

УДК 629.78.054

ИДЕНТИФИКАЦИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ПРЕОБРАЗОВАНИЯ МАЯТНИКОВОГО КОМПЕНСАЦИОННОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА В УСЛОВИЯХ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2014 И. В. Фоминов

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Рассматривается задача оценки метрологических характеристик маятникового акселерометра, изменяющихся под действием возмущающих факторов в полёте космического аппарата.

Разработан метод, позволяющий оценить значение коэффициента преобразования маятникового компенсационного акселерометра системы управления манёвром космического аппарата на основе применения графоаналитических и косвенных методов диагностики систем первого и второго порядка. Предложенный метод позволяет проводить автоматическую идентификацию коэффициента преобразования в условиях отсутствия внешних сил негравитационного происхождения. Сущность метода основывается на сигнальном воздействии на датчик силы акселерометра, вызывающем закономерное отклонение чувствительного элемента, и анализе переходной характеристики выходного сигнала акселерометра. Проведённые численные исследования показали, что точность оценки коэффициента преобразования в соответствии с предложенным методом зависит от трёх факторов: выходного измерительного шума, коэффициента затухания чувствительного элемента маятникового акселерометра, а также возникновения моментов внешних сил, действующих на ось чувствительности акселерометра в процессе идентификации. Результаты моделирования позволили сделать вывод о возможности применения данного метода в решении задачи самоконтроля характеристик маятникового акселерометра. Показано, что повышение точности оценки коэффициента преобразования возможно благодаря использованию статистических методов сглаживания и фильтрации.

Предварительный анализ показал, что предложенный метод может быть реализован при создании алгоритмического обеспечения системы самоконтроля интеллектуальных акселерометров.

Маятниковый акселерометр, коэффициент преобразования, идентификация, графоаналитический метод, косвенный метод.

Введение

Одной из приоритетных задач развития космической деятельности Российской Федерации до 2030 года является создание космических аппаратов (КА), способных выполнять свои функции в течение 10-15 лет. При этом ключевой проблемой для достижения этой цели является необходимость обеспечения стабильности метрологических характеристик измерительных устройств систем управления КА в течение длительного орбитального полёта. Деградация измерительных средств под воздействием различных факторов космического пространства приводит к отклонению их параметров от номинальных (паспортизированных) значений [1,2], что в результате может привести к метрологическому отказу измерительного средства.

В этой связи возникает актуальная задача контроля метрологических характеристик измерительных средств в процессе орбитального полёта КА. Решение этой задачи обеспечит повышение показателей точности и уровня надёжности систем управления КА.

В настоящее время активно ведутся разработки средств контроля и диагностирования, встроенных в измерительные устройства систем навигации и определения ориентации КА, то есть разработки так называемых «интеллектуальных» датчиков [3, 4]. Важнейшим средством измерений в системах управления манёвром КА является акселерометр. Среди них широкое распространение приобретают маятниковые акселерометры (МА) компенсационного типа, создаваемые по интегральным технологиям [6].

Изменение параметров МА приводит к отклонению его коэффициента преобразования, который является одним из основных метрологических характеристик акселерометров. Это вызывает рост погрешности измерения кажущегося ускорения и, как следствие, рост погрешностей приращения скорости КА в режиме манёвра.

Определение коэффициента преобразования акселерометров, как правило, осуществляют в лабораторных условиях на специализированных стендах. В условиях же орбитального полёта такая задача является сложной как с научной, так и с технической стороны.

В статье предлагается косвенный метод идентификации коэффициента преобразования МА на основе известных графоаналитических методов идентификации параметров систем первого и второго порядка, изложенных в работе [5], а также методов диагностики, базирующихся на создании в цепи обратной связи

априорных диагностических сигналов $U_{\text{тест}}$.

Эти методы основаны на применении ступенчатого воздействия на систему и анализа переходных процессов выходного сигнала. Учитывая, что математическая модель маятникового акселерометра может быть приближённо описана системой второго порядка, можно сделать вывод о принципиальной возможности идентификации некоторых параметров встроенными аппаратно-программными средствами данного измерителя, в том числе идентификации коэффициента преобразования.

Постановка задачи

В качестве исходных данных примем математическую модель маятникового акселерометра компенсационного типа с ёмкостным датчиком перемещения (ДП) и магнитоэлектрическим датчиком момента (ДМ). Структурная схема МА с магнитоэлектрической обратной связью представлена на рис. 1 [6].

