

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ НАНОСПУТНИКА НА УГЛОВОЕ ДВИЖЕНИЕ ПРИ СНИЖЕНИИ С НИЗКИХ КРУГОВЫХ ОРБИТ

© 2012 Л.В. Глухова, И.А. Тимбай

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева
(Национальный исследовательский университет)

Поступила в редакцию 9.10.2012

Рассматривается плоское движение относительно центра масс неуправляемого наноспутника при снижении с низких круговых орбит под действием гравитационного и восстанавливающего аэродинамического моментов. Исследуется влияние проектно-баллистических параметров (начальных условий углового движения, запаса статической устойчивости, отношений моментов инерции) на угловое движение наноспутника (вращение, колебания).

Ключевые слова: наноспутник, движение относительно центра масс, гравитационный момент, аэродинамический момент, аэродинамические характеристики, проектно-баллистические параметры.

ВВЕДЕНИЕ

Характер движения наноспутника относительно центра масс определяется начальными условиями углового движения, величинами гравитационного и аэродинамического моментов. По мере снижения наноспутника, с ростом плотности атмосферы, величина аэродинамического момента меняется, тогда, как величина гравитационного момента остается практически постоянной, что может приводить к изменению характера углового движения наноспутника. Так наноспутник, совершающий колебательное движение относительно одного положения равновесия по углу атаки, в процессе снижения может перейти “скачкообразно” в колебательное движение относительно другого положения равновесия; наноспутник, совершающий вращательное движение может перейти в плоские колебания и наоборот. В некоторых случаях, при незначительном изменении начальных условий углового движения, наноспутник может переходить в колебательные движения относительно различных положений равновесия по углу атаки. Возникает вероятностная задача.

В работе Белецкого В.В. [1] методом фазовой плоскости исследованы случаи плоского углового движения наноспутника на низких круговых орбитах под действием гравитационного момента и восстанавливающего аэродинамического момента, имеющего синусоидальную зависимость от угла атаки, при этом изменением

плотности атмосферы в процессе движения пренебрегается. В работе [2] рассмотрены переходные режимы движения наноспутника относительно центра масс на начальном участке траектории спуска в атмосфере под действием восстанавливающего аэродинамического момента, который имеет вид бигармонического ряда по углу атаки, при этом действием гравитационного момента пренебрегается. В работах [3, 4] исследуются случаи движения наноспутника относительно центра масс на начальном участке траектории спуска в атмосферу под действием восстанавливающего аэродинамического момента, который описывается рядом Фурье по углу атаки с тремя первыми гармониками, действием гравитационного момента при этом пренебрегается. В работе [5] методом фазовой плоскости исследованы случаи плоского движения относительно центра масс наноспутника при снижении с низких круговых орбит под действием гравитационного момента и восстанавливающего аэродинамического момента, который имеет вид бигармонического ряда по углу атаки. Получены формулы, позволяющие определить высоты полёта, на которых происходит изменение характера углового движения наноспутника, а также формулы вероятности попадания в колебания относительно того или иного положения равновесия по углу атаки. В данной работе на основе результатов, полученных в [5], проводится анализ влияния проектно-баллистических параметров на плоское угловое движение наноспутника стандарта CubeSat при снижении с низких круговых орбит под действием гравитационного и восстанавливающего аэродинамического моментов.

Глухова Лия Валерьевна, программист кафедры высшей математики. E-mail: glukhova.liya@gmail.com

Тимбай Иван Александрович, доктор технических наук, профессор кафедры высшей математики.

E-mail: timbai@mail.ru

1. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Рассмотрим два динамически симметричных наноспутника стандарта CubeSat2U (двойной кубик размером 0.1x0.1x0.2 м, массой 2 кг) и CubeSat3U (тройной кубик размером 0.1x0.1x0.3 м, массой 3 кг). Введём систему координат $Oxyz$, начало которой совпадает с геометрическим центром наноспутника, а оси параллельны соответствующим рёбрам (рис. 1).

