

УДК 629.7.021

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-214-222

**Для цитирования:** Есина П. А., Корнев В. М. Использование принципа гравитационной стабилизации и ориентации при проектировании малых космических аппаратов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 214–222. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-214-222.

**For citation:** Esina P. A., Kornev V. M. [Using the principle of gravitational stabilization and orientation in the design of small spacecraft]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 214–222. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-214-222.

## Использование принципа гравитационной стабилизации и ориентации при проектировании малых космических аппаратов

П. А. Есина\*, В. М. Корнев

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: polina\_alex13@mail.ru

*В настоящее время большинство малых космических аппаратов (МКА) становятся все более актуальными в современной космической индустрии. Для успешного выполнения возложенных на них задач МКА должны быть некоторым образом сориентированы в пространстве относительно Земли. За эту задачу отвечает система ориентации и стабилизации (СОС), необходимая для контроля и управления положением МКА в пространстве.*

*На данный момент задачи для МКА в основном не требуют сложных поворотных маневров и высокой точности ориентации, поэтому большое распространение для них получили пассивные и комбинированные СОС. Такие системы имеют большой ресурс работы, отличаются простотой, высокой надежностью и малой массой. Одной из типовых систем, используемых в современной космической технике, является гравитационная система. Принцип гравитационной СОС основан на использовании силы тяжести, действующей на тело, и моментов инерции относительно трех взаимно ортогональных осей.*

*В данной статье предлагается проект МКА CubeSat размера 3U с гравитационной системой ориентации. Конструкция такого спутника требует наличие устройство гравитационной стабилизации, необходимое для развёртывания МКА после отделения его от ракеты-носителя, а также для создания восстанавливающего момента. Гравитационное устройство предполагается поместить между жестко скрепленных 2U МКА и третьим U МКА.*

*Преимущество такой конструкции заключается в том, что появляется возможность поместить на МКА больше полезного груза, не перегружая его различными приборами для системы ориентации и стабилизации.*

*Ключевые слова: малый космический аппарат, гравитационная система ориентации, момент инерции, демпфер, гравитационная штанга, актуатор.*

## Using the principle of gravitational stabilization and orientation in the design of small spacecraft

P. A. Esina\*, V. M. Kornev

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology  
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: polina\_alex13@mail.ru

Currently, most small spacecraft (MCAS) are becoming increasingly relevant in the modern space industry. To successfully complete the tasks assigned to them, the ICS must be oriented in some way in space relative to the Earth. The orientation and stabilization system (SOS) is responsible for this task, which is necessary for monitoring and controlling the position of the MC in space.

At the moment, the tasks for the MCA basically do not require complex turning maneuvers and high orientation accuracy, therefore passive and combined SOS have become widespread for them. Such systems have a long service life, are characterized by simplicity, high reliability and low weight. One of the typical systems used in modern space technology is gravity systems. The principle of gravitational SOS is based on the use of gravity acting on a body and moments of inertia relative to three mutually orthogonal axes.

This article proposes a 3U CubeSat ICA project with a gravitational orientation system. The design of such a satellite requires a gravitational stabilization device, which is necessary to deploy the ICA after separating it from the launch vehicle, as well as to create a restoring moment. The gravitational device is supposed to be placed between the rigidly bonded 2U MC and the third U MCA.

The advantage of this design is the fact that it becomes possible to place more payload on the MC without overloading it with various devices for the orientation and stabilization system.

*Keywords: small spacecraft, gravity orientation system, moment of inertia, damper, gravity rod, actuator.*

## **Введение**

В настоящее время ряд мировых космических держав проводят исследования и проектные разработки для создания малых космических аппаратов (МКА). Уменьшение габаритов и массы МКА является большим преимуществом в области космического приборостроения, поскольку это влечет за собой существенное снижение финансовых затрат на вывод космического аппарата на орбиту и проектирование [1–2].

Важной составной системой космических аппаратов является система ориентации и стабилизации (СОС), задачами которой является ориентация аппарата или каких-либо отдельных его элементов в заданном направлении, а также противодействие возмущающим силам, как внешним, так и внутренним, которые стремятся изменить ориентацию и положение аппарата в пространстве. От качественного применения СОС зависит эффективность работы полезной нагрузки (ПН) МКА.

