

ПРИЛАДОБУДУВАННЯ ТА ІНФОРМАЦІЙНО-ВИМІРЮВАЛЬНА ТЕХНІКА

УДК 621.45.017

DOI: 10.20535/1810-0546.2018.1.112794

В.В. Аврутов*, Д.В. Бугаев, В.В. Мелешко
КПИ им. Игора Сикорского, Киев, Украина

НАЧАЛЬНАЯ ВЫСТАВКА КУРСОВЕРТИКАЛИ

Проблематика. При выставке бесплатформенных инерциальных навигационных систем основными проблемами являются точность и время выставки. В статье обсуждается вопрос точности выставки малогабаритной бескарданной курсоверткали, а именно точность режима гироскопирования.

Цель исследования. Разработка математической модели погрешности режима гироскопирования.

Методика реализации. Для разработки математической модели погрешности режима гироскопирования на основе выходных сигналов акселерометров и гироскопов получена матрица направляющих косинусов. С использованием элементов матрицы направляющих косинусов методом варьирования получена полная математическая модель погрешности гироскопирования, которая зависит от дрейфов гироскопов, погрешностей акселерометров и погрешности определения широты места.

Результаты исследования. Главным результатом исследования является вывод полной формулы погрешности гироскопирования.

Выводы. Наибольшее влияние на погрешность гироскопирования оказывает дрейф гироскопов. Поэтому для повышения точности выставки курсоверткали необходимо использовать более точные гироскопы.

Ключевые слова: гироскоп; акселерометр; выставка в горизонте; курсоверткаль; инерционный измерительный модуль.

Введение

Выставка и калибровка инерциальных систем, как навигационных, так и систем ориентации, являются неотъемлемыми и важными этапами их работы. Несмотря на длительный период исследований выставки инерциальных систем [1], применение современной элементной базы и бесплатформенной инерциальной технологии стимулирует процесс совершенствования процесса выставки.

В широком смысле выставку можно разделить на начальную выставку и выставку в движении. В бесплатформенных инерциальных навигационных системах (БИНС) начальная выставка состоит в определении матрицы направляющих косинусов (МНК), которая аналитически связывает объектную систему координат с опорной навигационной системой координат. Теоретически, аналитические методы автономной выставки БИНС функционально равнозначны физическому гироскопированию в платформенных системах [2].

Обычно процесс начальной выставки разделяют на грубую и точную выставки. Грубая выставка состоит из определения вертикали (аналитическое горизонтирование) и определения азимута (аналитическое гироскопирование) [3–8]. Для горизонтирования используются показания

акселерометров, а для гироскопирования – показания акселерометров и гироскопов. В работе [9] получена модифицированная модель ошибок БИНС с псевдосостояниями. С использованием ковариационного моделирования рассматривается ошибка гироскопирования.

Точная выставка состоит в определении малых углов между опорной системой координат и системой координат объекта, которые вычисляются с использованием информации от различных датчиков. Использование при этом фильтра Калмана позволяет получить оценки погрешностей ориентации, ошибок северной и восточной составляющих скорости [10–16].

Системы ориентации и навигации ракет различного назначения требуют точной выставки бортовых инерциальных навигационных систем (ИНС) для того, чтобы добиться высокой вероятности выполнения намеченных целей. Для системы, у которой время не является критическим, этот процесс выставки может быть выполнен до запуска с использованием навигационных данных подвижного объекта и калибровки ИНС ракеты. Напротив, для систем, требующих высоко-го быстродействия, существенные задержки до запуска при выставке недопустимы. В этом случае и процесс выставки должен быть выполнен после запуска во время полета ракеты. Выставка в полете использует данные инерциального из-

* corresponding author: vyshgorod@gmail.com

мерительного модуля об ускорении и угловой скорости вместе с данными, предоставленными от внешних датчиков во время полета. Различия между оценками вектора состояния ИНС и внешних данных используются в навигационном фильтре Калмана для коррекции ошибок, которые удаляются с течением времени. Для полетов достаточной продолжительности эти ошибки могут быть приведены к допустимым уровням до начала пуска ракеты, когда точная выставка является необходимой [17].

Выставка в полете для системы с большими углами невыставки предложена в [18]. Разработана БИНС с одомером в качестве внешнего источника информации и измерителем скорости. Получены новые модели ошибок, применимые для выставки в полете системы с большими ошибками ориентации. Чтобы получить эквивалентные модели ошибок, ошибка кватернионов разделена на два типа. Одна из них является аддитивной ошибкой кватернионов, а другая – мультипликативной ошибкой кватернионов.

