

В.И. МИРОНОВ, И.В. ФОМИНОВ, А.Н. МАЛЕТИН  
**МЕТОД АВТОНОМНОЙ КОСВЕННОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ  
КОЭФФИЦИЕНТА ПРЕОБРАЗОВАНИЯ МАЯТНИКОВОГО  
КОМПЕНСАЦИОННОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА В УСЛОВИЯХ  
ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

---

*Миронов В.И., Фоминов И.В., Малетин А.Н.* **Метод автономной косвенной идентификации коэффициента преобразования маятникового компенсационного акселерометра в условиях орбитального полета космического аппарата.**

**Аннотация.** Рассматривается метод автономной косвенной идентификации коэффициента преобразования маятникового компенсационного акселерометра, позволяющий с высокой точностью определить указанный коэффициент в условиях орбитального полета встроенными аппаратно-программными средствами данного измерителя и, таким образом, снизить погрешность определения приращения кажущейся скорости при выполнении маневра космическим аппаратом.

**Ключевые слова:** маятниковый компенсационный акселерометр, коэффициент преобразования, графоаналитический метод, колебательная система, аperiodическая система, переходная характеристика, производная.

*Mironov V.I., Fominov I.V., Maletin A.N.* **Method of the Autonomous Indirect Identification of the Conversion Factor of Pendulum Compensating Accelerometer Under the Conditions for the Orbital Flight of Automatic Spacecraft.**

**Abstract.** The paper examines the method of the autonomous indirect identification of the conversion factor of pendulum compensating accelerometer, which makes it possible with the high accuracy to determine the coefficient under the conditions for orbital flight indicated by the built-in firmware means of this gauge and to, thus, decrease an error in the determination of the apparent velocity increment with the accomplishment of maneuver by automatic spacecraft.

**Keywords:** pendulum compensating accelerometer, conversion factor, graphical analysis, oscillatory system, aperiodic system, transient response, derivative.

---

**1. Введение.** Одной из приоритетных задач развития космической деятельности Российской Федерации до 2030 года является создание космических аппаратов (КА), способных выполнять свои функции 10–15 лет. При этом одной из проблем, стоящих перед достижением этой цели, является необходимость обеспечения стабильности метрологических характеристик измерительных устройств систем управления КА в течение длительного орбитального полета. Деграадация 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 полета КА, что позволит обеспечить необходимый уровень точности и надежности систем управления КА.

В настоящее время активно ведутся разработки встроенных средств контроля и диагностирования в измерительные устройства систем навигации и определения ориентации КА, то есть разработка так называемых «интеллектуальных» датчиков [3, 4], в том числе и маятниковых акселерометров (МА).

Изменение параметров МА приводит к отклонению его коэффициента преобразования (КП), который является одним из основных метрологических характеристик акселерометров. Это вызывает рост погрешности измерения кажущегося ускорения, а, следовательно, и определения приращения кажущейся скорости КА в режиме маневра.

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

Необходимо отметить, что задача идентификации параметров различных технических устройств в процессе их функционирования приобретает в настоящее время широкий интерес. Так, например, в работе [5] рассматривается метод самодиагностики интеллектуальных датчиков вибрации. Допущением предложенного метода на основе применения эталонной модели является предположение о гармоническом характере измеряемой величины. Вследствие этого помеха в полезном сигнале существенно оказывает влияние на точность оценивания параметров вибрационного акселерометра.

Широкое распространение приобрел аппарат искусственных нейронных сетей в задачах параметрической идентификации. В работах [6, 7] предлагаются варианты решения задачи оценивания параметров технических устройств авиакосмических систем. Основным недостатком применения искусственных нейронных сетей, на наш взгляд, является сложность формирования обучающей выборки, адекватной реальным процессам, протекающим в космическом пространстве. Несмотря на это, авторы придерживаются мнения о целесообразности такого подхода к задачам идентификации.

В работе [8] предложен поисковой метод динамической идентификации параметров двигателя постоянного тока на основе применения генетических алгоритмов. Применение генетических алгоритмов к задаче идентификации параметров интеллектуальных датчиков представляется, на наш взгляд, ограниченным из-за сравнительно большого интервала времени, требуемого на оценивание параметров.

В предлагаемой статье рассматривается косвенный метод автономной идентификации КП МА на основе известных графоаналитических методов идентификации параметров систем второго порядка, из-

ложенных в работе [9], а также методов диагностики, базирующихся на создании в цепи обратной связи априорных диагностических тестовых сигналов  $U_{\text{тест}}$ .

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

**2. Постановка задачи.** В качестве исходных данных примем математическую модель МА с емкостным датчиком перемещения (ДП) и магнитоэлектрическим датчиком момента (ДМ) (рисунок 1) [10].

