

МЕТОД АВТОНОМНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ КОЭФФИЦИЕНТА ПРЕОБРАЗОВАНИЯ МАЯТНИКОВОГО КОМПЕНСАЦИОННОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭТАЛОННОЙ МОДЕЛИ

И. В. Фоминов¹, А. Н. Малетин¹, А. И. Ключников²

¹Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, Россия
E-mail: i.v.fominov@gmail.com

²Государственный испытательный космодром „Плесецк“,
164170, Архангельская обл., г. Мирный, Россия

Рассматривается актуальная задача контроля метрологических характеристик измерительных средств систем управления космических аппаратов в процессе орбитального полета. Решение этой задачи выполнено на примере маятникового акселерометра компенсационного типа. Сформированы тестовые воздействия в цепи обратной связи акселерометра, проанализирована переходная характеристика выходных сигналов акселерометра, являющаяся реакцией на эти тестовые воздействия. Разработанный метод автономной косвенной идентификации коэффициента преобразования маятникового компенсационного акселерометра на основе итерационной процедуры уточнения эталонной модели отличается применением аналитических выражений для переходного процесса при тестовых воздействиях. Представлены численные результаты, подтверждающие, что применение разработанного метода позволяет встроенными аппаратно-программными средствами с высокой точностью определить изменяющийся коэффициент преобразования компенсационного акселерометра в условиях орбитального полета.

Ключевые слова: маятниковый компенсационный акселерометр, коэффициент преобразования, переходная характеристика, эталонная модель, тестовые воздействия, точность

Одной из приоритетных задач развития космической сферы Российской Федерации до 2030 г. является создание космических аппаратов, способных функционировать в течение 10—15 лет. При этом одним из препятствий для достижения этой цели является необходимость обеспечения стабильности метрологических характеристик измерительных средств систем управления космических аппаратов в течение длительного орбитального полета. Дegradация измерительных средств вследствие воздействия факторов космического пространства приводит к отклонению их параметров от номинальных (паспортизированных) значений [1, 2], что может привести к метрологическому отказу [3].

В этой связи возникает задача контроля метрологических характеристик измерительных средств систем управления космических аппаратов, что позволит обеспечить необходимый уровень их точности и надежности.

В работе решена задача определения коэффициента преобразования акселерометра, входящего в состав системы управления маневром космического аппарата, посредством об-

работки измерительной информации акселерометра при подаче в его цепь обратной связи априорных тестовых воздействий.

Изменение значений параметров акселерометра приводит к отклонению его коэффициента преобразования. Это вызывает рост погрешности измерения кажущегося ускорения, а следовательно, и определения приращения кажущейся скорости космических аппаратов в режиме маневра. Эти погрешности возможно снизить комплексированием измерений акселерометров и навигационной аппаратуры потребителя ГНСС „ГЛОНАСС“ в режиме управляемого движения центра масс космических аппаратов. Однако это, во-первых, требует временных и энергетических затрат, а, во-вторых, затрудняет решение задачи в условиях разрыва навигационного поля [4].

Коэффициент преобразования акселерометров, как правило, определяют в лабораторных условиях на специализированных стендах. В условиях орбитального полета такая задача осложняется нестабильностью основания установки акселерометра, а также отсутствием эталонных источников информации.

В настоящее время активно ведутся разработки измерительных средств со встроенными средствами контроля и диагностирования в измерительные устройства систем навигации и определения ориентации космических аппаратов, так называемых „интеллектуальных“ датчиков*, в том числе и маятниковых акселерометров. Необходимо отметить, что задача идентификации значений параметров различных технических устройств в процессе их функционирования приобретает в настоящее время широкий научный интерес [5—10].

Исследования [11, 12] возможности определения коэффициента преобразования посредством эталонных тестовых воздействий в цепи обратной связи акселерометра и расчета значений параметров системы автоматического управления второго порядка по характеристикам переходного процесса в соответствии с графоаналитическим методом идентификации показали, что методическая погрешность определения коэффициента преобразования акселерометра зависит от:

- коэффициента демпфирования, определяющего вид переходного процесса акселерометра (колебательного или апериодического);
- случайной погрешности измерения, обусловленной внутренними шумами в измерительном тракте;
- допущения о равенстве нулю постоянных времени инерционных звеньев акселерометра (датчика момента, усилителя и т.д.) и о постоянстве момента внешних сил в процессе идентификации.

Для снижения влияния первого фактора предлагается проводить настройку динамических свойств акселерометра, изменяя коэффициент передачи, путем варьирования коэффициента датчика перемещения. Это позволит преобразовать апериодический переходный процесс в колебательный, а также настроить прибор на минимум динамической погрешности измерений в случае изменения внутренних значений параметров акселерометра.

