

АНАЛИЗ ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-218Д ПО ТРАЕКТОРНЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ

© 2019

- И. В. Белоконов** доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
ibelokonov@mail.ru
- И. А. Тимбай** доктор технических наук, профессор межвузовской кафедры космических исследований;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
timbai@mail.ru
- П. Н. Николаев** аспирант межвузовской кафедры космических исследований;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
pnikolayev@gmail.com
- У. М. Оразбаева** аспирант межвузовской кафедры космических исследований;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
orazbaeva2012@bk.ru

Анализируется движение наноспутника SamSat-218Д по траекторным измерениям. Экспериментально подтверждены особенности поведения наноспутников на низких орбитах, обусловленные как влиянием атмосферы, так и присущими им массово-инерционными характеристиками: срок существования наноспутников на орбите меньше, а угловое ускорение, порождаемое аэродинамическим моментом, значительно выше, чем у спутников с большими размерами и массой. По известным траекторным измерениям и информации о средней плотности атмосферы в точках траекторных измерений оценено изменение баллистического коэффициента во времени. Баллистический коэффициент наноспутника SamSat-218Д, имеющего форму прямоугольного параллелепипеда, зависит от пространственного угла атаки и угла собственного вращения. Отношение максимального значения баллистического коэффициента к минимальному значению равно 4,75. Это позволило по характеру изменения баллистического коэффициента оценить характер возможного движения относительно центра масс наноспутника. Наиболее вероятным движением относительно центра масс наноспутника SamSat-218Д является переходный режим движения между различными положениями равновесия, обусловленный соизмеримыми аэродинамическим и гравитационным моментами и незначительными угловыми скоростями.

Наноспутник; баллистический коэффициент; угол атаки; TLE файл; солнечная активность; плотность атмосферы; фазовый портрет.

Цитирование: Белоконов И.В., Тимбай И.А., Николаев П.Н., Оразбаева У.М. Анализ движения наноспутника SamSat-218Д по траекторным измерениям // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 4. С. 18-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-18-28

Введение

Начиная с 2014 года в Самарском университете разрабатываются наноспутники формата CubeSat 3U. Наноспутник SamSat-218Д [1] формата CubeSat 3U – первый наноспутник, разработанный студентами и учёными Самарского университета. 28 апреля 2016 года он стал участником первой пусковой кампании с космодрома Восточный и одновременно с двумя другими спутниками («Михайло Ломоносов» и АИСТ-2Д) был выведен на орбиту с наклоном $97,3^\circ$ и средней высотой 486 км с помощью ракеты-носителя «Союз-2.1а».

SamSat-218Д был предназначен для отработки ряда технологических и образовательных задач. В первую очередь он предназначался для отработки алгоритмов управления ориентацией наноспутников. Однако после запуска на орбиту установить связь с ним не удалось.

Отметим некоторые особенности движения наноспутников на низких орбитах [2].

1. Значение баллистического коэффициента наноспутника выше, чем спутника с большими размерами и массой (при одинаковой объёмной плотности), что приводит к снижению срока его существования на орбите. Это даёт возможность, учитывая небольшой планируемый срок активной работы наноспутника (обычно от шести месяцев до года), эффективно использовать низкие орбиты и избегать засорения околоземного космического пространства.

2. Угловое ускорение наноспутника, обусловленное аэродинамическим моментом, значительно выше, чем спутника с большими размерами и массой (при одинаковых значениях относительного запаса статической устойчивости и объёмной плотности). Это расширяет диапазон высот, на которых аэродинамический момент, действующий на наноспутник, является значимым и его можно использовать для пассивной стабилизации по вектору скорости движения центра масс.

3. Значение баллистического коэффициента наноспутника σ существенно зависит от его ориентации. Следующая формула выражает связь между баллистическим коэффициентом наноспутника формата CubeSat и его ориентацией [3]:

$$\sigma(\alpha, \varphi) = c_0 \tilde{S}(\alpha, \varphi) S / m.$$

Здесь α – пространственный угол атаки; φ – угол собственного вращения; c_0 – коэффициент, который может принимать значения от 2 до 3 в зависимости от физических свойств газа и поверхности наноспутника (для проектных проработок принимается равным 2,2); S – характерная площадь; m – масса наноспутника; $\tilde{S}(\alpha, \varphi)$ – площадь проекции наноспутника формата CubeSat на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока, отнесённая к характерной площади:

$$\tilde{S}(\alpha, \varphi) = (|\cos \alpha| + k_s \sin \alpha (|\sin \varphi| + \cos |\varphi|)) / S,$$

где k_s – отношение площади одной из боковых поверхностей к характерной площади.

