

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.783

Механизм формирования возмущающего момента подвижной массой космического аппарата

А.В. Бобков, М.Ю. Кривенко

ФГБОУ ВО «Комсомольский-на-Амуре государственный университет»

Mechanism of formation of the disturbing moment by the mobile mass of a spacecraft

A.V. Bobkov, M.Yu. Krivenko

Komsomolsk-na-Amure State University

Функциональная эффективность космического аппарата во многом зависит от точности работы систем ориентации и стабилизации, компенсирующих внешние и внутренние возмущения. Алгоритм работы этих систем построен на динамических уравнениях, описывающих вращательное движение космического аппарата под действием управляющих моментов, внутренних и внешних возмущений от подвижных масс, гравитационного, магнитного и аэродинамического воздействий. При этом в алгоритмах управления ориентацией космического аппарата рассмотрению внутренних неуправляемых возмущающих факторов уделяется недостаточное внимание из-за их относительно малой величины. Это снижает точность ориентации и стабилизации аппарата. В условиях повышения массы и ресурса эксплуатации космических аппаратов суммарные энергозатраты на компенсацию внутренних возмущающих моментов существенно возрастают. В связи с этим проведен анализ динамических уравнений влияния внутренних возмущений от подвижной массы в космическом аппарате на угловую дестабилизацию его положения. В связанной системе координат рассмотрены механизмы формирования кинетического момента и момента Кориолиса. Момент Кориолиса инициируется вращением космического аппарата с наложением переносного движения в виде его вращения на относительное движение массы. Указаны условия перемещения масс в космическом аппарате, снижающие уровень внутренних возмущений.

EDN: TFEEIN, <https://elibrary/tfein>

Ключевые слова: космический аппарат, внутренние возмущения, подвижная масса, момент Кориолиса, кинетический момент

The functional efficiency of a spacecraft depends largely on the accuracy of its attitude control and stabilization systems, which compensate for external and internal disturbances. The operating algorithms of these systems are based on dynamic equations describing the rotational motion of the spacecraft under the influence of control torques, internal and external disturbances from moving masses, and gravitational, magnetic, and aerodynamic effects. However, spacecraft attitude control algorithms pay insufficient attention to internal un-

controlled disturbance factors due to their relatively small magnitude. This reduces the accuracy of the spacecraft's attitude control and stabilization. As the mass and service life of spacecraft increase, the total energy consumption for compensating for internal disturbance torques increases significantly. Therefore, this article analyzes the dynamic equations for the influence of internal disturbances from moving masses in a spacecraft on its angular destabilization. The mechanisms for generating kinetic momentum and Coriolis momentum are considered in a fixed coordinate system. The Coriolis moment is initiated by the rotation of the spacecraft, with translational motion superimposed on the relative motion of the mass. Conditions for mass movement in the spacecraft that reduce the level of internal disturbances are specified.

EDN: TFEEIN, <https://elibrary/tfein>

Keywords: spacecraft, internal disturbances, mobile mass, Coriolis moment, kinetic moment

Механическими источниками внутренних возмущений на борту космического аппарата (КА) являются роторы, маховики, рабочие жидкости, циркулирующие по трубопроводам различных систем, поворотные элементы и др. [1–3]. Их движение обусловлено работой приводов, крутящие моменты которых действуют как на устройства-потребители, так и на корпус КА. Внутренние моменты влияют на движение КА через гироскопические, реактивные, кинетические моменты и моменты Кориолиса.

Движущиеся узлы и циркулирующие рабочие тела различных систем КА объединены общим понятием «подвижные массы» (ПМ) [4]. ПМ влияют на распределение массы внутри КА, смещая центр масс (ЦМ) и изменяя его момент инерции.

Примерами ПМ на пилотируемых космических станциях являются:

- космонавты, смещающие ЦМ КА при движении с опорой на стенки корпуса КА;
- топливо в баках, расход которого изменяет распределение массы в баках и момент инерции КА [5];
- несимметричное перемещение научного оборудования, поворот антенн, разворачивание панелей солнечной батареи (ПСБ), создающее вращательный момент;
- проточные тракты рабочих тел систем жизнеобеспечения, где геометрическая и гидравлическая асимметрии формируют реактивный момент на корпусе КА.