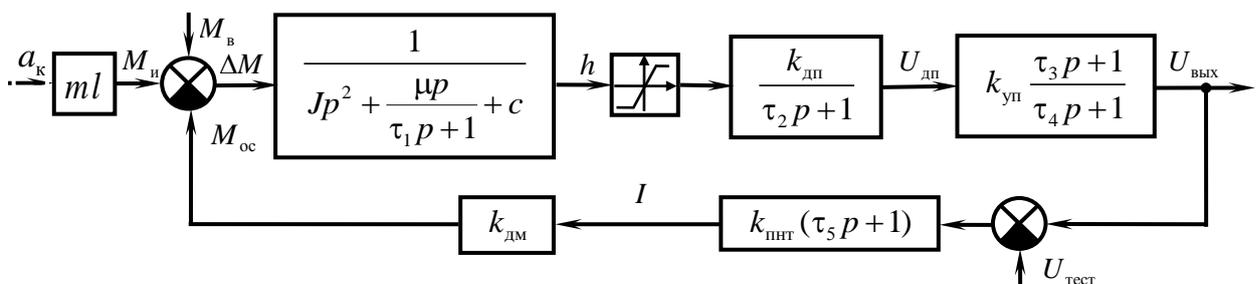


Рис. 1. Структурная схема МА с магнитоэлектрической обратной связью:

a_k – измеряемое кажущееся ускорение; ml – маятниковость чувствительного элемента (ЧЭ) МА; J – момент инерции ЧЭ МА; μ – коэффициент демпфирования ЧЭ; c – коэффициент жёсткости ЧЭ; h – линейное перемещение ЧЭ; l – длина ЧЭ (маятника); $k_{\text{дп}}$ – коэффициент передачи датчика перемещения; $k_{\text{уп}}$ – коэффициент передачи усилителя-преобразователя; $k_{\text{дм}}$ – коэффициент преобразователя напряжения в ток; $k_{\text{дм}}$ – коэффициент передачи датчика момента; $\tau_1, \tau_2, \tau_3, \tau_4, \tau_5$ – постоянные времени звеньев МА; $U_{\text{дп}}$ – сигнал датчика перемещения; M_n – момент инерции; M_b – возмущающий момент, $U_{\text{тест}}$ – тестовый сигнал; $M_{\text{ос}}$ – момент обратной связи; I – ток обратной связи

Передаточная функция МА по выходному сигналу имеет следующий вид:

$$W(p) = \frac{ml}{k_{\text{дм}}k_{\text{пнт}}} \times \frac{1}{\left(\frac{p^2}{\omega_0^2} + \frac{2Dp}{\omega_0(\tau_1 p + 1)} + \frac{c}{k_{\text{дм}}k_{\text{дп}}k_{\text{уп}}} \right) \cdot \frac{(\tau_2 p + 1) \cdot (\tau_4 p + 1)}{(\tau_3 p + 1)} + (\tau_5 p + 1)}, \quad (1)$$

где D – относительный коэффициент преобразования, $D = \frac{\mu}{2m\omega_0}$; ω_0 – соб-

ственная частота МА, $\omega_0 = \sqrt{\frac{c}{m}}$.

Тогда коэффициент преобразования МА определяется следующим выражением:

$$K_a = \frac{mlk_{\text{дп}}k_{\text{уп}}}{c + k_{\text{дм}}k_{\text{пнт}}k_{\text{дп}}k_{\text{уп}}}. \quad (2)$$

Требуется найти оценку коэффициента преобразования $\hat{K}(U_{\text{тест}}, P, h_{\text{max}}, t)$, где $P = \{ml, \mu, c, k_{\text{дп}}, k_{\text{дм}}, k_{\text{пнт}}, k_{\text{уп}}\}$ – множество параметров МА, подверженных различным возмущающим воздействиям; h_{max} – предельное значение отклонения маятника (подвижной пластины) акселерометра; $U_{\text{тест}}$ – пробный (тестовый) сигнал, воздействующий на чувствительный элемент МА.

