

ОСОБЕННОСТИ ДВИЖЕНИЯ НИЗКОВЫСОТНОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИ СТАБИЛИЗИРОВАННОГО НАНОСПУТНИКА

И. В. БЕЛОКОНОВ, И. А. ТИМБАЙ, У. М. ОРАЗБАЕВА

*Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева,
(национальный исследовательский университет)
448086, Самара, Россия,
E-mail: ibelokonov@mail.ru*

Рассматриваются особенности неуправляемого движения относительно центра масс аэродинамически стабилизированного наноспутника на низкой круговой орбите. Получено выражение для усредненного на периоде колебаний по углу атаки баллистического коэффициента. Путем численного моделирования получены функции распределения, плотности вероятностей и числовые характеристики статистического распределения, усредненного баллистического коэффициента наноспутника стандарта CubeSat. Задача решена для момента отделения наноспутника от транспортно-пускового контейнера и для процесса его снижения с орбиты.

Ключевые слова: *наноспутник, аэродинамический момент, угол атаки, баллистический коэффициент, функция распределения*

Для проведения большинства научных исследований в космосе необходимо соблюдать определенную ориентацию углового положения наноспутника (НС) в пространстве. Для обеспечения требуемой ориентации спутников часто используются пассивные или комбинированные (пассивные в сочетании с активными) системы стабилизации, первые не требуют расхода рабочего тела и энергии, запасенных на борту, вторые требуют незначительного расхода. Поскольку большинство наноспутников запускаются на низкие околоземные орбиты, целесообразно для стабилизации углового положения использовать аэродинамические силы. Следует отметить, что значение обусловленного аэродинамическим моментом углового ускорения наноспутника на один-два порядка выше, чем у спутников большого размера и массой (при одинаковом значении относительного запаса статической устойчивости). Это расширяет диапазон высот, на которых аэродинамический момент, действующий на НС, является преобладающим и его можно использовать для ориентации наноспутника по набегающему потоку. Следует также отметить высокие начальные значения угловой скорости наноспутника, обусловленные погрешностями отделения его от транспортно-пускового контейнера (адаптера).

В известных работах задача обеспечения аэродинамической стабилизации наноспутника решается в детерминированной постановке [1].

В настоящей работе аналогичная задача рассматривается в вероятностной постановке для углового движения наноспутника после отделения от адаптера. При отделении НС от адаптера со случайной начальной угловой скоростью реализация величины максимального угла атаки также носит случайный характер.

В работе [2] получены аналитические функции распределения и плотности распределения максимального угла атаки наноспутника при рэлеевском и равномерном распределении величины начальной поперечной угловой скорости для плоского углового движения наноспутника. Для случая пространственного движения законы распределения максимального угла атаки НС получены в результате численного моделирования. Показано, что при малом начальном значении угла атаки и при незначительной закрутке относительно продольной оси

можно с приемлемой точностью использовать полученные для случая плоского углового движения аналитические функции распределения максимального угла атаки, и для пространственного движения. С использованием найденных законов распределения максимального угла атаки анализируется возможность успешного решения навигационно-связных задач при использовании спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS и низковысотной спутниковой сети связи GlobalStar. В статье [3] анализируется возможность решения навигационно-связных задач на наноспутнике, совершающем неуправляемое движение относительно центра масс, после попутного запуска с орбитальной ступени ракеты-носителя „Союз“ [4].

В работе [5] на основе указанных аналитических функций распределения максимального угла атаки получены формулы для выбора проектных параметров аэродинамически стабилизированного наноспутника стандарта CubeSat (запаса статической устойчивости, длины, продольного момента инерции). Эти параметры обеспечивают при движении на низких орбитах отклонение продольной оси НС от вектора скорости центра масс меньше допустимого с заданной вероятностью на заданной высоте отделения при известных погрешностях начальной угловой скорости. В статье [6] проанализирована возможность трехосной стабилизации аэродинамически стабилизированного наноспутника.

В настоящей работе получено выражение для усредненного на периоде колебаний по углу атаки баллистического коэффициента, на основе которого получены функции распределения, плотности вероятностей и числовые характеристики статистического распределения усредненного баллистического коэффициента наноспутника стандарта CubeSat.