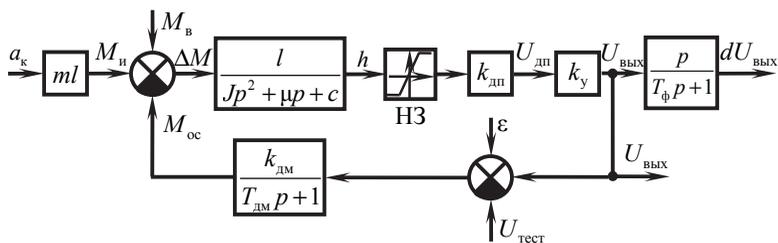


Рис. 1. Структурная схема МА с магнитоэлектрической обратной связью

На рисунке 1 обозначено:  $a_k$  — измеряемое кажущееся ускорение;  $ml$  — маятниковость чувствительного элемента (ЧЭ) МА;  $M_n$  — момент силы инерции;  $M_в$  — сумма неучтенных внешних возмущающих воздействий;  $l$  — длина ЧЭ (маятника);  $J$  — момент инерции ЧЭ МА;  $\mu$  — коэффициент демпфирования ЧЭ;  $c$  — коэффициент жесткости ЧЭ;  $h$  — линейное перемещение ЧЭ; НЗ — нелинейное звено типа ограничение по перемещению ЧЭ;  $k_{дп}$  — коэффициент передачи ДП;  $U_{дп}$  — сигнал ДП;  $k_y$  — коэффициент передачи усилителя;  $T_ф$  — постоянная времени фильтра;  $U_{\text{вых}}$  — выходное напряжение усилителя;  $\epsilon$  — внутренний шум МА, выраженный через среднеквадратическое отклонение, с нулевым математическим ожиданием;  $U_{\text{тест}}$  — тестовый сигнал;  $k_{дм}$  — коэффициент передачи ДМ;  $T_{дм}$  — постоянная времени ДМ;  $M_{ос}$  — момент обратной связи;  $p$  — символ дифференцирования.

Передаточная функция МА по выходному сигналу имеет следующий вид:

$$W(p) = \frac{U_{\text{вых}}(p)}{a_k(p)} = \frac{ml^2 k_{\text{дп}} k_y (T_{\text{дм}} p + 1)}{(Jp^2 + \mu p + c)(T_{\text{дм}} p + 1) + k_{\text{дм}} l k_{\text{дп}} k_y}. \quad (1)$$

Тогда КП МА определяется следующим выражением:

$$K_a = \frac{ml^2 k_{\text{дп}} k_y}{c + k_{\text{дм}} l k_{\text{дп}} k_y}. \quad (2)$$

Требуется найти оценку коэффициента преобразования  $\hat{K}_a(U_{\text{тест}}, P, h_{\text{max}}, t)$ , где  $P = \{m, l, J, \mu, c, k_{\text{дп}}, k_{\text{дм}}, k_y\}$  — множество параметров МА, подверженных различным возмущающим воздействиям,  $h_{\text{max}}$  — предельное значение отклонения маятника (подвижной пластины) акселерометра.

### 3. Содержание метода идентификации коэффициента преобразования.

#### 3.1 Аппроксимация маятникового акселерометра моделью, описывающей колебательную систему второго порядка.

В соответствие с поставленной задачей для идентификации КП МА, функционирующего в режиме орбитального полета, целесообразно использовать известные графоаналитические методы идентификации параметров систем второго порядка, изложенные в работе [9], и основанные на оценке параметров разомкнутой системы по виду выходной переходной характеристики (ПХ). А также косвенные методы диагностики, базирующиеся на создании в цепи обратной связи априорных тестовых сигналов  $U_{\text{тест}}$ .

Учитывая, что математическая модель МА может быть приближенно представлена апериодической или колебательной системой второго порядка, то можно сделать вывод о принципиальной возможности идентификации некоторых параметров встроенными аппаратно-программными средствами данного измерителя, в том числе, определения КП.

В качестве допущений примем, что постоянная времени  $T_{\text{дм}}$  равна нулю, а тестовое воздействие стабильно  $U_{\text{тест}}(t) = \text{const}$ .

Тогда в соответствие с графоаналитическим методом идентификации разомкнутых колебательных систем второго порядка запишем

передаточную функцию МА по тестовому воздействию  $W_{U_{\text{тест}}}^{U_{\text{вых}}}(p)$  в виде:

$$W_{U_{\text{тест}}}^{U_{\text{вых}}}(p) = \frac{K_{\text{тест}}}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}, \quad (3)$$

где:

$$T = \sqrt{\frac{J}{c + k_{\text{дм}} l k_{\text{дп}} k_y}}; \quad (4)$$

$$\xi = \frac{\mu}{2} \sqrt{\frac{1}{J(c + k_{\text{дм}} l k_{\text{дп}} k_y)}}; \quad (5)$$

$$K_{\text{тест}} = \frac{k_{\text{дм}} l k_{\text{дп}} k_y}{c + k_{\text{дм}} l k_{\text{дп}} k_y}, \quad (6)$$

а  $T$ ,  $\xi$ ,  $K_{\text{тест}}$  — постоянная времени, коэффициенты относительного демпфирования ( $\xi < 1$ ) и преобразования замкнутой системы МА по тестовому воздействию  $U_{\text{тест}}$ , соответственно.