Правильно сориентированный МКА позволяет использовать в виде ПН направленные антенны (вместо всенаправленных), что значительно улучшает мощность и качество подаваемого сигнала. Кроме того, стратегия ориентации панелей солнечных батарей на Солнце позволяет максимально увеличить генерируемую электрическую мощность на бортовой аппаратуре КА, а ориентация радиационных панелей задается таким образом, чтобы минимизировать их освещенность Солнцем, что способствует обеспечению теплового баланса. Так достигается обеспечение живучести КА, когда сохраняется минимизация энергопотребления при сохранении гарантированного уровня генерации электроэнергии. Так как генерация электроэнергии связана с ориентацией панелей солнечных батарей на Солнце, режим обеспечения живучести МКА представляет собой комплекс мероприятий по исключению из алгоритма ориентации программируемых элементов и ориентация осуществляется непосредственно по датчикам наличия Солнца [3].

В роли ПН чаще всего выступают различного рода радиоприемники и радиопередатчики с направленными антеннами. Для более узких диапазонов частот, на которых передают информацию антенны, требуется более точная заданная ориентация, а погрешность в случае стабилизации (удержания спутника в одном положении) должна быть минимальной. Для КА, в составе ПН которых входят оптические средства (фото- и видеотелескопы), к задачам СОС прибавляется задача изменения ориентации с заданной минимальной скоростью.

Космическому аппарату задается определенное угловое движение относительно заданных ориентиров поворотом вокруг центра масс. В качестве ориентиров используют видимые небесные и наземные объекты (звёзды, Солнце, линия горизонта) или направления в пространстве

(местная вертикаль, вектор напряжённости геомагнитного поля, вектор скорости набегающего потока воздуха), которые можно измерить приборами [3–5].

К устройствам систем ориентации и стабилизации МКА предъявляются определенные требования, вызванные основными ограничениями по массе, размерам аппарата, его энергетическим и вычислительным ресурсам. Процесс ориентации по заданному направлению КА основывается на изменении из положения неориентированного в положение ориентированного. В задачу стабилизации входит восстановление первоначального положения, которое было нарушено вследствие воздействия каких-либо возмущающих факторов.

Для ориентации МКА используются активные и пассивные системы. К МКА предъявляются жёсткие требования по массе и габаритам, однако использование активной системы ориентации является не всегда целесообразным. В конструкциях МКА чаще всего сложно либо вообще невозможно установить реактивные двигатели коррекции в силу ограничения веса и размера самой конструкции МКА, к тому же отсутствие рабочего газа на борту космического аппарата позволяет значительно увеличить полезную массу МКА [3–5].

Пассивные методы стабилизации отличаются ещё и тем, что не требуют больших запасов дополнительной энергии на борту МКА.

Ввиду малых размеров спутника влияние со стороны аэродинамических сил и солнечного давления пренебрежимо малы и не могут выступать в роли системы ориентации. Оптимальным вариантом выступает гравитационная система ориентации, основанная на использовании гравитационного момента.

### Гравитационная система ориентации и стабилизации

Принципы гравитационной ориентации МКА основаны на воздействии гравитационных и центробежных сил, возникающих за счет различия в моментах инерции МКА по его осям и приводящих к совмещению оси наименьшего момента инерции с радиусом-вектором орбиты, а оси максимального момента инерции – с бинормалью к орбите [6].

Величина стабилизирующих гравитационных моментов при движении МКА по круговой орбите и для малых углов отклонения определяются уравнениями в плоскости тангажа, крена и рыскания, соответственно:

$$M_z = 3\omega_{КА}^2 \cdot (I_Y - I_X) \cdot \Theta_c, \quad (1)$$

$$M_Y = 4\omega_{КА}^2 \cdot (I_Z - I_X) \cdot \Phi_c, \quad (2)$$

$$M_X = \omega_{КА}^2 \cdot (I_Z - I_Y) \cdot \Psi_c, \quad (3)$$

где  $\omega_{КА}$  – орбитальная угловая скорость движения МКА;  $I_X, I_Y, I_Z$  – моменты инерции МКА относительно осей связанной системы координат;  $\Phi_c, \Theta_c, \Psi_c$  – углы крена, тангажа и рыскания соответственно (углы, определяющие взаимное положение орбитальной и связанной системы координат (ССК)).