Метод идентификации коэффициента преобразования маятникового акселерометра

В соответствии с поставленной задачей для идентификации коэффициента преобразования МА, функционирующего в режиме орбитального полёта, целесообразно использовать как известные графоаналитические методы идентификации параметров систем первого и второго порядка, так и косвенные методы диагностики. Графоаналитические методы идентификации параметров изложены в работе [5]. Они основаны на оценке параметров разомкнутой системы по виду выходной переходной характеристики. Косвенные

методы диагностики базируются, как известно, на создании в цепи обратной связи априорных тестовых сигналов $U_{\text{тест}}$.

Учитывая, что математическая модель маятникового акселерометра может быть приближённо представлена апериодической или колебательной системой, можно сделать вывод о принципиальной возможности идентификации некоторых параметров встроенными аппаратно-программными средствами данного измерителя, в том числе коэффициента преобразования.

В качестве допущений примем, что постоянные времени составных элементов МА $\tau_1, \tau_2, \tau_3, \tau_4, \tau_5$ равны нулю, а тестовое воздействие стабильно: $U_{\text{тест}}(t) = \text{const}$.

Тогда, в соответствии с графоаналитическим методом идентификации разомкнутых колебательных систем второго порядка, запишем передаточную функцию МА по тестовому воздействию $W_{U_{\text{изв}}}^{U_{\text{вых}}}(p)$ в виде

$$W_{U_{\text{тест}}}^{U_{\text{вых}}}(p) = \frac{K_{\text{тест}}}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1},$$

где T – постоянная времени; ξ – коэффициент относительного демпфирования; $K_{\text{тест}}$ – коэффициент преобразования по тестовому воздействию $U_{\text{тест}}$.

При этом постоянная времени и коэффициент относительного демпфирования рассчитываются по формулам:

$$T = \sqrt{\frac{J}{c + k_{\text{пнт}}k_{\text{дм}}k_{\text{дп}}k_{\text{уп}}}}; \quad (3)$$

$$\xi = \frac{\mu}{2} \sqrt{\frac{1}{J(c + k_{\text{пнт}}k_{\text{дм}}k_{\text{дп}}k_{\text{уп}})}}.$$

С учётом выражения (2) можно получить формулу для приближённого определения коэффициента преобразования МА:

$$\hat{K}_a \approx \gamma T^2 k_{дп} k_{уп}, \quad (4)$$

где γ – коэффициент, характеризующий конструктивные характеристики маятника (форму, массу и габариты). Для модели (1) справедливо равенство $\gamma = 3/4$.

Анализ выражения (4) показывает, что для идентификации коэффициента преобразования \hat{K}_a достаточно экспериментально определить значение постоянной времени T , а также произведение ко-

эффициентов $k_{дп} k_{уп}$. Для этого необходимо произвести следующие операции.

1. Для определения значения постоянной времени T требуется:

- построить экспериментальную переходную характеристику маятникового акселерометра, например, путём создания тестового воздействия в виде постоянного напряжения $U_{тест}$ на вход дополнительной обмотки датчика момента МА;

- определить моменты времени t_1 и t_2 перехода через линию установившегося значения выходного сигнала $U_{уст}$ (рис. 2);

