Liska D.J. A simple description of combined precession and nutation in n-member system of coaxial, differentially spinning bodies // Journal of Spacecraft and Rockets. 1970. V. 7. № 3. P. 287-293.

5. Abtahi S.M., Sadati S.H., Salarieh H. Nonlinear analysis and attitude control of a gyrostat satellite with chaotic dynamics using discrete-time LQR-OGY // Asian Journal of Control. 2016. V. 18. № 5. P. 1845-1855.
6. Kyle T. Alfriend, Carl H. Hubert Stability of a Dual-Spin Satellite with Two Dampers // J. Spacecraft. 1974. V. 11. № 7. P. 469-474.
7. Morais R.H., Santos L.F.F., Silva A.R.R., Melicio R. Dynamics of a Gyrostat Satellite with the Vector of Gyrostatic Moment Tangent to the Orbital Plane // Advances in Space Research. 2022. V. 69. №. 11. P. 3921-3940.
8. Васильев В.Н. Системы ориентации космических аппаратов. М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. 310 с.
9. Sinitsyn, L.I., Belokonov, I.V. Pulse Correction of a Trajectory of a Gyrostat-Nanosatellite with an Electrothermal Propulsion System: Probabilistic Analysis // 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. 2021. P. 1-4. doi: 10.23919/ICINS43216.2021.9470846.