Величина гравитационных моментов зависит от разности моментов инерции МКА и его угловой скорости, на которую влияет высота орбиты. Следовательно, гравитационная СОС более эффективна на низких круговых орбитах. Эффективность работы СОС зависит от величины моментов инерции, чем они больше (зависят от расстояния между элементами МКА, размещенными по направлению одной из осей ССК и центром масс спутника), тем сильнее аппарат сопротивляется изменению положения в пространстве, т. е. при больших моментах инерции МКА сложно повернуть вокруг центра масс [7; 8].

Гравитационный момент оказывает восстанавливающее действие на отклонение осей МКА от базовой системы координат в случае направления оси наименьшего момента инерции МКА  $I_X$  по радиус-вектору, а наибольшего момента инерции МКА  $I_z$  – по бинормальной орбите.

Создается возможность для трехосной ориентации при условии  $I_X < I_Y < I_Z$ , однако это обеспечивается при реализации конструкции МКА в виде гантели.

Угловое движение спутника под воздействием гравитационных восстанавливающих моментов при малых углах отклонения представляет собой независимое колебательное движение по плоскостям крена и рыскания.

Считая, что спутник осесимметричный  $I_Y = I_Z$ , т. е. КА с одноосной ориентацией, то контролируется положение только одной оси, направленной на центр Земли. При отсутствии демпфирования МКА будет совершать незатухающие гармонические колебания около равновесного направления – местной вертикали, совпадающей с радиус-вектором орбиты с частотой колебаний по тангажу  $\omega_\Theta$ :

$$\omega_\Theta = \omega_{КА} \sqrt{\frac{3(I_X - I_Y)}{I_X}}. \quad (4)$$

Гравитационная стабилизация становится возможной при ограничении углового вращения до уровня, обеспечивающего переход в колебательное движение, т. е. условия захвата:

$$\left( \frac{\dot{\Theta}_{Н.З.}}{\omega_\Theta} \right)^2 < 0,5(1 + \cos 2\Theta_{Н.З.}), \quad (5)$$

где  $\Theta_{Н.З.}$ ,  $\dot{\Theta}_{Н.З.}$  – начальные значения угла угловой скорости по тангажу, при которых обеспечивается захват.

Отсутствие в космическом пространстве внешней демпфирующей среды вынуждает создавать специальные устройства для рассеивания энергии, чтобы гасить колебания около равновесного положения. Такие устройства в виде механических или магнитных демпферов превращают энергию колебательного движения в тепловую. Преимущество, в данном случае, можно отдать магнитным демпферам, которые являются относительно компактными и надежными в эксплуатации.

Чаще всего при проектировании спутников с магнито-гравитационной СОС, при обеспечении одноосной ориентации МКА с погрешность 5–10°, необходимо создать максимальное соотношение моментов инерции МКА после его выведения на орбиту на уровне 15–20, а также гравитационного управляющего момента над возмущающими моментами в 10–15 раз.

Таким образом, одноосная ориентация МКА на Землю обеспечивается выбором соответствующего состава: исполнительных органов гравитирующего устройства, устройства для рассеивания энергии и датчиков наведения.

### Применение гравитационного устройства в МКА

Нами предлагается проект малого космического аппарата CubeSat размера 3U с гравитационной системой ориентации (рис. 1), где гравитационное устройство показано условно. Конструкция такого спутника требует наличие устройства гравитационной стабилизации, необходимого для развёртывания МКА после отделения его от ракеты-носителя, а также для создания восстанавливающего момента. Гравитационное устройство предполагается поместить между жестко скрепленными 2U МКА и третьим U МКА. В транспортировочном виде гравитационное устройство находится в собранном положении, габариты которого не должны превышать габаритов МКА в сумме размеров транспортировочного контейнера.