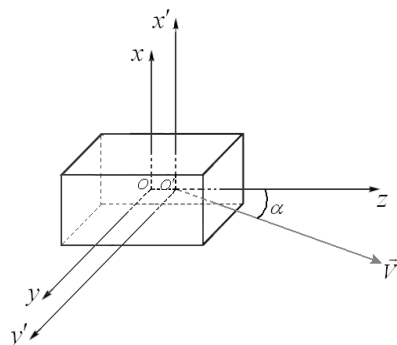


Рис. 1. Системы координат

Будем полагать, что центр масс каждого наноспутника O' лежит на его продольной оси Oz на расстоянии z_T от геометрического центра и главные центральные оси инерции наноспутника параллельны осям системы координат $Oxyz$. Введём связанную систему координат $O'x'y'z'$, оси которой являются главными центральными осями инерции наноспутника. Считая, что движение наноспутника относительно центра масс происходит в плоскости орбиты и ось $O'y'$ перпендикулярна плоскости орбиты, плоское угловое движение наноспутника при снижении с низких круговых орбит под действием гравитационного момента и восстанавливающего аэродинамического момента, имеющего вид бигармонического ряда по углу атаки, описывается уравнением вида [1, 5]

$$\ddot{\alpha} + a(H) \sin \alpha + (b(H) + c) \sin 2\alpha = 0, \quad (1)$$

$$a(H) = a_0^\alpha Slq / A, \quad b(H) = a_1^\alpha Slq / A,$$

где α – угол атаки (угол между продольной осью Oz и вектором скорости центра масс \vec{V} наноспутника); $a(H)$, $b(H)$ – коэффициенты моментной характеристики, обусловленные аэродинамическим моментом, a_0^α и a_1^α – постоянные коэффициенты; S – характерная площадь; l – характерный размер наноспутника; $q = V^2 \rho(H) / 2$ – скоростью напор, V – скорость полёта, H – высота полёта; $\rho(H) = \rho_0 \exp(-\lambda(H - H_0))$, H_0 , ρ_0 – высота полёта и плотность атмосферы в началь-

ный момент времени t_0 , соответственно; λ – логарифмический градиент плотности по высоте; $c = 3(B - C)\omega^2 / (2A)$ – коэффициент, обусловленный действием гравитационного момента; A , B , C – главные моменты инерции наноспутника, A и B – поперечные моменты инерции относительно осей $O'x'$ и $O'y'$, C – продольный момент инерции; $\omega = \sqrt{\mu / R^3}$ – угловая скорость движения центра масс наноспутника на круговой орбите; μ – гравитационная постоянная планеты; R – расстояние от притягивающего центра до наноспутника.

Коэффициент c уравнения (1), обусловленный действием гравитационного момента, при снижении наноспутника с низких орбит меняется незначительно. Пренебрегая изменением расстояния от притягивающего центра до наноспутника, полагаем $c = const$.

Считая, что угол снижения наноспутника, движущегося по почти круговой орбите, мал и меняется медленно, изменение высоты по времени можно определить по приближённой формуле [6]:

$$\dot{H} = -\frac{2C_{xa}qS}{mg}V, \quad (2)$$

где $g = g_n(R_n / R)^2$; g_n – ускорение свободного падения на поверхности планеты, C_{xa} – коэффициент силы лобового сопротивления, R_n – радиус планеты, m – масса наноспутника.

Интеграл энергии системы (1) в случае невозмущённого движения ($a(H) = a = const$, $b(H) = b = const$) имеет вид

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

Характер движения наноспутника определяется соотношением величин a , b , c и E_0 [5]:

Случай 1. $|b + c| \leq 0.5|a|$. При таком соотношении наноспутник имеет два положения равновесия по углу атаки: устойчивое при $\alpha = 0$ и неустойчивое при $\alpha = \pi$. Вращательному движению наноспутника соответствует условие:

$$E_0 > |a| - (b + c),$$

колебательному:

$$E_0 < |a| - (b + c).$$

Случай 2. $(b + c) > 0.5|a|$, $(b + c) > 0$. В этом случае $\alpha = 0$ и $\alpha = \pi$ являются устойчивыми положениями равновесия. У наноспутника появляются дополнительные неустойчивые положения равновесия по углам атаки

$$\alpha_* = \pm \arccos(-0.5a / (b + c)) + 2n\pi$$

$$(n = \pm 1, \pm 2, \dots).$$

Вращательному движению соответствует условие: $E_0 > a^2 / (4(b + c))$, колебательному относительно $\alpha = 0$ или $\alpha = \pi$: $E_0 < a^2 / (4(b + c))$.