Возведем в квадрат выражение (4) и его знаменатель подставим в формулу (2). В результате получим приближенную формулу для определения КП МА через постоянную времени  $T$ :

$$\hat{K}_a \approx \gamma T^2 k_{\text{дп}} k_y, \quad (7)$$

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

Из формулы (7) видно, что для идентификации КП  $\hat{K}_a$  достаточно экспериментально определить значения постоянной времени  $T$ , а также произведение коэффициентов  $k_{\text{дп}} k_y$ . Для этого необходимо произвести следующие операции.

1. Для определения значения постоянной времени  $T$  из формулы (7) необходимо получить экспериментальную ПХ МА путем создания тестового воздействия в виде постоянного напряжения  $U_{\text{тест}}$  на входе дополнительной обмотки ДМ МА.

2. По полученной экспериментальной ПХ МА  $U_{\text{вых}}(t)$  определяются моменты времени  $t_1$  и  $t_2$  перехода через линию установившегося значения выходного сигнала  $\bar{U}_{\text{уст}}$  (см. рисунок 2). Далее в соот-

ветствие с формулой (8) вычисляется частота собственных колебаний ЧЭ:

$$\omega = \frac{2\pi}{t_2 - t_1}. \quad (8)$$

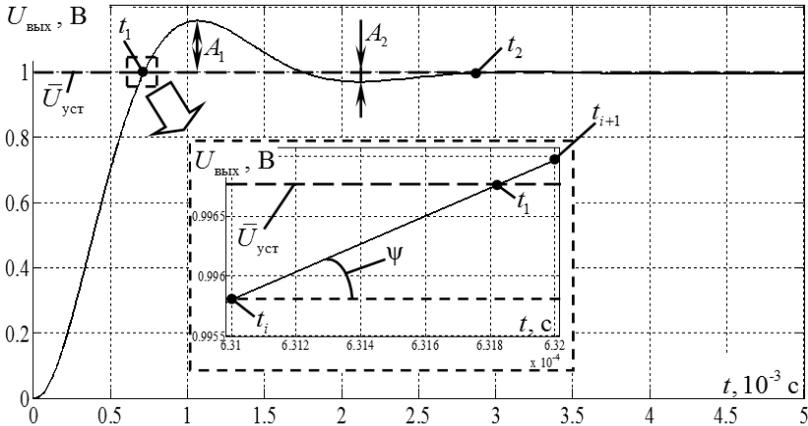


Рис. 2. Переходная колебательная характеристика МА

3. Далее определяются значения амплитуд  $A_1$  и  $A_2$  на интервале времени ПХ от  $t_1$  до  $t_2$  и вычисляется относительный коэффициент демпфирования [11]:

$$\xi = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{\pi^2}{\ln^2(A_1 / A_2)}}}. \quad (9)$$

4. Постоянная времени вычисляется в соответствии с известной формулой для колебательной системы второго порядка [9]:

$$T = \frac{\sqrt{1 - \xi^2}}{\omega}. \quad (10)$$

5. Для определения произведения значений параметров  $k_{дп} k_y$  необходимо подать тестовые сигналы  $\pm U_{тест}$  в цепь обратной связи МА таких величин, при которых угловое положение ЧЭ достигает со-

ответствующих предельных значений  $h_{\max}^+$  и  $h_{\max}^-$ . В этом случае произведение значений параметров  $k_{\text{дп}} k_y$  определяется формулой:

$$k_{\text{дп}} k_y = \frac{1}{2} \left( \frac{U_{\text{тест}}^+}{h_{\max}^+} - \frac{U_{\text{тест}}^-}{h_{\max}^-} \right). \quad (11)$$

Для подтверждения эффективности изложенного метода было проведено математическое моделирование процесса функционирования МА в режиме идентификации КП. В качестве исходных данных для моделирования были выбраны следующие значения параметров МА [10]:

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

Моделирование было проведено при допущении постоянства момента неучтенных 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 пассивном орбитальном полете, где для высоты 300 км кажущееся ускорение, воздействующее на ЧЭ МА, не превышает значений порядка  $10^{-6} g$ .

