

УДК 629.783

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОГО ЗНАЧЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО УГЛА АТАКИ НАНОСПУТНИКА ПРИ ДВИЖЕНИИ НА НИЗКИХ КРУГОВЫХ ОРБИТАХ

© 2013 Л. В. Глухова, И. А. Тимбай

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

Рассматривается пространственное движение относительно центра масс неуправляемого наноспутника на низких круговых орбитах. Определены аэродинамические характеристики наноспутников CubeSat-2U и CubeSat-3U. Получены функции распределения максимального угла атаки наноспутников для различных высот полёта в зависимости от разброса компонентов начальной угловой скорости.

Наноспутник, пространственное движение, аэродинамические характеристики, функция распределения.

При движении спутника на низких круговых орбитах основное влияние на него оказывают аэродинамический и гравитационный моменты. На высотах полёта, где преобладающим является аэродинамический момент, его можно использовать для ориентации спутника по набегающему потоку. Исследованию движения спутников на низких круговых орбитах посвящено большое количество работ. Однако вопросам статистического анализа углового движения неуправляемых спутников уделялось мало внимания.

В работе [1] получены законы распределения угла атаки спутника на условной границе атмосферы – высоте, где аэродинамические моменты начинают заметно влиять на изменение угла атаки. При этом предполагается, что отделение спутника происходит в направлении вектора скорости центра масс на внеатмосферном участке траектории.

В [2] проведён анализ законов распределения пространственного угла атаки лёгкой спускаемой капсулы на условной границе атмосферы и на участке движения в плотных слоях атмосферы. При этом учитывается неточность знания угла атаки в момент отделения капсулы от трассовой системы.

В работе [3] исследовано неуправляемое движение относительно центра масс

наноспутника стандарта CubeSat-2U, закрученного вокруг продольной оси и отделённого от орбитальной ступени ракеты-носителя «Союз» на низкой околокруговой орбите, сформированы вероятностные модели начальных условий углового движения наноспутника.

В данной работе рассматривается пространственное движение относительно центра масс неуправляемых динамически симметричных наноспутников CubeSat-2U и CubeSat-3U на низких круговых орбитах. Полагается, что отделение наноспутника происходит на высотах, где аэродинамический момент оказывает существенное влияние, и им нельзя пренебречь. Предполагается, что при отделении компоненты угловых скоростей наноспутника представляют собой независимые случайные величины, распределённые по нормальному закону с нулевыми математическими ожиданиями. Анализируется возможность ориентации продольной оси наноспутника вдоль вектора скорости центра масс.

Будем полагать, что рассматриваемые наноспутники обладают массовой и динамической симметрией. В табл. 1 приведены их основные инерционно-массовые характеристики.

Таблица 1. Основные инерционно-массовые характеристики наноспутников CubeSat-2U и CubeSat-3U

	Характерный размер l (м)	Характерная площадь S (м ²)	Масса m (кг)	Продольный момент инерции I_x (кг·м ²)	Поперечные моменты инерции $I_y = I_z$ (кг·м ²)
CubeSat-2U	0.2	0.01	2	$3.3 \cdot 10^{-3}$	$8.3 \cdot 10^{-3}$
CubeSat-3U	0.3	0.01	3	$5.0 \cdot 10^{-3}$	$25.0 \cdot 10^{-3}$

В [3] при вычислении аэродинамических характеристик наноспутника CubeSat-2U принималось, что обтекание наноспутника свободномолекулярное и удар молекул газа абсолютно неупругий (все молекулы полностью теряют свою энергию при столкновении с наноспутником и не отражаются). В этом случае аэродинамическая сила представляет собой силу сопротивления, которая определяется площадью поперечного сечения наноспутника, нормального к направлению потока. При этом коэффициент силы лобового сопротивления принимался равным 2,2.

В данной работе определим аэродинамические характеристики наноспутников, учитывая возможное отклонение в реальности от гипотезы абсолютно неупругого удара. Для этого

введём две системы координат: 1) систему координат O_1xyz , связанную с наноспутником таким образом, что точка O_1 – это точка приведения всех сил, действующих на наноспутник (для удобства будем считать, что она лежит в геометрическом центре наноспутника), а оси системы координат параллельны соответствующим рёбрам наноспутника; 2) систему координат $Ox_aY_aZ_a$, связанную с вектором скорости набегающего потока \vec{V}_∞ . Связь между системой координат $Oxyz$ и системой координат $Ox_aY_aZ_a$ осуществляется с помощью пространственного угла атаки α и угла собственного вращения j (рис. 1а).