В статье предлагается косвенный метод автономной идентификации коэффициента преобразования акселерометра на основе автоматизации графоаналитического метода идентификации параметров колебательных систем второго порядка [11—14], 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 анализе переходных процессов выходного сигнала.

* ГОСТ Р 8.734-2011. Датчики интеллектуальные и системы измерительные интеллектуальные. Методы метрологического самоконтроля. М.: Стандартинформ, 2012.

Математическая модель акселерометра, как правило, описывается системой третьего (и более) порядка и может быть аппроксимирована приближенной эталонной моделью второго или третьего порядка.

В качестве исходных данных примем структурную схему малогабаритного акселерометра с емкостным датчиком перемещения и магнитоэлектрическим датчиком момента (рис. 1) [15]. Примем в его эталонной модели равными нулю значения внутреннего шума и возмущающего момента. Остальные параметры акселерометра идентичны для модели и прибора.

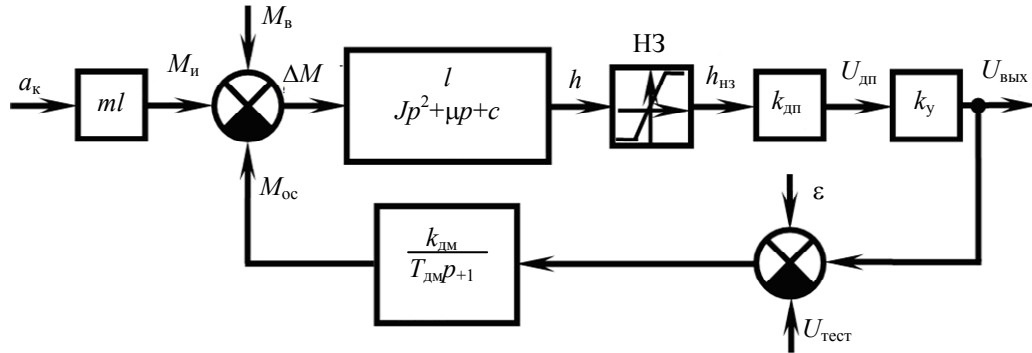


Рис. 1

На рис. 1 обозначено: a_k — измеряемое кажущееся ускорение; m — масса чувствительного элемента акселерометра; l — длина чувствительного элемента (маятника) с торсионами; $M_{ин}$ — момент силы инерции; $M_{в}$ — возмущающий момент; ΔM — результирующий момент; J — момент инерции чувствительного элемента акселерометра; μ — коэффициент демпфирования чувствительного элемента; c — коэффициент жесткости чувствительного элемента; p — оператор Лапласа; h — линейное перемещение чувствительного элемента; НЗ — нелинейное звено типа ограничение по перемещению чувствительного элемента; $h_{нз}$ — выходной сигнал с нелинейного звена; $k_{дп}$ — коэффициент передачи датчика перемещения; $U_{дп}$ — выходное напряжение датчика перемещения; k_y — коэффициент передачи усилителя; $U_{вых}$ — выходной сигнал акселерометра; ϵ — внутренний шум акселерометра; $U_{тест}$ — тестовое напряжение; $k_{дм}$ — коэффициент передачи датчика момента; $T_{дм}$ — постоянная времени датчика момента; $M_{ос}$ — момент обратной связи.

Примем в качестве математической модели реального акселерометра передаточную функцию следующего вида:

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

В этом случае коэффициент преобразования акселерометра определяется следующим выражением:

$$K_a = \frac{ml^2 k_{дп} k_y}{c + k_{дм} l k_{дп} k_y}. \quad (1)$$

Момент инерции J для рассматриваемого чувствительного элемента маятникового акселерометра [15] равен

$$J = m \left(\frac{4l_{п}^2}{3} + \frac{l_{т}^2}{12} \right), \quad (2)$$

где $l_{п}$ — длина пластины чувствительного элемента без торсионов, $l_{т}$ — толщина пластины чувствительного элемента.

Требуется определить коэффициент преобразования акселерометра \hat{K}_a по виду переходной характеристики, а также априорно известным параметрам: $\{U_{\text{тест}}, \mathbf{P}, h_{\text{max}}, l_{\text{T}}, t\}$, где $\mathbf{P} = \{m, l, l_{\text{П}}, J, \mu, c, k_{\text{дп}}, k_{\text{у}}, k_{\text{дм}}, T_{\text{дм}}\}$ — множество параметров акселерометра, значения которых изменяются вследствие различных возмущающих воздействий, h_{max} — предельное значение отклонения маятника (подвижной пластины) акселерометра, t — время.

