

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПАССИВНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-ION

И.В. Белоконов, Е.В. Барина, Н.А. Елисов, И.А. Тимбай

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

elenabarinova3131@gmail.com

27 июня 2023 г. с космодрома Восточный в рамках программы Универсат на орбиту был выведен наноспутник (НС) разработки Самарского университета SamSat-ION [1]. Его целью является исследование параметров верхней ионосферы, состояния плазмы и магнитного поля Земли по траектории движения. Для этого используется датчик параметров плазмы, а также внутренний и выносной магнитометры. Для функционирования датчика параметров плазмы необходимо, чтобы плоскость, образованная его антеннами, располагалась перпендикулярно набегающему потоку. В связи с этим возникает задача стабилизации наноспутника.

Средняя высота орбиты выведения составляет 558,4 км. На данной высоте преобладающим является гравитационный момент, тем не менее нельзя пренебречь и аэродинамическим моментом. Поэтому в качестве пассивной системы стабилизации была выбрана трехосная гравитационно-аэродинамическая стабилизация. Полученную после выхода из ТПК угловую скорость планируется демпфировать с помощью алгоритма B-dot.

При моделировании аэродинамического момента в данной работе была принята модель свободномолекулярного обтекания и гипотеза абсолютно неупругого удара согласно [2]. Для НС имеющих форму прямоугольного параллелепипеда, то есть не имеющих трансформируемых конструкций, при принятой модели обтекания, центр давления совпадает с геометрическим центром, а площадь проекции на плоскость перпендикулярную набегающему потоку имеет вид [3]

$$S(\alpha_n, \varphi) = S_x (|\cos(\alpha_n)| + k_s \sin(\alpha_n) \cdot (|\sin(\varphi)| + |\cos(\varphi)|)),$$

где α_n – пространственный угол атаки; φ – угол собственного вращения; k_s – отношение площади одной из боковых поверхностей к характерной площади; S_x – характерная площадь.

Поскольку НС SamSat-ION имеет выносные конструкции, то центр давления меняет свое положение в зависимости от ориентации относительно набегающего потока, а площадь проекции на плоскость перпендикулярную набегающему потоку имеет более сложный вид (рис. 1) и может быть аппроксимирована формулой

$$S(\alpha_n, \varphi) = 0,017|\cos(\alpha_n)| + 0,047 \sin(\alpha_n) \cdot |\cos(\varphi)| + 0,039 \sin(\alpha_n)|\sin(\varphi)|,$$

Гравитационно-аэродинамическая трехосная стабилизация применима при любом соотношении аэродинамического и гравитационного моментов. Данная стабилизация осуществляется путем смещения центра масс от центра давления на определенную величину по оси с промежуточным значением момента инерции НС. При проектировании НС требования к проектным параметрам НС задавались в вероятностной постановке [4].

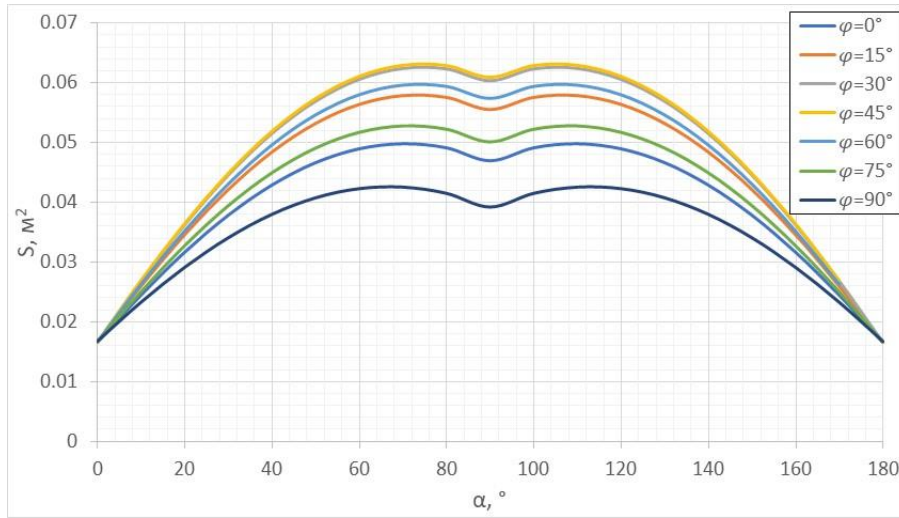


Рисунок 1 – Площадь проекции НС на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего