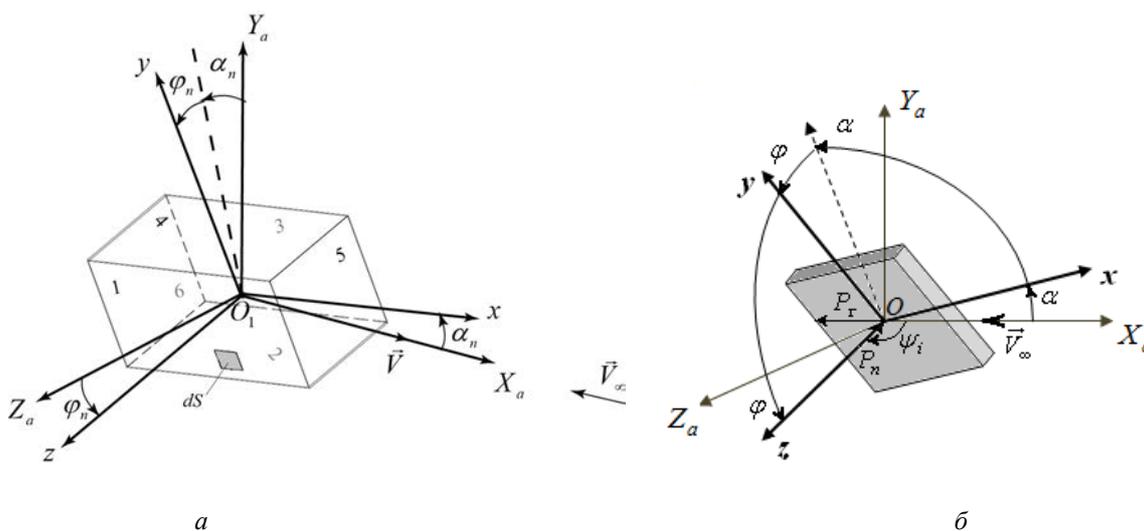


Рис. 1. Взаимное расположение систем координат для: а – наноспутника, б – элемента поверхности наноспутника

Поверхность наноспутников CubeSat-2U и CubeSat-3U можно представить шестью пластинами. На рис.1б изображён элемент поверхности dS одной из пластин в связанной системе координат $Oxuz$. На каждый элемент поверхности действуют нормальное P_n и касательное P_t напряжения, возникающие в результате взаимодействия поверхности наноспутника с набегающим потоком газа. Вектор \vec{P}_n лежит на оси Oz по направлению внутренней нормали к поверхности элемента. Вектор \vec{P}_t лежит в плоскости, образованной векторами \vec{P}_n и Ox_a , и ориентирован по направлению вектора скорости набегающего потока \vec{V}_∞ . Угол y_i – это угол между вектором нормального напряжения \vec{P}_n и вектором скорости набегающего потока (рис.1б).

Будем считать, что набегающий на поверхность наноспутника поток газа свободномолекулярный и гиперзвуковой, характер взаимодействия молекул с поверхностью зеркально-диффузный, молекулы газа испытывают однократные соударения с поверхностью наноспутника. В этом случае нормальное P_n и касательное P_t напряжения, действующие на элементарную площадку поверхности dS , можно определить по формулам [4]:

$$P_n = q \left\{ (2 - a_n) 2 \cos^2 y_i + a_n \left[\frac{p(c-1)}{c} \right]^{1/2} t_w^{1/2} \cos y_i \right\}, \quad (1)$$

$$P_{t_i} = q a_t 2 \sin y_i \cos y_i, \quad (2)$$

где y_i – угол между вектором нормального напряжения \vec{P}_{n_i} i -й пластины и вектором скорости \vec{V}_∞ набегающего потока, который в случае пространственного движения зависит от углов атаки a и собственного вращения j ; q – скоростной напор; a_n , a_t – коэффициенты аккомодации нормального

и касательного импульсов; c – показатель адиабаты газа; t_w – температурный фактор.

Значения коэффициентов a_n и a_t в (1, 2) зависят от физических свойств газа и поверхности наноспутника. Величины коэффициентов определяют экспериментально. Исследования, проведённые в [5], 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 [6]. При таких значениях величин a_n , a_t и t_w взаимодействие молекул с поверхностью наноспутника не является абсолютно неупругим. Значение показателя адиабаты газа c принималось в соответствии с [6] равным 1.4.

Коэффициенты нормальной c_n и тангенциальной c_t аэродинамических сил определяются интегрированием зависимостей (1, 2) по поверхности наноспутника, обтекаемой потоком газа.

На рис. 2 и 3 изображены зависимости коэффициентов $c_n(a, j)$ и $c_t(a, j)$ от углов атаки и собственного вращения для наноспутников CubeSat-2U и CubeSat-3U при различных значениях коэффициентов аккомодации и температурного фактора. Аэродинамические коэффициенты принимают наименьшие значения при значениях коэффициентов аккомодации $a_n = 0,97$, $a_t = 0,87$, температурного фактора $t_w = 0,001$ и при значении угла собственного вращения $j = 0^\circ$ (рис. 2). Аэродинамические коэффициенты принимают наибольшие значения при $a_n = 0,87$, $a_t = 0,97$, $t_w = 1$ и $j = 45^\circ$ (рис. 3). Как видно, разность между наибольшим и наименьшим значениями аэродинамических коэффициентов составляет около 50% по отношению к наименьшим их значениям.