Случай 3. $|b + c| > 0.5|a|$, $(b + c) < 0$. В этом случае два положения равновесия по углу атаки

$$\alpha_* = \pm \arccos(-0.5a/(b+c)) + 2n\pi$$

$$(n = \pm 1, \pm 2, \dots)$$

являются устойчивыми, а положение равновесия по углу атаки $\alpha = 0$ неустойчивым. Вращательному движению соответствует условие: $E_0 > |a| - (b+c)$. Колебательному движению относительно $\alpha = 0$ соответствует условие: $|a| - (b+c) > E_0 > -|a| - (b+c)$. Колебательному относительно устойчивых положений равновесия α_* : $E_0 < -|a| - (b+c)$.

В возмущённом движении с изменением величины коэффициентов a и b , обусловленным ростом плотности атмосферы в процессе снижения, возможно изменение характера движения наноспутника: вращательное движение может переходить в колебательное, колебательное движение может переходить во вращательное, колебательное движение может "скачкообразно" переходить в колебательное же движение, но с другими амплитудными характеристиками. Высоты полёта H_* в моменты, соответствующие изменениям характера движения, определяются из решения трансцендентных уравнений [5]:

- для случаев 1 и 3 при переходе из вращательного движения в колебательное относительно $\alpha = 0$ и наоборот:

$$I_0 = 4\sqrt{2(b(H_*)+c)}[\sqrt{u_*-1} + u_* \arctg(\sqrt{1/(u_*-1)})]$$

при $(b(H_*)+c) > 0$, (4)

$$I_0 = 4\sqrt{-2(b(H_*)+c)}[\sqrt{u_*+1} + u_* \ln((1+\sqrt{u_*+1})/\sqrt{u_*})]$$

при $(b(H_*)+c) < 0$,

где $I_0 = \int_{\alpha_{\min}}^{\alpha_{\max}} \dot{\alpha} d\alpha$ – интеграл действия, вычис-

ленный по начальным условиям движения, α_{\min} , α_{\max} – амплитудные значения угла атаки (при вращении $\alpha_{\min} = -\pi$, $\alpha_{\max} = \pi$; при колебаниях $\alpha_{\min} = -\alpha_{\max}$), $u_* = |0.5a(H_*)/(b(H_*)+c)|$;

- для случая 3 при переходе из колебательного движения относительно $\alpha = 0$ в колебательное относительно одного из двух положений равновесия α_* и наоборот:

$$I_0 = 4\sqrt{-2(b(H_*)+c)}(\sqrt{1-u_*} - u_* \ln((1+\sqrt{1-u_*})/\sqrt{u_*})),$$
 (5)

- для случая 2 при переходе из колебательного движения относительно $\alpha = 0$ во вращательное:

$$I_0 = 2\sqrt{2(b(H_*)+c)}(\sin \alpha_* - \alpha_* \cos \alpha_*),$$
 (6)

где $\alpha_* = \arccos(-0.5a(H_*)/(b(H_*)+c))$;

при переходе из колебательного движения относительно $\alpha = \pi$ во вращательное:

$$I_0 = 2\sqrt{2(b(H_*)+c)}(\sin \alpha_* + (\pi - \alpha_*) \cos \alpha_*);$$
 (7)

при переходе из вращательного движения в колебательное относительно одного из двух по-

ложений равновесия $\alpha = 0$ или $\alpha = \pi$:

$$I_0 = 4\sqrt{2(b(H_*)+c)}(\sin \alpha_* + (0.5\pi - \alpha_*) \cos \alpha_*)$$
 (8)

вероятность P попадания в колебания относительно $\alpha = 0$ или $\alpha = \pi$ вычисляется по формулам [5]:

$$\frac{P_{\alpha=0}}{P_{\alpha=\pi}} = \frac{\Theta_{\alpha=0}}{\Theta_{\alpha=\pi}},$$
 (9)

$$\Theta_{\alpha=0} = f_z \left[\frac{2b(H_0)}{\sqrt{2(b(H_*)+c)}} [\sin \alpha_* - \alpha_* \cos \alpha_*] + \right. \\ \left. + 2\sqrt{2(b(H_*)+c)} \alpha_* v_* \sin \alpha_* \right],$$

$$\Theta_{\alpha=\pi} = f_z \left[\frac{2b(H_0)}{\sqrt{2(b(H_*)+c)}} [\sin \alpha_* + (\pi - \alpha_*) \cos \alpha_*] - \right. \\ \left. - 2\sqrt{2(b(H_*)+c)} (\pi - \alpha_*) v_* \sin \alpha_* \right],$$

