

Е. В. БАРИНОВА, И. В. БЕЛОКОНОВ, И. А. ТИМБАЙ

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СТАНДАРТА CUBESAT С ПАССИВНОЙ СИСТЕМОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

В статье рассматривается технология проектирования движения относительно центра масс малоразмерного космического аппарата стандарта CubeSat с пассивной гравитационной и/или аэродинамической системой стабилизации. На основе предложенных ранее математических моделей движения относительно центра масс разработан комплексный подход к совместному выбору проектных параметров, таких как смещение центра давления относительно центра масс, моменты инерции, а также к заданию требований к начальным условиям углового движения для стабилизации аппарата в окрестности требуемой ориентации. Данный подход применяется при создании наноспутников в Самарском университете.

Ключевые слова: малоразмерный космический аппарат стандарта CubeSat, аэродинамический момент, гравитационный момент, пространственный угол атаки, угол собственного вращения, пассивная система стабилизации.

Введение

В настоящее время малоразмерные космические аппараты (МКА) стандарта CubeSat продолжают набирать популярность. Эта тенденция получила название «революция малых спутников» и характеризуется выбором небольших и относительно дешевых аппаратов вместо традиционных более крупных для решения новых задач, предполагающих развертывание широких группировок. Чаще всего запускают наноспутники (массой до 10 кг) стандарта CubeSat, позволяющего создавать полнофункциональные МКА на базе современных достижений в области микромеханики и микроэлектроники при сравнительно невысоких материальных затратах [1, 2]. На 31 мая 2024 года по данным сайта panosats.eu [3] запущено 2604 таких аппарата.

Барина Елена Витальевна. Кандидат технических наук, доцент межвузовской кафедры космических исследований, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева (Самара).

Белоконов Игорь Витальевич. Доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева. Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Тимбай Иван Александрович. Доктор технических наук, профессор межвузовской кафедры космических исследований, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева. Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Статья по докладу на XXXI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2024.

Изначально МКА стандарта CubeSat предназначались в основном для образовательных целей [4, 5], однако благодаря развитию технологий сегодня они используются при выполнении недорогих научных миссий и решении коммерческих задач. В работах [6, 7] даны подробные обзоры миссий МКА стандарта CubeSat. Важно отметить, что для проведения большинства научных и технологических экспериментов в космосе требуется определенная ориентация космического аппарата. Это касается размещения аппаратуры оптического дистанционного зондирования Земли [8–10] и слежения за Солнцем [11, 12], изучения космической погоды [13], ионосферы [14], мониторинга космического мусора [15, 16], морского и воздушного движения [17] и т.д. При этом запуск МКА чаще всего осуществляется с помощью унифицированных транспортно-пусковых контейнеров, минимизирующих риски для ракеты-носителя и основной полезной нагрузки [18, 19]. Добавим, что в процессе отделения от транспортно-пускового контейнера МКА приобретает угловую скорость относительно центра масс, которая оценивается, например, в работах [20–22].

В некоторых МКА для гашения угловой скорости, отделения и поддержания необходимой ориентации задействуются маховики и/или магнитные катушки [23–25], что требует значительного расхода энергии, а также дополнительного места для их размещения. Однако в связи с весьма ограниченными размерами и массой МКА целесообразно рассмотреть вопрос применения пассивных или комбинированных (пассивные в сочетании с активными) систем стабилизации, так как они позволяют избежать расхода рабочего тела и энергии или существенно его снизить [26–29].

Поскольку большинство МКА запускается на низкие околоземные орбиты порядка 300–700 км, где преобладающее влияние оказывают гравитационный и аэродинамический моменты, целесообразно их использовать в качестве восстанавливающих ориентацию. На высотах, где преобладает аэродинамический момент, чаще всего продольную ось аппарата стабилизируют относительно вектора его скорости, а там, где главенствует гравитационный, – по местной вертикали. Выбор конкретного типа пассивной стабилизации зависит от высоты орбиты, целевой миссии и параметров аппарата.

Исследованию влияния аэродинамического и гравитационного моментов на движение спутника относительно центра масс посвящено большое количество работ, в частности [30, 31]. Важно учитывать, что угловое ускорение МКА, обусловленное аэродинамическим моментом, значительно выше, чем у спутника с большими размерами и массой (при одинаковых значениях относительного запаса статической устойчивости и объемной плотности) [32], поэтому пассивную аэродинамическую стабилизацию можно использовать для большего диапазона высот. Например, в работах [33–35] рассматривается задача обеспечения аэродинамической стабилизации МКА класса CubeSat путем расположения солнечных панелей под определенным углом к его продольной оси после его отделения от транспортно-пускового контейнера. При этом начальная угловая скорость гасится с помощью гистерезисных стержней или средств активной магнитной системы управления (алгоритм управления *V-dot*).

При проектировании пассивной системы стабилизации важной задачей является определение положений равновесий МКА относительно центра масс под действием моментов внешних сил и характера движения МКА в их окрестности. Параметры МКА следует выбирать таким образом, чтобы требуемая ориентация отвечала устойчивому положению равновесия. Вопросам определения положений равновесия аппарата относительно центра масс уделяется значительное внимание в литера-

туре. Так, в [36–38] рассматривается динамика спутника, имеющего форму близкую к сферической, при смещении центра давления относительно центра масс по трем координатам (с тремя неравными главными моментами инерции), когда на него действуют восстанавливающий аэродинамический и гравитационный моменты.