Согласно спецификации конструкции CubeSat, максимальная масса CubeSat размера 3U не должна превышать 4 кг. Предполагаемый размер ребра каждого одиночного модуля составляет 10 см [9; 10].

Гравитационное устройство предназначено для создания необходимого соотношения моментов инерции КА относительно ориентируемых осей  $I_X < I_Y = I_Z$ . Если взять инерционную модель в виде гантели с массивным МКА и грузом (в нашем случае один из CubeSat), переме-



Рис. 1. Внешний вид МКА CubeSat размера 3U

Fig. 1. Appearance of CubeSat MCA size 3U

щаемым относительно центра масс КА от начального положения  $X_0$  до конечного  $X_B$ , то моменты инерции  $I_Y$  такого КА после выдвигания груза можно определить по формуле

$$I_Y = I_{Y_0} + m_{и.г} \cdot X_B^2 \cdot \left(1 - \frac{m_{и.г}}{M_{КА}}\right), \quad (6)$$

где  $I_{Y_0}$  – момент инерции КА по оси  $Y$  в исходном положении (момент инерции будем считать для прямоугольного сечения);  $m_{и.г}$  – масса инерционного груза;  $M_{КА}$  – масса КА.

Уравнение (6) позволяет рассчитать необходимую длину гравитирующего устройства  $l_{ш}$  при заданных требованиях по соотношению моментов инерции КА после выдвигания груза:

$$X_B = l_{ш} + X_0 = \sqrt{\frac{k_{YX} \cdot I_{X_0} - I_{Y_0}}{1 - \frac{m_{и.г}}{M_{КА}}}}, \quad (7)$$

где  $k_{YX}$  – коэффициент соотношения моментов инерции (15–20),

$k_{YX} = \frac{I_Y}{I_{X_0}} \geq 15$ ;  $I_{X_0}$  – момент инерции КА по оси  $X$  в исходном

положении.

Тогда уравнение для нахождения длины гравитирующего устройства приобретает вид:

$$l_{ш} = \sqrt{\frac{k_{YX} \cdot I_{X_0} - I_{Y_0}}{1 - \frac{m_{и.г}}{M_{КА}}}} - X_0. \quad (8)$$

Однако данный расчет не рассматривает наличие одной штанги либо системы из нескольких штанг. Требуется уточнение по расчетной массе инерционного груза, в качестве которого выступает спутник с балансировочной штангой (системой из гравитационных устройств). Для этого необходимо знать вид и материал гравитирующего объекта [11–13].

Рассматривалось два варианта устройства гравитационной системы ориентации [14; 15]. Первым и чаще всего используемым вариантом является применение гравитационной телескопической штанги (ГШ) (рис. 2, а). Такое устройство имеет форму стержня, отдаляющего части спутника друг от друга на определенное расстояние. Из-за того, что сила притяжения каждой части спутника зависит от расстояния до центра Земли, создается момент, стремящийся выставить штангу вдоль прямой, направленной на центр Земли (местная вертикаль). Принцип работы гравитационной системы ориентации заключается в следующем. Изначально ГШ находится в собранном виде за счет натяжения проволоки на катушке вала стабилизирующего двигателя. При выводе космического аппарата на орбиту стабилизирующий двигатель вместе с катушкой приводятся в движения. За счет удлинения проволоки, которая была намотана на катушку, ГШ выдвигается в рабочее положение. В результате усиливается взаимодействие постоянного магнита в ГШ с магнитным полем Земли, создавая тем самым необходимый по величине управляющий момент. Таким образом, ГШ ориентирует спутник на центр Земли. Действие гравитационного момента можно уменьшить. Для этого необходимо вал стабилизирующего двигателя вращать в другую сторону, при этом проволока наматывается на катушку, длина штанги уменьшается, следовательно, и уменьшается действие гравитационного момента.

Вторым вариантом выступает актуатор на основе желобчатой ленты (рис. 2, б). За счет формы сечения лента обладает достаточной гибкостью для наматывания на барабан и имеет необходимый запас устойчивости в развернутом состоянии. Данная конструкция состоит из трех лент, две из которых являются вспомогательными и меньшими по размеру, чтобы предотвратить деформацию желобчатой ленты от неравномерного теплового нагрева солнечными лучами [3].