где $f_z = -\lambda \exp(-\lambda(H - H_0))$,

$$v_* = \frac{0.5a(H_0)c}{\sqrt{1-u_*^2(b(H_*)+c)^2}}.$$

2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Определим аэродинамические характеристики наноспутников стандарта CubeSat. Считая, что набегающий на поверхность наноспутника поток газа свободномолекулярный, гиперзвуковой, характер взаимодействия молекул с поверхностью зеркально-диффузный, молекулы газа испытывают однократные соударения с поверхностью наноспутника, нормальное P_n и касательное P_τ напряжения, действующие на элементарную площадку поверхности dS , можно определить по формулам [7]

$$P_n = q \left\{ (2-a_n) 2 \cos^2 \psi_i + a_n \left[\frac{\pi(\chi-1)}{\chi} \right]^{1/2} t_w^{1/2} \cos \psi_i \right\},$$
 (10)

$$P_\tau = q a_\tau 2 \sin \psi_i \cos \psi_i,$$
 (11)

где ψ_i – местный угол наклона i -ого элемента поверхности к вектору скорости \vec{V}_∞ набегающего потока, в случае плоского движения зависит только от угла атаки α ; a_n , a_τ – коэффициенты аккомодации нормального и касательного импульсов; χ – отношение удельных теплоёмкостей (показатель адиабаты); $t_w = T_w/T_0$ – температурный фактор; T_0 , T_w – температура торможения и температура поверхности наноспутника.

Значения коэффициентов a_n , a_τ в выражениях (10)-(11) зависят от физических свойств газа и поверхности наноспутника. Величину ко-

эффициентов определяют экспериментально. Исследования, проведённые в [8], показывают, что значения коэффициентов аккомодации для воздуха, взаимодействующего с алюминием и сталью, составляют от 0.87 до 0.97. Значения температурного фактора t_w могут изменяться от 0.001 до 1 [9].

Аэродинамические характеристики (коэффициент нормальной c_n и тангенциальной c_τ аэродинамических сил) определяются интегрированием зависимостей (10)-(11) по обтекаемой потоком газа поверхности наноспутника. Исследуем влияние величин a_n , a_τ и t_w на аэродинамические характеристики наноспутников. При $a_n = 0.87$, $a_\tau = 0.97$, $t_w = 1$ зависимости коэффициентов c_n и c_τ от угла атаки принимают максимальные значения (штрих-пунктирная линия на рис. 2 и 3), а при $a_n = 0.97$, $a_\tau = 0.87$, $t_w = 0.001$ – минимальные (пунктирная линия на рис. 2 и 3). Взаимодействие молекул с поверхностью наноспутника является не абсолютно неупругим.

В случае когда $a_n = 1$, $a_\tau = 1$, $t_w = 0$ взаимодействие молекул с поверхностью наноспутника является абсолютно неупругим (все молекулы полностью теряют свою энергию при столкновении со наноспутником и не отражаются). В этом случае аэродинамические характеристики определяются проекцией площади наноспутника на плоскость перпендикулярную вектору ско-

рости набегающего потока и могут быть вычислены по формулам:

$$c_n = c_0 \tilde{S} \sin(\alpha), \quad c_\tau = c_0 \tilde{S} \cos(\alpha), \quad (12)$$

где c_0 – коэффициент, соответствующий значению c_τ , полученному при условии $\alpha = 0$, и в случае абсолютно неупругого удара равен 2; \tilde{S} – проекция площади наноспутника на плоскость перпендикулярную вектору скорости набегающего потока, отнесённая к характерной площади. Для наноспутника стандарта CubeSat2U $\tilde{S} = 2 |\sin(\alpha)| + |\cos(\alpha)|$, для CubeSat3U $\tilde{S} = 3 |\sin(\alpha)| + |\cos(\alpha)|$.

Значения коэффициентов c_n и c_τ в случае абсолютно неупругого удара, вычисленные путём интегрирования по поверхности зависимостей (10)-(11), совпадают со значениями коэффициентов c_n и c_τ , вычисленными по формулам (12).