При проведении анализа углового движения наноспутника для случая, когда угловая скорость собственного вращения близка к равномерной, выражение для баллистического коэффициента можно усреднить по углу собственного вращения:

$$\sigma(\alpha) = c_0 \left(|\cos \alpha| + \frac{4k_s}{\pi} \sin \alpha \right) S / m.$$

На рис. 1 приведён график зависимости баллистического коэффициента наноспутника SamSat-218Д от угла атаки при разных значениях угла собственного вращения. Отношение максимального баллистического коэффициента к минимуму составляет 4,75. Этот факт позволяет получить информацию об ориентации и динамике движения наноспутника из сведений о значении баллистического коэффициента.

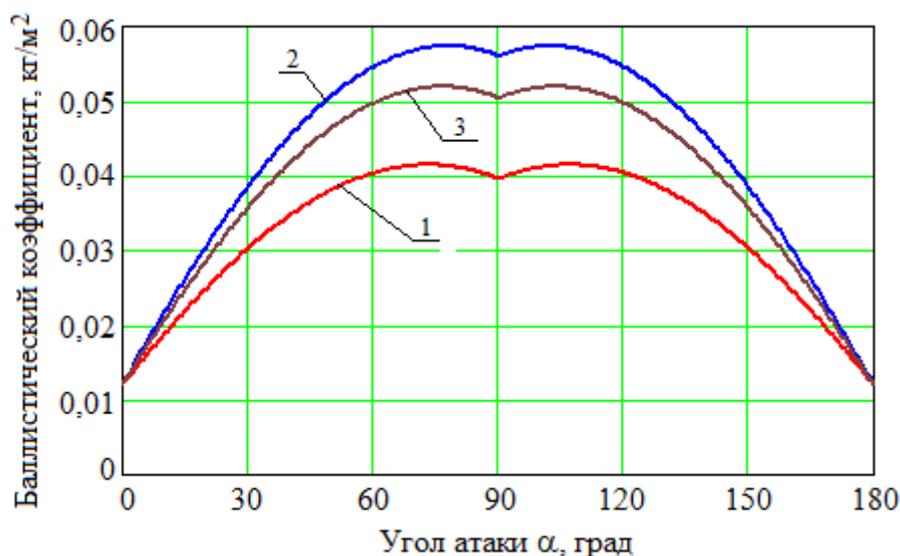


Рис. 1. Зависимость баллистического коэффициента наноспутника SamSat-218Д от угла атаки α и угла собственного вращения:

1 – $\varphi = 0^\circ$; 2 – $\varphi = 45^\circ$; 3 – усреднённая по углу собственного вращения φ

Постановка задачи

Рассмотрим траекторные измерения наноспутника SamSat-218Д. На рис. 2 показаны изменения высоты его орбиты. Сведения приведены на основании обработки данных из файлов TLE системы NORAD [4].

Следует отметить, что рассматриваемому временному интервалу движения спутника (28 апреля 2016 года – 24 ноября 2018 года) соответствует уменьшение солнечной активности, что приводит к снижению плотности верхней атмосферы и темпа падения высоты полёта.