В качестве допущений примем, что в течение процедуры идентификации $U_{\text{тест}}(t) = \text{const}$ и $h_{\text{max}}(t) = \text{const}$, а постоянный возмущающий момент $M_{\text{в}} = 0$. Также $l_{\text{T}} = \text{const}$, а значения параметров l и $l_{\text{П}}$ изменяются пропорционально.

Для решения этой задачи применим метод автономной косвенной идентификации [11, 12] коэффициента преобразования маятникового акселерометра компенсационного типа на основе использования эталонной модели.

В соответствии с графоаналитическим методом [13, 14] идентификации разомкнутых колебательных систем второго порядка ($T_{\text{дм}} = 0$) формально представим передаточную функцию замкнутой системы эталонной модели акселерометра в виде передаточной функции разомкнутой системы по тестовому напряжению

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

где

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

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

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

$T, \xi, K_{\text{тест}}$ — постоянная времени, коэффициенты относительного демпфирования ($\xi < 1$) и передачи замкнутой системы акселерометра по тестовому сигналу $U_{\text{тест}}$ соответственно. Анализ формул (1)—(6) показывает, что для определения значения коэффициента преобразования необходима информация о фактических значениях параметров прибора. Практически решить такую задачу достаточно сложно, учитывая зависимость значений параметров прибора от определенных возмущающих факторов. В этой связи проведем ряд операций, позволяющих частично устранить данные неопределенности.

Возведем в квадрат выражение (4) и его знаменатель подставим в формулу (1). В результате получим

$$\hat{K}_a = \frac{T^2 m l^2 k_{\text{дп}} k_{\text{у}}}{J}. \quad (7)$$

Подставим выражение (2) в знаменатель формулы (7) и получим аналитическое выражение

$$\hat{K}_a = \frac{12T^2 l^2}{16l_{\text{П}}^2 + l_{\text{T}}^2} \cdot k_{\text{дп}} k_{\text{у}}. \quad (8)$$

Таким образом, для идентификации коэффициента преобразования акселерометра необходимо определить по эталонной модели значения параметров T и J , рассчитать $l_{\text{П}}$ и l ,

а также определить произведение коэффициентов $k_{дп}k_y$. Для этого необходимо произвести следующие операции.

1. Для определения значения постоянной времени T в соответствии с графоаналитическим методом [13, 14] для систем второго порядка необходимо получить колебательную переходную характеристику реального акселерометра путем создания тестового воздействия в виде постоянного значения напряжения $U_{тест}$ известной величины на входе обмотки датчика момента и численные значения интегрирования дифференциальных уравнений, описывающих эталонную модель акселерометра. При необходимости для получения колебательной переходной характеристики реального акселерометра необходимо повысить ее перерегулирование путем увеличения значения коэффициента $k_{дп}^{пр}$ прибора. Это возможно посредством изменения опорного напряжения датчика перемещения $U_{оп}$ [15]:

$$k_{дп}^{пр} = \frac{U_{оп}}{h_{max}}. \quad (9)$$

2. По экспериментальной переходной характеристике реального акселерометра $U_{вых}(t)$, полученной в результате воздействия на чувствительный элемент тестовым сигналом $U_{тест}$, определяются значения амплитуд $A_{пр1}$ и $A_{пр2}$ на интервале времени от $t_{пр1}$ до $t_{пр2}$ (рис. 2, 1 — прибор, 2 — модель) и вычисляется относительный коэффициент демпфирования $\xi_{пр} = \xi$ [14] ($A_1 = A_{пр1}$, $A_2 = A_{пр2}$) по следующей формуле:

$$\xi = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{\pi^2}{\ln^2(A_1 / A_2)}}}. \quad (10)$$