Формулы (12) могут использоваться для вычисления аэродинамических характеристик и в случае не абсолютно неупругого удара. В этом случае коэффициент c_0 в формулах (12) вычисляется по формуле

$$c_0 = \left(2(2 - a_n) + a_n \sqrt{\pi(\chi - 1)t_w / \chi} \right). \quad (13)$$

В случае не абсолютно неупругого удара значение коэффициента c_0 варьируется от 2 до 3.

На рис. 2 и 3 сплошными линиями изображены зависимости коэффициентов $c_n(\alpha)$ и $c_\tau(\alpha)$,

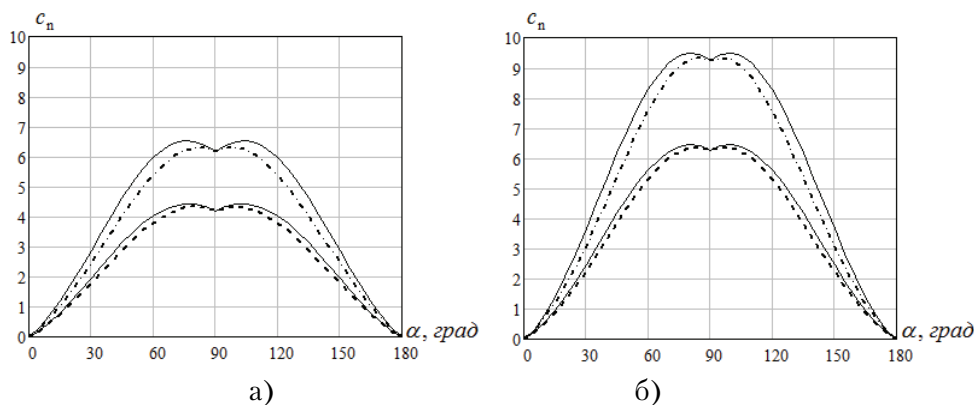


Рис. 2. Зависимость коэффициента c_n от угла атаки для наноспутника: а – CubeSat2U; б – CubeSat3U

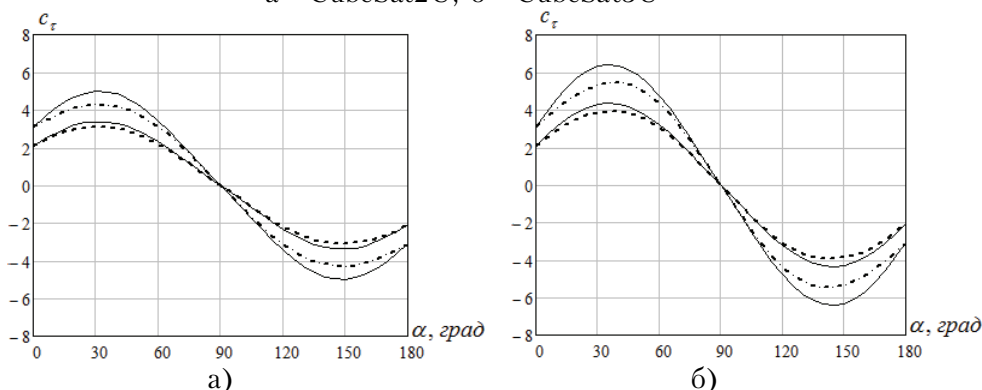


Рис. 3. Зависимость коэффициента c_τ от угла атаки для наноспутника: а – CubeSat2U; б – CubeSat3U