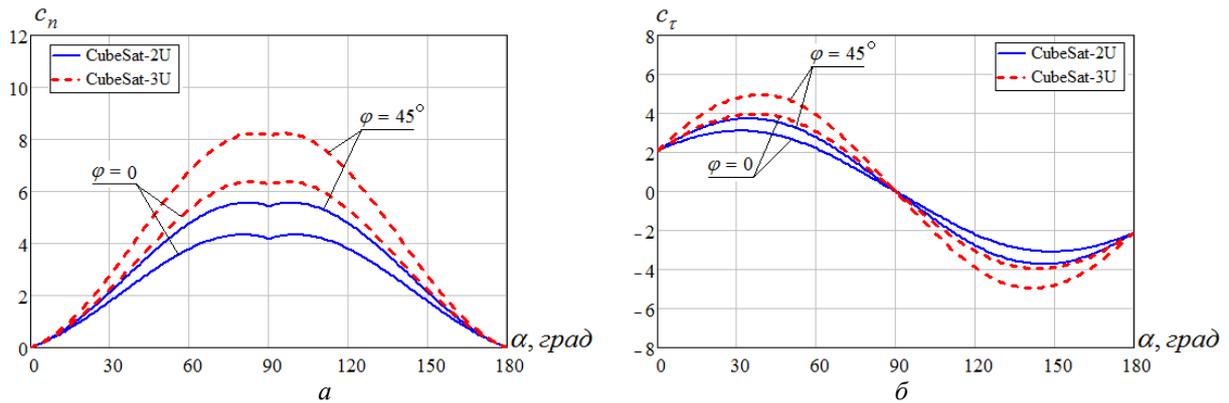


Рис.2. Зависимости аэродинамических коэффициентов нормальной C_n и тангенциальной C_τ аэродинамических сил от углов атаки и собственного вращения для наноспутников CubeSat-2U и CubeSat-3U ($a_n = 0,97$, $a_t = 0,87$, $t_w = 0,001$)

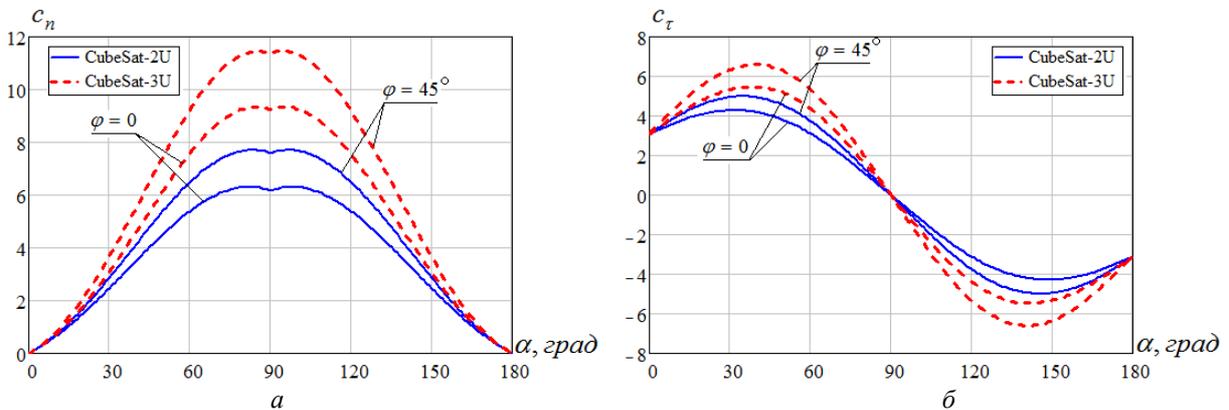


Рис.3. Зависимости аэродинамических коэффициентов нормальной C_n и тангенциальной C_τ аэродинамических сил от углов атаки и собственного вращения для наноспутников CubeSat-2U и CubeSat-3U ($a_n = 0,87$, $a_t = 0,97$, $t_w = 1$)

Расчёты показывают, что равнодействующая аэродинамических сил приложена в геометрическом центре наноспутника. В этом случае коэффициент восстанавливающего аэродинамического момента, вычисленный относительно центра масс, определяется по формуле:

$$m_{a,j} = -\bar{x}_T c_n(a,j), \tag{3}$$

где $\bar{x}_T = x_T / l$ – безразмерная координата центра масс наноспутника, x_T – положение центра масс, отсчитываемое от геометрического центра наноспутника

вдоль продольной оси, l – характерная длина.

На рис. 4 и 5 показаны зависимости коэффициента восстанавливающего аэродинамического момента от пространственного угла атаки a и угла собственного вращения j для наноспутников CubeSat-2U и CubeSat-3U, безразмерная координата центра масс которых равна $\bar{x}_T = 0,1$. Кривые 1 и 2 построены для зависимости $m_{a,j}$, полученной при значениях угла собственного вращения $j = 0^\circ$ и $j = 45^\circ$ соответственно. Кривая 3 построена для зависимости $m_{a,j}$, усреднённой по углу

j . Для проведения анализа параметров движения зависимость коэффициента $m_{a,j}$, усреднённую по углу собственного вращения j , с достаточной точностью можно аппроксимировать синусоидальной зависимостью $a_0 \sin(a)$ (пунктирная линия на рис. 4 и 5). На рис. 4а, 5а

приведены зависимости, полученные при значениях коэффициентов аккомодации $a_n = 0,87$, $a_t = 0,97$ и температурного фактора $t_w = 1$, и на рис. 4б, 5б – при $a_n = 0,97$, $a_t = 0,87$ и $t_w = 0,001$.