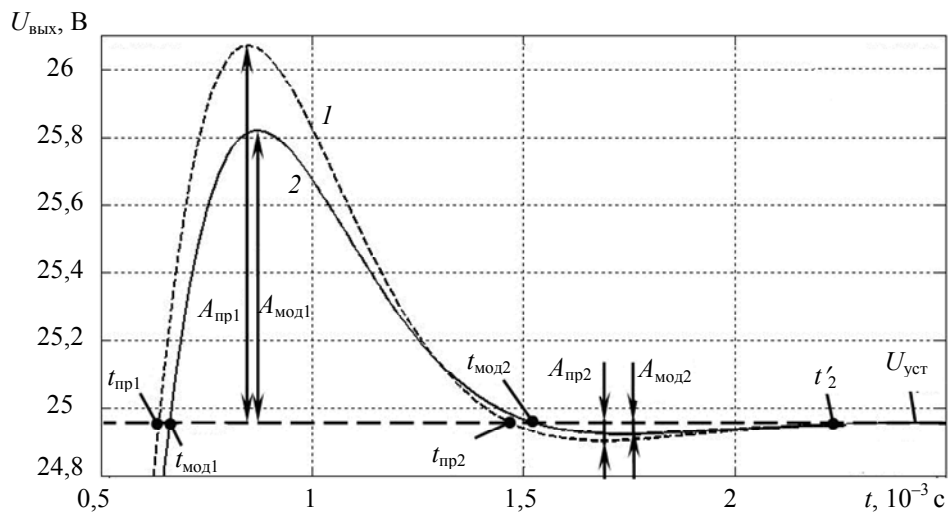


Рис. 2

3. Итерационно подбирается значение коэффициента $k_{дп}^{пр}$ (9) реального акселерометра, соответствующее оптимальному значению $\xi_{opt} = 0,707$ [16].

4. Для приведения установившегося выходного значения модели $\bar{U}_{уст}^{мод}$ к установившемуся значению выходной характеристики прибора $\bar{U}_{уст}^{пр}$ необходимо рассчитать значение коэффициента датчика перемещения модели $k_{дп}^{мод}$ согласно формуле:

$$k_{\text{дп}}^{\text{мод}} = \frac{k_{\text{дп}}^{\text{мод}} \bar{U}_{\text{уст}}^{\text{мод}} (\bar{U}_{\text{уст}}^{\text{пр}} - 1)}{(\bar{U}_{\text{уст}}^{\text{мод}} - 1) \bar{U}_{\text{уст}}^{\text{пр}}}, \quad (1)$$

причем момент наступления установившегося значения $t_{\text{уст}}$ предварительно определяется в нормальных условиях.

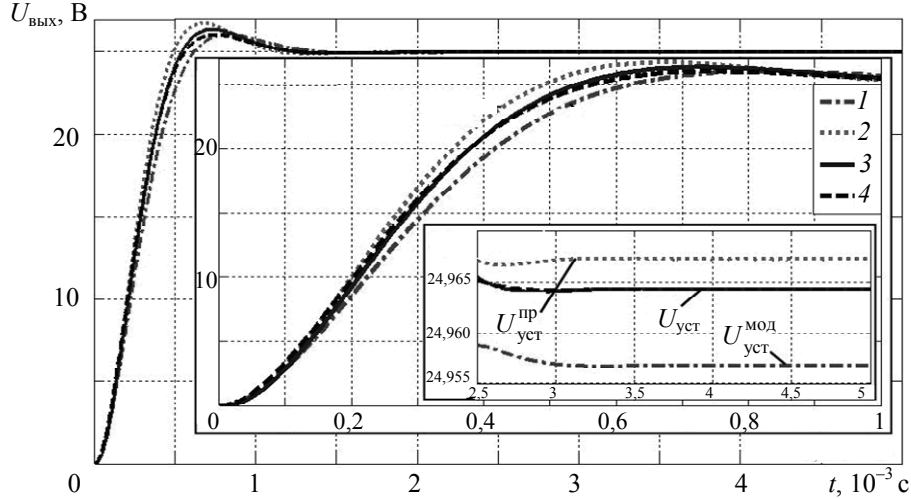


Рис. 3

На рис. 3 приведены: 1 — переходная характеристика модели до коррекции; 2 — переходная характеристика прибора до коррекции; 3 — переходная характеристика прибора после коррекции; 4 — переходная характеристика модели после коррекции.

5. Решается оптимизационная задача. Путем направленного перебора подбирается такое значение коэффициента демпфирования модели $\mu_{\text{мод}}$, при котором математическое ожидание разности значений переходных характеристик прибора $U_{\text{вых}}^{\text{пр}}(\Delta t)$ и модели $U_{\text{вых}}^{\text{мод}}(\Delta t)$ на всем интервале времени переходного процесса $\Delta t \in [0; t_{\text{уст}}]$ достигнет минимального значения, т.е.

$$\mu_{\text{мод}} \rightarrow \mu_{\text{пр}}, M[U_{\text{вых}}^{\text{мод}}(\Delta t) - U_{\text{вых}}^{\text{пр}}(\Delta t)] \rightarrow \min.$$