Результаты моделирования подтвердили принципиальную возможность идентификации КП. При вышеприведенных исходных данных относительная погрешность оценивания КП составила:

$$\delta K_a = \frac{\hat{K}_a - K_a}{\hat{K}_a} \cdot 100\%, \quad \delta K_a = 0,141\%.$$

Проведенные исследования показывают, что погрешность определения фактического КП в соответствии с предложенным методом зависит от:

- величины относительного коэффициента демпфирования, определяющего возможность представления физической модели МА колебательным звеном второго порядка;
- случайной погрешности измерения, обусловленной внутренними шумами блока электроники МА;

- допущения о равенстве нулю постоянных времени инерционных звеньев МА (усилителя, ДМ и ДП);
- допущения о постоянстве момента внешних сил в процессе идентификации.

Для оценки влияния первых трёх причин на точность оценки КП МА было проведено математическое моделирование и получены результаты, отображенные на рисунке 3.

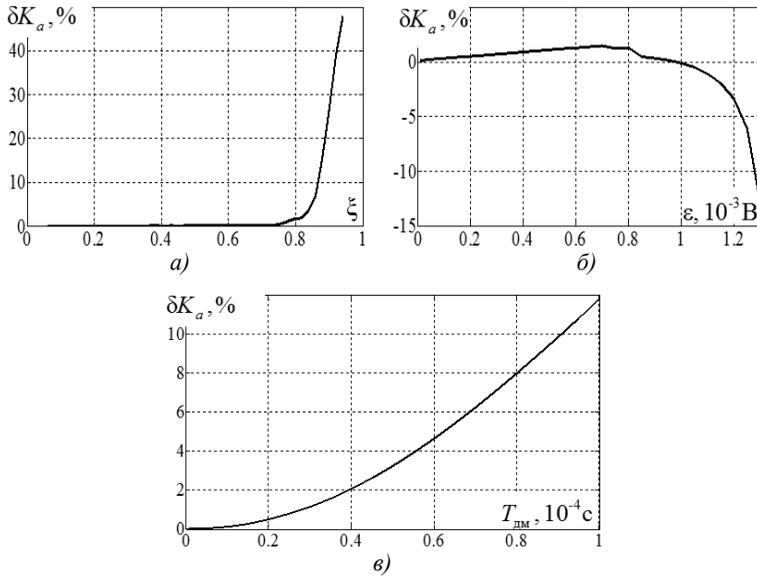


Рис. 3. Зависимости относительной погрешности оценивания КП МА: *а)* от относительного коэффициента демпфирования МА; *б)* среднеквадратического отклонения внутреннего шума МА; *в)* и постоянной времени датчика момента МА

Из рисунка 3*а* видно, что относительная погрешность определения КП существенно увеличивается при стремлении относительного коэффициента демпфирования  $\xi$  к единице. Это связано с тем, при малых значениях  $\xi$  кривая переходного процесса пересекает линию установившегося значения под большим углом  $\psi$  (рисунок 2), что позволяет повысить отношение сигнал/шум при вычислении моментов времени  $t_1$  и  $t_2$ .

Результаты исследования влияния помехи на точность определения КП подтверждают предшествующий тезис (рисунок 3*б*). С увеличением уровня помехи значительно сложнее оценить характер переходного процесса, что влияет на качественную оценку КП МА.

При увеличении постоянной времени ДМ погрешность определения КП растёт (рисунок 3е) в связи с увеличением расходимости модели МА второго и третьего порядка.

**3.2 Аппроксимация МА моделью, описывающей аperiodическую систему второго порядка.** В соответствие с графоаналитическим методом идентификации разомкнутых аperiodических систем второго порядка запишем передаточную функцию МА по тестовому воздействию  $W_{U_{\text{тест}}}^{U_{\text{вых}}}(p)$  в виде:

$$W_{U_{\text{тест}}}^{U_{\text{вых}}}(p) = \frac{K_{\text{тест}}}{T_2^2 p^2 + T_1 p + 1}, \quad (12)$$

где:

$$T_1 = \frac{\mu}{c + k_{\text{дм}} l k_{\text{дп}} k_y}, \quad (13)$$

$T_1, T_2$  — постоянные времени замкнутой системы МА по тестовому воздействию  $U_{\text{тест}}$ , соответственно, причем  $T_1 > 2T_2$ .

Аperiodическое звено второго порядка (12) представим в следующем виде [9]:

$$W_{U_{\text{тест}}}^{U_{\text{вых}}}(p) = \frac{K_{\text{тест}}}{(T_3 p + 1)(T_4 p + 1)},$$

где:

$$T_1 = T_3 + T_4; \quad (14)$$

$$T_2 = \sqrt{T_3 T_4}. \quad (15)$$

Для идентификации КП  $\hat{K}_a$  по формуле (7) необходимо произвести следующие операции.

1. Для определения значения постоянной времени  $T_2$  необходимо получить экспериментальную ПХ МА  $U_{\text{вых}}(t)$  и её производную  $\dot{U}_{\text{вых}}(t)$  (рисунок 4) путем создания тестового воздействия  $U_{\text{тест}}$  на входе датчика момента МА.