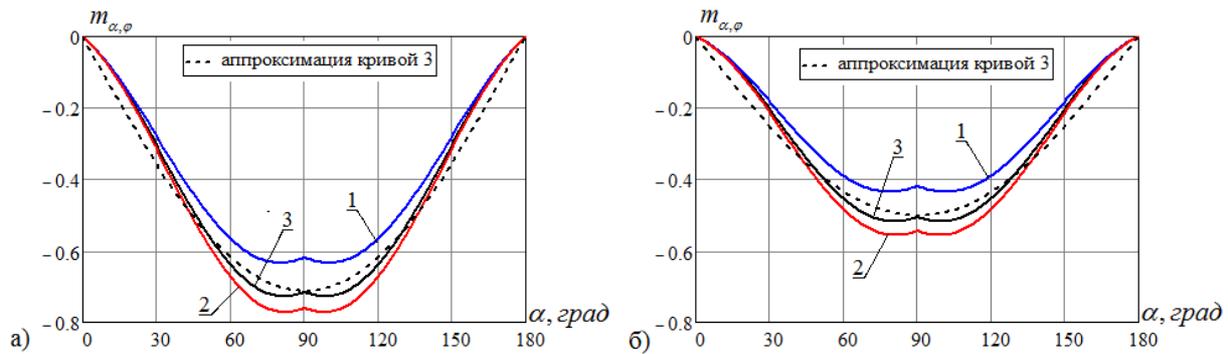


Рис.4. Зависимости коэффициента восстанавливающего аэродинамического момента наноспутника CubeSat-2U от пространственного угла атаки и угла собственного вращения:
 а – при $a_n = 0,87$, $a_t = 0,97$ и $t_w = 1$; б – при $a_n = 0,97$, $a_t = 0,87$ и $t_w = 0,001$
 (1 – $j = 0^\circ$, 2 – $j = 45^\circ$, 3 – усреднённая по углу j)

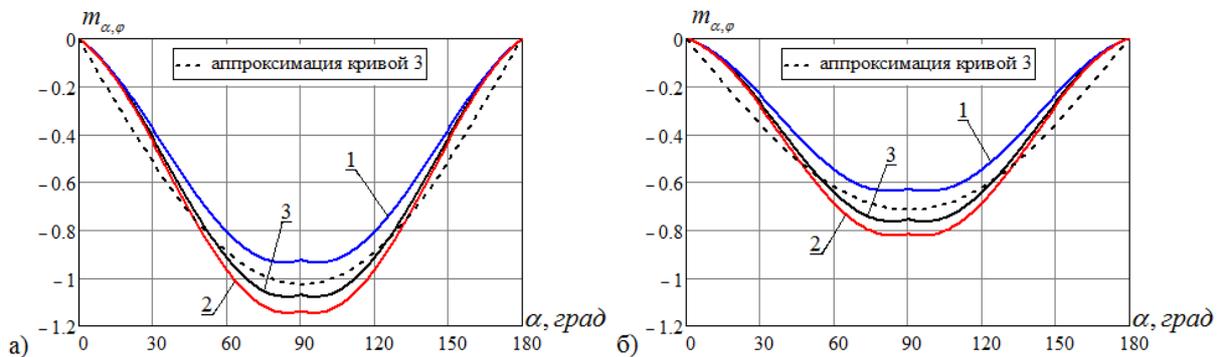


Рис.5. Зависимости коэффициента восстанавливающего аэродинамического момента наноспутника CubeSat-3U от пространственного угла атаки и угла собственного вращения:
 а – при $a_n = 0,87$, $a_t = 0,97$ и $t_w = 1$; б – при $a_n = 0,97$, $a_t = 0,87$ и $t_w = 0,001$
 (1 – $j = 0^\circ$, 2 – $j = 45^\circ$, 3 – усреднённая по углу j)

Сравним величины гравитационного и восстанавливающего аэродинамического моментов на высоте 330 км, что соответствует средней высоте орбиты, на которую в 2015 г. планируется запустить 50 наноспутников стандарта CubeSat в рамках европейского проекта QB50, а также на высотах 245 км и 193 км, что соответствует максимальной и минимальной высоте околокруговой орбиты, используемой для выведения

спутников с помощью третьей ступени ракеты-носителя «Союз».

В табл. 2 – 4 приведены изменения отношения максимального значения аэродинамического момента к максимальному значению гравитационного момента в зависимости от начальной высоты полёта H_0 и величины безразмерной координаты центра масс наноспутника \bar{x}_T для ночной плотности

атмосферы при минимальной солнечной активности [7]. Значения аэродинамического момента определялись при значениях коэффициента восстанавливающего момента, усреднённого по углу

собственного вращения j и аппроксимированного синусоидальной зависимостью по углу атаки a .

Таблица 2. Изменение отношения максимального значения аэродинамического момента к максимальному значению гравитационного момента в зависимости от величины безразмерной координаты центра масс на высоте полёта 330 км

\bar{x}_T	0,05	0,1	0,15	0,2	0,3
CubeSat-2U	2,1	4,1	6,2	8,4	12,5
CubeSat-3U	1,1	2,3	3,4	4,5	6,7

Таблица 3. Изменение отношения максимального значения аэродинамического момента к максимальному значению гравитационного момента в зависимости от величины безразмерной координаты центра масс на высоте полёта 245 км

\bar{x}_T	0,05	0,1	0,15	0,2	0,3
CubeSat-2U	22,4	44,8	67,2	90,6	135,4
CubeSat-3U	12,0	24,4	36,4	48,4	72,8

Таблица 4. Изменение отношения максимального значения аэродинамического момента к максимальному значению гравитационного момента в зависимости от величины безразмерной координаты центра масс на высоте полёта 193 км

\bar{x}_T	0,05	0,1	0,15	0,2	0,3
CubeSat-2U	102,2	204,3	306,5	413,5	617,8
CubeSat-3U	54,7	111,3	166,0	220,7	332,0

Как видно из таблиц, на высотах до 330 км преобладающим является аэродинамический момент даже для плотности, соответствующей ночной атмосферы при минимальной солнечной активности.