Постановка задачи

В настоящей работе рассматривается грубая выставка малогабаритной бескарданной (бесплатформенной) курсовертикали с целью получения наиболее полной математической модели погрешности режима гироскопирования, а также предъявления требований к точности гироскопов и акселерометров при заданной точности гироскопирования.

Для исследования начальной выставки курсовертикали вначале получим выражения для начальных углов ориентации подвижного объекта. После этого рассмотрим режим аналитического гироскопирования и получим полное выражение для погрешности данного режима. Далее исследуем зависимость погрешности гироскопирования от погрешностей чувствительных элементов курсовертикали.

Определение начальных углов ориентации подвижного объекта

Рассмотрим курсовертикаль, которая содержит инерциальный измерительный модуль (ИИМ) с тремя ортогональными гироскопами, тремя ортогональными акселерометрами и бортовой компьютер. Здесь в качестве опорной принята географическая $O\xi\eta\zeta$ система координат. Гироскопы и акселерометры жестко прикреплены к корпусу транспортного средства, с которым связана система координат $Oxyz$ (рис. 1). Углами ψ , θ , γ

здесь обозначены углы рыскания, тангажа и крена соответственно.

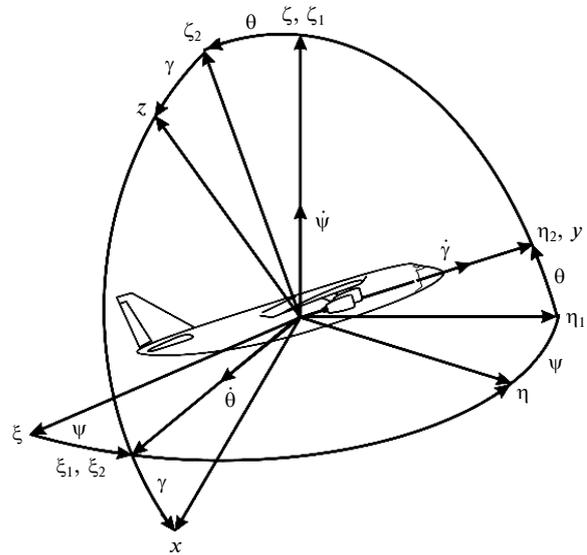


Рис. 1. Кинематика поворотов транспортного средства

Переход от одной системы координат к другой описывается кинематическим уравнением в матричной форме

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix},$$

где

$$C_n^b = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \theta \sin \psi & & \\ & -\cos \theta \sin \psi & \\ \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \theta \sin \psi & & \\ \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi & -\sin \gamma \cos \theta & \\ \Rightarrow & \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \\ \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi & \cos \gamma \cos \theta & \end{bmatrix}.$$

Проекции кажущегося ускорения объекта на неподвижном основании на оси, связанные с объектом, в матричной форме имеют вид

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix},$$

где g – ускорение силы тяжести.

Из последнего матричного уравнения получим проекции ускорения, измеряемые акселерометрами:

$$g_x = -c_{13} \cdot g, \quad g_y = -c_{23} \cdot g, \quad g_z = -c_{33} \cdot g.$$

Элементы последнего столбца матрицы направляющих косинусов:

$$c_{13} = -\frac{g_x}{g}, \quad c_{23} = -\frac{g_y}{g}, \quad c_{33} = -\frac{g_z}{g}.$$

Проекция угловой скорости объекта на оси, связанные с объектом на неподвижном основании, имеют вид:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega \cos \varphi \\ \Omega \sin \varphi \end{bmatrix},$$

где Ω – угловая скорость вращения Земли, φ – широта места.