При проектировании МКА стандарта CubeSat необходимо учитывать, что они имеют форму прямоугольного параллелепипеда, поэтому, в отличие от аппаратов осесимметричной формы, аэродинамический момент зависит не только от пространственного угла атаки, но и от угла собственного вращения. В [39, 40] получены формулы для определения положений равновесия МКА стандарта CubeSat для двух частных случаев проектных параметров: смещения центра давления динамически симметричного МКА от его центра масс по трем координатам и смещения центра давления от центра масс по одной из главных осей для МКА с тремя разными главными моментами инерции. Кроме того, следует принимать во внимание возможность возникновения резонансных режимов движения вследствие формы МКА, а также наличия малой инерционно-массовой асимметрии при использовании аэродинамической стабилизации по вектору скорости. Такие режимы движения были рассмотрены авторами в работах [32, 41]. Они проявляются в резком изменении амплитуды колебаний по пространственному углу атаки, когда линейная целочисленная комбинация частоты колебаний пространственного угла атаки и средней частоты собственного вращения оказывается близкой к нулю, что может привести к нерасчетной ориентации. В [41] даны рекомендации по предотвращению возникновения резонансов.

В [42, 43] рассмотрены различные системы пассивной стабилизации МКА стандарта CubeSat с помощью аэродинамического и гравитационного моментов. Были получены аналитические функции распределения максимальных углов отклонения осей аппарата от требуемых направлений (векторы орбитальной скорости и местной вертикали), а также формулы для выбора проектных параметров.

В статье описывается разработка технологии проектирования движения относительно центра масс МКА с пассивной гравитационной и/или аэродинамической системой стабилизации на основе полученных ранее математических моделей. Под таковой понимается комплексный подход к совместному выбору проектных параметров (тензор инерции, смещение центра давления относительно центра масс), а также задание требований к начальным условиям углового движения после работы системы управления, которая обеспечивает перевод МКА после отделения от транспортно-пускового контейнера в положение равновесия, соответствующее целям и задачам космической миссии.

Статья состоит из трех разделов. В первом разделе описывается математическая модель движения относительно центра масс. Во втором излагаются этапы технологии проектирования углового движения МКА с пассивной системой стабилизации. В третьем рассматривается применение предлагаемой технологии на примере МКА «СамСат-Ионосфера», созданного в Самарском университете. МКА был запущен 5 ноября 2024 г.

Математическая модель движения относительно центра масс

Используется следующая математическая модель движения относительно центра масс. Оси связанной СК *Oxuz* параллельны ребрам МКА, начало координат лежит в центре масс. Рассматриваются круговые орбиты, в этом случае орбитальная систе-

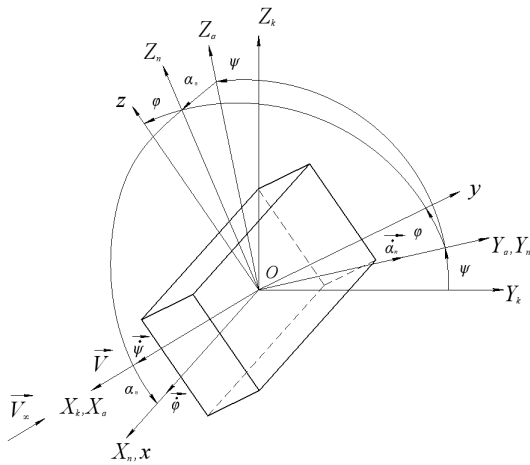


Рис. 1. Используемые системы координат

ма координат совпадает с траекторной $OX_k Y_k Z_k$. Ориентация связанной с МКА системы координат $Ox y z$ относительно траекторной $OX_k Y_k Z_k$ определяется с помощью углов Эйлера – прецессии ψ (угол между плоскостями полета и пространственного угла атаки), нутации, или пространственного угла атаки, α_n (угол между продольной осью МКА и вектором скорости центра масс) и собственного вращения φ (угол между плоскостью угла атаки и поперечной осью МКА). Взаимное расположение выбранных систем координат показано на рис. 1. Промежуточные системы координат:

$OX_a Y_a Z_a$ – скоростная, $OX_n Y_n Z_n$ – связанная с пространственным углом атаки.

Уравнения пространственного движения МКА относительно центра масс под действием аэродинамического, гравитационного моментов имеют следующий вид:

$$J \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times J \vec{\omega} = \vec{M}_a + \vec{M}_g, \quad (1)$$

где J – тензор инерции МКА; $\vec{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости МКА; \vec{M}_a – аэродинамический момент; \vec{M}_g – гравитационный момент.

Выражения для проекций гравитационного момента на оси Ox , Oy и Oz связанной с телом системы координат запишем как

$$M_{gx} = \frac{3\mu}{(R_E + H)^3} \cdot (J_{xy} b_{13} b_{33} - J_{xz} b_{13} b_{23} + J_{yz} (b_{33}^2 - b_{23}^2) + (J_z - J_y) b_{23} b_{33}),$$

$$M_{gy} = \frac{3\mu}{(R_E + H)^3} (-J_{xy} b_{23} b_{33} + J_{xz} (b_{13}^2 - b_{33}^2) + J_{yz} b_{13} b_{23} + (J_x - J_z) b_{13} b_{33}),$$

$$M_{gz} = \frac{3\mu}{(R_E + H)^3} (J_{xy} (b_{23}^2 - b_{13}^2) + J_{xz} b_{23} b_{33} - J_{yz} b_{13} b_{33} + (J_y - J_x) b_{13} b_{23}),$$

где μ – гравитационный параметр Земли; $r = R_E + H$ – длина радиус-вектора центра масс МКА; H – высота полета; R_E – радиус Земли; b_{ij} – элементы матрицы перехода от траекторной системы координат к связанной.