Приводы ПМ, преобразуя механическую энергию вращения в затраченную мощность устройства, формируют вращающий момент на корпусе КА в течение всего времени работы.

Внутренние возмущения от ПМ дестабилизируют пространственное положение КА, приводя к дрейфу его угловую ориентацию [6–9].

Для компенсации возмущений в системе ориентации установлены управляемые ПМ, к которым относятся инерционные устройства роторного типа: гиросины и маховики [10–16]. Чем больше их масса, частота вращения и плечо относительно ЦМ КА, тем больший компенсирующий момент они создают.

Физический механизм генерации возмущений от ПМ, основанный на законе сохранения кинетического момента [17], заключается в следующем. Если внутри замкнутой системы, например КА, происходит перемещение масс, то ее суммарный кинетический момент остается неизменным благодаря ответному компенсирующему перемещению КА в противоположном направлении.

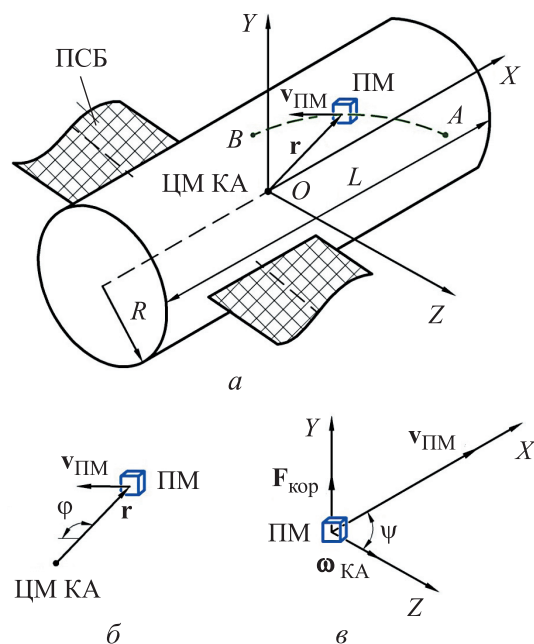


Рис. 1. Схема перемещения ПМ в КА:
а — траектория ПМ; б — угол φ между векторами $\mathbf{r}$ и $\mathbf{v}_{\text{ПМ}}$; в — пример формирования силы Кориолиса $\mathbf{F}_{\text{кор}}$

Цель работы — анализ динамических уравнений внутренних возмущений от ПМ и условий снижения их дестабилизирующего влияния на положение КА.

Рассмотрим механизм формирования реактивного момента подвижной массой КА. Под замкнутой системой будем понимать совокупность КА и ПМ (рис. 1).

Суммарный кинетический момент системы КА + ПМ в состоянии покоя в скалярной форме описывается уравнением [18]

$$(L_{КА} + \Delta L_{КА}) + (L_{ПМ} + \Delta L_{ПМ}) = \text{const}.$$

Здесь $L_{КА}$ — начальный кинетический момент КА, $L_{КА} = J_{КА}\omega_{КА}$ ($J_{КА}$ — момент инерции КА; $\omega_{КА}$ — угловая скорость КА, в покое равная нулю); $L_{ПМ}$ — кинетический момент ПМ относительно ЦМ КА при движении по произвольной траектории в течение времени t ,

$$L_{ПМ}(t) = mv_{ПМ}(t)r(t)\sin\varphi(t),$$

где m — масса ПМ; $v_{ПМ}(t)$ — скорость перемещения ПМ относительно КА в течение времени t ; $r(t)$ — радиус-вектор между ЦМ КА и ЦМ ПМ в момент времени t ; $\varphi(t)$ — угол между векторами $v_{ПМ}$ и r в момент времени t ; $\Delta L_{КА}$ и $\Delta L_{ПМ}$ — приращения кинетических моментов КА и ПМ.

В зависимости от геометрической формы конструкции КА его момент инерции определяется следующими выражениями:

- для стержня

$$J_{КА} = \frac{1}{12}m_{КА}L^2;$$

- для сплошного цилиндра

$$J_{КА} = \frac{1}{2}m_{КА}R^2,$$

где $m_{КА}$, L и R — масса, длина и радиус миделя КА соответственно.