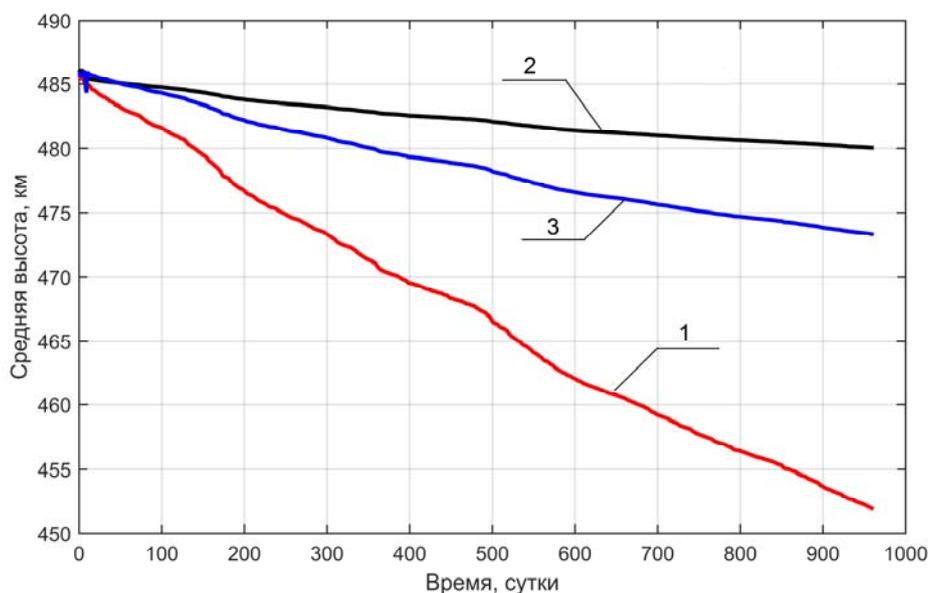


Рис. 2. Изменение высоты орбиты:

1 – наноспутник SamSat-218Д; 2 – малый КА «Михайло Ломоносов»; 3 – малый КА АИСТ-2Д

Используя информацию об изменении высоты наноспутника SamSat-218Д (траекторные измерения), а также данные о его конструктивных параметрах (масса, моменты инерции, аэродинамические характеристики) и результаты теоретических исследований режимов динамики движения наноспутника формата CubeSat3U [3], требуется:

- 1) изучить изменения баллистического коэффициента наноспутника SamSat-218Д;
- 2) выявить наиболее вероятный режим движения наноспутника SamSat-218Д относительно центра масс, который был реализован после отделения от разгонного блока «Волга».

Методика оценки баллистического коэффициента

Возмущения орбиты спутника, вызванные действием аэродинамического ускорения Φ , для круговой орбиты описываются формулой [5]:

$$\dot{r} = 2r \sqrt{\frac{r}{\mu}} \Phi, \quad (1)$$

где r – текущий радиус-вектор; μ – гравитационный параметр Земли; $\Phi = -\sigma q$ – возмущающее аэродинамическое ускорение; $q = \rho V^2 / 2$ – скоростной напор; ρ – плотность атмосферы; $V = \sqrt{\mu/r}$ – скорость полёта.

Используя (1), а также файлы TLE для спутников SamSat-218Д и АИСТ-2Д, предлагается следующая методика вычисления усреднённого за сутки баллистического коэффициента для наноспутника SamSat-218Д:

– вычисление радиус-векторов по данным TLE файлов на момент времени получения эфемерид для спутников SamSat-218Д и АИСТ-2Д:

$$r = \sqrt[3]{\mu/n^2},$$

где n – среднее движение;

– сглаживание и повторная дискретизация таблицы данных радиус-векторов обоих спутников, полученных в пункте (1), кубическим сглаживающим сплайном с шагом дискретизации один сутки и параметром сглаживания $p = 0,95$ (выбранная величина параметра сглаживания обеспечивает приемлемую интерполяцию с удалением высокочастотных шумов);

– вычисление производной радиус-вектора для SamSat-218Д и АИСТ-2Д методом численного дифференцирования;

– определение среднесуточной плотности атмосферы (рис. 3) по торможению спутника АИСТ-2Д, для которого величина баллистического коэффициента известна и составляет $\bar{\sigma}_{const} = 0,0227 \text{ м}^2/\text{кг}$ (АИСТ-2Д поддерживает свою ориентацию в орбитальной системе координат):

$$\bar{\rho}_a = -\dot{r}_a / \bar{\sigma}_{const} \sqrt{\mu r_a},$$

где r_a – радиус-вектор спутника АИСТ-2Д; \dot{r}_a – производная радиус-вектора спутника АИСТ-2Д;