На рассматриваемых высотах движения принято считать, что обтекание МКА свободномолекулярное и удар молекул газа абсолютно неупругий. В этом случае аэродинамическая сила представляет собой силу сопротивления, которая определяется площадью проекции МКА на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока [30].

В случае МКА формата CubeSat, имеющих форму прямоугольного параллелепипеда с тремя различными линейными размерами ($l_y < l_z < l_x$), например CubeSat 6U (рис. 1), выражение для площади проекции МКА на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока, примет вид [43]:

$$S_{pr} = S_x \tilde{S}(\alpha_n, \varphi) = S_x \cdot \left(|\cos \alpha_n| + \sin \alpha_n \left(\frac{l_x}{l_y} |\sin \varphi| + \frac{l_x}{l_z} |\cos \varphi| \right) \right), \quad (2)$$

где $S_x = l_y \cdot l_z$ – характерная площадь МКА (в данном случае площадь наименьшей грани).

При выбранном расположении осей связанной с МКА системы координат, если массы распределены равномерно или близко к нему, будут выполняться следующие неравенства для моментов инерции: $J_x < J_z < J_y$ (J_x, J_y, J_z – главные центральные моменты инерции МКА).

В случае МКА с квадратным поперечным сечением ($l_y = l_z$), например формата CubeSat 1-3U, 12U, выражение для площади проекции МКА на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока, упростится:

$$S_{pr} = S_x \cdot \tilde{S}(\alpha_n, \varphi) = S_x \cdot (|\cos \alpha_n| + k_s \sin \alpha_n (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)), \quad (3)$$

где $k_s = \frac{l_x}{l_y}$ – отношение площади одной из боковых поверхностей к характерной площади.

Приведенные формулы справедливы только для МКА, имеющих форму прямоугольного параллелепипеда, то есть не оснащенных выносными конструкциями. В этом случае центр давления, то есть точка приложения аэродинамической силы, находится в геометрическом центре. Тогда проекции момента аэродинамической силы лобового сопротивления относительно центра масс равны:

$$\begin{aligned} M_{ax} &= -c_0 q S_x \cdot \tilde{S}(\alpha, \varphi) \cdot (\Delta z b_{21} - \Delta y b_{31}), \\ M_{ay} &= -c_0 q S_x \cdot \tilde{S}(\alpha, \varphi) \cdot (\Delta x b_{31} - \Delta z b_{11}), \\ M_{az} &= -c_0 q S_x \cdot \tilde{S}(\alpha, \varphi) \cdot (\Delta y b_{11} - \Delta x b_{21}), \end{aligned} \quad (4)$$

где Δx – смещение центра масс относительно геометрического центра (центра давления) вдоль продольной оси; $\Delta y, \Delta z$ – смещение центра масс от продольной оси; c_0 – коэффициент со значениями от 2 до 3 в зависимости от физических свойств газа и поверхности МКА, который для проектных проработок принимается равным 2,2; $q = \rho V^2 / 2$ – скоростной напор; $V = \sqrt{\mu / (R_3 + H)}$ – скорость полета; ρ – плотность атмосферы.

При наличии выносных конструкций значение проекции МКА на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока, а также проекцию положения центра давления относительно центра масс необходимо вычислять для каждого аппарата с использованием САПР (систем автоматического проектирования). В этом случае проекции смещения центра давления относительно центра масс ΔY_a и ΔZ_a определяют в скоростной системе координат (по осям OY_a и OZ_a) для различных значений углов атаки и собственного вращения. Тогда проекции момента аэродинамической силы лобового сопротивления относительно центра масс равны:

$$\begin{aligned} M_{ax} &= -c_0 q S_{pr} \Delta Y_a \sin \alpha_n, \\ M_{ay} &= -c_0 q S_{pr} (\Delta Z_a \cos \varphi - \Delta Y_a \cos \alpha_n \sin \varphi), \\ M_{az} &= -c_0 q S_{pr} (-\Delta Z_a \sin \varphi - \Delta Y_a \cos \alpha_n \cos \varphi). \end{aligned} \quad (5)$$

Для решения задачи предварительного выбора проектных параметров МКА стандарта CubeSat в [42, 43] в вероятностной постановке были рассмотрены различные системы пассивной стабилизации с помощью аэродинамического и гравитационного моментов. Там же предложена следующая классификация пассивных систем стабилизации:

- одноосная аэродинамическая по вектору скорости (область, где аэродинамический момент превосходит гравитационный);

- трехосная аэродинамически-гравитационная (область, где аэродинамический момент превосходит гравитационный);
- одноосная и трехосная гравитационные (область, где гравитационный момент превосходит аэродинамический);
- трехосная гравитационно-аэродинамическая (области любого соотношения аэродинамического и гравитационного моментов).

Этапы технологии проектирования углового движения МКА с пассивной системой стабилизации

Предложенная технология состоит из следующих этапов.

1. Согласно техническому заданию анализируется миссия МКА, рассматриваются цели и задачи, характеристики научной аппаратуры, параметры орбиты выведения с учетом формата аппарата и возможного наличия выносных конструкций.

На основе проведенного анализа выбирается тип пассивной системы стабилизации из числа описанных выше, а кроме того, решается вопрос, нужно ли задействовать предварительную систему активного успокоения, например магнитные катушки.

2. Затем в соответствии с задачами миссии и характеристиками научной аппаратуры определяются ограничения на максимальные углы отклонений от нужных направлений, возникающих во время работы аппарата. По аналитическим выражениям, полученным в [42, 43], при помощи выбранного закона распределения начальных угловых скоростей движения в окрестности требуемого положения равновесия строятся номограммы. На их основе определяются предварительные значения проектных параметров МКА, таких как геометрические размеры, запас статической устойчивости, моменты инерции для обеспечения выбранного типа стабилизации. Примеры построения и использования номограмм приведены в [42, 43].

