

13. *Mazeev E.V., Fursaev M.A.* Proektirovanie SVCh tranzistornogo generatora s varaktor-noy perestroymoy chastoty i modelirovanie ego elektricheskikh kharakteristik [Design of a microwave transistor generator with varactor frequency tuning and modeling of its electrical characteristics], *Vestnik SGTU* [Bulletin of SSTU], 2011, No. 3 (57), Vyp. 1, pp. 68-73.
14. *D'yakov V.P.* Monolitnye SVCh – generatory i sintezatory kompanii Hittite Microwave [Monolithic microwave generators and synthesizers of the Hittite Microwave company], *Komponenty i tekhnologii* [Components and Technologies], 2012, No. 3, pp. 19-28.
15. *D'yakov V.P.* Sverkhskorostnaya tverdotel'naya elektronika. T. 1. Pribory obshchego naznacheniya [Super-high-speed solid-state electronics. Vol. 1. General purpose devices]. Moscow: DMK Press, 2013, 600 p.
16. *Petukhov V.M.* Bipolyarnye tranzistory sredney i bol'shoy moshchnosti SVCh i ikh zarubezhnye analogi [Bipolar transistors of medium and high power of microwave and their foreign analogues], *Spravochnik* [Guide]. Vol. 4. Moscow: KUBK-a, 1997, 544 p.
17. *Dzhurinskiy K.B.* Miniaturnye koaksial'nye radiokomponenty dlya mikroelektroniki SVCh [Miniature coaxial radio components for microwave microelectronics]. Moscow: Tekhnosfera, 2006, 216 p.
18. *Klimachev I.I., Iovdal'skiy V.A.* SVCh GIS. Osnovy tekhnologii i konstruirovaniya [Microwave GIS. Fundamentals of technology and design], ed. by A.N. Koroleva. Moscow: Tekhnosfera, 2006, 352 p.
19. *Andrei Grebennikov.* RF and Microwave Transistor Oscillator Design. John Wiley & Sons, Ltd., 2007.
20. *Ali Hajimiri, Thomas H. Lee.* The Design of Low Noise Oscillators. Kluwer Academic Publishers, New York et al., 2003, 207 p.

Статью рекомендовал к опубликованию к.т.н. М.И. Дулин.

Зикий Анатолий Николаевич – Южный федеральный университет; e-mail: zikiy50@mail.ru; г. Таганрог, Россия; кафедра информационной безопасности телекоммуникационных систем; к.т.н.; с.н.с.; доцент.

Кочубей Алексей Сергеевич – Таганрогский научно-исследовательский институт связи; e-mail: l.co4ubey@yandex.ru; г. Таганрог, Россия; тел.: 89896270939; магистр; инженер-конструктор 2 категории.

Zikiy Anatoliy Nikolaevich – Southern Federal University; e-mail: zikiy50@mail.ru; Taganrog, Russia; the department of information security of telecommunication systems; cand. of eng. sc.; senior researcher; associate professor.

Kochubey Alexey Sergeevich – Taganrog Scientific Research Institute of Communications; e-mail: l.co4ubey@yandex.ru; Taganrog, Russia; phone: 89896270939; Master; design engineer of the 2nd category.

УДК 528.526

DOI 10.18522/2311-3103-2021-3-142-154

Д.Е. Чикрин, С.В. Голоусов

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПТИМИЗАЦИОННОГО ПОДХОДА ДЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ КАЛИБРОВКИ МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Технологии автономных робототехнических комплексов колесного типа становятся более востребованными в последнее время. Отдельным видом применения таких технологий является автономный беспилотный наземный транспорт. В отличие от других видов транспорта (воздушных, водных) наземным транспортным средствам требуется периодически функционировать в условиях полной автономности – при недоступности внешней связи с инфраструктурой, другими агентами транспортной сети. В таких обстановках

вопрос автономной навигации выходит на первое место, причем к точности позиционирования предъявляются повышенные требования, особенно в условиях антропогенной окружающей среды, например при движении в городской среде, по узким горным дорогам, тоннелям. Одной из составных частей автономной навигации часто является инерциальная сборка, состоящая из нескольких акселерометров, гироскопов, магнетометров. Для получения высокоточного навигационного решения на основе инерциальной сборки требуется качественно производить ее калибровку. Отдельным вопросом стоит автоматизация и ее стоимость для дальнейшего масштабирования необходимого для массового производства. В статье представлена теория и методика автоматизированной калибровки инерциальной навигационной системы на основе МЭМС датчиков при помощи решения оптимизационной задачи. Предложенная методика не требует высокоточного оборудования для проведения калибровки. Целью представленной работы является разработка методов и теории калибровки инерциальных блоков навигации. В статье сформулированы общие модели измерений датчиков входящих в состав инерциальной сборки, предложены методы калибровки параметров акселерометров и гироскопов зафиксированных относительно друг друга. Представлен метод автоматизации процесса калибровки, не требующий высокоточного оборудования. Представлены результаты применения разработанных методов для калибровки реальной инерциальной сборки. Представлен стенд для автоматизированной калибровки.

МЭМС; калибровка; акселерометр; гироскоп; оптимизация; автоматизация.