– вычисление среднесуточной плотности атмосферы для спутника SamSat-218Д с использованием формулы корреляции слоёв верхней атмосферы из ГОСТ 25645.101-83 [6] (рис. 3)

$$\bar{\rho}_{ss} = \bar{\rho}_a \exp\left(a_2 \left[\sqrt{r_a - a_3} - \sqrt{r_{ss} - a_3} \right]\right),$$

где коэффициенты $a_2 = 0,71604 \text{ км}^{-1/2}$ и $a_3 = 6461,34 \text{ км}$ взяты для высотного диапазона $180 \text{ км} \leq h < 600 \text{ км}$ и индекса солнечной активности $F_{10,7} \approx 75 \cdot 10^{-22} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц})$;

– вычисление усреднённого за сутки баллистического коэффициента $\bar{\sigma}_{SS}$ для SamSat-218Д:

$$\bar{\sigma}_{SS} = -\dot{r}_{SS} / \bar{\rho}_{SS} \sqrt{\mu r_{SS}},$$

где r_{SS} – радиус-вектор спутника SamSat-218Д; \dot{r}_{SS} – производная радиус-вектора спутника SamSat-218Д.

На рис. 4 представлены результаты оценки усреднённого баллистического коэффициента для наноспутника SamSat-218Д.

На рис. 5 показан фрагмент графика изменения усреднённого за сутки баллистического коэффициента во времени с 16-х по 100-е сутки. Следует принимать во внимание, что вариации усреднённого баллистического коэффициента обусловлены как ошибками траекторных измерений, так и характером углового движения наноспутника.

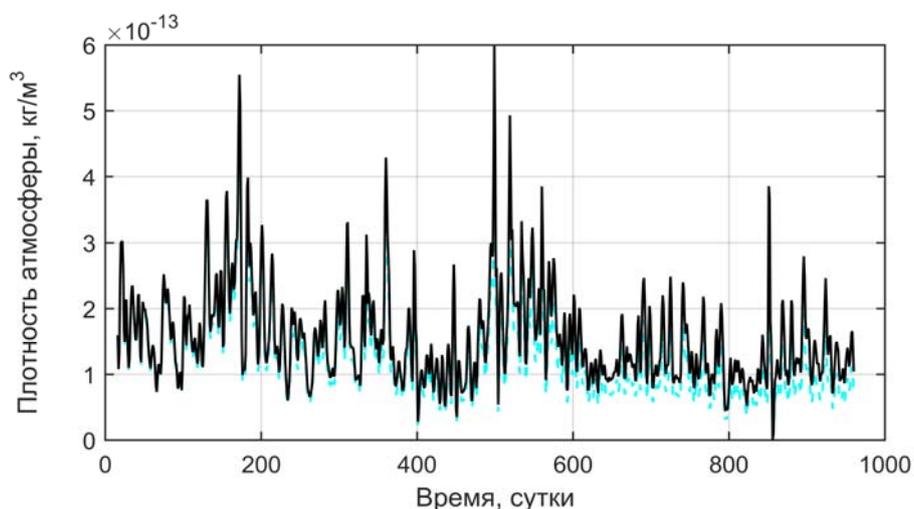


Рис. 3. Изменения плотности атмосферы во времени для спутников АИСТ-2Д (голубой); SamSat-218Д (чёрный)