3. После этого МКА разрабатывается с использованием САПР. На основе выбранного типа стабилизации определяется взаимное расположение основных компонентов МКА таким образом, чтобы удовлетворить требованиям, предъявляемым к проектным параметрам, включая техническую функциональность каждого элемента, с учетом ограничений, связанных с физическими характеристиками и объемом аппарата.

Затем в САПР определяются предварительные массоцентровочные и инерционные характеристики (МЦИХ) МКА.

4. Далее выполняются детальные расчеты по полной модели движения аппарата относительно его центра масс. При этом используется уточненная модель аэродинамических характеристик, которая всецело учитывает внешнюю геометрию МКА, в том числе и наличие выносных конструкций. Вычисления производятся при различных начальных условиях углового движения, чтобы обеспечить требуемое угловое движение МКА в пространстве.

На этом этапе при необходимости вносятся коррективы в проект: например, меняется компоновка МКА для соответствия заданным параметрам движения относительно центра масс, устанавливаются балансировочные грузики.

После того как с помощью расчетов подтверждается, что угловое движение отвечает требуемым условиям, согласовывается окончательный проектный облик МКА и начинается его изготовление.

5. На специализированном стенде, созданном в Самарском университете, проводятся испытания изготовленного МКА для определения МЦИХ. Стенд обеспечивает определение координат центра масс с погрешностью не более 0,5 мм и осевых моментов инерции с погрешностью не более 1,5% [44, 45]. Поскольку стенд позволяет найти МЦИХ МКА только для транспортной конфигурации, то есть при сложенных трансформируемых конструкциях, то по методике, описанной в [46], производится их пересчет для летной конфигурации.

Полученные характеристики сравниваются с рассчитанными в САПР, и при необходимости принимается решение об установке дополнительных балансировочных грузов, масса и оптимальное расположение которых тоже выбираются в САПР с учетом имеющихся ограничений. После установки грузов МЦИХ МКА вычисляются повторно.

6. Далее с использованием экспериментально полученных МЦИХ моделируется движение МКА, при этом учитывается погрешность определения параметров при различных начальных условиях движения в окрестности устойчивых положений равновесия.

7. В заключение формулируются требования к углам и угловым скоростям для предварительной системы активного успокоения или транспортно-пускового контейнера, предназначенного для перевода МКА в сформированную область положения равновесия.

На рис. 2 приведена краткая схема проектирования углового движения МКА с пассивной системой стабилизации.

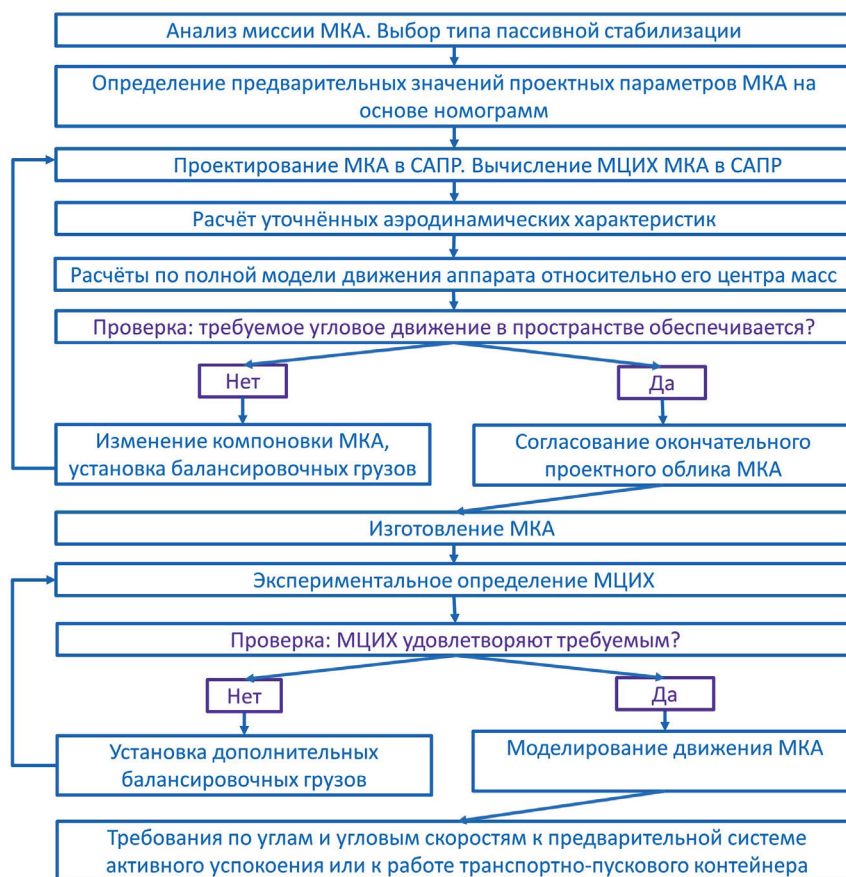


Рис. 2. Схема проектирования углового движения МКА с пассивной системой стабилизации

Технология проектирования углового движения на примере МКА «СамСат-Ионосфера»

Технология проектирования углового движения используется при создании научно-образовательных МКА в Самарском университете, с ее помощью был сконструирован и SamSat-ION, выведенный на орбиту 27 июня 2023 года [47]. Рассмотрим предлагаемый подход на примере наноспутника «СамСат-Ионосфера» (рис. 3), запуск которого состоялся 5 ноября 2024 года. Аппарат предназначен для исследования параметров верхней ионосферы, состояния плазмы и магнитного поля Земли на орбите высотой 500 км.