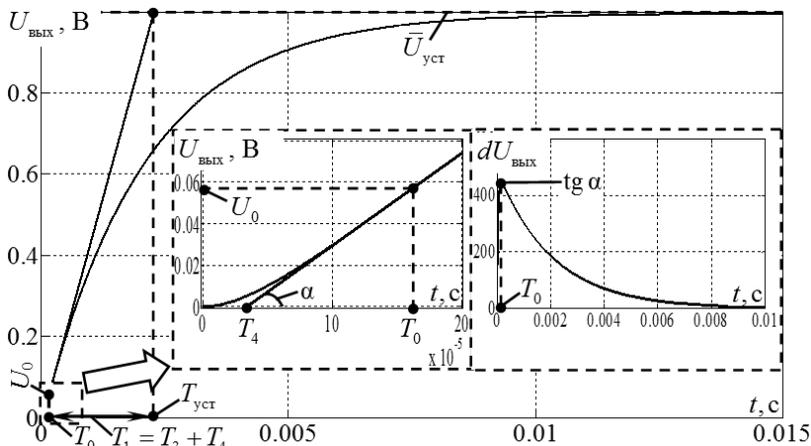


Рис. 4. Переходная аperiodическая характеристика МА

2. Находится максимум производной выходного сигнала  $\dot{U}_{\text{ВЫХ}}(t)$  МА  $\dot{U}_{\text{ВЫХ}}^{\text{max}} = \text{tg } \alpha$  (рисунок 4) и соответствующий ему момент времени  $T_0$ :

$$T_0 = T_0^{\text{ИЗМ}} - T_{\phi} - T_{\text{ДМ}}, \quad (16)$$

где  $T_{\phi}$  — постоянная времени фильтра (см. рисунок 1).

3. Определяется момент времени, соответствующий пересечению касательной к переходной характеристике в точке  $T_0$  линии, характеризующей установившееся значение:

$$T_{\text{уст}} = \frac{\bar{U}_{\text{уст}} + \text{tg } \alpha T_0 - U_0}{\text{tg } \alpha}.$$

4. Определяется приближённое значение момента времени пересечения касательной к переходной характеристике оси абсцисс:

$$T_4 = \frac{\text{tg } \alpha T_0 - U_0}{\text{tg } \alpha}.$$

5. Определяется постоянная времени  $T_1$ :

$$T_1 = T_{\text{уст}} - T_0.$$

6. Из формулы (14) определяется приближённое значение постоянной времени  $T_3$  :

$$T_3 = T_1 - T_4 .$$

7. По формуле (15) определяется приближённое значение постоянной времени  $T_2$  .

8. Определяется величина  $T_2$ , которая может быть найдена в результате решения рекуррентного соотношения [9]:

$$T_0(k+1) = \frac{T_2^2(k)}{2\sqrt{\frac{T_1^2}{4} - T_2^2(k)}} \ln \frac{T_2^2(k)}{\left(\frac{T_1}{2} - \sqrt{\frac{T_1^2}{4} - T_2^2(k)}\right)^2},$$

количество итераций  $k$ , в котором определяется условием:

$$\min(T_0(k+1) - T_0) .$$

Начальные значения постоянной времени  $T_2$  и  $T_0$  определяются соответственно по формулам (15) и (16).

9. Для определения произведения значений параметров  $k_{дп} k_y$  необходимо 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  $h_{\max}^-$ . Произведение значений параметров  $k_{дп} k_y$  определяется по формуле (11).

10. По уточнённому значению  $T = T_{2y}$  по формуле (7) также определяется КП МА. В случае если  $T_1 = 2T_2$  ( $\xi = 1$ ), то  $T_2 = T_0$ .

Для подтверждения эффективности изложенного метода было проведено математическое моделирование процесса функционирования МА в режиме идентификации КП. Моделирование проводилось при аналогичных исходных данных, представленных для колебательной системы МА, за исключением значения коэффициента демпфирования, величина которого равна:

$$\mu = 1,01 \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с} .$$

При вышеприведенных исходных данных и отсутствии постоянных возмущений относительная погрешность оценивания КП составила:

$$\delta K_a = 0,682\% .$$

Для оценки влияния постоянных времени  $T_1, T_2$ , внутреннего шума МА и постоянной времени ДМ на точность оценки КП МА было проведено математическое моделирование, и получены результаты, отображенные на рисунке 5.