По сравнению с [4] в данной работе рассматривается более точная модель движения по углу собственного вращения, в которой учтено смещение центра масс относительно центра давления по двум поперечным координатам $(\Delta y, \Delta z)$:

$$\ddot{\varphi} - \frac{\mu}{2(R_E + H)^3} \left(\frac{J_z - J_y}{J_x} \right) \sin 2\varphi + \frac{k_S c_0 S q(H) \Delta z}{J_x} \sin \varphi - \frac{k_S c_0 S q(H) \Delta y}{J_x} \cos \varphi = 0.$$

Здесь φ – угол собственного вращения; μ – гравитационная постоянная Земли; R_E – радиус Земли; H – высота полета; c_0 – коэффициент, который может принимать значения от 2 до 3 в зависимости от физических свойств газа и поверхности НС, для проектных проработок принимается равным 2,2; k_S – отношение площади одной из боковых поверхностей к характерной площади S ; $q = q(H) = \rho(H)V(H)^2/2$ – скоростной напор; $\rho(H)$ – плотность атмосферы на данной высоте; $V(H)$ – скорость полета НС.

Законы распределения величины максимального угла φ_{max} при этом будут следующими.

Если величина начальной продольной скорости ω_{x0} имеет нормальное распределение с нулевым математическим ожиданием, и среднеквадратичным отклонением σ , то функция распределения максимального угла собственного вращения φ_{max} определяется по формуле:

$$F(\varphi_{max}) = 2\Phi_0 \left(\frac{\sqrt{\frac{\mu}{(R_E+H)^3} \left(\frac{J_z - J_y}{J_x} \right) (\cos^2 \varphi_{max} - \cos^2 \varphi_0) - \frac{2k_S c_0 S q(H)}{J_x} ((\cos \varphi_{max} - \cos \varphi_0) \Delta z + (\sin \varphi_{max} - \sin \varphi_0) \Delta y)}}{\sigma} \right),$$

где $\Phi_0(t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^t e^{-t^2/2} dt$ – функция Лапласа.

Если модуль величины ω_{x0} распределен по равномерному закону в диапазоне $[0, \omega_{x0max}]$. Тогда функция распределения величины максимального угла φ_{max} определяется выражением:

$$F(\varphi_{max}) = \frac{\sqrt{\frac{\mu}{(R_E+H)^3} \left(\frac{J_z - J_y}{J_x} \right) (\cos^2 \varphi_{max} - \cos^2 \varphi_0) - \frac{2k_S c_0 S q(H)}{J_x} ((\cos \varphi_{max} - \cos \varphi_0) \Delta z + (\sin \varphi_{max} - \sin \varphi_0) \Delta y)}}{\omega_{x0max}}.$$

Используя функции распределения, получим ограничение на величину начальной продольной угловой скорости МКА.

Если величина начальной продольной скорости ω_{x0} имеет нормальное распределение с нулевым математическим ожиданием, и среднеквадратичным отклонением σ , то ограничение на σ определяется по формуле:

$$\sigma = \frac{\sqrt{\frac{\mu}{(R_3+H)^3} \left(\frac{J_z - J_y}{J_x} \right) (\cos^2 \varphi_{max} - \cos^2 \varphi_0) - \frac{2k_S c_0 S q(H)}{J_x} ((\cos \varphi_{max} - \cos \varphi_0) \Delta z + (\sin \varphi_{max} - \sin \varphi_0) \Delta y)}}{t^*}$$

где t^* – аргумент функции Лапласа по заданной вероятности p^* : $\Phi_0(t^*) = p^*/2$.