Рассмотрен случай, когда аэродинамический момент является преобладающим и определяет характер углового движения. Тогда, пренебрегая влиянием гравитационного момента и орбитальной угловой скоростью, в предположении, что обтекание динамически симметричного наноспутника является свободномолекулярным и удар молекул газа абсолютно неупругий, усредняя аэродинамический момент по углу собственного вращения φ и аппроксимируя синусоидальной зависимостью от угла атаки α , изменение пространственного угла атаки наноспутника можно описать следующим уравнением [7]:

$$\ddot{\alpha} + (G - R \cos \alpha)(R - G \cos \alpha) / \sin^3 \alpha - a(H) \sin \alpha = 0, \quad (1)$$

где $R = J_x \omega_x / J_n = \text{const}$, $G = R \cos \alpha + (-\omega_y \cos \varphi + \omega_z \sin \varphi) \sin \alpha = \text{const}$ — проекции вектора кинетического момента на продольную ось наноспутника и на направление скорости центра масс, отнесенные к поперечному моменту инерции, соответственно; J_x, J_n — продольный и поперечный моменты инерции наноспутника соответственно; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — проекции вектора угловой скорости на оси связанной системы координат; $a = m_0 q(H) S l / J_n$, m_0 — коэффициент аппроксимации коэффициента аэродинамического восстанавливающего момента синусоидальной зависимостью от угла атаки, S — характерная площадь наноспутника, l — характерная длина наноспутника, $q(H) = V^2 \rho(H) / 2$ — скоростной напор, V — скорость полета, H — высота полета, $\rho(H)$ — плотность атмосферы.

В настоящей работе рассматривается движение спутника при снижении с низких круговых орбит. Изменение высоты полета H по времени определяется по приближенной формуле [8]:

$$\dot{H} = -2\beta(\alpha)q(H)V / g, \quad (2)$$

где $\beta(\alpha) = C_{xa}(\alpha)S / m$ — баллистический коэффициент, $C_{xa}(\alpha)$ — коэффициент лобового сопротивления, m — масса наноспутника, $g = g_3 (R_3 / (R_3 + H))^2$, g_3 — ускорение свободного падения, R_3 — радиус Земли.

Баллистический коэффициент наноспутника можно представить в виде

$$\beta = \sum_{i=0}^n a_{\sigma_i} \cos^i \alpha, \quad (3)$$

где a_{σ_i} — коэффициенты аппроксимации баллистического коэффициента тригонометрическим рядом по степеням $\cos \alpha$, n — число гармоник.

При рассмотрении углового движения наноспутника на одном или нескольких витках можно принять $H = \text{const}$. В этом случае для системы (1) справедливо выражение интеграла энергии:

$$\dot{\alpha}^2 / 2 + (R^2 + G^2 - 2RG \cos \alpha) / (2 \sin^2 \alpha) + a \cos \alpha = E. \quad (4)$$

Значение E определяется через начальные условия, при этом $\dot{\alpha}_0 = \omega_{y0} \cos \varphi_0 + \omega_{z0} \sin \varphi_0$.

Максимальное значение угла атаки α_{\max} определяется из уравнения (4) при $\dot{\alpha} = 0$.

Решение уравнения (4) имеет вид [9]:

$$\cos \alpha = A \text{cn}^2[\gamma(t-t_0) + K; k] + x_1, \quad (5)$$

где $\text{cn}(u)$ — эллиптический косинус, $k = \sqrt{A/2\eta}$ — модуль эллиптических функций, $K(k)$ — полный эллиптический интеграл первого рода, $\gamma = \sqrt{-a\eta}$, t_0 — произвольная постоянная, $A = x_2 - x_1$, $x_1 = \cos \alpha_{\max}$, $x_2 = \cos \alpha_{\min} = \eta - (a_1 - b_1 x_1) / (1 - x_1^2)$, $\eta = \sqrt{1 - 2(a_1 x_1 - b_1) / (1 - x_1^2) + [(a_1 - b_1 x_1) / (1 - x_1^2)]^2}$, $a_1 = (R^2 + G^2) / (-4a)$, $b_1 = RG / (-2a)$.