Рассмотрим случай, когда аэродинамический момент является преобладающим и определяет характер углового движения. Тогда, пренебрегая влиянием гравитационного момента и орбитальной угловой скоростью, усредняя аэродинамический момент по углу собственного вращения и аппроксимируя его синусоидальной зависимостью от угла атаки, изменение пространственного угла атаки наноспутника можно описать следующим уравнением [1]:

$$(G - R \cos a)(R - G \cos a) / \sin^3 a - a(H) \sin a = 0, \tag{4}$$

где $R = I_x w_x / I_n = \text{const}$,

$G = R \cos a + (-w_y \cos f + w_z \sin f) \sin a = \text{const}$ – отнесённые к поперечному моменту инерции проекции вектора кинетического момента на продольную ось наноспутника и на направление скорости центра масс, соответственно; I_x – продольный момент инерции; $I_y = I_z = I_n$ – поперечный момент инерции; w_x, w_y, w_z – проекции вектора угловой скорости на оси связанной системы координат; j – угол собственного вращения; $a(H) = m_{a,j} S l V^2 r(H) / (2 I_n)$ – коэффициент аппроксимации аэродинамического момента синусоидальной зависимостью от угла атаки, отнесённый к поперечному моменту инерции; $m_{a,j}$ – коэффициент восстанавливающего момента, вычисленного относительно центра масс, S – характерная площадь, l – характерный размер наноспутника; V – скорость центра

масс, H – высота полёта; $\rho(H)$ – плотность атмосферы.

Изменение высоты круговой орбиты вследствие сопротивления атмосферы происходит очень медленно, и при рассмотрении углового движения наноспутника на одном или нескольких витках можно принять $H = const$. В этом случае для системы (4) имеет место интеграл энергии:

$$\frac{\alpha^2}{2} + (R^2 + G^2 - 2RG \cos \alpha) / (2 \sin^2 \alpha) + a \cos \alpha = E \quad (5)$$

Значение E определяется по начальным условиям, при этом $\alpha_0 = w_y \cos j_0 + w_z \sin j_0$.

Максимальное значение угла атаки определяется из уравнения

$$(R^2 + G^2 - 2RG \cos \alpha_{\max}) / (2 \sin^2 \alpha_{\max}) + a \cos \alpha_{\max} - E = 0 \quad (6)$$

которое следует из интеграла энергии (5) при $\alpha = 0$.

Для определения функции распределения максимального угла атаки наноспутника было проведено статистическое моделирование (10000 численных экспериментов) по соотношениям (5) и (6). Предполагалось, что компоненты начальной угловой скорости наноспутника независимы и распределены по нормальному закону с нулевыми математическими ожиданиями и в начальный момент времени продольная ось наноспутника направлена по вектору скорости центра масс. Предполагалось, что начальное значение коэффициента $a(H)$ – это случайная величина, распределённая равномерно в диапазоне от минимального значения, соответствующего минимальному значению коэффициента нормальной c_n аэродинамической силы и ночной плотности атмосферы при минимальной

солнечной активности, до максимального значения, соответствующего максимальному значению коэффициента нормальной c_n аэродинамической силы и дневной плотности атмосферы при максимальной солнечной активности.

На рис. 6 – 8 показаны изменения функции распределения максимального угла атаки наноспутников CubeSat-2U и CubeSat-3U (со значениями безразмерной координаты центра масс 0,1 и 0,2) в зависимости от величин среднеквадратичных отклонений составляющих начальной угловой скорости наноспутника: кривая 1 для $3s_{w_y} = 3s_{w_z} = 2,5$ град/с и $3s_{w_x} = 0,5$ град/с; кривая 2 для $3s_{w_y} = 3s_{w_z} = 1,5$ град/с и $3s_{w_x} = 0,3$ град/с; кривая 3 для $3s_{w_y} = 3s_{w_z} = 0,5$ град/с и $3s_{w_x} = 0,1$ град/с; кривая 4 для $3s_{w_y} = 3s_{w_z} = 0,25$ град/с и $3s_{w_x} = 0,05$ град/с. Графики построены для высот 193 км, 245 км и 330 км.

Используя полученные функции распределения максимального угла атаки, можно проанализировать возможность ориентации продольной оси наноспутника вдоль вектора скорости с заданной вероятностью на заданной высоте полёта, определить требования к начальным величинам углового движения и к положению центра масс наноспутника.

Так, например, для того чтобы на высоте 193 км обеспечить ориентацию продольной оси наноспутника CubeSat-3U вдоль вектора скорости центра масс в пределах $0 - 20^\circ$ с вероятностью 0,95 в случае, если величины среднеквадратичных отклонений составляющих начальной угловой скорости не превосходят значений $3s_{w_y} = 3s_{w_z} = 1,5$ град/с и $3s_{w_x} = 0,3$ град/с, необходимо обеспечить положение центра масс наноспутника $\bar{x}_T = 0,2$ (рис. 6б).