D.E. Chickrin, S.V. Golousov

OPTIMIZATION-BASED CALIBRATION OF MEMS NAVIGATION SYSTEM

Technologies of autonomous wheeled robotic systems are becoming more and more in demand lately. A separate type of application of such technology is an autonomous unmanned ground vehicle. Unlike other types of transport (air, water), ground vehicles need to periodically operate in full autonomy - when external communication with the infrastructure and other agents of the transport network is inaccessible. In such circumstances, the issue of autonomous navigation comes out on top, and increased requirements are imposed on positioning accuracy, especially in an anthropogenic environment, for example, when driving in an urban environment, along narrow mountain roads, and tunnels. One of the components of autonomous navigation is often an inertial assembly consisting of several accelerometers, gyroscopes, and magnetometers. To obtain a high-precision navigation solution based on an inertial assembly, it is required to properly calibrate it. A separate issue is automation and its cost for further scaling necessary for mass production. The article presents the theory and methodology for automated calibration of an inertial navigation system based on MEMS sensors by solving an optimization problem. The proposed technique does not require high-precision calibration equipment. The aim of the presented work is to develop methods and theory for the calibration of inertial navigation units. The article formulates general measurement models of sensors included in the inertial assembly, and proposes methods for calibrating the parameters of accelerometers and gyroscopes fixed relative to each other. The method of automation of the calibration process is presented, which does not require high-precision equipment. The results of the application of the developed methods for the calibration of a real inertial assembly are presented. A stand for automated calibration is presented.

Calibration; accelerometer; gyroscope; optimization; automation.

Введение. Использование модулей инерциальной навигации основанных на микроэлектромеханических датчиках становится все более и более востребованным в последнее время. С ростом количества проектов по созданию беспилотного транспорта растет спрос на недорогие, точные, надежные блоки инерциальной навигации и ориентации. При этом эффективные методы автоматизации процесса калибровки датчиков, входящих в состав модуля инерциальной навигации, играют не последнюю роль.

Исследователи по всему миру занимаются вопросом калибровки акселерометров и гироскопов. Для калибровки в качестве референсных значений часто используют локальное значение гравитационного поля [1, 2]. В других работах рас-

считается использование поворотного стола, поддерживающего известную угловую скорость [3–7]. В работе [8] предложен вариант калибровки с помощью маятника. Автор [9] предлагает использовать магнитное поле в качестве референсного значения.

Для автоматизации процесса калибровки используют калибровочные стенды. Как правило они представляют собой поворотный стол с одной степенью свободы [3]. В других работах предлагают использовать двухосевой [10] или трехосевой [11] подвес.

В данной работе предлагается использовать автоматизированный стенд для калибровки блока инерциальной навигации при помощи механизма с тремя вращательными степенями свободы, при этом, в отличие от других работ [10–17], на точность движения не накладывается существенных ограничений.

Модель измерений. Типичная МЭМС инерциальная сборка состоит из трёх одноосевых акселерометров и гироскопов или, иначе говоря, в состав инерциальной сборки входит трехосевой акселерометр и трехосевой гироскоп. В идеальном случае оси акселерометра взаимно перпендикулярны между собой и параллельны соответствующим осям гироскопа. Однако в действительности при производстве инерциальных датчиков невозможно добиться абсолютной перпендикулярности, в связи с этим выделяют ошибки связанные с неортогональностью осей отдельного трехосевого датчика и ошибки связанные с неколлинеарностью осей акселерометра и гироскопа.

В дополнение к вышесказанному каждый одноосевой датчик также подвержен ошибкам смещения нуля и масштабирования. Помимо этого, любые измерительные приборы подвержены шумовым воздействиям разного характера [18], калибровка которых не рассматривается в данной статье. Также в этой статье не обсуждается зависимость калибровочных параметров от температуры, так как для выявления этой зависимости требуется сложная процедура и оборудование [19, 20].

Будем считать, что значение физической величины $\theta_{\text{ист}}$ и показания трехосевого датчика $\theta_{\text{изм}}$ связаны соотношением:

$$\theta_{\text{изм}} = \mathbf{T}\theta_{\text{ист}} + \mathbf{b} + \mathbf{n}, \quad (1.1)$$

где $\theta_{\text{изм}}$ – вектор 3×1 показаний датчика, $\theta_{\text{ист}}$ – вектор 3×1 истинного значения физической величины, \mathbf{T} – матрица 3×3 описывающая неортонормированность осей датчика, \mathbf{b} – вектор 3×1 смещения нуля и \mathbf{n} – шумы датчика.

Введем систему координат $Axyz$, оси которой направлены по осям акселерометра и аналогично систему координат $Gxyz$ для осей гироскопа. В дополнении к этим неортогональным системам координат введем ортогональную A^0xyz по следующим правилам:

1. ось x совместим с осью x неортогональной системы координат $Axyz$;
2. ось y направим в плоскости $xу$ неортогональной системы координат $Axyz$;
3. ось z направим так, чтобы полученная система координат была правой.

Как правило, отклонения между осями ортогональной и соответствующими осями неортогональных систем координат составляет доли градуса. В этом случае вектор \mathbf{a}^0 выраженный в системе координат A^0xyz приближенно в проекциях на оси системы координат $Axyz$ можно записать в следующем виде:

$$\mathbf{a} = \mathbf{S}^A \cdot \mathbf{a}^O, \quad (1.2)$$

$$\mathbf{S}^A = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_{xz} & \alpha_{xy} \\ \alpha_{yz} & 1 & \alpha_{yx} \\ \alpha_{zy} & \alpha_{zx} & 1 \end{bmatrix}$$

По построению ортогональной системы координат углы α_{xz} , α_{xy} , α_{yx} равны 0. То есть:

$$\mathbf{S}^A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \alpha_{yz} & 1 & 0 \\ \alpha_{zy} & \alpha_{zx} & 1 \end{bmatrix}. \quad (1.3)$$