Согласно предложенной технологии с учетом высоты полета и научных задач миссии параметры аппарата выбирались таким образом, чтобы обеспечить пассивную гравитационно-аэродинамическую систему стабилизации для ориентации чувствительного элемента датчика параметров плазмы перпендикулярно вектору набегающего потока.

После выбора гравитационно-аэродинамической системы стабилизации на основе серии номограмм были установлены области проектных параметров МКА «СамСат-Ионосфера». Сначала были построены номограммы, позволившие определить соотношения главных моментов инерции, при которых обеспечивается трехосная гравитационная стабилизация, исходя из ограничений на максимально допустимые отклонения углов от заданных направлений для различных начальных угловых скоростей движения. Посредством других номограмм выбиралось смещение центра масс по поперечной оси при учете действия аэродинамического момента.

В процессе проектирования «СамСат-Ионосфера» в САПР (для расчетов использовался Solid Works 2020) основная сложность состояла в том, чтобы максимально

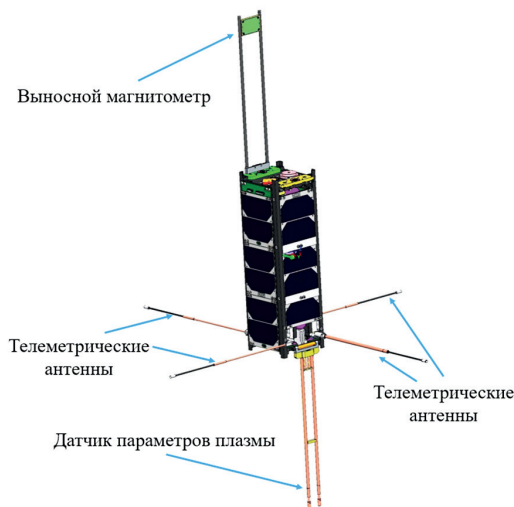


Рис. 3. МКА «СамСат-Ионосфера» в летной конфигурации

увеличить разницу между поперечными осевыми моментами инерции: так как МКА имеет формат 3U, довольно затруднительно изготовить его динамически несимметричным. В связи с этим было предложено установить балансирующий груз в виде цилиндра на одну из антенн, что позволило увеличить требуемую разницу поперечных моментов инерции и сдвинуть центр масс в нужную сторону.

МКА «СамСат-Ионосфера» имеет выносные конструкции: четыре открывающиеся телеметрические антенны, магнитометр, располагающийся на выносной штанге, и датчик параметров плазмы с откидным механизмом (рис. 3). Ввиду этого его аэродинамические характеристики

отличаются от характеристик аппарата без выносных конструкций.

С использованием САПР были рассчитаны зависимости площади проекции МКА «СамСат-Ионосфера» на плоскость, перпендикулярную набегающему потоку, а также положение центра давления (ΔY_a и ΔZ_a) в скоростной системе координат в зависимости от углов ориентации. На рис. 4 приведена зависимость площади проекции

МКА «СамСат-Ионосфера» на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока, от углов ориентации.

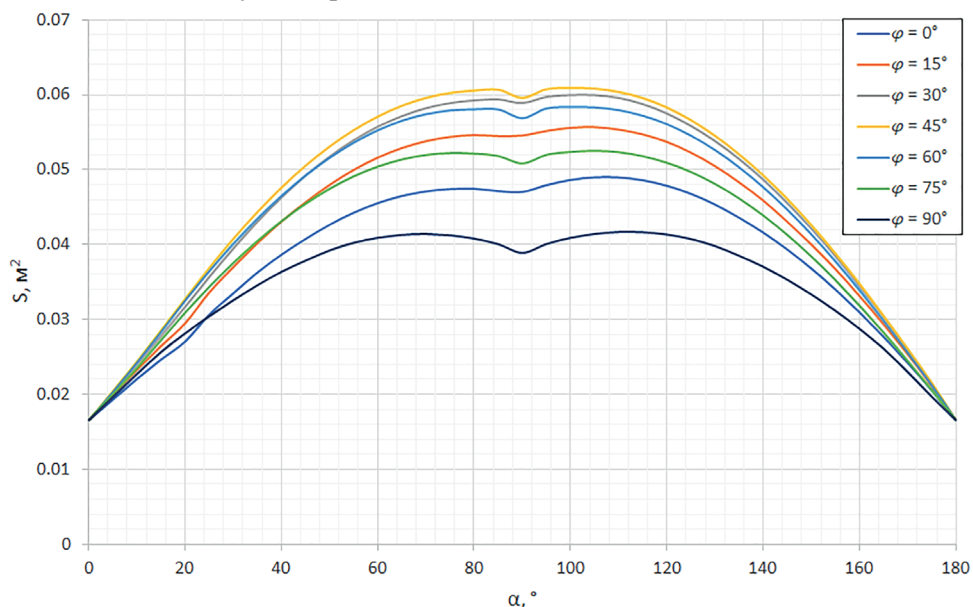


Рис. 4. Площадь проекции МКА «СамСат-Ионосфера» на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока

На основании этих зависимостей была сформирована модель аэродинамического момента, которая применялась при моделировании движения относительно центра масс.

Расчеты движения относительно центра масс, произведенные с помощью вычисленных в САПР МЦИХ, и уточненные аэродинамические характеристики позволили окончательно согласовать компоновку МКА.