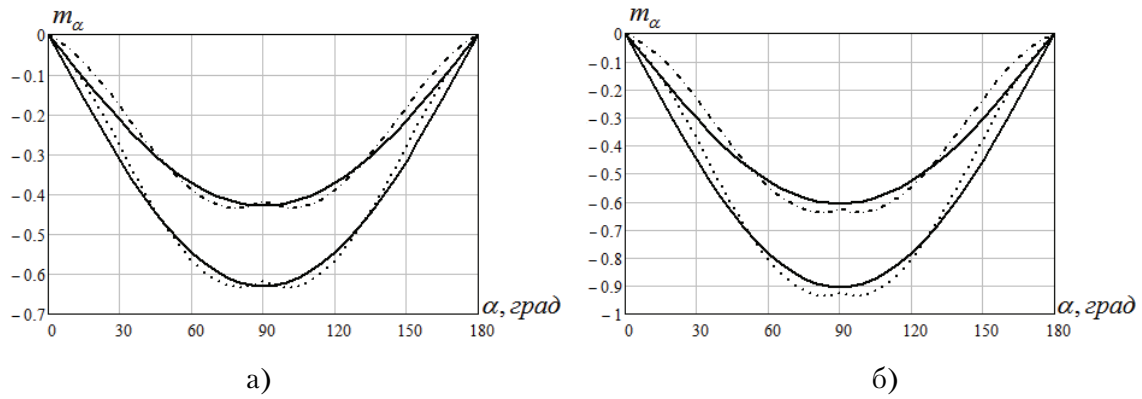


Рис. 4. Зависимость коэффициента m_α от угла атаки для наноспутника:
а – CubeSat2U; б – CubeSat3U

вычисленные по формулам (12)-(13). Определяя аэродинамические характеристики в случае не абсолютно неупругого удара по формулам (12)-(13) необходимо учитывать погрешность. Максимальная относительная погрешность вычисления аэродинамических характеристик наноспутников CubeSat2U и CubeSat3U составляет 12% и 16% для $c_{n_{max}}$ и $c_{\tau_{max}}$, а для $c_{n_{min}}$ и $c_{\tau_{min}}$ составляет 8% и 9%, соответственно.

Равнодействующая аэродинамических сил приложена в геометрическом центре наноспутников. В этом случае коэффициент восстанавливающего аэродинамического момента определяется по формуле:

$$m_\alpha = -\bar{z}_T c_n, \quad (14)$$

где $\bar{z}_T = z_T / l$, z_T – положение центра масс, отсчитываемое от геометрического центра наноспутника.

Зависимость коэффициента m_α от угла атаки при $\bar{z}_T = 0.1$ приведена на рис. 4 (пунктирная линия для $c_{n_{max}}(\alpha)$, штрих-пунктирная линия для $c_{n_{min}}(\alpha)$). Зависимость коэффициента $m_\alpha(\alpha)$ можно аппроксимировать синусоидальной зависимостью $a_0^\alpha \sin(\alpha)$ (рис. 5 сплошная линия). Значения коэффициента a_0^α , соответствующие $c_{n_{min}}(\alpha)$ и $c_{n_{max}}(\alpha)$, для наноспутника

CubeSat2U равны -0.43 и -0.62, а для наноспутника CubeSat3U равны -0.61 и -0.91.

3. ВЫБОР ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ЗАДАННОЕ УГЛОВОЕ ДВИЖЕНИЕ

Для определения проектно-баллистических параметров, обеспечивающих заданное угловое движение динамически симметричным наноспутникам стандарта CubeSat, построим номограммы в зависимости от начальных значений угла атаки α_0 , угловой скорости $\dot{\alpha}_0$ и высот полёта $H_0 = 320$ км и $H_0 = 245$ км. На рис. 5 и 6 изображены кривые, которые определяются уравнением (3). Кривые построены для относительных запасов статической устойчивости $z_T = 0.025; 0.05; 0.1$, коэффициентов a_0^α , соответствующих $c_{n_{min}}(\alpha)$, для значений плотности ночной атмосферы при минимальном индексе солнечной активности [10] и различных отношений продольного и поперечного моментов инерции наноспутников C/B . Для наноспутника CubeSat2U, продольный момент инерции C которого равен $3.3 \cdot 10^{-3}$ кг·м², отношение $C/B = 0.2$ (рис.5а и 6а сплошная линия) и $C/B = 0.3$ (рис.5а и 6а линия с маркерами). Для наноспутника CubeSat3U,