Из последнего матричного уравнения получим

$$\begin{aligned} \omega_x &= c_{12}\Omega \cos \varphi + c_{13} \cdot \Omega \sin \varphi, \\ \omega_y &= c_{22}\Omega \cos \varphi + c_{23} \cdot \Omega \sin \varphi, \\ \omega_z &= c_{32}\Omega \cos \varphi + c_{33} \cdot \Omega \sin \varphi. \end{aligned}$$

Из последних выражений получим

$$\begin{aligned} c_{12} &= \frac{1}{\Omega \cos \varphi} (\omega_x - c_{13}\Omega \sin \varphi), \\ c_{22} &= \frac{1}{\Omega \cos \varphi} (\omega_y - c_{23}\Omega \sin \varphi), \\ c_{32} &= \frac{1}{\Omega \cos \varphi} (\omega_z - c_{33}\Omega \sin \varphi). \end{aligned}$$

Оставшиеся три элемента МНК можно определить из соотношений

$$\begin{aligned} c_{11} &= c_{22}c_{33} - c_{23}c_{32}, \\ c_{21} &= c_{13}c_{32} - c_{12}c_{33}, \\ c_{31} &= c_{12}c_{23} - c_{13}c_{22}. \end{aligned}$$

Зная все элементы матрицы направляющих косинусов, можно вычислить начальные углы ориентации объекта:

$$\begin{aligned} \psi_0 &= \arctg\left(-\frac{c_{21}}{c_{22}}\right), \quad \theta_0 = \arcsin c_{23}, \\ \gamma_0 &= \arctg\left(-\frac{c_{13}}{c_{33}}\right). \end{aligned} \quad (1)$$

Исследование погрешности гироскомпасирования

Оценим погрешность начальной выставки по курсу (режим гироскомпасирования) от погрешностей гироскопов и акселерометров. Для этого

разложим в ряд Тейлора первое выражение из (1). Опуская громоздкие преобразования, приведем полное выражение для погрешности гироскомпасирования:

$$\begin{aligned} \Delta\psi_0 &= \frac{1}{c_{21}^2 + c_{22}^2} \left\{ c_{22}c_{32} \frac{\Delta g_x}{g} - c_{22}c_{12} \frac{\Delta g_z}{g} + \right. \\ &+ c_{21} \left[\frac{1}{\Omega \cos \varphi} \Delta\omega_y + \operatorname{tg}\varphi \frac{\Delta g_y}{g} + \right. \\ &+ \left. \left(\frac{\omega_y}{\Omega} \sin \varphi - c_{23} \right) \frac{1}{\cos^2 \varphi} \Delta\varphi \right] - \\ &- c_{22}c_{13} \left[\frac{1}{\Omega \cos \varphi} \Delta\omega_z + \operatorname{tg}\varphi \frac{\Delta g_z}{g} + \right. \\ &+ \left. \left(\frac{\omega_z}{\Omega} \sin \varphi - c_{33} \right) \frac{1}{\cos^2 \varphi} \Delta\varphi \right] + \\ &+ c_{22}c_{33} \left[\frac{1}{\Omega \cos \varphi} \Delta\omega_x + \operatorname{tg}\varphi \frac{\Delta g_x}{g} + \right. \\ &+ \left. \left(\frac{\omega_x}{\Omega} \sin \varphi - c_{13} \right) \frac{1}{\cos^2 \varphi} \Delta\varphi \right] \left. \right\}. \end{aligned} \quad (2)$$

Итак, из последнего выражения видно, что в общем случае погрешность гироскомпасирования зависит от погрешностей трех гироскопов $\Delta\omega_i$ ($i = x, y, z$), трех акселерометров Δg_i ($i = x, y, z$) и погрешности ввода широты места.

Рассмотрим частный случай зависимости погрешности гироскомпасирования от погрешностей гироскопов, т.е. положим в формуле (2) $\Delta\omega_i \neq 0$ и $\Delta g_i = \Delta\varphi = 0$.

Пусть начальное положение зависит только от угла курса: $\psi_0 \neq 0$, $\theta_0 = \gamma_0 = 0$.

Тогда

$$\begin{aligned} c_{11} &= \cos \alpha_0, \quad c_{12} = \sin \alpha_0, \quad c_{13} = 0; \\ c_{21} &= -\sin \alpha_0, \quad c_{22} = \cos \alpha_0, \quad c_{23} = 0; \\ c_{31} &= 0, \quad c_{32} = 0, \quad c_{33} = 1. \end{aligned}$$

После подстановки исходных данных в формулу (2) получим

$$\Delta\psi_0 = \frac{1}{\Omega \cos \varphi} (\Delta\omega_x \cos \psi_0 - \Delta\omega_y \sin \psi_0). \quad (3)$$

Очевидно, что при $\psi_0 = 45^\circ$, $\Delta\omega_x = \Delta\omega_y$ погрешность гироскомпасирования отсутствует.