Если модуль величины ω_{x0} распределен по равномерному закону в диапазоне $[0, \omega_{x0max}]$, то ограничение на величину ω_{x0max} определяется по формуле:

$$\omega_{x0max} = \frac{\sqrt{\frac{\mu}{(R_3+H)^3} \left(\frac{J_z - J_y}{J_x} \right) (\cos^2 \varphi_{max} - \cos^2 \varphi_0) - \frac{2k_S c_0 S q(H)}{J_x} ((\cos \varphi_{max} - \cos \varphi_0) \Delta z + (\sin \varphi_{max} - \sin \varphi_0) \Delta y)}}{p^*}$$

Для использования аэродинамически-гравитационной стабилизации НС SamSat-ION проектировали таким образом, чтобы максимально увеличить различие между поперечными моментами инерции и обеспечить максимально возможное смещение центра масс от геометрического центра по оси Oz и минимально возможное смещение по осям Ox и Oy . С помощью стенда, разработанного в Самарском Университете, были определены масс-центровочные и инерционные характеристики наноспутника SamSat-ION в транспортной конфигурации. Затем с использованием алгоритма, описанного в [5], был произведен пересчет и вычислены его характеристики в летной конфигурации (таблица 1). Координаты центра масс приведены относительно угла рамы НС.

Таблица 1 – МЦИХ наноспутника SamSat-ION в летной конфигурации

Характеристики	Значения
Масса, г	3602 ± 0,4
Координата x_c ЦМ, мм	173,8 ± 0,5
Координата z_c ЦМ, мм	54,6 ± 0,5
Координата y_c ЦМ, мм	49,5 ± 0,5
Осевой момент инерции J_x , кг·м ²	0,01007 ± 0,00013
Осевой момент инерции J_y , кг·м ²	0,05258 ± 0,00013
Осевой момент инерции J_z , кг·м ²	0,05402 ± 0,00013
Центробежный момент инерции J_{xy} , кг·м ²	-0,00310 ± 0,00020
Центробежный момент инерции J_{xz} , кг·м ²	-0,00015 ± 0,00020
Центробежный момент инерции J_{yz} , кг·м ²	0,00009 ± 0,00020

Наличие центробежных моментов инерции приводит к тому, что главные оси инерции повернуты на некоторые углы относительно системы координат, оси которой параллельны ребрам НС. Поскольку характеристики НС известны с некоторой погрешностью, для оценки рассматривались предельные случаи. Расчеты показали, что перекося осей, обусловленный центробежными моментами инерции, составляет до 4° по углу атаки, менее 1° по углу прецессии и до 15° по углу собственного вращения.

В работе было проведено моделирование пространственного движения с учетом действия аэродинамического и гравитационного моментов для различных начальных угловых скоростей и различных характеристиках НС, обусловленных погрешностью экспериментального определения. В виду сложной зависимости положения центра давления относительно центра масс при раскрытых трансформируемых конструкциях, были выбраны значения смещения центра масс относительно центра давления, позволяющие произвести оценку сверху. На рисунке 2 приведены результаты моделирования по полной модели движения для следующих параметров НС: $\Delta x = 0,0135$ м, $\Delta y = 0,001$ м, $\Delta z = 0,002$ м, $J_x = 0,0101$ кг · м², $J_y = 0,0539$ кг · м², $J_z = 0,0527$ кг · м², $J_{xy} = 0,0035$ кг · м², $J_{xz} = -0,0033$ кг · м², $J_{yz} = 0,0003$ кг · м² для значений начальных угловых скоростей относительно орбитальной системы координат $\omega_x = 0,015^\circ$, $\omega_y = 0,015^\circ$, $\omega_z = 0,015^\circ$. Расчеты проводились для стандартной плотности атмосферы Земли в соответствии с ГОСТ 4401-81 [6].