Масштабирование и смещение нуля описывается домножением на диагональную матрицу коэффициентов растяжения и прибавлением статического вектора ошибок:

$$\mathbf{M}^A = \begin{bmatrix} m_x^A & 0 & 0 \\ 0 & m_y^A & 0 \\ 0 & 0 & m_z^A \end{bmatrix}, \quad (1.4)$$

$$\mathbf{b}^A = \begin{bmatrix} b_x^A \\ b_y^A \\ b_z^A \end{bmatrix}$$

Аналогично для гироскопа:

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{S}^G \cdot \boldsymbol{\omega}^O, \quad \mathbf{S}^G = \begin{bmatrix} 1 & \gamma_{xz} & \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} & 1 & \gamma_{yx} \\ \gamma_{zy} & \gamma_{zx} & 1 \end{bmatrix}, \quad (1.5)$$

$$\mathbf{M}^G = \begin{bmatrix} m_x^G & 0 & 0 \\ 0 & m_y^G & 0 \\ 0 & 0 & m_z^G \end{bmatrix}, \quad \mathbf{b}^G = \begin{bmatrix} b_x^G \\ b_y^G \\ b_z^G \end{bmatrix}$$

Полная модель измерений:

$$\mathbf{a}_{\text{изм}} = \mathbf{M}^A \mathbf{S}^A \mathbf{a}_{\text{ист}} + \mathbf{b}^A + \mathbf{n}^A \quad (1.6)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{\text{изм}} = \mathbf{M}^G \mathbf{S}^G \boldsymbol{\omega}_{\text{ист}} + \mathbf{b}^G + \mathbf{n}^G. \quad (1.7)$$

Метод калибровки инерциальных навигационных систем. Для полной калибровки инерциальной навигационной системы требуется определить девять калибровочных констант для акселерометра и двенадцать для гироскопа. В данной работе предлагается производить калибровку акселерометров отдельно от калибровки гироскопов, но калибровку гироскопов производить с использованием акселерометров в качестве источника референсных значений.

Калибровка трехосевого акселерометра. В качестве источника референсных значений для калибровки акселерометра будем использовать гравитационное поле Земли. Будем считать, что во время сбора данных в зоне проведения эксперимента гравитационное поле постоянно по направлению и значению и равно \mathbf{g} . Тогда (1.6) можно переписать в следующем виде:

$$\mathbf{g} = (\mathbf{M}^A \mathbf{S}^A)^{-1} (\mathbf{a}_{\text{ИЗМ}} - \mathbf{b}^A) \quad (2.1)$$

или

$$\|\mathbf{g}\|^2 = \mathbf{g}^T \mathbf{g} = (\mathbf{a}_{\text{ИЗМ}} - \mathbf{b}^A)^T (\mathbf{M}^A \mathbf{S}^A)^{-T} (\mathbf{M}^A \mathbf{S}^A)^{-1} (\mathbf{a}_{\text{ИЗМ}} - \mathbf{b}^A) \quad (2.2)$$

обозначим

$$\mathbf{W} := \begin{bmatrix} W_{11} & W_{12} & W_{13} \\ W_{21} & W_{22} & W_{23} \\ W_{31} & W_{32} & W_{33} \end{bmatrix} = (\mathbf{M}^A \mathbf{S}^A)^{-T} (\mathbf{M}^A \mathbf{S}^A)^{-1} \quad (2.3)$$

Очевидно, что матрица \mathbf{W} является симметричной, следовательно $W_{12} = W_{21}$, $W_{13} = W_{31}$, $W_{23} = W_{32}$, также:

$$\|\mathbf{g}\|^2 = \mathbf{a}_{\text{ИЗМ}}^T \mathbf{W} \mathbf{a}_{\text{ИЗМ}} - 2\mathbf{a}_{\text{ИЗМ}}^T \mathbf{W} \mathbf{b}^A + (\mathbf{b}^A)^T \mathbf{W} \mathbf{b}^A \quad (2.4)$$

$$\begin{aligned} \|\mathbf{g}\|^2 = & W_{11} a_{\text{ИЗМ},x}^2 + W_{22} a_{\text{ИЗМ},y}^2 + W_{33} a_{\text{ИЗМ},z}^2 + \\ & W_{12} a_{\text{ИЗМ},x} a_{\text{ИЗМ},y} + \\ & W_{13} a_{\text{ИЗМ},x} a_{\text{ИЗМ},z} + \\ & W_{23} a_{\text{ИЗМ},y} a_{\text{ИЗМ},z} \\ & - 2(W_{11} b_x^A + W_{12} b_y^A + W_{13} b_z^A) a_{\text{ИЗМ},x} \\ & - 2(W_{12} b_x^A + W_{22} b_y^A + W_{23} b_z^A) a_{\text{ИЗМ},y} \\ & - 2(W_{13} b_x^A + W_{23} b_y^A + W_{33} b_z^A) a_{\text{ИЗМ},z} \\ & + W_{11} b_x^{A2} + W_{22} b_y^{A2} + W_{33} b_z^{A2} \\ & + 2W_{12} b_x^A b_y^A + 2W_{13} b_x^A b_z^A + 2W_{23} b_y^A b_z^A \end{aligned} \quad (2.5)$$