Выражение (2) можно представить в виде

$$\Delta\psi_0 = \frac{\Delta\omega}{\Omega \cos \varphi} \cos(\psi_0 + \varepsilon),$$

где

$$\Delta\omega = \sqrt{\Delta\omega_x^2 + \Delta\omega_y^2}, \quad \cos \varepsilon = \frac{\Delta\omega_x}{\Delta\omega}, \quad \sin \varepsilon = \frac{\Delta\omega_y}{\Delta\omega}.$$

Максимальное значение погрешность гироскопирования принимает при

$$\Delta\omega = \Delta\psi_0 \cdot \Omega \cos \varphi.$$

Из данного выражения можно получить требование к точности гироскопов, исходя из точности гироскопирования.

Так, например, при $\Delta\psi_0 = 0,1^\circ$ и $\varphi = 60^\circ$ получим $\Delta\omega = 0,007^\circ/\text{час}$.

Теперь рассмотрим частный случай зависимости погрешности гироскопирования от погрешностей акселерометров, т.е. положим в формуле (2) $\Delta g_i \neq 0$ и $\Delta\omega_i = \Delta\varphi = 0$. При том же начальном положении $\psi_0 \neq 0$, $\beta_0 = \gamma_0 = 0$ после подстановки исходных данных в формулу (2) получим

$$\Delta\psi_0 = \operatorname{tg}\varphi \left(\frac{\Delta g_x}{g} \cos \psi_0 - \frac{\Delta g_y}{g} \sin \psi_0 \right) - \frac{\Delta g_z}{g} \sin \psi_0 \cos \psi_0.$$

Очевидно, что при $\psi_0 = 45^\circ$, $\Delta g_x = \Delta g_y$ погрешность гироскопирования равна

$$\Delta\psi_0 = -\frac{\Delta g_z}{g} \sin \psi_0 \cos \psi_0.$$

На кардинальных курсах при $\psi_0 = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ погрешность гироскопирования равна

$$\Delta\psi_0 = \frac{\Delta g}{g} \operatorname{tg}\varphi \cdot \cos(\kappa + \psi_0),$$

где

$$\frac{\Delta g}{g} = \sqrt{\left(\frac{\Delta g_x}{g}\right)^2 + \left(\frac{\Delta g_y}{g}\right)^2}, \quad \cos \kappa = \frac{\Delta g_x}{\Delta g}, \quad \sin \kappa = \frac{\Delta g_y}{\Delta g}.$$

Максимальное значение погрешность гироскопирования принимает при

$$\frac{\Delta g}{g} = \frac{\Delta\psi_0}{\operatorname{tg}\varphi}.$$

Из данного выражения можно получить требование к точности акселерометров, исходя из требуемой точности гироскопирования.

Так, например, при $\Delta\psi_0 = 0,1^\circ$ и $\varphi = 60^\circ$ получим $\frac{\Delta g}{g} = 0,001$.

Оценим точность гироскопирования от результатов калибровки гироскопов и акселерометров.

Надо учитывать, что на неподвижном основании в гравитационном поле проекции ускорения зависят от выходных сигналов акселерометров и результатов их калибровки:

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix}^{-1} \cdot \left(\begin{bmatrix} U_{ax} \\ U_{ay} \\ U_{az} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B_{ax} \\ B_{ay} \\ B_{az} \end{bmatrix} \right),$$

где U_{ax}, U_{ay}, U_{az} – выходных сигналы акселерометров, B_{ax}, B_{ay}, B_{az} – нулевые сигналы акселерометров, k_{11}, k_{22}, k_{33} – масштабные коэффициенты акселерометров, остальные коэффициенты матрицы 3×3 – коэффициенты перекрестной связи.

Аналогично, проекции абсолютной угловой скорости зависят от выходных сигналов гироскопов и результатов калибровки:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} \\ s_{21} & s_{22} & s_{23} \\ s_{31} & s_{32} & s_{33} \end{bmatrix}^{-1} \cdot \left(\begin{bmatrix} U_{\omega x} \\ U_{\omega y} \\ U_{\omega z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B_{\omega x} \\ B_{\omega y} \\ B_{\omega z} \end{bmatrix} \right),$$

где $U_{\omega x}, U_{\omega y}, U_{\omega z}$ – выходных сигналы гироскопов, $B_{\omega x}, B_{\omega y}, B_{\omega z}$ – нулевые сигналы гироскопов, s_{11}, s_{22}, s_{33} – масштабные коэффициенты гироскопов, остальные коэффициенты матрицы 3×3 – коэффициенты перекрестной связи.