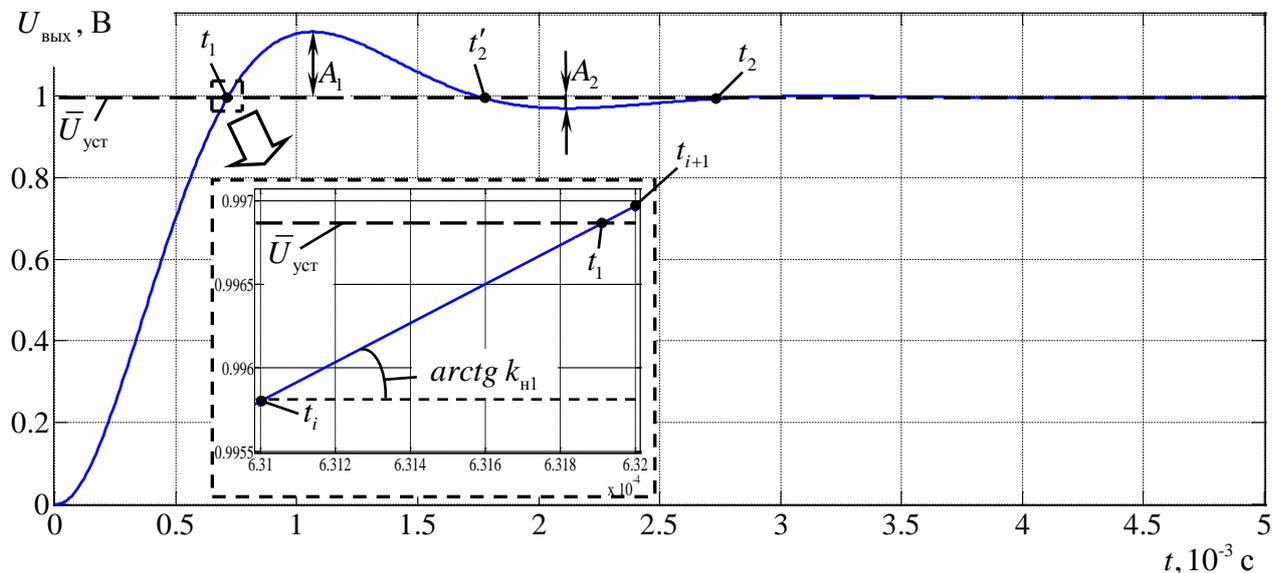


Рис. 2. Вид переходной характеристики маятникового акселерометра

- вычислить частоту собственных колебаний ЧЭ:

$$\omega = \frac{\pi}{t_2 - t_1};$$

- определить значения амплитуд A_1 и A_2 на интервале времени переходной характеристики от t_1 до t_2 ;

- вычислить коэффициент затухания

$$\xi = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{\pi^2}{\ln^2(A_1 / A_2)}}};$$

- вычислить постоянную времени в соответствии с известной формулой для колебательной системы второго порядка:

$$T = \frac{\sqrt{1 - \xi^2}}{\omega}.$$

2. Для определения произведения значений параметров $k_{дп} k_{уп}$ требуется:

- подать тестовые сигналы $\pm U_{тест}$ в цепь обратной связи МА таких величин, при которых угловое положение ЧЭ достигает соответствующих предельных значений h_{max}^+ и h_{max}^- ;

- произвести расчёт произведения параметров $k_{дп} k_y$ по формуле

$$k_{дп} k_y = \frac{1}{2} \left(\frac{U_{тест}^+}{h_{max}^+} - \frac{U_{тест}^-}{h_{max}^-} \right).$$

Для подтверждения эффективности изложенного метода было проведено математическое моделирование процесса функционирования МА в режиме идентификации коэффициента преобразования. В качестве исходных данных для моделирования были выбраны следующие параметры МА [7]:

$$\begin{aligned} m &= 2,9 \cdot 10^{-4} \text{ кг}; & l &= 4,28 \cdot 10^{-3} \text{ м}; \\ J &= 7,09 \cdot 10^{-9} \text{ кг} \cdot \text{м}^2; & \mu &= 2,54 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}; \\ c &= 3,02 \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{м}; & h_{max} &= 1,9 \cdot 10^{-6} \text{ м}; \\ k_{дп} &= 2,5 \cdot 10^5 \text{ В/м}; & k_{уп} &= 8,5; \\ k_{дм} &= 9,23 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м/В}; & U_{тест} &= 1 \text{ В}. \end{aligned}$$

Моделирование было проведено при допущении постоянства момента возмущающих сил $M_b = 1 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}$, действующих на ЧЭ, а также при условии отсутствия кажущегося ускорения $a_k = 0$.

Такие условия могут быть обеспечены при движении КА в режиме пассивного орбитального полёта. При этом для высоты полёта 300 км кажущееся ускорение, воздействующее на ЧЭ МА, не превышает значения порядка $10^{-6} g$.

Результаты моделирования подтвердили принципиальную возможность идентификации коэффициента преобразова-

ния. Установлено, что относительная погрешность оценивания коэффициента преобразования

$$\delta K_a = \frac{\hat{K}_a - K_a}{\hat{K}_a} \cdot 100\%$$

для принятых исходных данных составила $\delta K_a = 0,141\%$.

Проведённые исследования показывают, что погрешность определения фактического коэффициента преобразования в соответствии с предложенным методом зависит от трёх факторов:

- 1) случайной погрешности измерения, обусловленной внутренними шумами блока электроники МА;
- 2) коэффициента затухания, определяющего возможность представления физической модели МА колебательным звеном второго порядка;
- 3) допущения о постоянстве момента внешних сил в процессе идентификации.