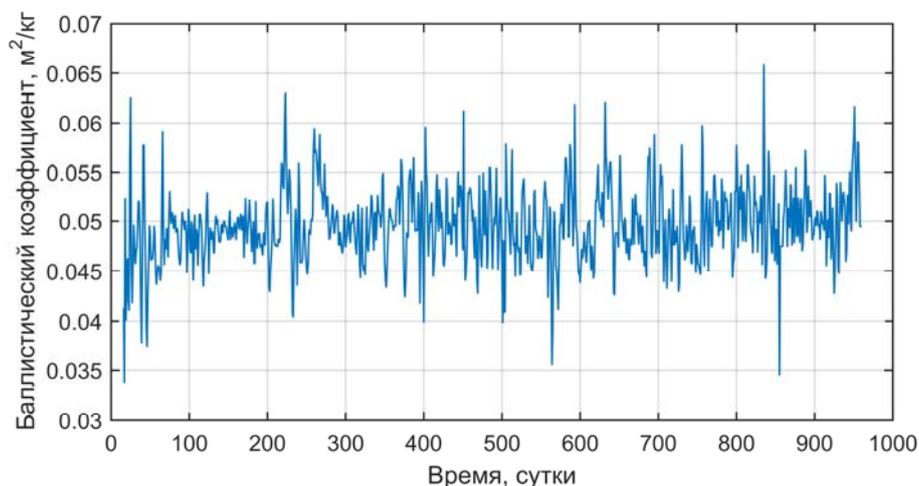


Рис. 4. Изменения усреднённого за сутки баллистического коэффициента наноспутника SamSat-218Д

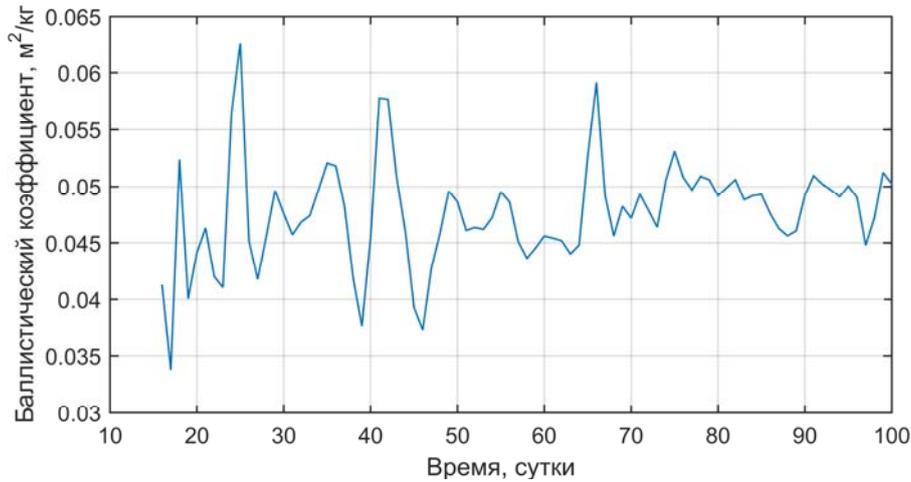


Рис. 5. Изменение усреднённого за сутки баллистического коэффициента (с 16-х по 100-е сутки)

Анализ движения

Для качественного анализа движения относительно центра масс наноспутника SamSat-218Д используется приближённая модель углового движения в плоскости круговой орбиты относительно траекторной системы координат. Модель описывает изменение угла атаки под действием гравитационного момента и аэродинамического восстанавливающего момента [3]:

$$\ddot{\alpha} - a(H) \sin \alpha - c(H) \sin 2\alpha = 0. \quad (2)$$

Здесь $a(H) = a_0 Slq(H)/J_n$ — коэффициент, обусловленный аэродинамическим восстанавливающим моментом; a_0 — коэффициент аппроксимации синусоидальной зависимостью коэффициента аэродинамического восстанавливающего момента; l — характерная длина наноспутника; H — высота полёта; $c(H) = 3(J_n - J_x)(\omega(H))^2 / (2J_n)$ — коэффициент, обусловленный действием гравитационного момента; $\omega(H) = \sqrt{\mu / (R_3 + H)^3}$ — угловая скорость движения центра масс наноспутника по орбите; R_3 — радиус Земли.

Изменение высоты круговой орбиты вследствие сопротивления атмосферы происходит очень медленно, и при рассмотрении углового движения наноспутника на одном или нескольких витках можно принять $H = \text{const}$. В этом случае для системы (2) справедлив интеграл энергии:

$$\dot{\alpha}^2 / 2 + a \cos \alpha + c \cos^2 \alpha = E_0, \quad (3)$$

где $E_0 = a \cos \alpha_0 + c \cos^2 \alpha_0 + \dot{\alpha}_0^2 / 2$ определяется через начальные условия.

Характер движения наноспутника определяется соотношением величин a , c и E_0 . Для случая $a < 0$, $c > 0$ возможны два вида фазовых портретов.