Варьируя последние соотношения, можно получить погрешности акселерометров:

$$\begin{bmatrix} \Delta g_x \\ \Delta g_y \\ \Delta g_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta l_{11} & \Delta l_{12} & \Delta l_{13} \\ \Delta l_{21} & \Delta l_{22} & \Delta l_{23} \\ \Delta l_{31} & \Delta l_{32} & \Delta l_{33} \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} U_{ax} \\ U_{ay} \\ U_{az} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B_{ax} \\ B_{ay} \\ B_{az} \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ l_{21} & l_{22} & l_{23} \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{bmatrix} \cdot \left(\begin{bmatrix} \Delta U_{ax} \\ \Delta U_{ay} \\ \Delta U_{az} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta B_{ax} \\ \Delta B_{ay} \\ \Delta B_{az} \end{bmatrix} \right), \quad (4)$$

и гироскопов:

$$\begin{bmatrix} \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \\ \Delta\omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta m_{11} & \Delta m_{12} & \Delta m_{13} \\ \Delta m_{21} & \Delta m_{22} & \Delta m_{23} \\ \Delta m_{31} & \Delta m_{32} & \Delta m_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_{\omega x} \\ U_{\omega y} \\ U_{\omega z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B_{\omega x} \\ B_{\omega y} \\ B_{\omega z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta U_{\omega x} \\ \Delta U_{\omega y} \\ \Delta U_{\omega z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta B_{\omega x} \\ \Delta B_{\omega y} \\ \Delta B_{\omega z} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Здесь введены новые обозначения:

$$\begin{bmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ l_{21} & l_{22} & l_{23} \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix}^{-1},$$

$$\begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} \\ s_{21} & s_{22} & s_{23} \\ s_{31} & s_{32} & s_{33} \end{bmatrix}^{-1}.$$

Подставляя значения выражений (4) и (5) в выражение (2), можно оценить погрешность гирокомпасирования при известных параметрах калибровки гироскопов и акселерометров.

Примем для оценки, что приборы имеют такие характеристики:

- нестабильность нуля гироскопов – 0,01 град/ч;
- нестабильность масштабного коэффициента гироскопов – 50 ppm ($5 \cdot 10^{-5}$);
- нестабильность нуля акселерометров – 0,02 м/с²;
- нестабильность масштабного коэффициента акселерометров – 200 ppm ($2 \cdot 10^{-4}$);
- измерительные оси не совпадают с осями ортогонального базиса на величину до 20 угл. с ($1 \cdot 10^{-4}$).

Надо иметь в виду, что сочетания различных погрешностей в ИИМ могут быть разными. Для оценки степени влияния указанных инструментальных погрешностей приведем численные оценки для определенной неблагоприятной конфигурации.

Для указанных характеристик получены зависимости погрешности гирокомпасирования от смещения нуля гироскопов (рис. 2), смещения нуля акселерометров (рис. 3), нестабильности масштабного коэффициента гироскопов (рис. 4), нестабильности масштабного коэффициента акселерометров (рис. 5), а также от неортогональности измерительных осей (рис. 6).

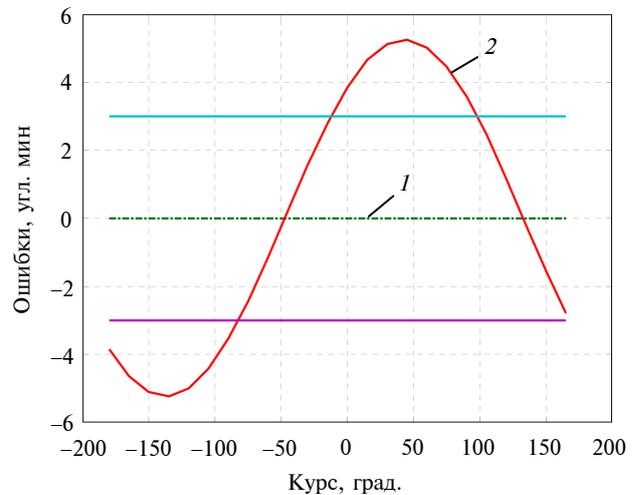


Рис. 2. Влияние смещения нуля гироскопов на погрешность гирокомпасирования: 1 – dg; 2 – dp