Для оценки влияния первого и второго фактора на точность оценки коэффициента преобразования МА было проведено математическое моделирование процесса функционирования МА в режиме диагностики при различных значениях относительного коэффициента затухания $\xi_{зс}$ и среднеквадратического отклонения погрешностей измерений σ . Результаты моделирования представлены на рис 3.

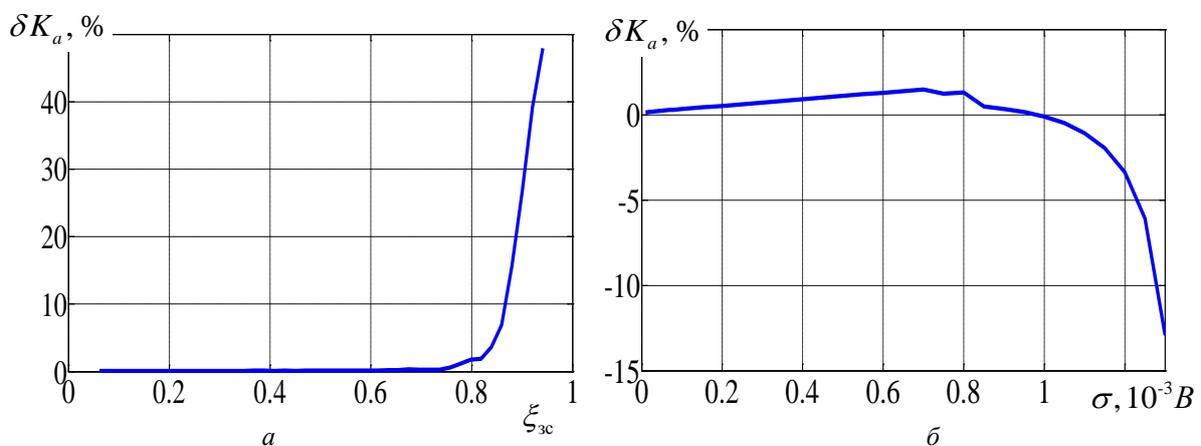


Рис. 3. Зависимости δK_a от коэффициента затухания $\xi_{зс}$ и среднеквадратического отклонения случайной погрешности измерений σ

Из рис. 3, а видно, что относительная погрешность определения коэффициента преобразования существенно увеличивается при стремлении относительного коэффициента затухания ξ к единице. Это связано с тем, что при малых значениях ξ кривая переходного процесса пересекает линию установившегося значения под большим углом $\psi = \arctg k_{н1}$ (рис. 2), и это позволяет повысить отношение сигнал/шум при вычислении моментов времени t_1 и t_2 .

Результаты исследования влияния помехи на точность определения коэффициента преобразования подтверждают данный тезис. С увеличением уровня помехи значительно сложнее оценить характер переходного процесса, что влияет на качественную оценку коэффициента преобразования маятникового акселерометра (рис. 3, б).

Выводы

Одним из способов решения задачи контроля метрологических характеристик маятникового акселерометра в процессе орбитального полёта КА является рассмотренный метод идентификации коэффициента преобразования, который основан на применении графоаналитических методов для разомкнутых систем первого и второго порядков, а также косвенных методов диагностики инерциальных измерительных средств. Применение этого метода позволяет обеспечить контроль основной метрологической характеристики компенсационного акселерометра в режиме орбитального полёта космического аппарата и, как следствие, повысить эффективность решаемых им задач.

Библиографический список

1. Фоминов И.В. Обобщённая структура адаптивного информационно-измерительного комплекса подвижного объекта // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 7. С. 5–9.
2. Голяков А.Д., Фоминов И.В. Анализ влияния надёжности и стойкости адаптивных информационно-измерительных навигационных систем на эффективность их использования // Навигация и гидрография. 2013. № 36. С. 9–16.
3. ГОСТ Р 8.734-2011. Датчики интеллектуальные и системы измерительные интеллектуальные. Методы метрологического самоконтроля. М.: Стандартинформ, 2012. 24 с.
4. Пронин А.Н. и др. Интеллектуализация средств измерений как фактор увеличения надёжности систем управления // Сб. тр. конференции «Управление в морских и аэрокосмических системах» (УМАС-2014). СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2014. С. 106–117.
5. Дмитриев А.К., Юсупов Р.М. Идентификация и техническая диагностика. М.: МО СССР, 1987. 521 с.
6. Мокров Е.А., Папка А.А. Статико-динамические акселерометры для ракетно-космической техники. Пенза: ПАИИ, 2004. 164 с.
7. Распопов В.Я. Микромеханические приборы. М.: Машиностроение, 2007. 400 с.