Введем следующие обозначения:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\alpha} &= [\alpha_1 \quad \alpha_2 \quad \dots \quad \alpha_9 \quad \alpha_{10}]^T \\ \alpha_1 &= W_{11} \\ \alpha_2 &= W_{22} \\ \alpha_3 &= W_{33} \\ \alpha_4 &= W_{12} \\ \alpha_5 &= W_{13} \\ \alpha_6 &= W_{23} \\ \alpha_7 &= -2W_{11} b_x^A - 2W_{12} b_y^A - 2W_{13} b_z^A \\ \alpha_8 &= -2W_{12} b_x^A - 2W_{22} b_y^A - 2W_{23} b_z^A \\ \alpha_9 &= -2W_{13} b_x^A - 2W_{23} b_y^A - 2W_{33} b_z^A \\ \alpha_{10} &= W_{11} b_x^{A2} + W_{22} b_y^{A2} + W_{33} b_z^{A2} + \\ & 2W_{12} b_x^A b_y^A + 2W_{13} b_x^A b_z^A + \\ & 2W_{23} b_y^A b_z^A - \|\mathbf{g}\|^2 \end{aligned} \quad (2.6)$$

$$\mathbf{f}(\mathbf{a}_{\text{изм}}) = \begin{bmatrix} a_{\text{изм},x}^2 \\ a_{\text{изм},y}^2 \\ a_{\text{изм},z}^2 \\ a_{\text{изм},x} a_{\text{изм},y} \\ a_{\text{изм},x} a_{\text{изм},z} \\ a_{\text{изм},y} a_{\text{изм},z} \\ a_{\text{изм},x} \\ a_{\text{изм},y} \\ a_{\text{изм},z} \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (2.7)$$

В новых обозначениях уравнение (2.5) представляется в виде:

$$\mathbf{f}(\mathbf{a}_{\text{изм}})^T \boldsymbol{\alpha} = 0. \quad (2.8)$$

Для нахождения вектора $\boldsymbol{\alpha}$ составим уравнение (2.8) для нескольких различных значений $\mathbf{a}_{\text{изм}}$. Объединим векторы $\mathbf{f}(\mathbf{a}_{\text{изм}})$ в общую матрицу \mathbf{F} получим:

$$\mathbf{F}\boldsymbol{\alpha} = 0. \quad (2.9)$$

Система линейных уравнений в матричном виде (2.9) может быть решена в смысле наименьших квадратов относительно неизвестного вектора параметров $\boldsymbol{\alpha}$ с помощью спектрального разложения матрицы \mathbf{F} .

Из (2.6) находим матрицу \mathbf{W} и вектор \mathbf{b}^A :

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \alpha_1 & \alpha_4 & \alpha_5 \\ \alpha_4 & \alpha_2 & \alpha_6 \\ \alpha_5 & \alpha_6 & \alpha_3 \end{bmatrix}, \quad (2.10)$$

$$\mathbf{b}^A = -\frac{1}{2} \mathbf{W}^{-1} \begin{bmatrix} \alpha_7 \\ \alpha_8 \\ \alpha_9 \end{bmatrix}$$

Последний ряд уравнения (2.6) позволяет найти амплитуду значения гравитационного поля:

$$g = \sqrt{\begin{matrix} W_{11}b_x^{A^2} + W_{22}b_y^{A^2} + W_{33}b_z^{A^2} + \\ 2W_{12}b_x^A b_y^A + 2W_{13}b_x^A b_z^A + \\ 2W_{23}b_y^A b_z^A - \alpha_{10} \end{matrix}}. \quad (2.11)$$

Поскольку собственные векторы в спектральном разложении матрицы представлены с точностью до множителя, значение g должно быть использовано для нормировки вектора $\boldsymbol{\alpha}$ ¹:

$$\boldsymbol{\alpha} := \frac{1}{g^2} \boldsymbol{\alpha}. \quad (2.12)$$

¹ вычисления (2.10) должны быть пересчитаны после нормировки

Наконец, из (2.3) найдем:

$$\mathbf{M}^A \mathbf{S}^A = \sqrt{\mathbf{W}}^{-1}. \quad (2.13)$$

Калибровка трехосевого гироскопа. Для нахождения \mathbf{b}^G воспользуемся тем фактом, что в неподвижном положении угловая скорость равна нулю. Также будем считать, что ошибки измерения заключенные в векторе \mathbf{n}^G имеют нулевое математическое ожидание. Тогда:

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^N \boldsymbol{\omega}_{\text{изм},i} &= \\ \sum_{i=1}^N (\mathbf{M}^G \mathbf{S}^G \boldsymbol{\omega}_{\text{ист},i} + \mathbf{b}^G + \mathbf{n}_i^G) &= \\ \sum_{i=1}^N \mathbf{b}^G + \sum_{i=1}^N \mathbf{n}_i^G &= N \mathbf{b}^G \end{aligned} \quad (2.14)$$

где i – номер измерения, N – количество измерений. Следовательно:

$$\mathbf{b}^G = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \boldsymbol{\omega}_{\text{изм},i}. \quad (2.15)$$

Оставшиеся девять калибровочных параметров гироскопа $\boldsymbol{\theta}$ будем искать с помощью численной оптимизации. Пусть функция Ω на основании последовательных измерений угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_i$ между начальным и конечным моментами времени (t_n и t_k) вычисляет положение системы координат в конечный момент времени относительно начального момента времени. Тогда:

$$\mathbf{a}(t_k) = \Omega([\boldsymbol{\omega}_i]_{i=1}^N) \mathbf{a}(t_n). \quad (2.16)$$

Рассмотрим непрерывный участок измерений. Пусть в моменты времени t_0, \dots, t_N , инерциальная сборка находится в состоянии покоя. Тогда:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_0 &= \mathbf{a}(t_0), \\ \mathbf{a}_0(t_k) &= \mathbf{a}(t_k), \\ \|\mathbf{a}_{\text{ист}}(t_k)\| &= \|\mathbf{g}\|, \quad k=0, \dots, N \end{aligned} \quad (2.17)$$

Определим функцию штрафа и задачу оптимизации следующим образом

$$\begin{aligned} \min_{\boldsymbol{\theta}} H(\boldsymbol{\theta}), \\ H(\boldsymbol{\theta}) = \sum_{k=1}^N \|\mathbf{a}_0(t_k) - \mathbf{a}_{\text{ист}}(t_k)\|^2 \end{aligned} \quad (2.18)$$

В качестве начальной оценки $\boldsymbol{\theta}$ будем использовать параметры, соответствующие идеальному случаю $\boldsymbol{\theta}_0 = [1, 1, 1, 0, 0, 0, 0, 0, 0]$.