Примем, что ПМ перемещается внутри КА из точки A в точку B с произвольно изменяющимся ускорением $a_{ПМ}(t)$. Тогда приращение кинетического момента ПМ за интервал времени $[t_1, t_2]$ вычисляется как [19]

$$\Delta L_{ПМ} = m \int_{t_1}^{t_2} (r(t) \times a_{ПМ}(t)) dt. \quad (1)$$

Радиус-вектор ПМ в момент времени t

$$r(t) = r_0 + \int_{t_1}^t v_{ПМ}(\tau) d\tau, \quad (2)$$

где r_0 — начальное положение ПМ при $t = t_1$; $v_{ПМ}(\tau)$ — скорость перемещения ПМ относительно ЦМ КА в момент времени τ .

Скорость перемещения и ускорение ПМ связаны соотношением

$$v_{ПМ}(t) = v_0 + \int_{t_1}^t a_{ПМ}(\tau) d\tau, \quad (3)$$

где v_0 — начальная скорость перемещения ПМ.

Подставляя выражения (2) и (3) в формулу (1), получаем

$$\Delta L_{ПМ}(t) = m \int_{t_1}^{t_2} \left(r_0 + \int_{t_1}^t v_{ПМ}(\tau) d\tau \times a_{ПМ}(t) \right) dt.$$

Векторное произведение в развернутой форме приобретает вид

$$\begin{aligned} \Delta L_{ПМ}(t) &= m r_0 \times \int_{t_1}^{t_2} a_{ПМ}(t) dt + \\ &+ m \int_{t_1}^{t_2} \left(\int_{t_1}^t v_{ПМ}(\tau) d\tau \times a_{ПМ}(t) \right) dt. \end{aligned} \quad (4)$$

Преобразуем первое слагаемое выражения (4) следующим образом:

$$r_0 \times \int_{t_1}^{t_2} a_{ПМ}(t) dt = r_0 \times \Delta v_{ПМ},$$

где $\Delta v_{ПМ}$ — приращение скорости перемещения ПМ,

$$\Delta v_{ПМ} = \int_{t_1}^{t_2} a_{ПМ}(t) dt = v_{ПМ}(t_2) - v_{ПМ}(t_1).$$

Если начальная скорость перемещения ПМ $v_0 = 0$, то выражение для приращения кинетического момента ПМ приобретает вид

$$\begin{aligned} \Delta L_{ПМ}(t) &= m r_0 \times \Delta v_{ПМ} + \\ &+ m \int_{t_1}^{t_2} \left(\int_{t_1}^t v_{ПМ}(\tau) d\tau \times a_{ПМ}(t) \right) dt. \end{aligned} \quad (5)$$

При малом перемещении ПМ ($\Delta r \ll r_0$) произведением $m r_0 \times \Delta v_{ПМ}$ можно пренебречь. Тогда выражение (5) принимает вид

$$\Delta L_{ПМ}(t) = m \int_{t_1}^{t_2} \left(\int_{t_1}^t v_{ПМ}(\tau) d\tau \times a_{ПМ}(t) \right) dt.$$

В частном случае, если $a_{ПМ} = \text{const}$, то второе слагаемое этого выражения обращается в

ноль. С учетом того, что $\Delta \mathbf{v}_{\text{ПМ}} = \mathbf{a}_{\text{ПМ}}(t_2 - t_1)$, запишем

$$\Delta \mathbf{L}_{\text{ПМ}} = m \cdot \mathbf{r}_0 \times \mathbf{a}_{\text{ПМ}}(t_2 - t_1).$$

Чаще всего движение ПМ происходит с постоянной скоростью ($v_{\text{ПМ}} = \text{const}$). В этом случае приращение кинетического момента ПМ вычисляется как

$$\Delta \mathbf{L}_{\text{ПМ}} = m(\mathbf{r}_2 \times \mathbf{v}_{\text{ПМ}} - \mathbf{r}_1 \times \mathbf{v}_{\text{ПМ}}) = m(\Delta \mathbf{r} \times \mathbf{v}_{\text{ПМ}}),$$

а его модуль

$$|\Delta \mathbf{L}_{\text{ПМ}}| = m \Delta r v_{\text{ПМ}} \sin \varphi.$$

Изменение $\Delta \mathbf{L}_{\text{ПМ}}$ сопровождается появлением компенсирующего кинетического момента КА

$$\Delta \mathbf{L}_{\text{КА}} = -\Delta \mathbf{L}_{\text{ПМ}}.$$

При неизменности момента инерции $J_{\text{КА}}$ приращение величины $\Delta \mathbf{L}_{\text{КА}}$ происходит за счет приращения угловой скорости

$$\Delta \omega_{\text{КА}} = -m \frac{v_{\text{ПМ}} \Delta r \sin \varphi}{J_{\text{КА}}}. \quad (6)$$

Знак минус в формуле (6) указывает на вращение КА в направлении, противоположном движению ПМ.