1. $|a| \geq 2c$ (гравитационный момент меньше аэродинамического). Фазовый портрет аналогичен колебательной системе маятникового типа. В этом случае наноспутник имеет два положения равновесия по углу атаки — устойчивое при $\alpha = 0 + 2n\pi$

($n = 0 \pm 1, \pm 2, \dots$) и неустойчивое при $\alpha = \pi + 2n\pi$ ($n = 0 \pm 1, \pm 2, \dots$). Вращательному движению наноспутника соответствует условие: $E_0 > -a + c$, колебательному движению относительно устойчивого положения равновесия $\alpha = 0 + 2n\pi$ ($n = 0 \pm 1, \pm 2, \dots$) соответствует условие: $E_0 < -a + c$. Области возможных движений разделены сепаратрисой.

2. $c > 0.5|a|$ (гравитационный момент больше аэродинамического). При таком соотношении имеют место четыре области движения наноспутника: вращательная область и три колебательные области (схематичный вид фазового портрета показан на рис. 6). Наноспутник имеет четыре положения равновесия по углу атаки: $\alpha_* = \pm \arccos(-0.5a/c) + 2n\pi$ ($n = 0 \pm 1, \pm 2, \dots$), $\alpha = 0 + 2n\pi$ ($n = 0 \pm 1, \pm 2, \dots$), $\alpha = \pi + 2n\pi$ ($n = 0 \pm 1, \pm 2, \dots$). Вращательному движению наноспутника соответствует условие: $E_0 > -a + c$ – фазовая траектория 1, колебательному движению относительно положения равновесия $\alpha = 0 + 2n\pi$ ($n = 0 \pm 1, \pm 2, \dots$) соответствует условие: $-a + c < E_0 < a + c$ – фазовая траектория 2, колебательному движению относительно положения равновесия α_* соответствует условие: $E_0 < a + c$ – фазовая траектория 3. Области возможных движений разделены сепаратрисами (фазовые траектории 4 и 5).

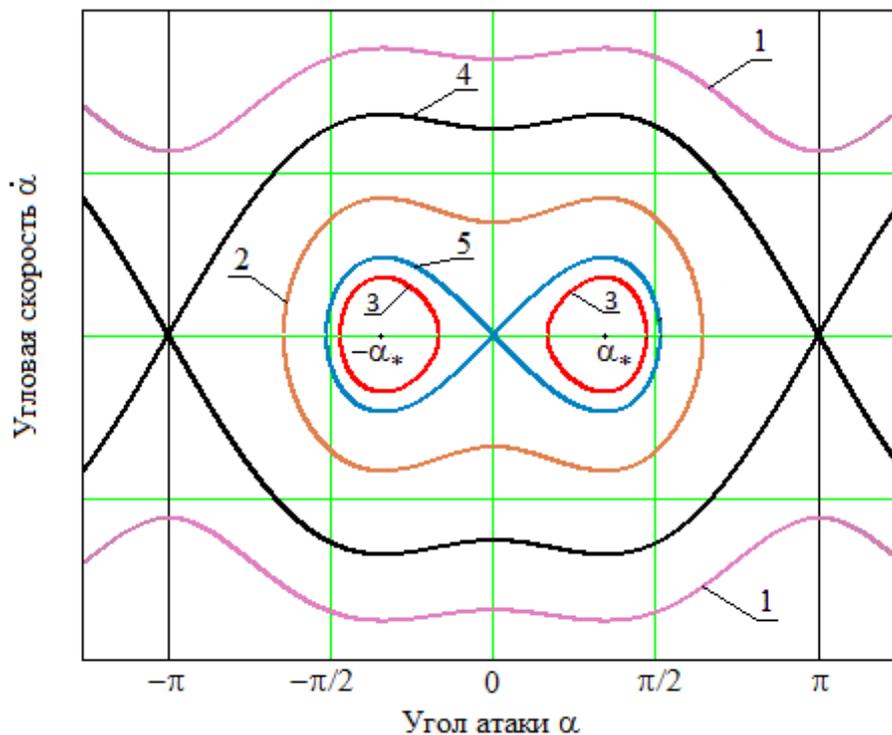


Рис. 6. Фазовый портрет

В силу неизвестности начальных угловых скоростей, приобретённых наноспутником SamSat-218Д после выхода из пускового устройства, проведено многократное моделирование движения в широком диапазоне значений начальных угловых скоростей с использованием данных об изменении плотности атмосферы (рис. 3). Целью моделирования является установление соответствия между вариациями расчётного и найденного по траекторным измерениям усреднённого баллистического коэффициента (рис. 5).