6. Переходные характеристики модели и прибора разбиваются на два участка. На первом участке, на котором оказывают существенное влияние значения $T_{\text{дм}}^{\text{мод}}$ и $T_{\text{дм}}^{\text{пр}}$ (например, $\Delta t_1 \in [0; T_{\text{дм}}^{\text{мод}}]$), подбирается такое значение $T_{\text{дм}}^{\text{мод}}$, при котором математическое ожидание разности значений переходных характеристик прибора и модели также достигнет минимального значения

$$T_{\text{дм}}^{\text{мод}} \rightarrow T_{\text{дм}}^{\text{пр}}, M[U_{\text{вых}}^{\text{мод}}(\Delta t_1) - U_{\text{вых}}^{\text{пр}}(\Delta t_1)] \rightarrow \min.$$

7. На втором интервале времени $\Delta t_2 \in [t_{\text{пер}}; t_{\text{уст}}]$ ($t_{\text{пер}}$ — точка пересечения переходных характеристик прибора и модели, причем $T_{\text{дм}}^{\text{мод}} < t_{\text{пер}} < t_{\text{уст}}$) определяется такое значение коэффициента $J_{\text{мод}}$, при котором математическое ожидание разности значений переходных характеристик прибора и модели достигает минимума, т.е.

$$J_{\text{мод}} \rightarrow J_{\text{пр}}, M[U_{\text{вых}}^{\text{мод}}(\Delta t_2) - U_{\text{вых}}^{\text{пр}}(\Delta t_2)] \rightarrow \min.$$

8. Для повышения точности идентификации коэффициента преобразования пункты 5—7 необходимо повторить.

9. По найденному значению $J_{\text{мод}}$ определяются текущее значение длины пластины чувствительного элемента акселерометра без торсионов

$$l_{\text{п}} = \sqrt{\left(\frac{3J_{\text{мод}}}{4m} - \frac{l_{\text{т}}^2}{16} \right)},$$

а также длина чувствительного элемента акселерометра с торсионами

$$l_{\text{мод}} = \frac{l_{\text{мод}0} l_{\text{п}}}{l_{\text{п}0}},$$

где значения $l_{\text{мод}0}$ и $l_{\text{п}0}$ являются начальными для соответствующих параметров.

10. Значение постоянной времени датчика момента модели приравнивается нулю ($T_{\text{дм}}^{\text{мод}} = 0$), чтобы снизить погрешность идентификации по переходной характеристике эталонной модели второго порядка.

11. В связи с отсутствием в выходном сигнале модели акселерометра шумов и влияния постоянной времени датчика момента именно по этой характеристике для конечной идентификации коэффициента преобразования определяются значения амплитуд $A_{\text{мод}1}$ и $A_{\text{мод}2}$ на интервале времени от $t_{\text{мод}1}$ до $t_{\text{мод}2}$ (см. рис. 2) и вычисляется значение коэффициента $\xi_{\text{мод}} = \xi$ по формуле (10).

12. По переходной характеристике модели акселерометра определяются моменты времени $t_{\text{мод}1}$ и $t_{\text{мод}2}$ перехода через линию установившегося значения выходного напряжения $\bar{U}_{\text{уст}}$ (см. рис. 2) и вычисляется частота собственных колебаний чувствительного элемента на интервале времени, соответствующем половине периода

$$\omega = \frac{\pi}{t_{\text{мод}2} - t_{\text{мод}1}},$$

в связи с тем, что переходный процесс может закончиться в точке $t_{\text{мод}2}$, а не в t'_2 ($t'_2 - t_{\text{мод}1}$ — период собственных колебаний чувствительного элемента акселерометра).

13. Постоянная времени модели акселерометра вычисляется в соответствии с известной формулой для колебательной системы второго порядка [16]

$$T_{\text{мод}} = \frac{\sqrt{1 - \xi^2}}{\omega}.$$

14. Для определения произведения значений параметров $k_{\text{дп}} k_{\text{y}}$ необходимо подать максимальное напряжение $U_{\text{тест}}^{\text{max}}$ в цепь обратной связи реального акселерометра, соответствующее предельному угловому положению маятника h_{max} . В этом случае

$$k_{\text{дп}} k_{\text{y}} = \frac{\bar{U}_{\text{уст}}^{\text{пр}}}{h_{\text{max}}}. \quad (11)$$

15. По формуле (8) с учетом (11) определяется коэффициент преобразования реального акселерометра:

$$\hat{K}_{\text{a}} = \frac{12T_{\text{мод}}^2 l_{\text{мод}}^2 \bar{U}_{\text{уст}}^{\text{пр}}}{(16l_{\text{п}}^2 + l_{\text{т}}^2) h_{\text{max}}}. \quad (12)$$

Для подтверждения эффективности изложенного метода было проведено математическое моделирование процесса идентификации коэффициента преобразования. В качестве ис-