Описание калибровочного стенда. Для проведения калибровки инерциальных сборок использовался стенд «Шар», разработанный в Институте Физики Казанского Федерального Университета. Стенд представляет собой подвес с тремя степенями свободы. К подвесу подведены силовые и информационные коммуникации для калибруемой инерциальной сборки. Передача данных от сборки осуществляется по RS-485. Каждая из степеней свободы подвеса управляется независимым мотором с энкодером, режимы изменения значений угловых скоростей и угловых ускорений задаются программным путем. Фотография стенда приведена на рис. 1.

Стенд оснащен специально разработанным программным обеспечением, с помощью которого можно составить программу движения отдельных моторов. В частности, можно управлять двигателями по положению, скорости, ускорению.

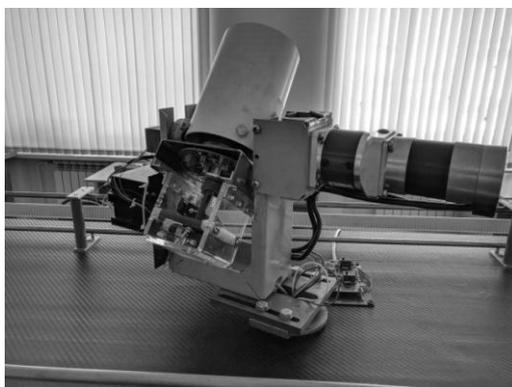


Рис. 1. Фотография стенда “Шар”

Описание эксперимента. Для калибровки трехосевого акселерометра входящего в состав инерциальной сборки необходимо произвести измерения ускорения в нескольких различных положениях. Множество всех положений, в которых производятся измерения обозначим за M . Для успешной калибровки всех параметров модели измерений акселерометра требуется выбирать M таким образом, чтобы оно заполняло пространство $SO(2)$ как можно равномернее.

В данной работе предлагается использовать равномерную сетку по каждой из степеней свободы стенда. Алгоритм сбора данных для калибровки акселерометра представлен ниже, шаг сетки $\Delta\alpha^A$ равен 20 градусам в данной работе, время сбора данных в каждой из точек Δt^A – 5 секундам.

1. Установить все положения моторов в нулевое положение.
2. Произвести измерения в течение Δt^A секунд.
3. Повернуть третий мотор на $\Delta\alpha^A$ градусов.
4. Если текущий угол третьего мотора вернулся в нулевое положение – повернуть второй мотор на $\Delta\alpha^A$.
5. Если текущий угол второго мотора дошел до 180 градусов – завершить сбор данных, иначе вернуться к пункту 2.

Алгоритм сбора данных для калибровки гироскопа аналогично может быть описан следующими параметрами $\Delta t_{вр}^G$, $\Delta t_{п}^G$, $N_{изм}^G$. Параметры в данной работе равны 2 секундам, 5 секундам и 45 измерениям соответственно.

1. Установить все положения моторов в нулевое положение. Начать запись данных.
2. Случайным образом выбрать угловые скорости для всех трех моторов.
3. В течение $\Delta t_{вр}^G$ секунд вращать моторы с рассчитанной угловой скоростью. Остановить моторы.
4. В течение $\Delta t_{п}^G$ секунд удерживать моторы в текущем положении.
5. Если количество циклов вращений и измерений достигло $N_{изм}^G$ – закончить запись данных, иначе вернуться к пункту 2.

Для того, чтобы убедиться, что полученные параметры калибровки датчиков не зависят от данных, на которых была произведена калибровка, будем рассматривать два набора измерений *калибровочный* и *контрольный*. Оба набора данных получаются в соответствии с алгоритмом калибровки гироскопа. Калибровочный набор данных используется для нахождения параметров калибровки, в то время как контрольный набор данных не используется для калибровки, а используется для проверки качества полученных параметров калибровки.

Результаты калибровки. В данной работе производилась калибровка датчиков NXP FXAS21002CQ и NXP FXOS8700CQ. В соответствии с описанной методикой были собраны данные для калибровки. Вычисленные параметры представлены в табл. 1 и 2.

Таблица 1

Калибровочные параметры акселерометра

\mathbf{b}^A	$\begin{bmatrix} -0.0427 \\ 0.0241 \\ 0.0402 \end{bmatrix}$
$\mathbf{M}^A \mathbf{S}^A$	$\begin{bmatrix} 0.9804 & 0.0012 & 0.0055 \\ 0.0012 & 0.9727 & 0.0043 \\ 0.0055 & 0.0043 & 0.9921 \end{bmatrix}$

Таблица 2

Калибровочные параметры гироскопа

\mathbf{b}^G	$\begin{bmatrix} -0.0350 \\ 0.0042 \\ 0.0010 \end{bmatrix}$
\mathbf{M}^G	$\begin{bmatrix} 1 & 0.0094 & -0.0060 \\ -0.0086 & 1 & -0.0031 \\ 0.0089 & 0.0035 & 1 \end{bmatrix}$
\mathbf{S}^G	$\begin{bmatrix} 0.9771 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0309 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0030 \end{bmatrix}$

На рис. 2–4 представлены графики показаний акселерометра до и после калибровки. Зеленым показаны истинные значения, полученные в результате прямого измерения ускорения покоя. Красным и синим показаны значения ускорения покоя в результате поворота начального вектора ускорения покоя на углы, полученные в результате интегрирования показаний гироскопа. Для линий красного цвета используются некалиброванные показания гироскопа, для линий синего цвета – калиброванные.