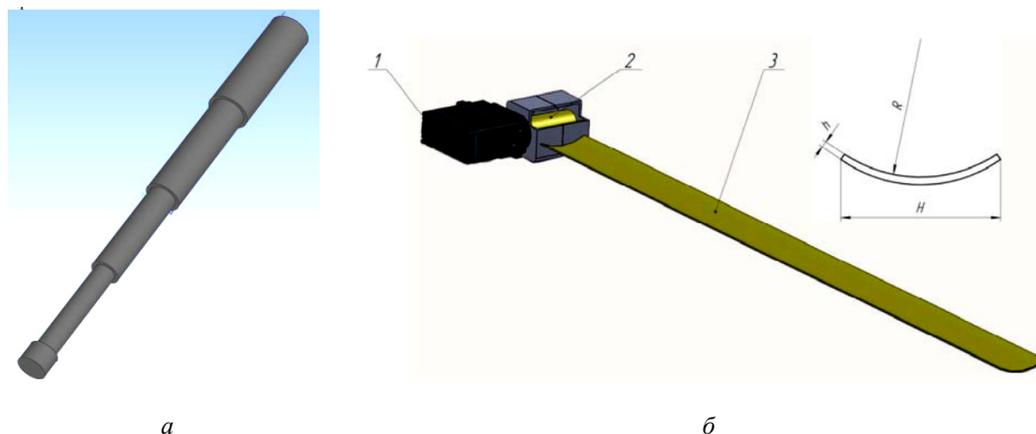


Рис. 2. Устройства гравитационной стабилизации:  
*a* – гравитационная телескопическая штанга; *б* – актуатор на основе желобчатой ленты

Fig. 2. Gravitational stabilization devices:  
*a* – gravity telescopic rod; *b* – chute belt actuator

Актуатор на основе желобчатой ленты, установленной на спутнике для гравитационной ориентации, работает на основе принципа использования гравитационных сил для управления ориентацией спутника. Принцип работы актуатора заключается в следующем. Под действием гравитационной силы, различная масса желобчатой ленты создает неравномерное распределение гравитационного момента относительно оси вращения спутника. Этот неравномерный гравитационный момент вызывает вращение спутника до тех пор, пока гравитационные силы не станут сбалансированными. Таким образом, актуатор на основе желобчатой ленты использует гравитационные силы для управления ориентацией спутника и обеспечивает его стабильную и точную ориентацию в пространстве.

Гравитационная штанга и актуатор на основе желобчатой ленты имеют свои преимущества и недостатки, и выбор между ними зависит от конкретных требований и условий применения. Вот несколько факторов, которые можно учесть при сравнении этих двух актуаторов.

*Простота конструкции.* Гравитационная штанга обычно более проста в исполнении и имеет меньше подвижных частей, что может облегчить ее производство и обслуживание. Актуатор на основе желобчатой ленты может быть более сложным по конструкции и требовать более точной калибровки.

*Гибкость и точность.* Актуатор на основе желобчатой ленты позволяет достичь более точной и гибкой регулировки ориентации спутника, так как массы на разных участках ленты могут быть изменены в широком диапазоне. Гравитационная штанга может иметь ограниченные возможности по точной настройке.

*Эффективность.* Гравитационная штанга может потреблять меньше энергии МКА для своей работы, так как её работа основана на использовании гравитационных сил. Актуатор на основе желобчатой ленты может потреблять больше энергии МКА из-за необходимости движения ленты и изменения распределенной массы.

*Надежность.* Оба актуатора могут быть достаточно надежными, но гравитационная штанга может иметь меньше подвижных частей и, следовательно, быть менее подвержена поломкам и износу.

На начальных этапах проектирования будем использовать в качестве гравитирующего устройства гравитационную штангу в силу ее универсальности и простоты в изготовлении.

В сложенном положении штанга крепится к верхнему и нижнему шпангоуту изделия так, чтобы ось штанги была параллельна оси КА. В рабочем положении штанга разворачивается перпендикулярно оси КА вокруг оси вращения шарнирного узла и фиксируется в данном положении.