При сохранении постоянным $\Delta \omega_{\text{КА}}$ в течение времени t приращение угла поворота КА

$$\Delta \theta_{\text{КА}} = -m \frac{v_{\text{ПМ}} \Delta r \sin \varphi}{J_{\text{КА}}} t.$$

Зависимости приращения угла поворота КА $\Delta \theta_{\text{КА}}$ от времени перемещения ПМ t при $m = 1, 3$ и 5 кг и угле между векторами $\mathbf{v}_{\text{ПМ}}$ и $\mathbf{r}$ $\varphi = 15^\circ$ и 45° приведены на рис. 2.

Для остальных параметров приняты типовые значения для телекоммуникационных КА: $m_{\text{КА}} = 1500$ кг; $R = 1,2$ м; $v_{\text{ПМ}} = 0,1$ м/с; $t = [0, 10]$ с; $\Delta r = 0,5$ м.

Приращение угла поворота КА $\Delta \theta_{\text{КА}}$ на графике прямо пропорционально параметрам перемещения ПМ и обратно пропорционально моменту инерции $J_{\text{КА}}$. Снижение массы m и увеличение размеров и массы КА ожидаемо приводят к уменьшению уровня внутреннего возмущения и угла поворота КА $\theta_{\text{КА}}$.

Рассмотренный механизм появления возмущающих факторов от ПМ справедлив для не вращающегося КА. Механизм усложняется в случае вращения КА с угловой скоростью $\omega_{\text{КА}} \neq 0$. Тогда на относительное перемещение ПМ накладывается переносное движение КА,

$\Delta \theta_{\text{КА}} \cdot 10^3$, рад

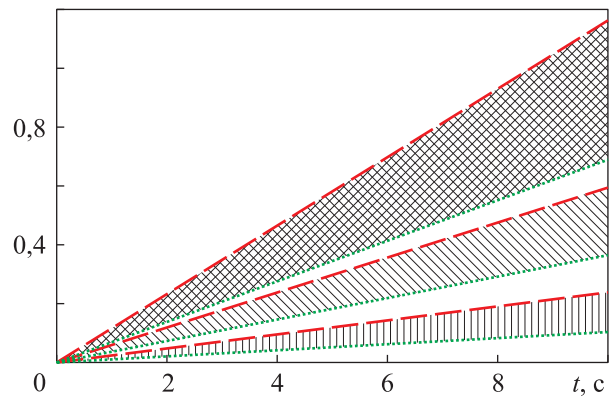


Рис. 2. Зависимости приращения угла поворота КА $\Delta \theta_{\text{КА}}$ от времени перемещения ПМ t при $m = 1$ (штриховка), 3 (сетка) и 5 кг (крупная сетка) и угле $\varphi = 15^\circ$ (пунктир) и 45° (сплошная)

возникают сила Кориолиса $\mathbf{F}_{\text{кор}}$ и соответствующий момент.

Момент Кориолиса возникает только при вращении КА и отличается от гироскопического момента отсутствием собственного вращения перемещаемой массы, т. е. для его появления необходимо выполнение условия $\omega_{\text{КА}} \neq 0$ и $\mathbf{v}_{\text{ПМ}} \neq 0$.

Сила Кориолиса пропорциональна векторному произведению указанных скоростей и направлена перпендикулярно плоскости линий их действия:

$$\mathbf{F}_{\text{кор}} = 2m(\mathbf{v}_{\text{ПМ}} \times \omega_{\text{КА}}).$$

В случае коллинеарности векторов $\mathbf{v}_{\text{ПМ}}$ и $\omega_{\text{КА}}$ сила Кориолиса отсутствует.