На рис. 7 показано изменение отношения M_a / M_g максимальных значений аэродинамического и гравитационного моментов с 16-х по 100-е сутки, которое обусловлено цикличностью изменения плотности атмосферы, вызванного солнечной активностью.

Из полученных результатов следует, что наиболее вероятным движением относительно центра масс наноспутника SamSat-218Д является переходный режим движения между различными положениями равновесия по углу атаки α_* . Такому режиму движения относительно центра масс соответствует изменение угла атаки, показанное на рис. 8, и изменение усреднённого баллистического коэффициента на указанном промежутке времени, показанное на рис. 9.

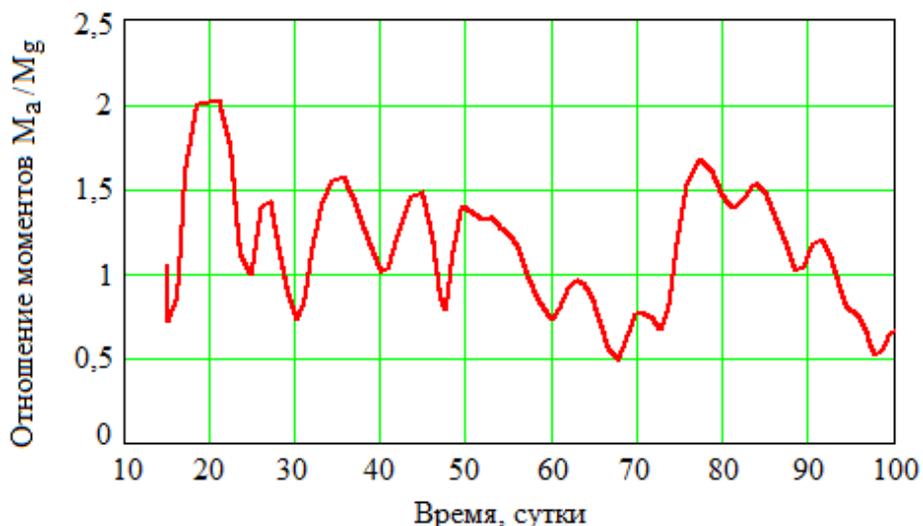


Рис. 7. Изменение отношения максимальных значений аэродинамического и гравитационного моментов с 16-х по 100-е сутки