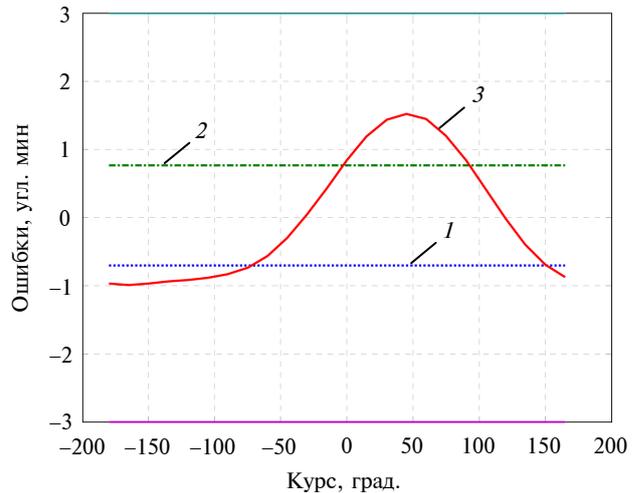


Рис. 3. Влияние смещения нуля акселерометров на погрешность гирокомпасирования: 1 – dt; 2 – dg; 3 – dp

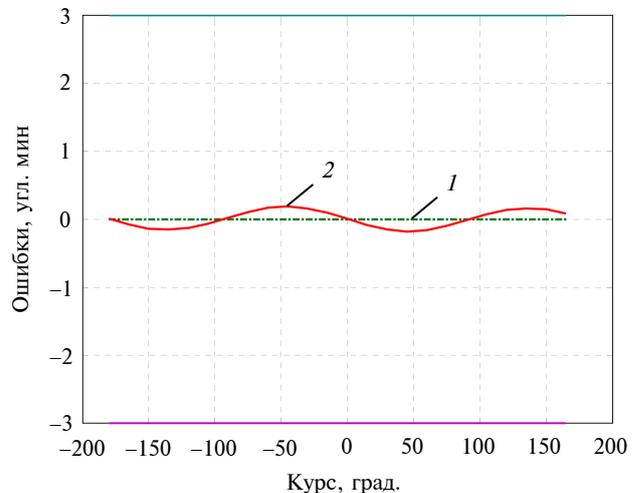


Рис. 4. Влияние нестабильности масштабного коэффициента гироскопов на погрешность гирокомпасирования: 1 – dg; 2 – dp

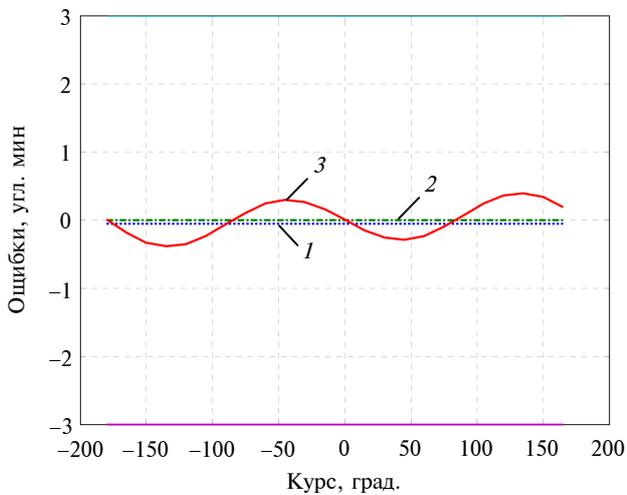


Рис. 5. Влияние нестабильности масштабного коэффициента акселерометров на погрешность гирокомпасирования: 1 – dt; 2 – dg; 3 – dp

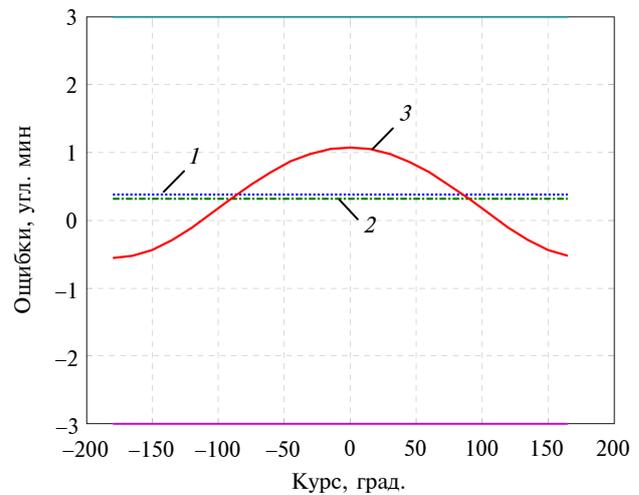


Рис. 6. Зависимость погрешности гирокомпасирования от неортогональности измерительных осей: 1 – dt; 2 – dg; 3 – dp