Из представленных на рис. 2–4 графиков видно, что показания гироскопов без калибровки вносят существенную ошибку в итоговое измерение ускорения. В то же время при использовании калиброванных показаний гироскопа отличие полученных данных от истинных становится незначительным.

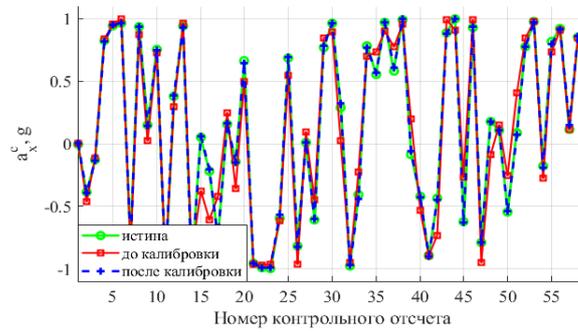


Рис. 2. Сопоставление данных для оси x акселерометра до и после калибровки акселерометра и гироскопа

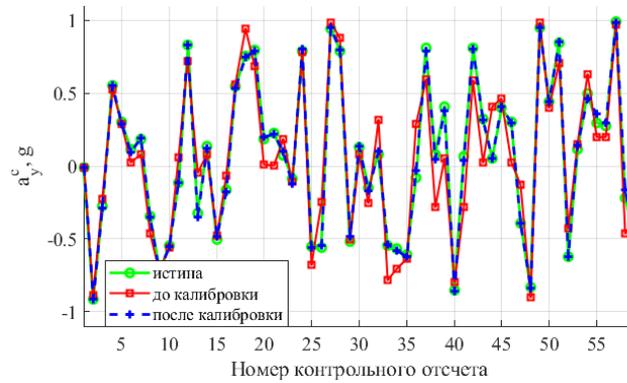


Рис. 3. Сопоставление данных для оси y акселерометра до и после калибровки акселерометра и гироскопа

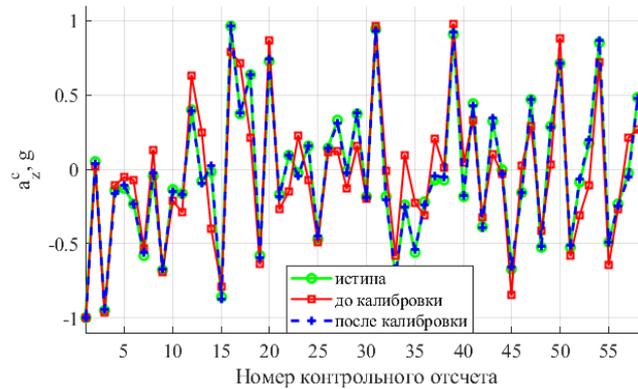


Рис. 4. Сопоставление данных для оси z акселерометра до и после калибровки акселерометра и гироскопа

Заключение. Авторами данной работы представлен алгоритм калибровки модулей инерциальной навигации, а также предложен способ автоматизации процесса сбора данных для калибровки. В отличие от существующих методов калиб-