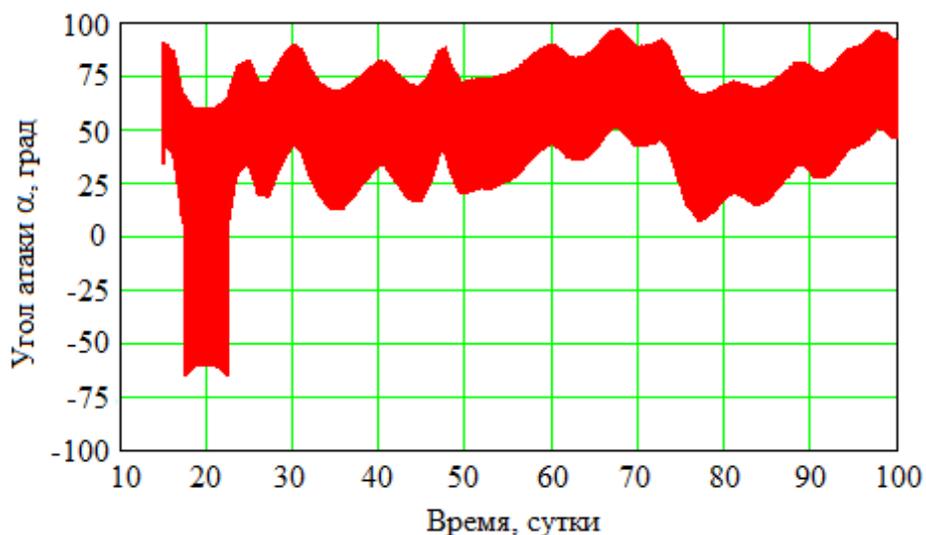


Рис. 8. Изменение угла атаки с 16-х по 100-е сутки

2. Белоконов И.В., Тимбай И.А., Николаев П.Н. Анализ и синтез движения аэродинамически стабилизированных космических аппаратов нанокласса формата CubeSat // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26, № 3 (102). С. 69-91. DOI: 10.17285/0869-7035.2018.26.3.069-091

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 // Advances in the Astronautical Sciences. 2015. V. 153. P. 383-397.

4. Project space track. <https://www.space-track.org>

5. Константинов М.С., Каменков Е.Ф., Перельгин Б.П., Безвербый В.К. Механика космического полёта. М.: Машиностроение, 1989. 406 с.

6. ГОСТ 25645.101-83 Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчётов искусственных спутников Земли. М.: Издательство стандартов, 1984. 168 с.

ANALYSIS OF SAMSAT-218D NANOSATELITE MOTION ACORDING TO TRAJECTORY MEASUREMENTS

© 2019

I. V. Belokonov Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Space Research;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ibelokonov@mail.ru

I. A. Timbai Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space Research;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
timbai@mail.ru

P. N. Nikolaev Postgraduate Student of the Department of Space Research;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
pnikolayev@gmail.com

U. M. Orazbaeva Postgraduate Student of the Department of Space Research;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
orazbaeva2012@bk.ru

The motion of the SamSat-218D nanosatellite is analyzed by trajectory measurements. Special features of nanosatellite behavior in low orbits were experimentally confirmed. These features are due to both the influence of the atmosphere and the nanosatellites' inherent mass-inertia characteristics: the orbital lifetime of nanosatellites is shorter, whereas angular acceleration generated by the aerodynamic moment couple is much higher than that of satellites with large sizes and masses. Variation of the ballistic coefficient in time is estimated from known trajectory measurements and information on the average density of the atmosphere at the points of trajectory measurements. The ballistic coefficient of the SamSat-218D nanosatellite having the shape of a rectangular parallelepiped depends on the spatial angle of attack and the angle of proper rotation. The ratio of the maximum value of the ballistic coefficient to the minimum value is 4.75. This made it possible to evaluate the nature of possible motion relative to the nanosatellite center of mass by the behavior of the ballistic coefficient. The most probable motion relative to the center of mass of the SamSat-218D nanosatellite is the transient motion between different equilibrium positions, due to commensurate aerodynamic and gravitational moments and insignificant angular velocities.

Nanosatellite; ballistic coefficient; angle of attack; TLE file; solar activity; atmospheric density; phase portrait.

Citation: Belokonov I.V., Timbai I.A., Nikolaev P.N., Orazbaeva U.M. Analysis of SamSat-218D nanosatellite motion according to trajectory measurements. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 4. P. 18-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-18-28

References

1. Kirillin A., Belokonov I., Timbai I., Kramlikh A., Melnik M., Ustiugov E., Egorov A., Shafran S. SSAU nanosatellite project for the navigation and control technologies demonstration. *Procedia Engineering*. 2015. V. 104. P. 97-106. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.04.101
2. Belokonov I.V., Timbai I.A., Nikolaev P.N. Analysis and synthesis of motion of aerodynamically stabilized nanosatellites of the CubeSat design. *Gyroscopy and Navigation*. 2018. V. 9, Iss. 4. P. 287-300. DOI: 10.1134/S2075108718040028
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. *Advances in the Astronautical Sciences*. 2015. V. 153. P. 383-397.
4. Project space track. Available at: <https://www.space-track.org>
5. Konstantinov M.S., Kamenkov E.F., Perelygin B.P., Bezverbyy V.K. *Mekhanika kosmicheskogo poleta* [Space flight mechanics]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 406 p.
6. GOST 25645.101-83. Earth upper atmosphere. Density model for project ballistic computations of artificial Earth satellites. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1984. 168 p. (In Russ.)