Выводы

В данной работе была рассмотрена выставка курса бескарданной курсоверткали в режиме гирокомпасирования. Получено полное выражение ошибки гирокомпасирования в зависимости от ошибок гироскопов, акселерометров и ошибок определения широты. Результаты калибровки позволяют компенсировать погрешности ИИМ, и следовательно, приводят к повышению точности гирокомпасирования. Представлены результаты моделирования воздействия смещения нуля и

нестабильности масштабного коэффициента гироскопов и акселерометров, а также влияния неортогональности измерительных осей на конечную ошибку. Определено, что максимальное влияние на погрешность режима гирокомпасирования оказывает дрейф гироскопов. Следует отметить перспективность данных исследований в будущем, так как непосредственно выставка оборудования перед началом движения влияет на дальнейшие отклонения в определении навигационных параметров.

References

- [1] C. Lubin *et al.*, “Initial alignment by attitude estimation for strapdown inertial navigation systems”, *IEEE Trans. Instrument. Measur.*, vol. 64, no. 3, pp. 784–794, 2015. doi: 10.1109/TIM.2014.2355652
- [2] Y.F. Jiang, “Error analysis of analytic coarse alignment methods”, *IEEE Trans. Aerospace Electron. Syst.*, vol. 34, no. 1, pp. 334–337, 1998. doi: 10.1109/7.640292
- [3] F.O. Silva *et al.*, “Influence of latitude in coarse self-alignment of strapdown inertial navigation systems”, in *Proc. Position, Location and Navigation Symposium – PLANS 2014, 2014 IEEE/ION*, Monterey, May 5–8, 2014. doi: 10.1109/PLANS.2014.6851496
- [4] X. Jiangning *et al.*, “A novel autonomous initial alignment method for strapdown inertial navigation system”, *IEEE Trans. Instrument. Measur.*, vol. 66, no. 9, pp. 2274–2282, 2017. doi: 10.1109/TIM.2017.2692311
- [5] O. Tekinalp and M. Ozemre, “Artificial neural networks for transfer alignment and calibration of inertial navigation systems”, in *Proc. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Montreal, Canada, Aug. 2001. doi: 10.2514/6.2001-4406
- [6] Z. Feng *et al.*, “A analytic coarse alignment method for SINS based on two-step recursive least squares”, in *Proc. Chinese Automation Congress (CAC)*, Wuhan, China, 2015. doi: 10.1109/CAC.2015.7382851
- [7] S.G. Nikolaev and A.V. Golota, “Strapdown inertial navigation system calibration”, in *Proc. Ural Conf. Measurements (UralCon)*, Chelyabinsk, Russia, 2017. doi: 10.1109/URALCON.2017.8120689
- [8] A.B. Chatfield, *Fundamentals of High Accuracy Inertial Navigation*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997, pp. 109–128. doi: 10.2514/4.866463
- [9] H.W. Park *et al.*, “Covariance analysis of strapdown ins considering gyrocompass characteristics”, *IEEE Trans. Aerospace Electron. Syst.*, vol. 31, no. 1, pp. 320–328, 1995. doi: 10.1109/7.366314
- [10] C. Lubin *et al.*, “Strapdown inertial navigation system alignment based on marginalised unscented kalman filter”, *IET Sci. Measur. Technol.*, vol. 7, no. 2, p. 128, 2013. doi: 10.1049/iet-smt.2012.0071