После изготовления аппарата на специализированном стенде была проведена серия экспериментов по определению МЦИХ МКА в транспортной конфигурации, а затем выполнен их пересчет для летной конфигурации. Полученные характеристики с учетом погрешности их определения удовлетворили требованиям к проектным параметрам, потому необходимость устанавливать дополнительные балансировочные грузы отпала. В табл. 1 приведены экспериментально определенные МЦИХ летного образца МКА «СамСат-Ионосфера».

Наличие центробежных моментов приводит к тому, что главные оси инерции повернуты на некоторые углы относительно системы координат, оси которой параллельны ребрам МКА. Поскольку характеристики МКА известны с некоторой погрешностью, для оценки перекоса осей рассматривались предельные случаи.

Далее были произведены многочисленные расчеты по полной модели, которая учитывает также движение центра масс, с использованием экспериментально определенных МЦИХ и сформированной модели аэродинамического момента, учитывающей наличие выносных конструкций. Моделирование проводилось для различных параметров МКА «СамСат-Ионосфера» в пределах погрешности определения МЦИХ. При расчетах использовалась стандартная модель плотности атмосферы Земли в соответствии с ГОСТ 4401-81 [48] и ГОСТ 25645.101-83 [49], где плотность атмосферы приводится с учетом времени суток и солнечной активности.

МЦИХ МКА «СамСат-Ионосфера» в летной конфигурации

Характеристики	Значения
Масса m , г	$3547 \pm 0,4$
Координата x_c ЦМ, мм	$174,5 \pm 0,5$
Координата y_c ЦМ, мм	$50,6 \pm 0,5$
Координата z_c ЦМ, мм	$54,6 \pm 0,5$
Осевой момент инерции J_x , кг·м ²	$0,00988 \pm 0,00013$
Осевой момент инерции J_y , кг·м ²	$0,05366 \pm 0,00013$
Осевой момент инерции J_z , кг·м ²	$0,05223 \pm 0,00013$
Центробежный момент инерции J_{xy} , кг·м ²	$-0,00010 \pm 0,00020$
Центробежный момент инерции J_{xz} , кг·м ²	$-0,00283 \pm 0,00020$
Центробежный момент инерции J_{yz} , кг·м ²	$0,00008 \pm 0,00020$

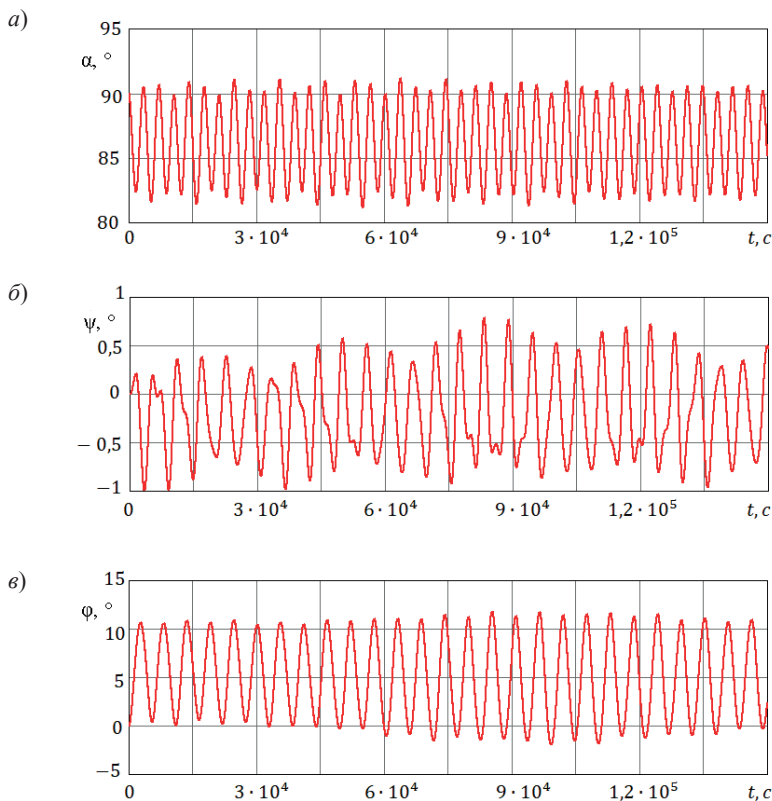


Рис. 5. Результаты численного моделирования:
 а) угол атаки; б) угол прецессии; в) угол собственного вращения

На рис. 5 в качестве примера показаны результаты моделирования по полной модели движения для номинальных параметров наноспутника при нулевых начальных угловых скоростях относительно орбитальной системы координат и следующих

начальных углов: $\alpha_0 = 90^\circ$, $\psi_0 = 0^\circ$, $\varphi_0 = 0^\circ$. Расчеты выполнялись для стандартной плотности атмосферы Земли в соответствии с ГОСТ 4401-81 [48]. Из рисунка можно видеть, что наноспутник совершает колебания относительно балансировочных значений углов $\alpha = 86^\circ$, $\psi = -0,1^\circ$, $\varphi = 5^\circ$.

Многократное моделирование пространственного движения для сформированной области положений равновесия по углам и угловым скоростям при действии аэродинамического и гравитационного моментов показало, что даже при максимальных погрешностях определения МЦИХ МКА «СамСат-Ионосфера» обеспечивается трехосная гравитационно-аэродинамическая стабилизация.