Информация об авторе

Фоминов Иван Вячеславович, кандидат технических наук, докторант кафедры автономных систем управления, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можай-

ского. E-mail: i.v.fominov@gmail.com. Область научных интересов: системы навигации и управления движением космических аппаратов.

IDENTIFICATION OF SCALE FACTOR OF A PENDULUM COMPENSATING ACCELEROMETER DURING AN ORBITAL SPACECRAFT MISSION

© 2014 I. V. Fominov

Military Space Academy named after A.F. Mozhaiskiy,
St. Petersburg, Russian Federation

The paper deals with a crucial task of estimating the metrological characteristics of a pendulum accelerometer which change under the influence of perturbations in the flight of spacecraft.

A method is developed that makes it possible to estimate the value of the scale factor of a compensating pendulum accelerometer in the system of spacecraft maneuver control through the use of grapho-analytical and indirect methods of diagnosing first and second order systems. The proposed method makes possible automatic identification of the scale factor in the absence of external forces of non-gravitational origin. The essence of the method is based on the signal-extracting impact on the actuator accelerometer which causes a natural deviation of the sensing element, and the analysis of the transient response of the accelerometer output signal. Numerical studies show that the accuracy of estimating the scale factor in accordance with the proposed method depends on three factors: the output of the measuring noise, the attenuation coefficient of the pendulum accelerometer sensor, and the moments of the external forces acting on the sensitive axis of the accelerometer in the identification process. The results of simulation led to the conclusion about the possibility of applying this method in solving the problem of self-control of the characteristics of a pendulum accelerometer. It is shown that an increase in the accuracy of estimating the scale factor is possible due to the use of statistical methods of smoothing and filtering.

Preliminary analysis showed that the proposed method can be implemented in the creation of algorithmic software of the self-control system of smart accelerometers.

Pendulum accelerometer, scale factor identification, grapho-analytical method, indirect method.

References

1. Fominov I.V. Generalized structure of adaptive information and measuring complex of mobile object // *Izvestia vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroenie*. 2013. V. 56, no. 7. P. 5-9. (In Russ.)
2. Golyakov A.D., Fominov I.V. Analysis of the impact of reliability and stability of adaptive information-measuring navigation systems on the efficiency of their use // *Navigation and Hydrography*. 2013. No. 36. P. 9-16. (In Russ.)
3. GOST 8.734-2011. Intelligent sensors and measuring intelligent systems. Methods of metrological self control. Moscow: Standartinform Publ., 2012. 24 p. (In Russ.)
4. Pronin A.N. Intellectualization of measuring tools as a factor in increasing the reliability of control systems // *Sbornik trudov konferentsii «Upravlenie v morskikh i aérokosmicheskikh sistemakh» (UMAS-2014)*. SPb: Electropribor Publ., 2014. P. 106-117. (In Russ.)
5. Dmitriev A.K., Yusupov R.M. *Identifikatsiya i tekhnicheskaya diagnostika [Identification and technical diagnosis]*. Moscow: MO USSR Publ., 1987. 521 p.
6. Mokrov E.A., Papko A.A. *Statikodinamicheskie akselerometry dlya raketno-kosmicheskoy tekhniki [Staticodynamic accelerometers for space-rocketry engineering]*. Penza: PAII Publ., 2004. 164 p.
7. Raspolov V.Y. *Mikromekhanicheskie pribory [Micromechanical devices]*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2007. 400 p.

About the author

Fominov Ivan Vyacheslavovich, Candidate of Science (Engineering), doctoral student in autonomous control systems, Military Space Academy named after A.F. Mozhaiskiy,

St. Petersburg, Russian Federation. E-mail: i.v.fominov@gmail.com. Area of Research: navigation and control of spacecraft motion.