Модуль силы Кориолиса зависит от угла между векторами относительной и переносной скоростей ψ :

$$|\mathbf{F}_{\text{кор}}| = 2m v_{\text{ПМ}} \omega_{\text{КА}} \sin \psi.$$

Пример формирования $\mathbf{F}_{\text{кор}}$ при расположении векторов $\omega_{\text{КА}}$ и $\mathbf{v}_{\text{ПМ}}$ в координатной плоскости XOZ показан на рис. 1, в. Если в связанной системе координат продольная ось КА проходит через ось OX вектор $\mathbf{v}_{\text{ПМ}}$ направлен вдоль оси OX , а вектор $\omega_{\text{КА}}$ вдоль оси OZ , то $\mathbf{F}_{\text{кор}}$ будет направлена вдоль оси OY .

Момент Кориолиса

$$\mathbf{M}_{\text{кор}} = \mathbf{r}_{\text{кор}} \times \mathbf{F}_{\text{кор}},$$

где $\mathbf{r}_{\text{кор}}$ — радиус-вектор от ЦМ КА к ЦМ ПМ.

Момент Кориолиса $\mathbf{M}_{\text{кор}}$ направлен перпендикулярно плоскости вращения КА и зависит от угловой скорости $\omega_{\text{КА}}$, исчезая при $\omega_{\text{КА}} = 0$.

Сумма моментов — кинетического ПМ и Кориолиса — при приращении $\Delta \mathbf{r}$ в развернутой векторной форме имеет вид

$$\mathbf{M}_{\Sigma} = -m\Delta \mathbf{r} \times \mathbf{v}_{\text{ПМ}} + 2m(\boldsymbol{\omega}_{\text{КА}} \times \mathbf{v}_{\text{ПМ}}) \times \Delta \mathbf{r}.$$

Выводы

1. Перемещение массы внутри КА изменяет кинетический момент аппарата. В результате КА приобретает дополнительную угловую скорость, классифицируемую как следствие внутреннего возмущающего воздействия ПМ на КА. Для сохранения неизменного пространственного положения КА система ориентации и стабилизации создает компенсирующий момент, направленный в противоположную сторону.

2. Угол φ между относительной скоростью ПМ и его моментным плечом в $\sin \varphi$ раз уменьшает кинетический момент ПМ, снижая уровень дестабилизирующего влияния на КА, причем движение ПМ вдоль оси вращения КА минимизирует это возмущение.

3. Вращение КА с заданной угловой скоростью приводит к наложению переносного движения КА на относительное перемещение ПМ, формируя силу Кориолиса, действующую на ПМ. Момент Кориолиса направлен перпендикулярно плоскости вращения КА, зависит от его угловой скорости и угла между плечом и силой Кориолиса, достигая максимального значения при углах, равных $\pm 90^\circ$, и исчезая при $\pm 180^\circ$, т. е. при движении ПМ вдоль оси вращения КА.

Литература

- [1] Раушенбах Б.Н., Токарь Е.Н. *Управление ориентацией космических аппаратов*. Москва, Наука, 1974. 598 с.
- [2] Шереметьевский Н.Н., Малаховский Е.Е., Лозняк Э.Л. Моделирование движения гибкого КА на возмущениях от электромеханических приводных устройств. В: *Динамика и управление космическими объектами*. Новосибирск, Наука, 1992, с. 124–137.
- [3] Симоньянц Р.П. *Методы пассивной ориентации и стабилизации космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. 132 с.
- [4] Дорошин А.В., Крикунов М.М. *Введение в динамику движения космического аппарата переменного состава*. Самара, Изд-во Самарского университета, 2022. 109 с.
- [5] Ковтун В.С. Анализ сложного процесса управления расходом топлива геостационарного космического аппарата «Ямал». *Космическая техника и технологии*, 2013, № 2, с. 33–41.
- [6] Васильев В.Н. *Системы ориентации космических аппаратов*. Москва, НПП ВНИИЭМ, 2009. 310 с.
- [7] Ермаков В.Ю., Туфан А. *Динамика космических аппаратов*. Москва, Изд-во МАИ, 2023. 90 с.
- [8] Малаховский Е.Е. Точность стабилизации гибких космических аппаратов и нормирование механических воздействий от внутренних источников возмущения. *Космические исследования*, 1997, т. 35, № 5, с. 543–548.
- [9] Шереметьевский Н.Н., Малаховский Е.Е., Лозняк Э.Л. и др. Расчетно-экспериментальный способ анализа динамической точности стабилизации гибких КА при действии внутренних источников возбуждения. *Космические исследования*, 1990, т. 28, № 5, с. 706–714.
- [10] Ковтун В.С. Методы управления геостационарным спутником с помощью маховиков и электроракетных плазменных двигателей. *Космонавтика и ракетостроение*, 2009, № 2, с. 60–68.
- [11] Малаховский Е.Е. *Динамическая точность стабилизации гибких космических аппаратов при внутренних возмущениях от электромеханических комплексов*. Автореферат дисс. ... док. тех. наук. Москва, ВНИИ электромеханики, 1994. 34 с.
- [12] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 576 с.
- [13] Атамасов В.Д., Беляев С.Г. *Системы исполнительных органов космического аппарата «Янтарь»*. Санкт-Петербург, БГТУ, 2013. 133 с.
- [14] Авербух В.Я. Космическая прецизионная электромеханика. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*, 2011, т. 124, № 5, с. 17–28.