Выводы

Предложенная в статье технология проектирования углового движения может быть использована разработчиками МКА стандарта CubeSat при выборе его проектных параметров. Она совмещает математическое моделирование и экспериментальное определение параметров МКА, что позволяет учесть технологические погрешности изготовления аппарата. При этом обеспечивается стабилизация углового положения МКА в допустимой области отклонений от положения равновесия при сравнительно небольших ресурсах, затрачиваемых на его проектирование и изготовление. Технология применяется в Самарском университете, например, при создании МКА формата CubeSat 3U (SamSat-ION и «СамСат-Ионосфера»). Она также может быть полезна при проектировании МКА стандарта CubeSat других форматов, в том числе 6U, 12U.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
№ 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>.*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Puig-Suari, J., Coelho, R., Williams, S.**, CubeSat design specification, *Rev. 12, CubeSat program, Cal. Poly SLO*, 2009.
2. **Puig-Suari, J., Turner, C., Twiggs, R.J.**, CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for Eighteen Different Satellite Customers on One Launch, *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2001.
3. **Nanosats Database** [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nanosats.eu/> (дата обращения 11.02.2023).
4. **Busch, S., Schilling, K., Reckeweg, F., Bangert, P.**, Robust Satellite Engineering in Educational Cubesat Missions at the Example of the UWE-3 Project, *19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*, Würzburg, Germany, 2013.
5. **Hestad, T., Barabash, V., Laufer R.**, The APTAS student CubeSat Mission: A case study for reflective practitioner in education and student teams, *Advances in Space Research*, 2023, vol. 72, pp. 2245–2258.
6. **Poghosyan, A., Golkar, A.**, CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions, *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, vol. 88.
7. **Villela, T., Costa, C.A., Brandão, A.M., Bueno, F.T., Leonardi, R.**, Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, vol. 2019, no 1, pp. 1–13.
8. **Zharkikh, R.N., Purikov, A.V., Kuznetsov, V.V., Shubin, M.I., Svinareva A. M., Eletskaia L.L.**, Construction of wide-purpose space complexes based on the SXC6 platform, *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318.
9. **Elshaal A., Okasha M., Sulaeman E., Jallad A.H., Aizat W.F., Alzubaidi A.B.**, Structural Analysis of AlAinSat-1 CubeSat, *The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Science*, 2024, vol. 27, pp. 532–546.

10. Selva, D., Krejci, D., A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation, *Acta Astronautica*, 2012, vol. 74, pp. 50–68.
11. **Новости Роскосмос Норби** [Электронный ресурс]. URL: <https://www.roscosmos.ru/39444/> (дата обращения 06.08.2024).
12. Kim, G.-N., Park, S.-Y., Lee, T., Kang, D.-E., Jeon, S., Son, J., Kim, N., Park, Y.-K., Song Y., Development of CubeSat systems in formation flying for the solar science demonstration: The CANYVAL-C mission, *Advances in Space Research*, 2021, vol. 68, pp. 4434–4455.
13. Fitzpatrick, D.J., Palo, S.E., Innovative Systems Engineering Solutions for Power-Positive Operations: Navigating the Multi-Constraint Challenges of the SWARM-EX CubeSat Mission, *Advances in Space Research*, 2024. Available online 26 June 2024.
14. Chernyshov, A.A., Chugunin, D.V., Mogilevsky, M.M., Petrukovich, A.A., Studies of the ionosphere using radiophysical methods on ultra-small spacecrafts, *Acta Astronautica*, 2020, vol. 167, pp. 455–459.
15. Cornwell, L.T., Burchell, M.J., Wozniakiewicz, P.J., Feasibility of using CubeSats and small detectors for in-situ space debris and cosmic dust flux measurement, *Advances in Space Research*, 2024. Available online 26 June 2024.
16. Pirat, C., Richard-Noca, M., Paccolat, C., Belloni, F., Wiesendanger, R., Courtney, D., Walker, R., Gass, V., Mission design and GNC for In-Orbit Demonstration of Active Debris Removal technologies with CubeSats, *Acta Astronautica*, 2017, vol. 130, pp. 114–127.
17. Wu, S., Chen, W., Cao, C., Zhang, C., Mu, Zh., A multiple-CubeSat constellation for integrated earth observation and marine/air traffic monitoring, *Advances in Space Research*, 2021, vol. 67, pp. 3712–3724.
18. Puig-Suari, J., Turner, C., Ahlgren, W., Development of the standard cubesat deployer and a cubesat class picosatellite, *IEEE Aerosp. Conf. Proc.*, 2001, vol. 1, pp. 1–347.
19. Fine, J., Design, Analysis, Assembly, Integration and Testing of Mechanical Systems for Micro-Satellites and Micro-satellite Separation Systems, University of Toronto, Master's Theses, 2009.
20. Wen, H., Yue, X., Wang, Zh., Dai, H., Liu, L., Global exponential angular velocity estimation of rigid-body spacecraft from quaternion and vector measurements, *Aerospace Science and Technology*, 2021, vol. 119, no 107190.
21. Guo, J., Zhang, J., Yue, C., Wang, F., Modeling of the CubeSat deployment and initial separation angular velocity estimation, *Aerospace Science and Technology*, 2019. vol. 95, no 105477.
22. Юдинцев В.В. Динамика отделения наноспутника формата кубсат от транспортно-пускового контейнера // Полет. 2015. Т. 8–9. С. 10–15.
23. Nakima, H., Bazzocchi, M.C.F., Emami, M.R., A deorbiter CubeSat for active orbital debris removal, *Advances in Space Research*, 2018, vol. 61, no 9, pp. 2377–2392.
24. Monkel, M., Montalvo, C., Spencer, E., Using only two magnetorquers to de-tumble a 2U CubeSAT, *Advances in Space Research*, 2018, vol. 62, no 11, pp. 3086–3094.
25. Ovchinnikov, M.Yu., Roldugin, D.S., A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites, *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, vol. 109, 100546.
26. Chesi, S., Gong, Q., Romano, M., **Satellite attitude control by center-of-mass shifting**, *Advances in the Astronautical Sciences*, 2014, vol. 150, pp. 2575–2594.
27. Chesi, S., Gong, Q., Romano, M., Aerodynamic Three-Axis Attitude Stabilization of a Spacecraft by Center-of-Mass Shifting, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, vol. 40, no. 7, pp. 1613–1626.
28. He, L., Chen, X., Kumar, K. D., Sheng, T., Yue, C., A novel three-axis attitude stabilization method using in-plane internal mass-shifting, *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 92, pp. 489–500.
29. Psiaki, M.L., Nanosatellite attitude stabilization using passive aerodynamics and active magnetic torquing, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, vol. 27, no. 3, pp. 347–355.
30. Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. М.: Наука, 1975.
31. Sarychev, V.A., Ovchinnikov, M.Y., Dynamics of a satellite with a passive aerodynamic orientation system, *Cosmic Research*, 1994, vol. 32, no. 6, pp. 561–575.
32. 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.
33. Rawashdeh, S., Jones, D., Erb, D., Karam, A., Lump, Jr, J.E., Aerodynamic attitude stabilization for a ram-facing CubeSat, *Advances in the Astronautical Sciences*, 2009, vol. 133, pp. 583–595.
34. Rawashdeh, S.A., Lump, J.E., Aerodynamic Stability for CubeSats at ISS Orbit, *Journal of Small Satellites*, 2013, vol. 2, no. 1, pp. 85–104.