ходных данных для моделирования были выбраны следующие (начальные) значения параметров акселерометра [15]:

$$m = 2,9 \cdot 10^{-4} \text{ кг}; l_{\text{мод}0} = 5,09 \cdot 10^{-3} \text{ м}; l_{\text{пр}} = 4,98 \cdot 10^{-3} \text{ м}; l_{\text{п}0}^{\text{мод}} = 4,28 \cdot 10^{-3} \text{ м}; l_{\text{п}0}^{\text{пр}} = 4,19 \cdot 10^{-3} \text{ м};$$

$$l_{\text{т}} = 3,5 \cdot 10^{-4} \text{ м}; J_{\text{мод}0} = 7,09 \cdot 10^{-9} \text{ кг} \cdot \text{м}^2; J_{\text{пр}} = 6,81 \cdot 10^{-9} \text{ кг} \cdot \text{м}^2; \mu_{\text{мод}0} = 4,99 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с};$$

$$\mu_{\text{пр}} = 5,02 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}; c = 3,58 \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{м}; U_{\text{оп}} = 10 \text{ В}; h_{\text{max}} = 2 \cdot 10^{-5} \text{ м}; k_{\text{дп}0}^{\text{мод}} = 2,5 \cdot 10^5 \text{ В/м};$$

$$k_{\text{у}} = 8,5; \varepsilon_{\text{пр}} = 10^{-5} \text{ В}; k_{\text{дм}}^{\text{мод}} = 1,1 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м/В}; k_{\text{дм}}^{\text{пр}} = 1,27 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м/В}; T_{\text{дм}0}^{\text{мод}} = 5 \cdot 10^{-6} \text{ с}; T_{\text{дм}}^{\text{пр}} = 10^{-5} \text{ с};$$

$$t_{\text{уст}} = 5 \cdot 10^{-3} \text{ с}; U_{\text{тест}} = 25 \text{ В}; U_{\text{тест}}^{\text{max}} = 40 \text{ В}.$$

Моделирование (шаг интегрирования $5 \cdot 10^{-7}$ с) было проведено с допущением об отсутствии входного кажущегося ускорения, т.е. $a_{\text{к}} = 0$.

Результаты моделирования подтвердили снижение относительной погрешности идентификации коэффициента преобразования по сравнению с исследованиями [11, 12]. При вышеприведенных исходных данных указанная погрешность идентификации коэффициента преобразования составила

$$\delta K_{\text{а}} = \frac{|\hat{K}_{\text{а}} - K_{\text{а}}|}{\hat{K}_{\text{а}}} \cdot 100 \% = 0,052 \%.$$

Для оценки влияния различных параметров на точность идентификации коэффициента преобразования было проведено математическое моделирование. Получены осредненные зависимости относительной погрешности идентификации коэффициента преобразования от изменения длины чувствительного элемента с торсионами (рис. 4, а), коэффициента демпфирования чувствительного элемента (рис. 4, б), постоянной времени датчика момента (рис. 4, в) и среднеквадратического отклонения внутреннего шума акселерометра (рис. 4, г).