- [15] Стома С.А., Авербух В.Я., Лещинский Э.А. Электромеханические системы ориентации солнечных батарей искусственных спутников Земли. *Электротехника*, 1996, № 5, с. 14–19.
- [16] Ковтун В.С., Королев Б.В., Синявский В.В. и др. Космические системы связи разработки ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С.П. Королева. *Космическая техника и технологии*, 2015, № 2, с. 3–24.
- [17] Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. *Теоретическая физика*. Т. 1. Механика. Москва, Физматлит, 2018. 222 с.
- [18] Fu Y., Liu Y., Hu L. et al. Stabilisation of a flexible spacecraft subject to external disturbance and uncertainties. *Complexity*, 2020, doi: <https://doi.org/10.1155/2020/2906546>
- [19] Goldstein H., Poole C., Safko J. Classical mechanics, 3rd ed. *Am. J. Phys.*, 2001, vol. 70, no. 7, pp. 782–783, doi: <https://doi.org/10.1119/1.1484149>

References

- [1] Raushenbakh B.N., Tokar E.N. *Upravlenie orientatsiy kosmicheskikh apparatov* [Orientation control of spacecraft]. Moscow, Nauka Publ., 1974. 598 p. (In Russ.).
- [2] Sheremetyevskiy H.H., Malakhovskiy E.E., Loznyak E.L. Modelirovanie dvizheniya gibkogo KA na vozmushcheniyakh ot elektromekhanicheskikh privodnykh ustroystv [Modeling the motion of a flexible spacecraft under disturbances from electromechanical drive devices]. V: *Dinamika i upravlenie kosmicheskimi obektami* [In: Dynamics and control of space objects]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1992, pp. 124–137. (In Russ.).
- [3] Simonyants R.P. *Metody passivnoy orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Methods of passive orientation and stabilization of spacecraft]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2015. 132 p. (In Russ.).
- [4] Doroshin A.V., Krikunov M.M. *Vvedenie v dinamiku dvizheniya kosmicheskogo apparata peremennogo sostava* [Introduction to the dynamics of spacecraft motion of variable composition]. Samara, Izd-vo Samarskogo universiteta Publ., 2022. 109 p. (In Russ.).
- [5] Kovtun V.S. Analysis of complex procedure - fuel consumption management for “Yamal” geostationary spacecraft. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2013, no. 2, pp. 33–41. (In Russ.).
- [6] Vasilyev V.N. *Sistemy orientatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft orientation systems]. Moscow, NPP VNIIEМ, 2009. 310 p. (In Russ.).
- [7] Ermakov V.Yu., Tufan A. *Dinamika kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft dynamics]. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 2023. 90 p. (In Russ.).
- [8] Malakhovskiy E.E. Accuracy of stabilization of flexible spacecraft and standardization of mechanical effects from internal sources of disturbance. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1997, vol. 35, no. 5, pp. 543–548. (In Russ.).
- [9] Sheremetyevskiy H.H., Malakhovskiy E.E., Loznyak E.L. et al. A computational and experimental method for analyzing the dynamic accuracy of stabilization of flexible spacecraft under the influence of internal sources of disturbance. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1990, vol. 28, no. 5, pp. 706–714. (In Russ.).
- [10] Kovtun V.S. GSO satellite control techniques by means of reaction-wheels and plasma electrojet engines. *Kosmonavtika i raketostroyeniye* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2009, no. 2, pp. 60–68. (In Russ.).
- [11] Malakhovskiy E.E. *Dinamicheskaya tochnost stabilizatsii gibkikh kosmicheskikh apparatov pri vnutrennikh vozmushcheniyakh ot elektromekhanicheskikh kompleksov*. Avtoreferat diss. dok. tekhn. nauk [Dynamic accuracy of stabilization of flexible spacecraft under internal disturbances from electromechanical systems. Abs. tech. sci. diss.]. Moscow, VNIIE elektromekhaniki Publ., 1994. 34 p. (In Russ.).
- [12] Tumanov A.V., Zelentsov V.V., Shcheglov G.A. *Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of the layout of onboard equipment of spacecraft]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2018. 576 p. (In Russ.).
- [13] Atamasov V.D., Belyaev S.G. *Sistemy ispolnitelnykh organov kosmicheskogo apparata “Yantar”* [Executive systems of the Yantar spacecraft]. Sankt-Peterburg, BGTU Publ., 2013. 133 p. (In Russ.).