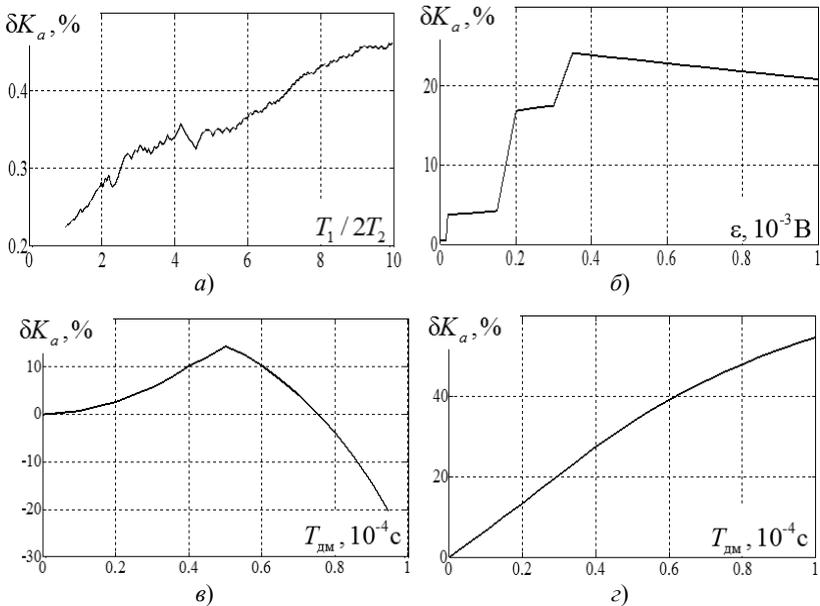


Рис. 5. Зависимости относительной погрешности оценивания КП МА: а) от отношения постоянных времени  $T_1 / 2T_2$ ; б) среднеквадратического отклонения внутреннего шума МА; в) постоянной времени датчика момента с её алгоритмической компенсацией; з) без таковой

Из рисунка 5а видно, что относительная погрешность определения КП незначительно увеличивается при увеличении отношения  $T_1 / 2T_2$ .

Из сравнения рисунков 3б и 5б можно сделать вывод о том, что внутренние шумы МА оказывают большее влияние на точность идентификации КП в случае аппроксимации физического прибора аperiодической системой по сравнению с теми же условиями, но при аппроксимации МА колебательной системой. Исследования, проведенные авторами, показывают, что нелинейность зависимости (рисунок 5б) обусловлена влиянием фильтрующих свойств МА (постоянные времени  $T_1, T_2, T_{\text{дм}}, T_{\text{ф}}$ ).

Из сравнения рисунков 5в, г следует, что алгоритмическая компенсация постоянной времени датчика момента по формуле (16) способствует снижению относительной погрешности определения КП. Данная компенсация приводит к удовлетворительному результату только в том случае, если значение  $T_{\text{дм}}$  известно и постоянно.

**4. Выводы.** Разработанный метод автономной косвенной идентификации коэффициента преобразования может быть использован для проведения текущей диагностики работоспособности маятниковых акселерометров в процессе полёта КА. Это способствует учёту деградации метрологических характеристик и повышению точности измерения приращения кажущейся скорости КА в режиме выполнения маневров.

Предложенный метод может быть применен как к апериодическим, так и к колебательным системам второго порядка. Проведенные исследования показали, что применение разработанного метода более эффективно с точки зрения точности оценки коэффициента преобразования маятникового акселерометра, физическая модель которого близка к колебательной системе.

### Литература

1. *Фоминов И.В.* Обобщенная структура адаптивного информационно-измерительного комплекса подвижного объекта // Известия вузов. Приборостроение. 2013. № 7. С. 5–9.
2. *Фоминов И.В., Голяков А.Д.* Анализ влияния надежности 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.
4. *Пронин А.Н., Сапожникова К.В., Тайманов Р.Е.* Интеллектуализация средств измерений как фактор увеличения надежности систем управления // Управление в морских и аэрокосмических системах (УМАС-2014): Сб. научн. тр. конф. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор». 2014. С. 23–28.
5. *Лачин В.И., Плотников Д.А.* Реализация функций самодиагностики интеллектуальных датчиков вибрации // Известия ЮФУ. Технические науки. 2012. № 3. С. 241–251.
6. *Никишов А.Н., Зайцев А.В., Канушкин С.В., Семенов А.В.* Подход к тестированию и диагностике авиакосмических систем с использованием нейросетевого идентификатора // Электронный журнал «Труды МАИ». 2011. № 47. 10 с. URL: [www.mai.ru/science/trudy](http://www.mai.ru/science/trudy).
7. *Никишов А.Н., Зимарин А.М.* Оптимальное управление сложными техническими системами с использованием обобщенного квадратичного показателя качества // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2011. № 6. С. 5–8.
8. *Гаргаев А.Н., Каширских В.Г.* Идентификация параметров двигателей постоянного тока с помощью поисковых методов // Вестник Кузбасского ГТУ. 2013. № 1. С. 131–134.

9. *Дмитриев А.К., Юсупов Р.М.* Идентификация и техническая диагностика // М.: МО СССР. 1987. 521 с.
10. *Распопов В.Я.* Микромеханические приборы // М.: Машиностроение. 2007. 400 с.
11. *Диллигенская А.Н.* Идентификация объектов управления // Самара: СГТУ. 2009. 136 с.