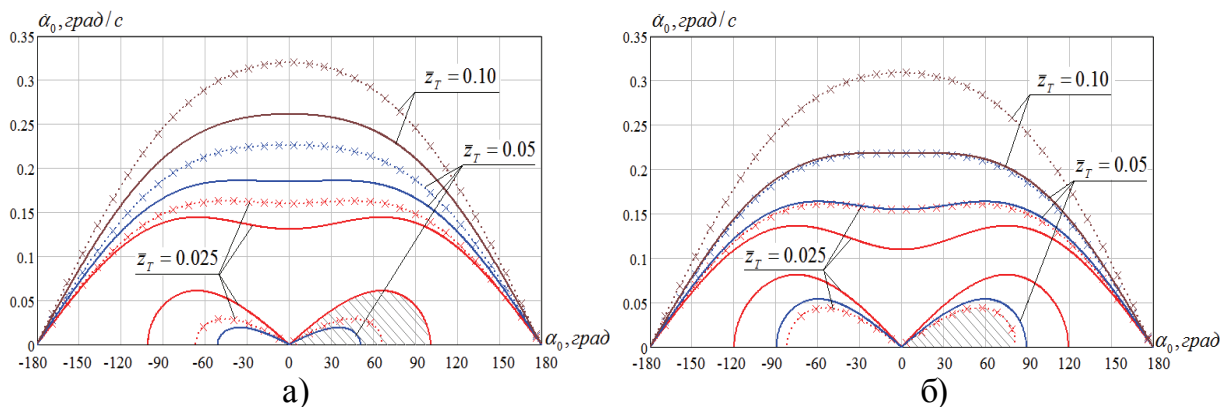


Рис. 5. Номограмма для выбора проектно-баллистических параметров наноспутника:
а) CubeSat2U; б) CubeSat3U на высоте $H_0 = 320$ км

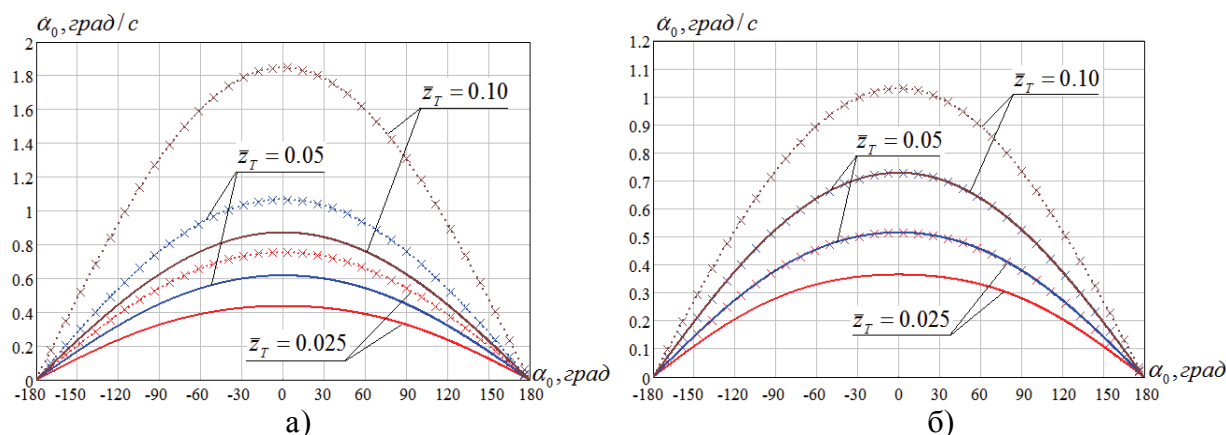


Рис. 6. Номограмма для выбора проектно-баллистических параметров наноспутника: а – CubeSat2U; б – CubeSat3U на высоте $H_0 = 245$ км

продольный момент инерции которого равен $5,0 \cdot 10^{-3}$ кг \cdot м², отношение $C/B = 0.1$ (рис.5б и 6б сплошная линия) и $C/B = 0.2$ (рис.5б и 6б линия с маркерами). При начальных значениях α_0 и $\dot{\alpha}_0$, соответствующих значениями из областей, расположенных над кривой, проходящей через точку $\alpha = 180$, наноспутник совершает вращательное движение, а под кривыми – колебательные движения относительно положения равновесия по углу атаки $\alpha = 0$. При начальных значениях, соответствующих значениям из областей, расположенных под кривыми, проходящими через точку $\alpha = 0$, наноспутник совершает колебания относительно положения равновесия по углу атаки $\alpha_* = \pm \arccos(-0.5a / (b + c))$.