С учетом решения для угла атаки (5) аналогично [10] получим выражение для усредненного на периоде колебаний по углу атаки баллистического коэффициента:

$$\bar{\beta} = \sum_{i=0}^n a_{\sigma_i} N_i, \quad (6)$$

где

$$N_i = \sum_{r=0}^i C_i^r h_{2(i-r)} \quad (i = 0, 1, 2, \dots), \quad h_0 = 1,$$

$$h_2 = 2\eta(E - k_1^2 K) / K,$$

$$h_{2j} = 2\eta[(2j-2)(2k^2-1)h_{2j-2} + (2j-3)k_1^2 A h_{2j-4}] / (2j-1) \quad (j = 2, 3, 4, \dots),$$

$$C_i^r = i! x_1^r / [(i-r)! r!], \quad 0! = 1,$$

$E(k)$ — полный эллиптический интеграл второго рода, $k_1 = \sqrt{1-k^2}$.

Изменение максимального угла атаки в процессе снижения можно определить из уравнения для интеграла действия [11]:

$$I(\cos \alpha_{\max}) = \gamma(a_{11}K + a_{12}E + a_{13}\Pi_1 + a_{14}\Pi_2) = \text{const}, \quad (7)$$

где $\Pi_1 = \Pi(k, n_1)$, $\Pi_2 = \Pi(k, n_2)$ — полные эллиптические интегралы третьего рода, $n_1 = (x_2 - x_1) / (1 - x_2)$, $n_2 = -(x_2 - x_1) / (1 + x_2)$, $a_{11} = -2(x_2 + x_1) / \eta$, $a_{12} = 4$, $a_{13} = -(1 - x_1)(2 + (1 - x_2) / \eta)$, $a_{14} = -(1 + x_1)(2 - (1 + x_2) / \eta)$.

При отделении наноспутника от ракеты-носителя по вектору скорости центра масс (начальное значение угла атаки мало — $\alpha_0 < 15^\circ$) и незначительной закрутке относительно продольной оси (угловая скорость относительно продольной оси не превосходит поперечную угловую скорость) зависимость максимального угла атаки от высоты в процессе снижения наноспутника с приемлемой точностью можно определить по приближенной формуле [10]:

$$\alpha_{\max}(H) = 2 \arcsin \sqrt{4D / \pi - 2D^2 / \pi^2 - D^3 / \pi^3 - 2,5D^4 / \pi^4}, \quad (8)$$

где $D = D(H) = I_0 / (8\sqrt{-a(H)})$, $I_0 = 8\sqrt{a(H_0)}(E - k_1^2 K)$, H_0 — начальная высота полета.

С учетом соотношений (6) и (7) было проведено статистическое моделирование (10 000 численных экспериментов) и получены функции распределения, плотности вероятностей и числовые характеристики статистического распределения баллистического коэффициента наноспутника SamSat-QB50, разрабатываемого в СГАУ в рамках международного проекта QB50 [12].

На рис. 1 показана зависимость функции распределения баллистического коэффициента наноспутника SamSat-QB50 от среднеквадратичного отклонения компонентов начальной угловой скорости (компоненты начальной угловой скорости распределены по нормальному закону, $\alpha_0 = 1^\circ$, $H = 380$ км): 1 — $\sigma_{\omega_y} = \sigma_{\omega_z} = 0,05$ °/с, $\sigma_{\omega_x} = 0,017$ °/с; 2 — $\sigma_{\omega_y} = \sigma_{\omega_z} = 0,1$ °/с, $\sigma_{\omega_x} = 0,033$ °/с; 3 — $\sigma_{\omega_y} = \sigma_{\omega_z} = 0,2$ °/с, $\sigma_{\omega_x} = 0,067$ °/с; 4 — $\sigma_{\omega_y} = \sigma_{\omega_z} = 0,3$ °/с, $\sigma_{\omega_x} = 0,1$ °/с.