## References

1. Fominov I.V. [Generalized structure of the adaptive data-measuring complex of mobile object]. *Izv. vyssh. uchebn. zavedenij: Priborostroenie – Proceedings of the higher educational institutions: Instrumentation*. 2013. vol. 7. pp. 5–9. (In Russ.).
2. Fominov I.V., Golyakov A.D. [Analysis of the influence of reliability and durability of adaptive data-measuring navigation systems on the effectiveness of their use]. *Navigacija i gidrografija – Navigation and hydrography*. 2013. vol. 36. pp. 9–16. (In Russ.).
3. GOST R 8.734-2011. [Smart sensors and system measuring intellectual. Methods of metrological self-control]. М.: STANDARTINFORM. 2012. (In Russ.).
4. Pronin A.N., Sapozhnikova K.V., Taymanov R.E. [Intellectualization of the means of measurements as the factor of an increase in the reliability of control systems]. *Upravlenie v morskikh i ajerokosmicheskikh sistemah (UMAS-2014): Sb. nauchn. tr. konf.* [Administration in the sea and aerospace systems]. SPb.: CNII «Jelektropribor». 2014. pp. 23–28. (In Russ.).
5. Lachin V.I., Plotnikov D.A. [Analysis of the self-testing functions implementation for intelligent vibration sensors]. *Izvestija JuFU. Tehniceskie nauki – Proceedings YuFU. The technical sciences*. 2012. vol. 3. pp. 241–251. (In Russ.).
6. Nikishov A.N., Zajcev A.V., Kanushkin S.V., Semenov A.V. [Approach to testing and diagnostics of aerospace systems with the use of neuron network identifier]. *Jelektronnyj zhurnal «Trudy MAI» – Electronic journal «Transactions of the MAI»*. 2011. vol. 47. 10 p. Available at: [www.mai.ru/science/trudy](http://www.mai.ru/science/trudy). (In Russ.).
7. Nikishov A.N., Zimarin A.M. [Optimal control of complex technical systems with the use of the generalized quadratic qualitative index]. *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika – Instruments and system. Control, control, diagnostics*. 2011. vol. 6. pp. 5–8. (In Russ.).
8. Gargaev A.N., Kashirskih V.G. [Identification of the parameters of direct-current motors with the aid of the search methods]. *Vestnik Kuzbasskogo GTU – Herald of Kuzbas GTU*. 2013. vol. 1. pp. 131–134. (In Russ.).
9. Dmitriev A.K., Jusupov R.M. *Identifikacija i tehniceskaja diagnostika* [Identification and technical diagnostics]. М. 1987. 521 p. (In Russ.).
10. Raspopov V.Ja. *Mikromehanicheckie pribory* [Micromechanical instruments]. М.: Mashinostroenie. 2007. 400 p. (In Russ.).
11. Diligenskaja A.N. *Identifikacija objektov upravljenja* [Identification of the objects of control]. Samara: SGTU. 2009. 136 p. (In Russ.).

**Мионов Вячеслав Иванович** — д-р техн. наук, профессор, ведущий научный сотрудник, Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации Российской академии наук (СПИИРАН), профессор кафедры автономных систем управления, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского. Область научных интересов: функциональные и прикладные исследования теории комплексного моделирования, теории оптимального наблюдения и управления динамическими процессами, вычислительной математики, баллистических космических полётов, статистического анализа характеристик сложных технических систем. Число научных публикаций — более 400. [mironov@mail.ru](mailto:mironov@mail.ru); 14-я линия В.О., д. 39, Санкт-Петербург, 191178; п.т.: +7(812)328-4450.

**Mironov Vyacheslav Ivanovich** — Ph.D., Dr. Sci., professor, leading researcher, St. Petersburg Institute for Informatics and Automation of Russian Academy of Sciences (SPIIRAS), professor of the autonomous systems of the control department, Mozhaisky Military Space Academy. Research interests: functional theory and applied research of integrated modeling, theory of optimal control and monitoring dynamic processes, computational mathematics, ballistic space flight, a statistical analysis of the characteristics of complex technical systems. The number of publications — is more than 400. mironuv@mail.ru; 39, 14-th Line V.O., St. Petersburg, 199178, Russia; office phone: +7(812)328-4450.

**Фоминов Иван Вячеславович** — к-т техн. наук, докторант кафедры автономных систем управления, Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского. Область научных интересов: системы навигации и управления движением космических аппаратов. Число научных публикаций — 23. i.v.fominov@gmail.com; Ждановская улица, д. 13, Санкт-Петербург, 197198; p.t.: +7(812)347-9521.