После этапа отделения от ракеты-носителя любому КА необходимо осуществить процесс успокоения, т. е. гашение начальных угловых скоростей. Как сказано ранее, в роли устройства успокоения выступает постоянный магнит (магнитный демпфер), который автоматически захватывается магнитным полем Земли. Процесс выдвижения штанги должен происходить в районах Северного полюса после обеспечения ориентации продольной оси КА гравитирующим объектом на Землю.

### Заключение

Проектируя МКА, необходимо учитывать преимущества предложенной конструкции СОС, так как она позволяет поместить на МКА больше полезного груза, не перегружая его различными приборами для системы ориентации и стабилизации. Однако при проектировании необходимо учесть особенности предлагаемой конструкции штанги (механизм крепления двух основных модульных кубов с третьим), ее массовые и габаритные характеристики, а также возможность деформации штанги в процессе эксплуатации.

### Библиографические ссылки

1. Малые мира сего [Электронный ресурс]. URL: <https://old.computerra.ru/2007/683/3158/> (дата обращения: 27.08.2023).
2. Есина П. А., Галиев А. Р. Перспективы развития малых космических аппаратов // Актуальные вопросы устойчивого развития регионов, отраслей, предприятий : материалы Междунар. науч.-практ. конф. (23 декабря 2022, г. Тюмень): В 4-х т. Тюмень, 2023. С. 363–366.
3. Фомин Д. И., Мараев А. А. Система ориентации беспилотных летательных аппаратов // Альманах научных работ ИТМО. 2020. Т. 4. С. 92–97.
4. Веревкин П. Н., Кузнецов А. А. Обзор современных систем ориентации космических и беспилотных летательных аппаратов // Решетневские чтения : материалы XXVII Междунар. науч. конф. (08–10 ноября 2023, г. Красноярск) / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2023. С. 11–13.
5. Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S. A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites // Progress in Aerospace Science. 2019. Vol. 109. EDN: JXPCMN.
6. Ignatov A. I., Sazonov V. V. Stabilization of the Gravitational Orientation Mode of an Artificial Earth Satellite (AES) by the Electromagnetic Control System // Cosm. Res. 2020. Vol. 58, No. 1. P. 33–41.
7. Desouky M. A. A., Abdelkhalik O. A new variant of the B-dot control for spacecraft magnetic detumbling // Acta Astronaut. Pergamon, 2020. Vol. 171. P. 14–22.
8. Kalenova V. I., Morozov V. M. Stabilization of Satellite Relative Equilibrium Using Magnetic and Lorentzian Moments // Cosm. Res. Pleiades journals. 2021. Vol. 59, No. 5. P. 343–356.
9. Спецификация конструкции CubeSat. 2013 [Электронный ресурс]. URL: <https://dernasherbrezon.com/posts/cubespec/> (дата обращения 17.08.2023).
10. База данных наноспутников [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nanosats.eu/> (дата обращения 03.12.2022).
11. Belokonov I., Timbai I., Nikolaev P. Approach for estimation of nanosatellite's motion concerning of mass centre by trajectory measurements (IAA-B12-0703) // 12th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Berlin, Germany, 2019.

12. Орбитальная спутниковая группировка [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/> (дата обращения: 15.03.2023).

13. 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. DOI: 10.17285/0869-7035.0025.

14. Галиев А. Р., Есина П. А., Корнев В. М. Устройства для ориентации и стабилизации малых космических аппаратов // Наука и молодежь: проблемы, поиски, решения : тр. Всерос. науч. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых (16–17 мая 2023, г. Новокузнецк) / под общ. ред. С. В. Коновалова. Новокузнецк : Издательский центр СибГИУ, 2023. С. 115–118.

15. Есина П. А., Галиев А. Р., Корнев В. М. Устройства гравитационной стабилизации в конструкции малого космического аппарата // Решетневские чтения : материалы XXVII Междунар. науч. конф. (08–10 ноября 2023, г. Красноярск). Красноярск, 2023. С. 557–559.

## References

1. *Malye mira sego* [Small of this world]. Available at: <https://old.computerra.ru/2007/683/3158/> (accessed 27.08.2023).