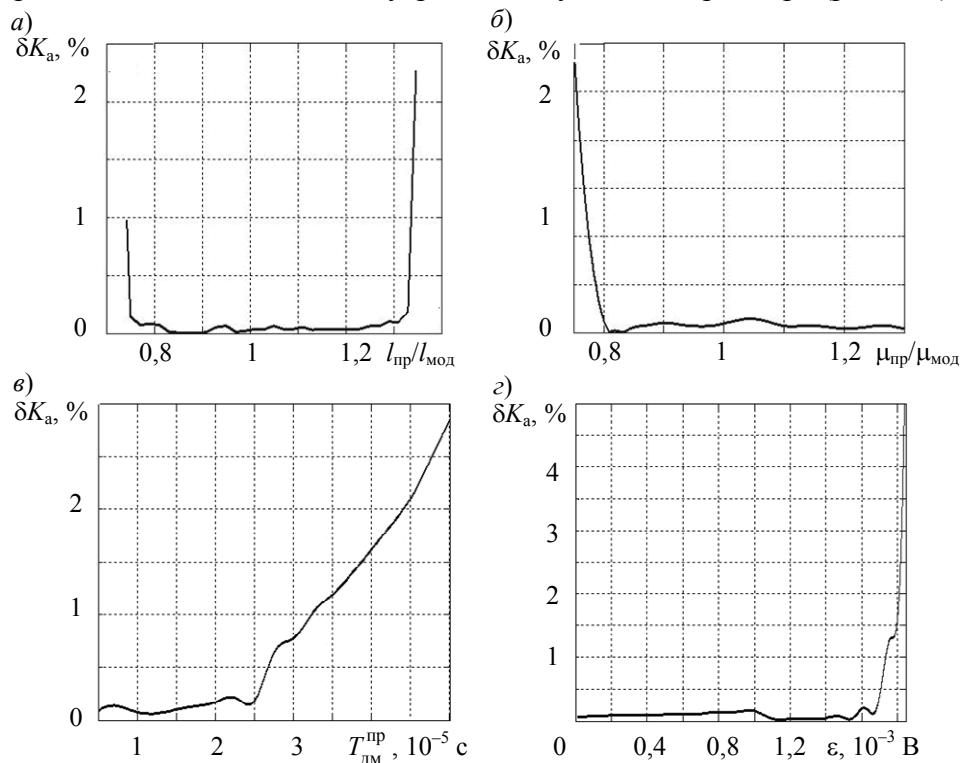


Рис. 4

Из рис. 4, а видно, что относительная погрешность определения коэффициента преобразования акселерометра значительно возрастает только при увеличении длины чувствительного

элемента с торсионными более чем на 30 % и при уменьшении более чем на 25 %. Исследование проводилось при $\mu_{\text{мод}}=1,1\mu_{\text{пр}}$, что свидетельствует о низкой методической погрешности разработанного метода. Из рис. 4, б видно, что относительная погрешность определения коэффициента преобразования значительно возрастает только при уменьшении коэффициента демпфирования более 20 %, что также подтверждает предыдущий тезис. Из рис. 4, в видно, что на интервале $T_{\text{дм}}^{\text{пр}}=(0,5—2,5)\cdot 10^{-5}$ с погрешность идентификации коэффициента преобразования незначительна. При $T_{\text{дм}}^{\text{пр}} > 2,5\cdot 10^{-5}$ с методическая погрешность снижается из-за увеличения погрешности определения фактического значения параметра $J_{\text{пр}}$. Из рис. 4, г видно, что только при увеличении уровня помехи до $1,65\cdot 10^{-3}$ В начинается значительный рост погрешности идентификации коэффициента преобразования акселерометра, что также свидетельствует о необходимости предварительной обработки первичных результатов измерений с целью фильтрации внутренних шумов прибора.

Установлено, что изменение значений параметров акселерометра, кроме указанных в допущениях, практически не влияет на погрешность идентификации коэффициента преобразования прибора.

Выводы. Разработанный метод автономной косвенной идентификации коэффициента преобразования может быть использован для проведения диагностики работоспособности маятниковых акселерометров во время полета КА. Это способствует учету деградации метрологических характеристик и повышению точности определения приращения кажущейся скорости КА в режиме выполнения маневров. Предложенный метод может быть применен как к колебательным, так и к апериодическим системам третьего (и более) порядка.

Проведенные исследования показали, что применение разработанного метода с использованием эталонной модели акселерометра позволяет существенно снизить погрешность идентификации коэффициента преобразования, по сравнению с предыдущими исследованиями авторов [11, 12].

Для повышения качества идентификации в условиях случайных составляющих погрешностей акселерометра целесообразно использовать статистическую обработку измерений акселерометра, что приводит к увеличению времени процесса идентификации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Фоминов И. В. Концепция многоуровневой адаптации комплексных навигационных систем малых космических аппаратов // Вестн. Самарского государственного аэрокосмического университета. 2015. Т. 14, № 1. С. 83—91.
2. Голяков А. Д., Фоминов И. В. Методы адаптивной обработки навигационных измерений бортовыми средствами искусственных спутников Земли // Навигация и гидрография. 2014. № 37. С. 28—35.
3. Дмитриев С. П., Колесов Н. В., Осипов А. В. Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем. СПб: ЦНИИ „Электроприбор“, 2003. 207 с.
4. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб: ЦНИИ „Электроприбор“, 2009. 280 с.
5. Стельмащук С. В. Определение момента инерции электропривода по кривой разгона методом Симою // Изв. Томского политехнического университета. Инжиниринг георесурсов. 2015. Т. 326, № 6. С. 103—113.
6. 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. науч. тр. конф. (Санкт-Петербург, 8—9 октября 2014 г.). СПб: ЦНИИ „Электроприбор“, 2014. С. 23—28.