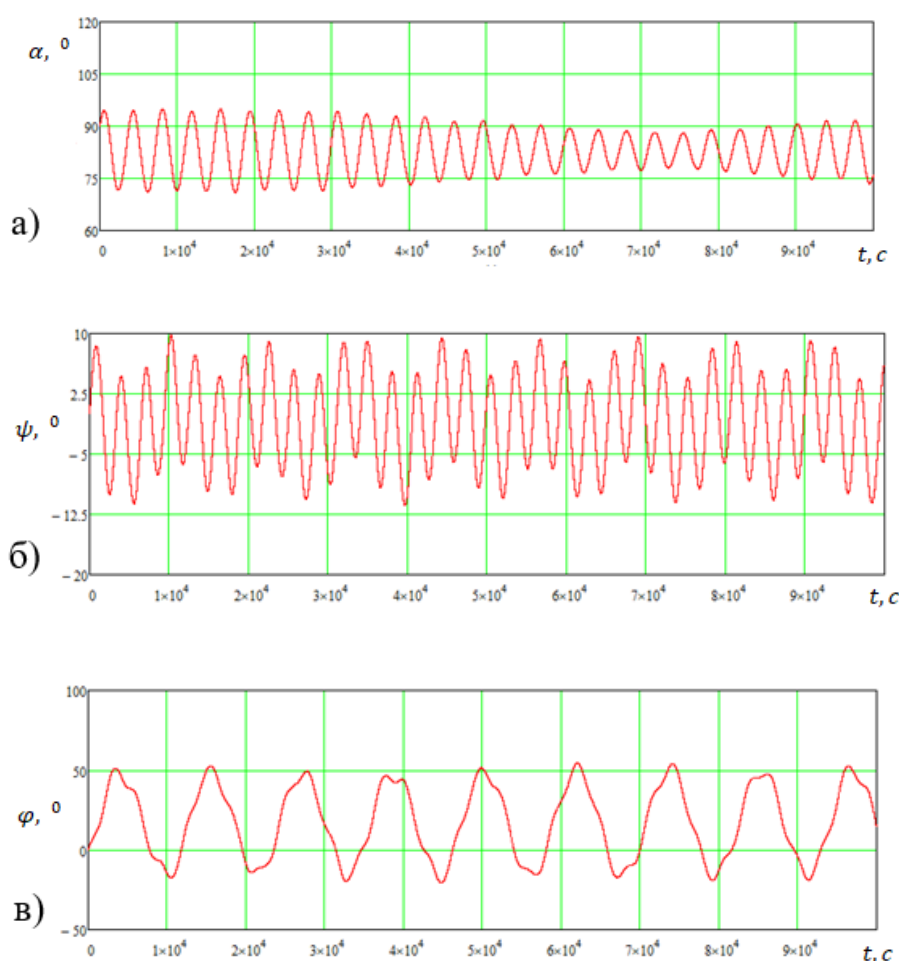


Рисунок 2 – Результаты численного моделирования:
а) угол атаки; б) угол прецессии; в) угол собственного вращения

Моделирование проведено для крайнего случая, когда достигается наибольшее отклонение среднего значения углов. По углу атаки положение равновесия около 80°, по углу прецессии около 2°, по углу собственного вращения порядка 20°. Это так называемый крайний «худший случай» распределения погрешностей определения характеристик НС. Результаты моделирования показали, что при достижении указанных угловых скоростей обеспечивается гравитационно-аэродинамическая стабилизация SamSat-ION.

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

Список литературы:

1. Новости Роскосмос: [сайт] – URL: <http://www.roscosmos.ru/39352/> (дата обращения: 06.06.2023).
2. Белецкий, В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965.
3. I.V. Belokonov, A.V. Kramlikh, I.A. Timbai. 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*. Vol. 153, pp. 383–397, 2015.
4. Белоконов И.В., Тимбай И.А., Баринаева Е.В. Выбор проектных параметров нано-спутника формата CubeSat с пассивной системой стабилизации // *Гироскопия и навигация*. Т. 28, №. 1, с. 81–100, 2020.
5. Васин П.В., Баринаева Е.В. Алгоритм определения масс-центровочных и инерционных характеристик опытного образца наноспутника SamSat-ION в летной конфигурации // *Труды ФГУП "НПЦАП". Системы и приборы управления*. № 2, с. 26-34, 2023.
6. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры. // Введ. 1981-02-27. Изд-во ст. Москва, 1981. 181 с.