ровки, использующих в качестве референсных значений известное значение угловой скорости поворотного стола, для метода предложенного в данной работе достаточно удерживать датчик в неподвижном положении. Полученные при помощи предложенного метода калибровочные параметры были проверены на контрольном наборе измерений. Полученные результаты свидетельствуют о состоятельности предложенного метода.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Sipos M. et al.* Analyses of triaxial accelerometer calibration algorithms // *IEEE Sensors Journal*. – 2011. – Vol. 12, No. 5. – P. 1157-1165.
2. *Syed Z.F. [et al.]*. A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems // *Measurement science and technology*. – 2007. – Vol. 18, No. 7. – P. 1897.
3. *Wang S., Meng N.* A new Multi-position calibration method for gyroscope's drift coefficients on centrifuge // *Aerospace Science and Technology*. – 2017. – Vol. 68. – P. 104-108.
4. *Yang H. [et al.]*. A novel tri-axial MEMS gyroscope calibration method over a full temperature range // *Sensors*. – 2018. – Vol. 18, No. 9, pp. 3004.
5. *Jia Y. [et al.]*. Error analysis and compensation of MEMS rotation modulation inertial navigation system // *IEEE Sensors Journal*. – 2018. – Vol. 18, No. 5. – P. 2023-2030.
6. *Mones Z. [et al.]*. A comparative study of gravitational acceleration cancellation from on-rotor MEMS accelerometers for condition monitoring // *24th International Congress on Sound and Vibration*. – International Institute of Acoustics and Vibration, IIAV, 2017.
7. *Olivares A. [et al.]*. High-efficiency low-cost accelerometer-aided gyroscope calibration // *2009 International Conference on Test and Measurement*. – IEEE, 2009. – Vol. 1. – P. 354-360.
8. *Choi K.Y., Jang S., Kim Y.H.* Calibration of inertial measurement units using pendulum motion // *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. – 2010. – Vol. 11, No. 3. – P. 234-239.
9. *Wu Y., Pei L.* Gyroscope calibration via magnetometer // *IEEE Sensors Journal*. – 2017. – Vol. 17, No. 16. – P. 5269-5275.
10. *Delgado J.V. [et al.]*. Automatic calibration of low cost inertial gyroscopes with a PTU // *2016 IEEE 19th International Conference on Intelligent Transportation Systems (ITSC)*. – IEEE, 2016. – P. 121-125.
11. *Madgwick S.O.H.* Automated calibration of an accelerometers, magnetometers and gyroscopes-a feasibility study // *Teche Rep, x-io Technologies Limited, Bristol, UK*. 2010.
12. *Filatov Y.V. [et al.]*. Dynamic calibration method of inertial measurement units // *Microsyst. Technol.* – 2015. – Vol. 21, No. 11. – P. 2463-2467.
13. *Hung J.C., Thacher J.R., White H.V.* Calibration of accelerometer triad of an IMU with drifting Z-accelerometer bias // *Proceedings of the IEEE National Aerospace and Electronics Conference*. – IEEE, 1989. – P. 153-158.
14. *Grewal M.S., Henderson V.D., Miyasako R.S.* Application of Kalman filtering to the calibration and alignment of inertial navigation systems // *29th IEEE Conference on Decision and Control*. – IEEE, 1990. – P. 3325-3334.
15. *Kim M.S., Yu S.B., Lee K.S.* Development of a high-precision calibration method for inertial measurement unit // *International journal of precision engineering and manufacturing*. – 2014. – Vol. 15, No. 3. – P. 567-575.
16. *Cheuk C.M. [et al.]*. Automatic calibration for inertial measurement unit // *2012 12th International Conference on Control Automation Robotics & Vision (ICARCV)*. – IEEE, 2012. – P. 1341-1346.
17. *Zhang R., Hoflinger F., Reind L.M.* Calibration of an IMU using 3-D rotation platform // *IEEE sensors Journal*. – 2014. – Vol. 14, No. 6. – P. 1778-1787.
18. *Литвин М.А. [и др.]*. Типы ошибок в инерциальных навигационных системах и методы их аппроксимации // *Информационные процессы*. – 2014. – Т. 14, № 4. – С. 326-339.
19. *El-Diasty M., El-Rabbany A., Pagiatakis S.* Temperature variation effects on stochastic characteristics for low-cost MEMS-based inertial sensor error // *Measurement Science and Technology*. – 2007. – Vol. 18, No. 11. – P. 3321.
20. *Niu X. [et al.]*. Fast thermal calibration of low-grade inertial sensors and inertial measurement units // *Sensors*. – 2013. – Vol. 13, No. 9. – P. 12192-12217.

REFERENCES

1. Sipos M. et al. Analyses of triaxial accelerometer calibration algorithms, *IEEE Sensors Journal*, 2011, Vol. 12, No. 5, pp. 1157-1165.
2. Syed Z.F. [et al.]. A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems, *Measurement science and technology*, 2007, Vol. 18, No. 7, pp. 1897.
3. Wang S., Meng N. A new Multi-position calibration method for gyroscope's drift coefficients on centrifuge, *Aerospace Science and Technology*, 2017, Vol. 68, pp. 104-108.
4. Yang H. [et al.]. A novel tri-axial MEMS gyroscope calibration method over a full temperature range, *Sensors*, 2018, Vol. 18, No. 9, pp. 3004.
5. Jia Y. [et al.]. Error analysis and compensation of MEMS rotation modulation inertial navigation system, *IEEE Sensors Journal*, 2018, Vol. 18, No. 5, pp. 2023-2030.
6. Mones Z. [et al.]. A comparative study of gravitational acceleration cancellation from on-rotor MEMS accelerometers for condition monitoring, *24th International Congress on Sound and Vibration*. International Institute of Acoustics and Vibration, IIAV, 2017.
7. Olivares A. [et al.]. High-efficiency low-cost accelerometer-aided gyroscope calibration, *2009 International Conference on Test and Measurement*. IEEE, 2009, Vol. 1, pp. 354-360.
8. Choi K.Y., Jang S., Kim Y.H. Calibration of inertial measurement units using pendulum motion, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2010, Vol. 11, No. 3, pp. 234-239.
9. Wu Y., Pei L. Gyroscope calibration via magnetometer, *IEEE Sensors Journal*, 2017, Vol. 17, No. 16, pp. 5269-5275.
10. Delgado J.V. [et al.]. Automatic calibration of low cost inertial gyroscopes with a PTU, *2016 IEEE 19th International Conference on Intelligent Transportation Systems (ITSC)*. IEEE, 2016, pp. 121-125.
11. Madgwick S.O.H. Automated calibration of an accelerometers, magnetometers and gyroscopes-a feasibility study, *Tehc Rep, x-io Technologies Limited, Bristol, UK. 2010*.
12. Filatov Y.V. [et al.]. Dynamic calibration method of inertial measurement units, *Microsyst. Technol.*, 2015, Vol. 21, No. 11, pp. 2463-2467.
13. Hung J.C., Thacher J.R., White H.V. Calibration of accelerometer triad of an IMU with drifting Z-accelerometer bias, *Proceedings of the IEEE National Aerospace and Electronics Conference*. IEEE, 1989, pp. 153-158.
14. Grewal M.S., Henderson V.D., Miyasako R.S. Application of Kalman filtering to the calibration and alignment of inertial navigation systems, *29th IEEE Conference on Decision and Control*. IEEE, 1990, pp. 3325-3334.
15. Kim M.S., Yu S.B., Lee K.S. Development of a high-precision calibration method for inertial measurement unit, *International journal of precision engineering and manufacturing*, 2014, Vol. 15, No. 3, pp. 567-575.
16. Cheuk C.M. [et al.]. Automatic calibration for inertial measurement unit, *2012 12th International Conference on Control Automation Robotics & Vision (ICARCV)*. IEEE, 2012, pp. 1341-1346.
17. Zhang R., Hoflinger F., Reind L.M. Calibration of an IMU using 3-D rotation platform, *IEEE sensors Journal*, 2014, Vol. 14, No. 6, pp. 1778-1787.
18. Litvin M.A. [i dr.]. Tipy oshibok v inertial'nykh navigatsionnykh sistemakh i metody ikh approksimatsii [Types of errors in inertial navigation systems and methods of their approximation], *Informatsionnye protsessy* [Information processes], 2014, Vol. 14, No. 4, pp. 326-339.
19. El-Diasty M., El-Rabbany A., Pagiatakis S. Temperature variation effects on stochastic characteristics for low-cost MEMS-based inertial sensor error, *Measurement Science and Technology*, 2007, Vol. 18, No. 11, pp. 3321.
20. Niu X. [et al.]. Fast thermal calibration of low-grade inertial sensors and inertial measurement units, *Sensors*, 2013, Vol. 13, No. 9, pp. 12192-12217.