- [11] D.Y. Chung *et al.*, "Strapdown INS error model for multiposition alignment", *IEEE Trans. Aerospace Electron. Syst.*, vol. 32, no. 4, pp. 1362–1366, 1996. doi: 10.1109/7.543857
- [12] B. Malakar and B.K. Roy, "A novel application of adaptive filtering for initial alignment of Strapdown Inertial Navigation System", in *Proc. Circuits, Systems, Communication and Information Technology Applications (CSCITA)*, Mumbai, India, 2014. doi: 10.1109/CSCITA.2014.6839257
- [13] M.E. Pittelkau, "Kalman filtering for spacecraft system alignment calibration", *J. Guidance, Control and Dynamics*, vol. 24, no. 6, pp. 1187–1195, 2001. doi: 10.2514/2.4834
- [14] D. Yang *et al.*, "A fast alignment method for SINS with large misalignment angles based on ADRC", in *Proc. Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference (ICNS)*, Herndon, VA, USA, 2017. doi: 10.1109/ICNSURV.2017.8011898
- [15] C. Hua, "Gyrocompass alignment with base motions: Results for a 1 nmi/h INS/GPS system", *J. Institute of Navigation*, vol. 47, no. 2, pp. 65–74, 2000. doi: 10.1002/j.2161-4296.2000.tb00202.x
- [16] G. Wei *et al.*, "Application of nonlinear filtering for SINS initial alignment", in *Proc. 2006 IEEE Int. Conf. Mechatronics and Automation*, Luoyang, Henan, China, 2006. doi: 10.1109/ICMA.2006.257663
- [17] C. Johnson *et al.*, "Attitude dilution of precision – A new metric for observability of inflight alignment errors", in *Proc. 18th Appl. Aerodyn. Conf.*, Denver, CO, USA, Aug. 2000. doi: 10.2514/6.2000-4277
- [18] M.J. Yu *et al.*, "Comparison of SDINS inflight alignment using equivalent error models", *IEEE Trans. Aerospace Electron. Syst.*, vol. 35, no. 3, pp. 1046–1053, 1999. doi: 10.1109/7.784073
- [19] D.H. Titterton and J.L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*, 2nd ed. London, UK: IET, 2004, 558 p.

В.В. Аврутов, Д.В. Бугайов, В.В. Мелешко

ПОЧАТКОВА ВИСТАВКА КУРСОВЕРТИКАЛІ

Проблематика. При виставці безплатформних інерціальних навігаційних систем основними проблемами є точність і час настроювання. У статті обговорюється питання точності виставки, а саме точність режиму гірокомпасування.

Мета дослідження. Розробка математичної моделі похибки режиму гірокомпасування.

Методика реалізації. Для розробки математичної моделі похибки режиму гірокомпасування на основі вихідних сигналів акселерометрів і гіроскопів отримано матрицю напрямних косинусів. З використанням елементів матриці напрямних косинусів методом варіювання отримано повну математичну модель похибки гірокомпасування, яка залежить від дрейфів гіроскопів, похибок акселерометрів і похибки визначення широти місця.

Результати дослідження. Головним результатом дослідження є вивід повної формули похибки гірокомпасування.

Висновки. Найбільший вплив на похибку гірокомпасування дає дрейф гіроскопів. Тому для підвищення точності виставки курсовертикалі необхідно використовувати більш точні гіроскопи.

Ключові слова: гіроскоп; акселерометр; виставка в горизонті; курсовертикаль; інерційний вимірювальний модуль.

V.V. Avrutov, D.V. Buhaiov, V.V. Meleshko

INITIAL ALIGNMENT OF THE ATTITUDE AND HEADING REFERENCE SYSTEM

Background. At the alignment of strapdown inertial navigation system (INS) the main problems are the accuracy and the alignment time. The article discusses the alignment accuracy of the portable gimballess attitude and heading reference system, namely the accuracy of the gyrocompassing mode.

Objective. The aim of the paper is to develop a mathematical model for the gyrocompassing mode error.

Methods. To develop a mathematical model for the gyrocompassing mode error, based on the output signals of the accelerometers and gyroscopes, a cosine matrix is obtained. Using the elements of cosine matrix, the full mathematical model of the gyrocompassing error is obtained by the variation method, which depends on the gyros' drifts, the errors of the accelerometers and the error in determining the latitude of the place.

Results. The main result of the study is the derivation of the full formula for the gyrocompassing error.

Conclusions. The greatest influence on the gyrocompassing error is the drift of gyroscopes. Therefore, it is necessary to use more precise gyroscopes to increase the alignment accuracy.

Keywords: gyroscope; accelerometer; level axis alignment; attitude and heading reference system; inertial measurement unit.

Рекомендована Радою
приладобудівного факультету
КПІ ім. Ігоря Сікорського

Надійшла до редакції
25 жовтня 2017 року

Прийнята до публікації
08 лютого 2018 року