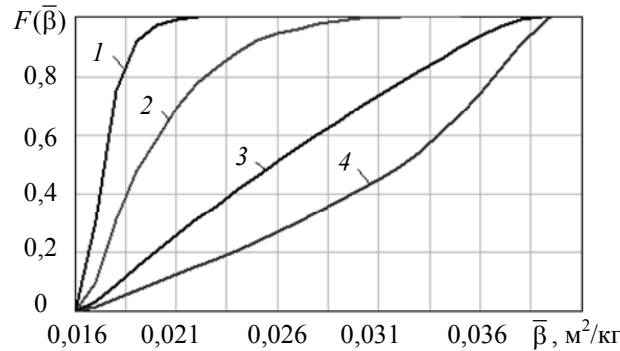


Рис. 1

На рис. 2 иллюстрируется изменение функции распределения усредненного баллистического коэффициента наноспутника SamSat-QB50 для различных высот (компоненты начальной угловой скорости распределены по нормальному закону $\sigma_{\omega_y} = \sigma_{\omega_z} = 0,2$ °/с, $\sigma_{\omega_x} = 0,067$ °/с, $H = 380$ км): кривая 1 — высота полета $H = 230$ км, 2 — 280, 3 — 330, 4 — 380.

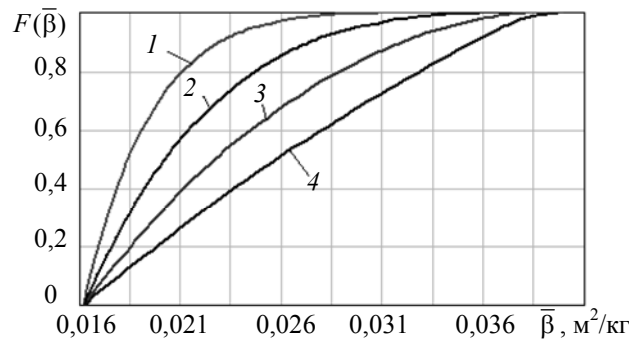


Рис. 2

На рис. 3 приведена зависимость математического ожидания усредненного баллистического коэффициента наноспутника SamSat-QB50 от высоты снижения (компоненты начальной угловой скорости распределены по нормальному закону, $\alpha_0 = 1^\circ$, $H_0 = 380$ км): 1 — $\sigma_{\omega_y} = \sigma_{\omega_z} = 0,05$ °/с, $\sigma_{\omega_x} = 0,017$ °/с; 2 — $\sigma_{\omega_y} = \sigma_{\omega_z} = 0,1$ °/с, $\sigma_{\omega_x} = 0,033$ °/с; 3 — $\sigma_{\omega_y} = \sigma_{\omega_z} = 0,2$ °/с, $\sigma_{\omega_x} = 0,067$ °/с; 4 — $\sigma_{\omega_y} = \sigma_{\omega_z} = 0,3$ °/с, $\sigma_{\omega_x} = 0,1$ °/с.