35. Rawashdeh, S.A., Attitude analysis of small satellites using model-based simulation, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, vol. 2019.
36. Сарычев В.А., Гутник С.А. Динамика осесимметричного спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов // *Космические исследования*. 2012. Т. 50. №5. С. 394–402.
37. Сарычев В.А., Гутник С.А. Динамика спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Исследование положений равновесия // *Космические исследования*. 2015. Т. 53. №6. С. 488–498.
38. Сарычев В.А., Гутник С.А. Динамика спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Исследование устойчивости положений равновесия // *Космические исследования*. 2016. Т. 54. № 5. С. 415–426.
39. Barinova, E.V., Timbai, I.A., Determining of Equilibrium Positions of CubeSat Nanosatellite under the Influence of Aerodynamic and Gravitational Moments, *27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2020 – Proceedings*, St. Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, 2020.
40. Barinova, E.V., Timbai, I.A., Study of Relative Equilibrium Positions of a Dynamically Symmetric Cubesat Nanosatellite under Aerodynamic and Gravitational Moments, *26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2019 – Proceedings*, St. Petersburg, 2019.
41. Барина Е.В., Белоконов И.В., Тимбай И.А. Предотвращение возможности возникновения резонансных режимов движения для низковысотных спутников класса CUBESAT // *Гироскопия и навигация*. 2021. Т. 29. № 4 (115). С. 1–19.
42. Белоконов И.В., Тимбай И.А., Барина Е.В. Выбор проектных параметров наноспутника формата CubeSat с пассивной системой стабилизации // *Гироскопия и навигация*. 2020. Т. 28. №1. С. 81–100.
43. Барина Е.В., Белоконов И.В., Тимбай И.А. Выбор проектных параметров наноспутников формата CubeSat 6U для обеспечения пассивной трехосной стабилизации // *Космическая техника и технологии*. 2024. Т. 45. № 2. С. 20–36.
44. Васин П.В., Барина Е.В. Методика определения погрешности стенда измерения масс-центровочных и инерционных характеристик наноспутников с помощью эталонных объектов // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2022. Т. 21. № 3. С. 7–22.
45. Белоконов И.В., Барина Е.В., Ключник В.Н., Ивлиев А.В., Болтов Е.А. Технология и способ экспериментального определения масс-центровочных и инерционных характеристик наноспутников формата CUBESAT // *Космическая техника и технологии*. 2021. Т. 34. № 3. С. 83–95.
46. Васин П.В., Барина Е.В. Алгоритм определения масс-центровочных и инерционных характеристик опытного образца наноспутника SamSat-ION в летной конфигурации // *Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления*. 2023. № 2. С. 26–34.
47. **Новости Роскосмос Универсат** [Электронный ресурс]. URL: <http://www.roscosmos.ru/39352/> (дата обращения 17.09.2024).
48. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Введ. 1981-02-27. М.: Изд-во стандартов, 1981.
49. ГОСТ 25645.101-83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли. М.: Изд-во стандартов, 1983.

Barinova, E.V., Belokonov, I.V., Timbai, I.A. (Samara National Research University)
Technology for Designing the Angular Motion of CubeSat Nanosatellites with a Passive Stabilization System, *Гироскопия и Навигация*, 2024, vol. 32, no. 4 (127), pp. 74–87.

Abstract. The paper discusses the technology for designing motion relative to the center of mass of a CubeSat nanosatellite with a passive gravitational and/or aerodynamic stabilization system. Based on the previously proposed mathematical models of motion relative to the center of mass, a comprehensive approach has been developed to the joint selection of design pa-

rameters, such as the displacement of the center of pressure relative to the center of mass, moments of inertia, as well as to setting requirements for the initial conditions of angular motion to stabilize the CubeSat close to the desired orientation. This approach is used in the creation of CubeSat nanosatellites at Samara University.

Key words: CubeSat nanosatellite, aerodynamic moment, gravitational moment, spatial angle of attack, proper rotation angle, passive stabilization system.

Материал поступил 27.09.2024