7. Лачин В. И., Плотников Д. А. Реализация функций самодиагностики интеллектуальных датчиков вибрации // Изв. ЮФУ. Технические науки. 2012. № 3. С. 241—251.
8. Зайцев А. В., Канушкин С. В., Никишов А. Н., Семенов А. В. Подход к тестированию и диагностике авиакосмических систем с использованием нейросетевого идентификатора // Электронный журнал „Труды МАИ“. 2011. № 47 [Электронный ресурс]: <www.mai.ru/science/trudy/published.php>.
9. 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.
10. Гаргаев А. Н., Каширских В. Г. Идентификация параметров двигателей постоянного тока с помощью поисковых методов // Вестн. Кузбасского ГТУ. 2013. № 1. С. 131—134.
11. Фоминов И. В. Идентификация коэффициента преобразования маятникового компенсационного акселерометра в условиях орбитального полета космического аппарата // Вестн. Самарского государственного аэрокосмического университета им. С. П. Королева. 2014. № 4. С. 45—51.
12. Миронов В. И., Фоминов И. В., Малетин А. Н. Метод автономной косвенной идентификации коэффициента преобразования маятникового компенсационного акселерометра в условиях орбитального полета космического аппарата // Тр. СПИИРАН. 2015. Вып. 3(40). С. 93—109.
13. Дмитриев А. К., Юсупов Р. М. Идентификация и техническая диагностика. М.: МО СССР, 1987. 521 с.
14. Дилигенская А. Н. Идентификация объектов управления. Самара: СГТУ, 2009. 136 с.
15. Распопов В. Я. Микромеханические приборы. М.: Машиностроение, 2007. 400 с.
16. Назаров Б. И. и др. Командно-измерительные приборы. М.: МО СССР, 1987. 639 с.

Сведения об авторах

- Иван Вячеславович Фоминов** — д-р техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; начальник кафедры; E-mail: i.v.fominov@gmail.com
- Андрей Николаевич Малетин** — канд. техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского, отдел (научно-исследовательский) обоснования направлений развития информационного обеспечения специальных комплексов; начальник лаборатории; E-mail: maletin@bk.ru
- Алексей Игоревич Ключников** — Государственный испытательный космодром „Плесецк“ Министерства обороны Российской Федерации; Центр испытаний и применения космических средств; инженер-испытатель; E-mail: zxcvbn701@yandex.ru

Рекомендована кафедрой автономных систем управления

Поступила в редакцию 19.04.17 г.

Ссылка для цитирования: Фоминов И. В., Малетин А. Н., Ключников А. И. Метод автономной идентификации коэффициента преобразования маятникового компенсационного акселерометра на основе использования эталонной модели // Изв. вузов. Приборостроение. 2017. Т. 60, № 8. С. 770—780.

METHOD OF AUTONOMOUS IDENTIFICATION OF CONVERSION FACTOR OF PENDULUM COMPENSATING ACCELEROMETER ON THE BASIS OF A REFERENCE MODEL

I. V. Fominov¹, A. N. Maletin¹, A. I. Klyuchnikov²

¹A. F. Mozhaisky Military Space Academy, 197198, St. Petersburg, Russia
E-mail: i.v.fominov@gmail.com

²1st State Test Spaceport „Plesetsk“
164170, Arkhangel'sk reg., Mirnyy, Russia

The actual task of testing metrological characteristics of measuring devices incorporated into spacecraft control system during orbital flight is considered. The task is performed on the example of a pendulum accelerometer of the compensation type. Test actions on the feedback circuit of the accelerometer are developed, the transient characteristic of the corresponding response signals of the accelerometer are analyzed. The developed method of autonomous indirect identification of the conversion factor

of pendulous compensating accelerometer is based on an iterative procedure of refinement of the reference model, and is characterized by the use of analytical expressions for the transition process under test actions. Numerical results are presented to confirm that the proposed method allows for highly accurate determination of the changing conversion factor for compensating accelerometer in conditions of orbital flight by built-in hardware and software means.

Keywords: pendulum compensating accelerometer, conversion factor, transient response, standard model, test actions, accuracy

Data on authors

- Ivan V. Fominov** — Dr. Sci.; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; Head of the Department; E-mail: i.v.fominov@gmail.com
- Andrey N. Maletin** — PhD; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Substantiation of Trends in Development of Information Support of Special Complexes; Head of Laboratory; E-mail: maletin@bk.ru
- Aleksey I. Klyuchnikov** — 1st Test Spaceport «Plesetsk» of the RF Ministry of Defense, Center of Tests and Application of Space Means; Testing Engineer; E-mail: zxcvbn701@yandex.ru

For citation: Fominov I. V., Maletin A. N., Klyuchnikov A. I. Method of autonomous identification of conversion factor of pendulum compensating accelerometer on the basis of a reference model. *Journal of Instrument Engineering*. 2017. Vol. 60, N 8. P. 770—780 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2017-60-8-770-780