**Fominov Ivan Vyacheslavovich** — Ph.D., doctoral student of the autonomous control systems department, Mozhaisky Military Space Academy. Research interests: navigation and control systems of spacecrafts. The number of publications — 23. i.v.fominov@gmail.com; 13, Zhdanovskaya street, St.-Petersburg, 197198, Russia; office phone: +7(812)347-9521.

**Малетин Андрей Николаевич** — к-т техн. наук, начальник лаборатории — старший научный сотрудник военного института (научно-исследовательского), Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского. Область научных интересов: повышение точности инерциальных измерителей параметров движения. Число научных публикаций — 11. maletin@bk.ru; ул. Ждановская 13, 197198, Санкт-Петербург; p.t.: +7(906) 242-75-61.

**Maletin Andrey Nikolayevich** — Ph.D., head of laboratory — senior researcher of the military institute (of scientific research), Mozhaisky Military Space Academy. Research interests: increase in the accuracy of the inertial gauges of the parameters of motion. The number of publications — 11. maletin@bk.ru; 13, Zhdanovskaya street, St.-Petersburg, 197198, Russia; office phone: +7(906) 242-75-61.

## РЕФЕРАТ

### *Миронов В.И., Фоминов И.В., Малетин А.Н.* **Метод автономной косвенной идентификации коэффициента преобразования маятникового компенсационного акселерометра в условиях орбитального полета космического аппарата.**

В настоящее время активно ведутся разработки встроенных средств контроля и диагностирования в измерительные устройства систем навигации и определения ориентации космических аппаратов, то есть разработка так называемых «интеллектуальных» датчиков, в том числе и маятниковых акселерометров.

Изменение параметров маятниковых акселерометров приводит к отклонению его коэффициента преобразования, который является одним из основных метрологических характеристик акселерометров. Это вызывает рост погрешности измерения кажущегося ускорения, а, следовательно, и определения приращения кажущейся скорости космического аппарата в режиме маневра.

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

В статье предлагается косвенный метод автономной идентификации коэффициента преобразования маятникового акселерометра на основе известных графоаналитических методов идентификации параметров систем второго порядка, изложенных в работе, а также методов диагностики, базирующихся на создании в цепи обратной связи априорных диагностических тестовых сигналов.

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

Разработанный метод автономной косвенной идентификации коэффициента преобразования может быть использован для проведения текущей диагностики работоспособности маятниковых акселерометров в процессе полета космического аппарата. Это способствует учёту деградации метрологических характеристик и повышению точности определения приращения кажущейся скорости космического аппарата в режиме выполнения маневров.

Предложенный метод может быть применен как к аperiodическим, так и к колебательным системам второго порядка. Проведенные исследования показали, что применение разработанного метода более эффективно с точки зрения точности оценки коэффициента преобразования маятникового акселерометра, физическая модель которого близка к колебательной системе.

## SUMMARY

### *Mironov V.I., Fominov I.V., Maletin A.N.* **Method of the Autonomous Indirect Identification of the Conversion Factor of Pendulum Compensating Accelerometer Under the Conditions for the Orbital Flight of Automatic Spacecraft.**

At present the developments of the built-in means of control and diagnosis into the measuring devices of the systems of navigation and determination of the orientation of automatic spacecraft are actively conducted, i.e., development of the so-called smart sensors, including pendulum accelerometers.

A change in the parameters of pendulum accelerometers leads to deviation of its conversion factor, which is one of the fundamental metrological characteristics of accelerometers. This produces an increase in the error of measurement of the apparent acceleration, and, therefore, determination of the automatic spacecraft's apparent velocity increment in the regime of maneuver.

The determination of the conversion factor of accelerometers is, as a rule, accomplished under laboratory conditions on the specialized stands. However, under the conditions for orbital flight this task is complex both from the scientific and technical side.

The article proposes the indirect method of the autonomous identification of the conversion factor of pendulum accelerometer on the basis of the known graphical analyses of the identification of the parameters of the systems of the second order, presented in work, and also the methods of diagnostics, based on creation in the feedback loop of a priori diagnostic test signals.

These methods are based on the application of step input on the system and the analysis of the transient processes of output signal. Taking into account that the mathematical model of pendulum accelerometer can be approximately described by the system of the second order, it is possible to make a conclusion about the possibility in principle of the identification of some parameters by the built-in firmware means of this gauge, as well as about the identification of conversion factor.

The developed method of the autonomous indirect identification of conversion factor can be used for conducting current diagnostics of the fitness for work of pendulum accelerometers in the process of the flight of automatic spacecraft. This contributes to the calculation of the degradation of metrological characteristics and to an increase in the accuracy of determination of the automatic spacecraft's apparent velocity increment in the regime of the accomplishment of maneuvers.

The proposed method can be applied both to the aperiodic and to the oscillatory systems of the second order. The conducted investigations have shown that the application of the developed method is more effective in respect to the accuracy of estimate of the conversion factor of the pendulum accelerometer, whose physical model is close to the oscillatory system.