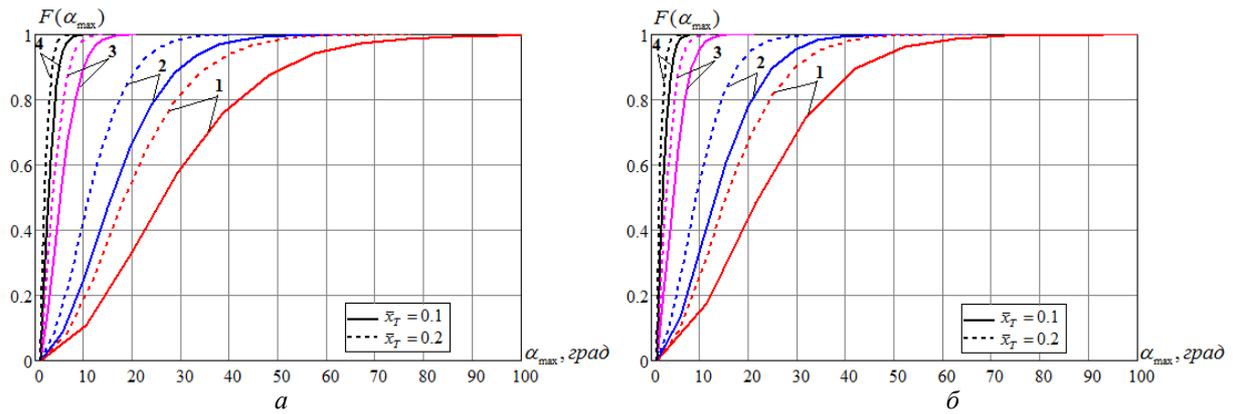


Рис. 6. Функция распределения максимального угла атаки на высоте 193 км для наноспутников: а – CubeSat-2U, б – CubeSat-3U

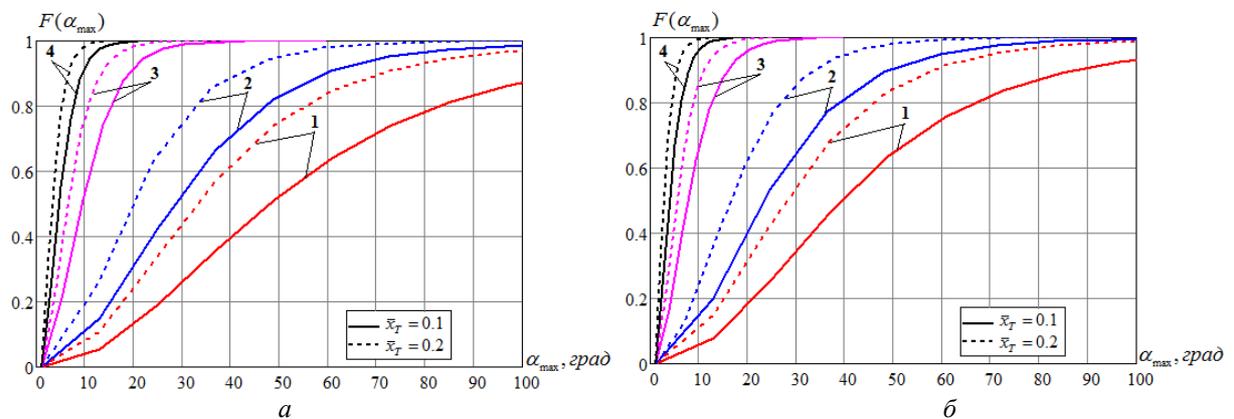


Рис. 7. Функция распределения максимального угла атаки на высоте 245 км для наноспутников: а – CubeSat-2U, б – CubeSat-3U

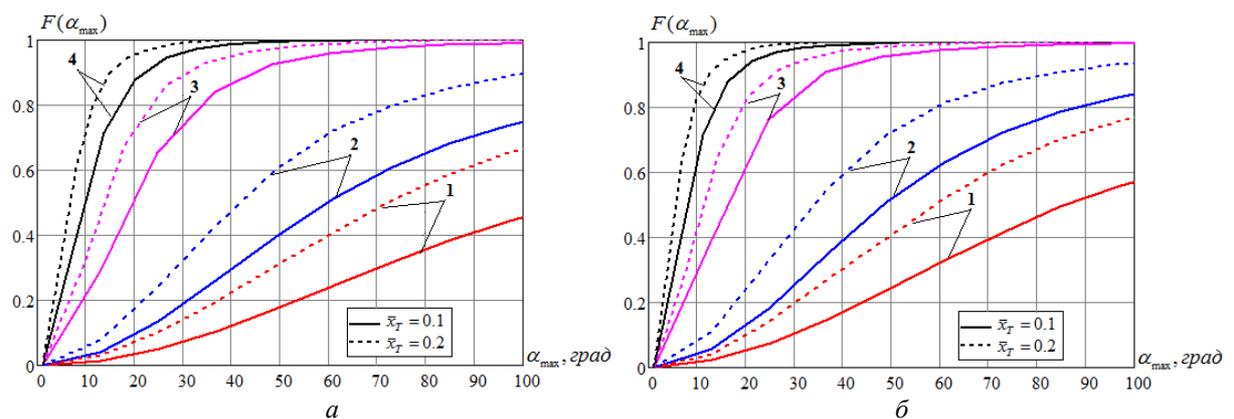


Рис. 8. Функция распределения максимального угла атаки на высоте 330 км для наноспутников: а – CubeSat-2U, б – CubeSat-3U

Рассмотрим частный случай пространственного движения относительно центра масс наноспутника – плоское угловое движение. В этом случае соотношение (6) имеет вид

$$a \cos a_{\max} - E = 0, \tag{7}$$

где $E = a \cos a_0 + \frac{a_0^2}{2}$.