2. Esina P. A., Galiev A. R. [Prospects for the development of small spacecraft]. *Aktual'nye voprosy ustoychivogo razvitiya regionov, otrasley, predpriyatiy : materialy Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Actual issues of sustainable development of regions, industries, enterprises. materials of Intern. scientific. practical conf.]. Tyumen, 2023, P. 363–366 (In Russ.).

3. Fomin D. I., Maraev A. A. [Orientation system for unmanned aerial vehicles]. *Al'manakh nauchnykh rabot ITMO*. 2020, Vol. 4, P. 92–97 (In Russ.).

4. Verevkin P. N., Kuznetsov A. A. [Review of modern orientation systems of space and unmanned aerial vehicles]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXVII Mezhdunar. nauch. konf.* [Reshetnev Readings : proceedings of the XXVII International scientific conference]. Krasnoyarsk, 2023, P. 11–13 (In Russ.).

5. Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S. A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites. *Progress in Aerospace Science*, 2019, Vol. 109, EDN: JXPCMN.

6. Ignatov A. I., Sazonov V. V. Stabilization of the Gravitational Orientation Mode of an Artificial Earth Satellite (AES) by the Electromagnetic Control System. *Cosm. Res.* 2020, Vol. 58, No. 1, P. 33–41.

7. Desouky M. A. A., Abdelkhalik O. A new variant of the B-dot control for spacecraft magnetic detumbling. *Acta Astronaut. Pergamon*. 2020, Vol. 171, P. 14–22.

8. Kalenova V. I., Morozov V. M. Stabilization of Satellite Relative Equilibrium Using Magnetic and Lorentzian Moments. *Cosm. Res. Pleiades journals*. 2021, Vol. 59, No. 5, P. 343–356.

9. CubeSat design specification. Available at: <https://dernasherbrezon.com/posts/cubespec/> (accessed 17.08.2023).

10. *Baza dannykh nanosputnikov* [Nanosatellite database]. Available at: <https://www.nanosats.eu/> (accessed 03.12.2022).

11. Belokonov I., Timbai I., Nikolaev P. Approach for estimation of nanosatellite's motion concerning of mass centre by trajectory measurements (IAA-B12-0703). *12th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation*. Berlin, Germany, 6–10 May 2019.

12. *Orbital'naya sputnikovaya gruppirovka* [Orbital satellite constellation]. Available at: <https://ru.wikipedia.org/wiki/> (accessed 15.03.2023).

13. Belokonov I. V., Timbai I. A., Barinova E. V. [Selection of design parameters of the CubeSat nanosatellite with a passive stabilization system]. *Giroskopiya i navigatsiya*. 2020, Vol. 28, No. 1, P. 81–100 (In Russ.). DOI 10.17285/0869-7035.0025.

14. Galiev A. R., Esina P. A., Kornev V. M. [Devices for orientation and stabilization of small spacecraft]. *Nauka i molodezh': problemy, poiski, resheniya : tr. Vseros. nauch. konf. studentov, aspirantov i molodykh uchenykh* [Science and Youth: problems, searches, solutions Proceedings of the

All-Russian Scientific Conference of Students, Postgraduates and Young Scientists]. Novokuznetsk, 2023, P. 115–118 (In Russ.).

15. Esina P. A., Galiev A. R., Kornev V. M. [Gravitational stabilization devices in the design of a small spacecraft]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXVII Mezhdunar. nauch. konf.* [Reshetnev Readings: Proceedings of the XXVII International Scientific Conference]. Krasnoyarsk, 2023, P. 557–559 (In Russ.).

© Есина П. А., Корнев В. М., 2024

---

**Есина Полина Алексеевна** – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: polina\_alex13@mail.ru.

**Корнев Владимир Михайлович** – кандидат экономических наук, доцент, доцент кафедры технической механики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: 2604775@mail.ru.

**Esina Polina Alekseevna** – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: polina\_alex13@mail.ru.

**Kornev Vladimir Mikhailovich** – Cand. Sc., Associate Professor; Associate Professor of the Department of technical mechanics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: 2604775@mail.ru.

---