Как видно из рис. 5, если начальные значения α_0 и $\dot{\alpha}_0$ соответствуют значениям из внутренней колебательной области (рис. 5 заштрихованная область), то при движении с высоты $H_0 = 320$ км продольная ось наноспутника CubeSat2U с относительным запасом статической устойчивости $\bar{z}_T = 0.10$ и отношением моментов инерции $C/B = 0.2$ будет совершать колебательные движения относительно положения равновесия $\alpha_* = 66$ град, а продольная ось наноспутника CubeSat3U с тем же запасом и отношением моментов инерции - относительно $\alpha_* = 55$ град. Характер движения наноспутников в начальный момент времени соответствует случаю 3, описанному в разделе 1. По мере снижения наноспутников с ростом плотности атмосферы аэродинамический момент растёт, внутренние колебательные области уменьшаются и исчезают. Продольная ось наноспутников может перейти в колебания относительно положения равновесия по углу атаки $\alpha = 0$ град. Высоты перехода из колебательного движения относительно положения равновесия α_* в колебательное движение относительно положения равновесия по углу атаки $\alpha = 0$ град определяются из решения уравнения (5).

Если начальные значения α_0 и $\dot{\alpha}_0$ соответствуют вращательному движению, то в процессе снижения наноспутники могут перейти в колебательное движение относительно положения равновесия по углу атаки $\alpha = 0$ град. В этом случае высоты перехода определяется из решения уравнения (4).

Номограмма, изображённая на рис. 6, соответствует случаю, когда аэродинамический момент является преобладающим для динамически симметричных наноспутников CubeSat. В этом случае в процессе снижения возможен только один переход – вращения в колебание относительно устойчивого положения равновесия по углу атаки $\alpha = 0$.

Таким образом, построенные в данной работе номограммы позволяют определить проектно-баллистические параметры наноспутников стандарта CubeSat, обеспечивающие заданное угловое движение под действием гравитационного и восстанавливающего аэродинамического моментов при снижении с низких круговых орбит.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 11-08-00644 а.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Белецкий В.В.* Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965.
2. *Асланов В.С., Тимбай И.А.* Переходные режимы углового движения КА на верхнем участке траектории спуска // Космические исследования. 1997. Т. 35. № 3. С. 279-286.
3. *Баринаева Е.В., Тимбай И.А.* Исследование плоского движения относительно центра масс спускаемого аппарата с тригармонической моментной характеристикой при входе в атмосферу // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. №1 (21). С. 9-19.
4. *Баринаева Е.В., Тимбай И.А.* Исследование пространственного движения относительно центра масс спускаемого аппарата с тригармонической моментной

- характеристикой при входе в атмосферу // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. №4 (24). С. 11-19.
5. Глухова Л.В., Тимбай И.А. Исследование плоского движения относительно центра масс космического аппарата под действием гравитационного и аэродинамического моментов при снижении с круговых орбит // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. №4 (24). С. 30-37.
 6. Балк М.Б. Элементы динамики космического полёта. М.: Наука, 1965
 7. Аэрогидромеханика / Е.Н. Бондарев, В.Т. Дубасов, Ю.А. Рьжов, С.Б. Свирицкий, Н.В. Семенчиков. М.: Машиностроение, 1993. 608 с.
 8. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: учебник для авиац. специальностей вузов / В.С. Авдуевский, Б.М. Галицкий, Г.А. Глебов и др.; под общ. ред. В.С. Авдуевского, В.К. Кошкина. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.: ил.
 9. Воронич И.В., Мьинт З.М. Влияние особенностей взаимодействия газа с поверхностью на аэродинамические характеристики космического аппарата // Вестник МАИ. – 2010. – Т. 17. № 3. С. 59-67.
 10. Основы теории полёта космических аппаратов / В.С. Авдуевский, Б.М. Антонов, Н.А. Анфимов и др.; под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972. 607 с.

THE ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF DESIGN AND BALLISTIC PARAMETERS NANOSATELLITE ON THE ANGULAR MOTION DURING THE DESCENT FROM LOW CIRCULAR ORBITS

© 2012 L.V. Glukhova, I.A. Timbay

Samara State Aerospace University named after Academician S. P. Korolev
(National Research University)

The planar motion of an uncontrolled nanosatellite around its center of mass under the influence of the gravitational moment and the restoring aerodynamic moment during the descent from low circular orbits is considered. The influence of design and ballistic parameters (initial conditions of angular motion, margin of static stability, ratio of moments of inertia) on the angular motion nanosatellite (rotation, oscillations) is investigated.

Keywords: nanosatellite, motion of the center of mass, gravitational moment, aerodynamic moment, aerodynamic features, design and ballistic parameters.