Из (7) следует

$$\cos a_{\max} = \cos a_0 + \frac{a_0^2}{2a_0}. \quad (8)$$

Будем считать, что величина a_0 распределена по Рэлеевскому закону (компоненты поперечной составляющей угловой скорости независимы и распределены по нормальному закону с нулевыми математическими ожиданиями и дисперсиями, равными $s_y^2 = s_z^2 = s^2$). Тогда, вычисляя распределение функции по распределению аргумента в соответствии с [8], получим аналитические выражения для плотности распределения и функции распределения максимального угла атаки $a_{\max} \in (a_0, p)$:

$$f(a_{\max}) = \frac{-a \sin a_{\max}}{s^2} \exp\left(\frac{-a(\cos a_{\max} - \cos a_0)}{s^2}\right), \quad (9)$$

$$F(a_{\max}) = 1 - \exp\left(\frac{-a(\cos a_{\max} - \cos a_0)}{s^2}\right). \quad (10)$$

Для оценки возможности использования полученной для случая плоского углового движения аналитической функции распределения максимального угла атаки в случае пространственного движения были проведены расчёты для наноспутника CubeSat-2U со значением безразмерной координаты центра масс 0,1 и с минимальным значением коэффициента нормальной аэродинамической силы. Рассматривалась высота полёта 245 км, плотность соответствовала ночной атмосфере при минимальном индексе солнечной активности. Оценивалось влияние начального угла атаки a_0 и

начальной продольной угловой скорости w_x .

На рис. 9 и 10 показаны графики функции распределения максимального угла атаки a_{\max} , полученные в результате численного эксперимента по соотношениям (5) и (6) (сплошные линии), и графики аналитической функции распределения (10) (пунктирные линии) для различных значений начального угла атаки a_0 (рис. 9) и начальной продольной угловой скорости w_x (рис.10). На рис. 9 кривые 1–3 построены для среднеквадратичных отклонений составляющих начальной угловой скорости наноспутника $3s_{w_y} = 3s_{w_z} = 1$ град/с и $3s_{w_x} = 0,2$ град/с, при этом кривые 1 соответствуют $a_0 = 0$, кривые 2 – $a_0 = 15^\circ$, кривые 3 – $a_0 = 30^\circ$; кривые 4–6 построены для $3s_{w_y} = 3s_{w_z} = 2$ град/с и $3s_{w_x} = 0,2$ град/с, при этом кривые 4 соответствуют $a_0 = 0$, кривые 5 – $a_0 = 15^\circ$, кривые 6 – $a_0 = 30^\circ$. На рис. 10 кривые 1–4 построены для $3s_{w_y} = 3s_{w_z} = 1$ град/с и $a_0 = 0$, при этом кривая 1 построена для аналитической функции, кривая 2 – для $3s_{w_x} = 0,2$ град/с, кривая 3 – для $3s_{w_x} = 2$ град/с, кривая 4 – для $3s_{w_x} = 4$ град/с; кривые 5–8 построены для $3s_{w_y} = 3s_{w_z} = 2$ град/с и $a_0 = 0$, при этом кривая 5 построена для аналитической функции, кривая 6 – для $3s_{w_x} = 0,2$ град/с, кривая 7 – для $3s_{w_x} = 2$ град/с, кривая 8 – для $3s_{w_x} = 4$ град/с.

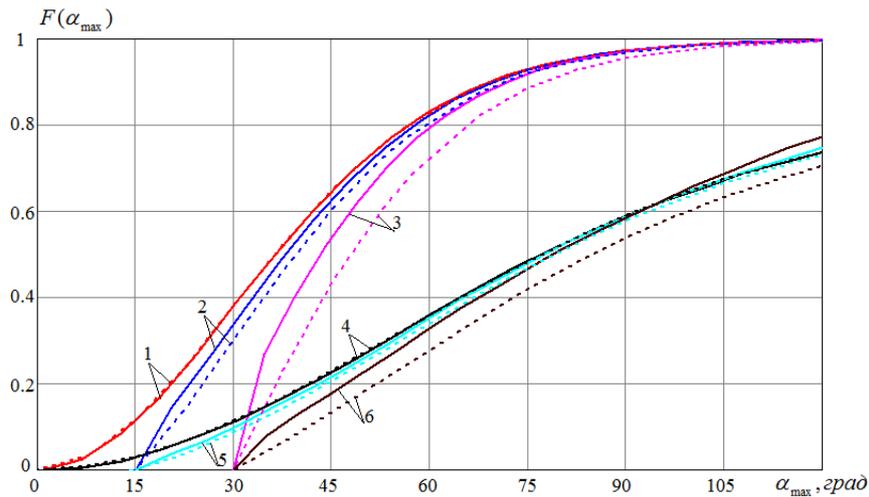


Рис. 9. Функция распределения максимального угла атаки для различных значений начального угла атаки α_0