Статью рекомендовала к опубликованию д.т.н., профессор Л.А. Симонова.

Чикрин Дмитрий Евгеньевич – Института вычислительной математики и информационных технологий Казанского федерального университета; e-mail: dmitry.kfu@gmail.com; г. Казань, Россия; тел.: +79172727100; к.т.н.; доцент; директор.

Голоусов Святослав Владимирович – Институт физики Казанского федерального университета; e-mail: sgolousov@gmail.com; г. Казань, Россия; тел.: +79991640605; аспирант.

Chickrin Dmitry Evgenevich – Institute of Computer Mathematics and Information Technologies of the Kazan Federal University; e-mail: dmitry.kfu@gmail.com; Kazan, Russia; phone: +79172727100; cand. of eng. sc.; associate professor; director.

Golousov Svyatoslav Vladimirovich – Institute of Physics of Kazan Federal University; e-mail: sgolousov@gmail.com; Kazan, Russia; phone: +79991640605; graduate student.

УДК 621.371.3

DOI 10.18522/2311-3103-2021-3-154-163

Ю.М. Мелёшин, В.И. Орешкин, К.С. Лялин**РАЗРАБОТКА АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ МИМО РАДАРА КУ ДИАПАЗОНА ЧАСТОТ**

В настоящее время проводится большое количество исследований и разработок радаров непрерывного действия на основе технологии МИМО. В таких системах процесс разработки антенного полотна имеет свои особенности и отличается от разработки классических антенных решеток. Так, использование взаимно-ортогональных сигналов на передающих элементах в комбинации с оцифровкой всех приемных каналов, позволяет строить виртуальную антенную решетку путем повторения приемной антенной решетки в точках расположения передающих антенных элементов, что существенно улучшает разрешающую способность по угловым координатам, а также позволяет избавиться от дифракционных максимумов. Еще одной особенностью является обеспечение непрерывного режима работы, для этого необходимо обеспечить такой уровень пространственного запыриания сигнала между всеми передающими сигналами (при условии излучения ими взаимно-ортогональных сигналов) и приемными элементами, чтобы не происходило перенасыщение приемных трактов. В данной работе рассмотрен процесс разработки антенного полотна для МИМО радара Ku диапазона, включающий следующие этапы: расчет требований к пространственному запырианию антенных элементов, оптимизация расположения антенных элементов, электромагнитное моделирование единичного излучателя и пространственного запыриания сигналов, а также результирующих характеристик антенных элементов. В результате выбора и оптимизации расположения приемных и передающих антенных элементов была спроектирована структура из 32 передающих и 16 приемных элементов, расположенных на пространстве размером 30 на 19 см и при этом образующих виртуальную антенную решетку из 512 элементов размером 19 на 38 см. Полученная конфигурация виртуальной антенной решетки позволяет говорить о возможности ее использования в секторе работы ± 60 градусов по обоим плоскостям и о потенциальной разрешающей способности не более 1.5 на 3 градуса (по азимуту и углу места соответственно). Расчет и моделирование пространственного запыриания сигнала между передающими и приемными антенными элементами показал, что спроектированная конфигурация антенной решетки позволяет получить запыриание 66 дБ, что позволило обеспечить непрерывный режим работы без перегрузки приемных трактов.

Антенны; МИМО радар; турникетный излучатель; пространственное запыриание сигнала.

Yu.M. Meleshin, V.I. Oreshkin, K.S. Lyalin**DESIGN OF AN ANTENNA SYSTEM FOR A KU-BAND MIMO RADAR**

There is a large amount of research and development of continuous MIMO radars. The development process of the antenna aperture for MIMO radars is different from the development of traditional antenna arrays. The use of mutually orthogonal signals on the transmitting elements in combination with the digitization of all receiving channels allows to form a virtual antenna array by repeating the receiving antenna array at the locations of the transmitting antenna elements, which significantly improves the angular resolution, and makes it possible to get rid of side lobes. It is necessary to provide a high level of spatial attenuation of the signal between all of the transmitting and all of the receiving elements, to enable continuous mode of operation, so that there is