- [14] Averbukh V.Ya. Space precise electromechanics. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIE* [Electromechanical Matters. VNIIE Studies], 2011, vol. 124, no. 5, pp. 17–28. (In Russ.).
- [15] Stoma S.A., Averbukh V.Ya., Leshchinskiy E.A. Electromechanical orientation systems for solar batteries of artificial Earth satellites. *Elektrotehnika*, 1996, no. 5, pp. 14–19. (In Russ.).
- [16] Kovtun V.S., Korolev B.V., Sinyavskiy V.V. et al. Space communication systems developed by S.P. Korolev rocket and space corporation Energia. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2015, no. 2, pp. 3–24. (In Russ.).
- [17] Landau L.D., Lifshits E.M. *Teoreticheskaya fizika*. T. 1. Mekhanika [Theoretical physics. Vol. 1. Mechanics]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2018. 222 p. (In Russ.).
- [18] Fu Y., Liu Y., Hu L. et al. Stabilisation of a flexible spacecraft subject to external disturbance and uncertainties. *Complexity*, 2020, doi: <https://doi.org/10.1155/2020/2906546>
- [19] Goldstein H., Poole C., Safko J. Classical mechanics, 3rd ed. *Am. J. Phys.*, 2001, vol. 70, no. 7, pp. 782–783, doi: <https://doi.org/10.1119/1.1484149>

Статья поступила в редакцию 24.09.2025

Информация об авторах

БОБКОВ Александр Викторович — доктор технических наук, профессор кафедры «Авиационное и компьютерное проектирование». ФГБОУ ВО «Комсомольский-на-Амуре государственный университет» (681013, Комсомольск-на-Амуре, Российская Федерация, пр-т Ленина, д. 27, e-mail: bobkov822@knastu.ru).

КРИВЕНКО Марина Юрьевна — старший преподаватель кафедры «Авиационное и компьютерное проектирование». ФГБОУ ВО «Комсомольский-на-Амуре государственный университет» (681013, Комсомольск-на-Амуре, Российская Федерация, пр-т Ленина, 27, e-mail: marina.yurevna94@mail.ru).

Information about the authors

BOBKOV Aleksandr Viktorovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Aircraft Engineering and Computer Design. Komsomolsk-na-Amure State University (681013, Komsomolsk-on-Amure, Russian Federation, Lenina Ave., Bldg. 27, e-mail: bobkov822@knastu.ru).

KRIVENKO Marina Yurievna — Senior Lecturer, Department of Aircraft Engineering and Computer Design. Komsomolsk-na-Amure State University (681013, Komsomolsk-on-Amure, Russian Federation, Lenina Ave., Bldg. 27, e-mail: marina.yurevna94@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Бобков А.В., Кривенко М.Ю. Механизм формирования возмущающего момента подвижной массой космического аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 5, с. 132–138.

Please cite this article in English as:

Bobkov A.V., Krivenko M.Yu. Mechanism of formation of the disturbing moment by the mobile mass of a spacecraft. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 5, pp. 132–138.