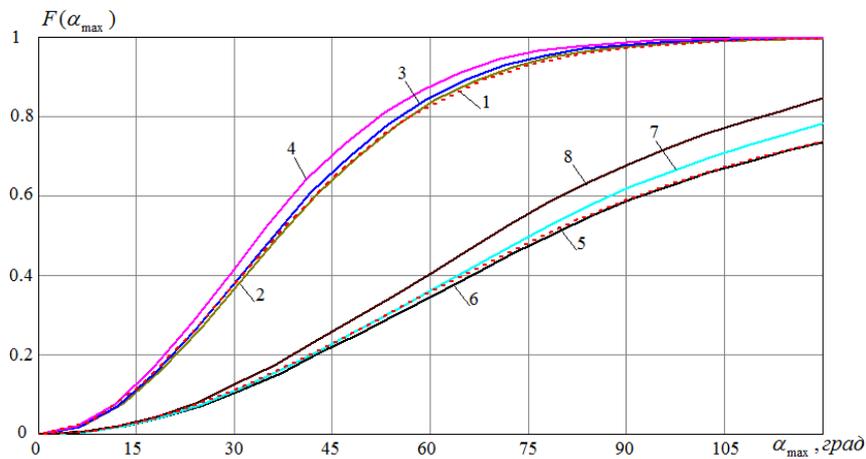


Рис.10. Функция распределения максимального угла атаки для различных значений начальной продольной угловой скорости W_x

Как видно, при отделении наноспутника по вектору скорости центра масс (начальное значение угла атаки мало) и при незначительной закрутке наноспутника относительно продольной оси можно в случае пространственного углового движения с достаточной точностью использовать аналитическую функцию распределения максимального угла атаки, полученную для случая плоского углового движения.

Таким образом, определены аэродинамические характеристики наноспутников CubeSat-2U и CubeSat-3U. Получены функции распределения максимального угла атаки наноспутников для различных высот полёта в зависимости от разброса компонентов

начальной угловой скорости. Используя полученные функции распределения максимального угла атаки, можно проанализировать возможность ориентации продольной оси наноспутника вдоль вектора скорости с заданной вероятностью на заданной высоте полёта, определить требования к начальным величинам углового движения и к положению центра масс наноспутника.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 13-08-97015-р_поволжье_а.

Библиографический список

1. Ярошевский, В.А. Движение неуправляемого тела в атмосфере [Текст] / В.А. Ярошевский. – М.: Машиностроение, 1978. – 168 с.

2. Заболотнов, Ю.М. Статистический анализ движения относительно центра масс лёгкой капсулы при входе в атмосферу [Текст] / Ю.М. Заболотнов // Космические исследования. – 2013. – Т. 51. – № 3. – С. 228–239.

3. Belokonov, I.V. Radionavigation of low orbital cubesat after separation from Soyuz upper stage: attitude motion influence / I.V. Belokonov, A.V. Kramlikh, I.A. Timbai // 7th International Workshop on Satellite Constellations And Formation Flying. – Lisbon, Portugal. – 13-15 march, 2013.

4. Аэрогидромеханика [Текст] / Е.Н. Бондарев, В.Т. Дубасов, Ю.А. Рыжов, С.Б. Свирщевский, Н.В. Семенчиков. – М.: Машиностроение, 1993. – 608 с.

5. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике [Текст]: учебник для авиац. специальностей вузов / В.С. Авдуевский, Б.М. Галицейский, 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.

6. Воронич, И.В. Влияние особенностей взаимодействия газа с поверхностью на аэродинамические характеристики космического аппарата [Текст] / И.В. Воронич, З.М. Мьинт // Вестник МАИ. – 2010. – Т. 17. – № 3. – С. 59-67.

7. Основы теории полёта космических аппаратов [Текст] / 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.

8. Вентцель, Е.С. Теория вероятностей [Текст] / Е.С. Вентцель. – М.: Наука, 1969. – 576 с.

**DETERMINATION OF THE MAXIMUM VALUES
OF THE SPATIAL ANGLE OF ATTACK OF A NANOSATELLITE
IN MOTION ON LOW CIRCULAR ORBITS**

© 2013 L. V. Glukhova, I. A. Timbai

Samara State Aerospace University

Spatial motion of an uncontrolled nanosatellite around its center of mass on low circular orbits is considered. The aerodynamic characteristics of nanosatellites CubeSat-2U and CubeSat-3U are determined. The distribution functions of the maximum angle of attack of nanosatellites for various flight altitudes depending on the dispersion of the components of the initial angular velocity are obtained.

Nanosatellite, spatial motion, aerodynamic characteristics, distribution function.

Информация об авторах

Глухова Лия Валерьевна, программист кафедры высшей математики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: glukhova.liya@gmail.com. Область научных интересов: механика космического полёта.

Тимбай Иван Александрович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры высшей математики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: timbai@ssau.ru. Область научных интересов: механика космического полёта.

Glukhova Liya Valerievna, programmer of the Department of Higher Mathematics, Samara State Aerospace University. E-mail: glukhova.liya@gmail.com. Area of research: space flight mechanics.

Timbai Ivan Alexandrovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Higher Mathematics, Samara State Aerospace University. E-mail: timbai@ssau.ru. Area of research: space flight mechanics.