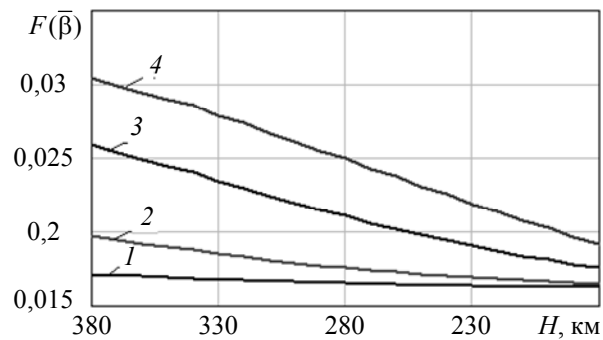


Рис. 3

Таким образом, получено аналитическое выражение для усредненного баллистического коэффициента аэродинамически стабилизированного наноспутника. Проведено статистическое исследование величины усредненного баллистического коэффициента наноспутника SamSat-QB50 в момент отделения его от адаптера и в процессе снижения. Получены функции распределения, плотности вероятностей и числовые характеристики статистического распределения усредненного баллистического коэффициента наноспутника SamSat-QB50.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках научного проекта № 9.1421.2014/К.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Rawashdeh S. A. and Lumpp J. E., jr. et al. Aerodynamic Stability for CubeSats at ISS Orbit // JoSS. 2013. Vol. 2, N 1. P. 85—104.
2. 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. 2014. Vol. 153. P. 383—397.
3. Belokonov I., Lagno O., Kramlikh A., Timbai I. Problems of satellite navigation and communication for nanosatellites launched as piggyback payload from the orbital stage of carrier rockets // 21st St. Petersburg Intern. Conf. on Integrated Navigation Systems. ICINS 2014. 2014. P. 407—415.
4. Belokonov I., Storozh A., Timbay I. Modes of motion of Soyuz orbital stage after payload separation at carrying out of the short-term research experiments // Advances in the Astronautical Sciences. 2012. Vol. 145. P. 99—107.
5. Belokonov I., Timbai I. The selection of the design parameters of the aerodynamically stabilized nanosatellite of the CubeSat standard // Procedia Engineering. 2015. Vol. 104. P. 88—96.
6. Belokonov I. V., Timbai I. A. Selection of design parameters of aerodynamically stabilized nanosatellite standard CubeSat // Scientific and Technological Experiments on Automated Space Vehicles and Small Satellites. Abstracts of the 3rd Intern. Conf. 2014. P. 103—106.
7. Ярошевский В. А. Движение неуправляемого тела в атмосфере. М.: Машиностроение, 1978. 168 с.
8. Балк М. Б. Элементы динамики космического полета. М.: Наука, 1965. 340 с.
9. Суслов Г. К. Теоретическая механика. М.: Гостехиздат, 1944. 655 с.
10. Aslanov V. S., Timbai I. A., Boiko V. V. Three-Dimensional Oscillations of an Axisymmetric Vehicle at Arbitrary Angles of Attack in Planetary Atmospheric Entry // Cosmic Research. 1981. Vol. 19, N 5. P. 460—465.
11. Асланов В. С. О вращательном движении баллистического осесимметричного аппарата при спуске в атмосфере // Космические исследования. 1976. Т. 14, № 4. С. 491—497.
12. Shakhmatov E., Belokonov I., Nikitin A., Shafran S., Timbai I., Ustiugov E. SSAU Project of the nanosatellite SamSat-QB50 for monitoring the Earth's thermosphere parameters // Procedia Engineering. 2015. Vol. 104. P. 139—146.

Сведения об авторах

Игорь Витальевич Белоконов

— д-р техн. наук, профессор; СГАУ, межвузовская кафедра космических исследований; E-mail: ibelokonov@mail.ru

- Иван Александрович Тимбай** — д-р техн. наук, профессор; СГАУ, межвузовская кафедра космических исследований; E-mail: timbai@mail.ru
- Улжалгас Мауленовна Оразбаева** — аспирант; СГАУ, межвузовская кафедра космических исследований; E-mail: orazbaeva2012@bk.ru

Рекомендована межвузовской
кафедрой космических исследований

Поступила в редакцию
14.11.2015 г.

Ссылка для цитирования: Белоконов И. В., Тимбай И. А., Оразбаева У. М. Особенности движения низковысотного аэродинамически стабилизированного наноспутника // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 507—512.

SPECIAL FEATURES OF LOW-ALTITUDE AERODYNAMICALLY STABILIZED NANOSATELLITE MOVEMENT

I. V. Belokonov, I. A. Timbai, U. M. Orazbaeva

Samara State Aerospace University, 448086, Samara, Russia,
E-mail: ibelokonov@mail.ru

The features of uncontrolled motion of aerodynamically stabilized nanosatellite relative to the center of mass in low circular orbit are considered. An expression for the ballistic coefficient averaged over the period of oscillations of the angle of attack is derived. The distribution function of the probability density and numerical characteristics of statistical distribution of the average ballistic coefficient of nanosatellite of CubeSat standard are obtained by numerical simulation method. Solution to the problem of determination of the moment of the nanosatellite separation from the transport-launch container and of features of lowering from the orbit is solved.

Keywords: nanosatellite, aerodynamic moment, angle of attack, ballistic coefficient, distribution function

Data on authors

- Igor V. Belokonov** — Dr. Sci., Professor; SSAU, Department of Space Exploration;
E-mail: ibelokonov@mail.ru
- Ivan A. Timbai** — Dr. Sci., Professor; SSAU, Department of Space Exploration;
E-mail: timbai@mail.ru
- Ulzhalgas M. Orazbayeva** — Post-Graduate Student; SSAU, Department of Space Exploration;
E-mail: orazbaeva2012@bk.ru

For citation: Belokonov I. V., Timbai I. A., Orazbaeva U. M. Special features of low-altitude aerodynamically stabilized nanosatellite movement // Izv. vuzov. Priborostroenie. 2016. Vol. 59, N 6. P. 507—512 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-507-512