

ТЕОРІЯ ТА ПРАКТИКА НАВІГАЦІЙНИХ ПРИЛАДІВ І СИСТЕМ

УДК 629.1.05

САМООРИЕНТИРУЮЩИЙСЯ УКАЗАТЕЛЬ КУРСА

¹⁾Мелешко В.В., ²⁾Корнейчук В.В., ³⁾Скуднева О.В. ¹⁾Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина, ²⁾РПКБ, г. Раменское, Россия, ³⁾МГТУ им.Баумана, г. Москва, Россия

Рассматривается возможность построения прибора с возможностью автономного гирокомпасирования и предстартовой калибровки систематического дрейфа гироскопа

Вступление

В последнее время запущены в производство гироманнитные компасы (ГМК), содержащие гироскоп направления (ГН) в виде двухосного гиростабилизатора на базе динамически настраиваемого гироскопа (ДНГ). Начальная выставка ГН и его коррекция в полете производятся по магнитному курсу с учетом магнитного склонения. В состав ГМК "Стриж" [1], например, входят, кроме ГН, индукционный датчик магнитного курса, датчик магнитного склонения, пульт широтной коррекции и необходимые электронные блоки. ГМК может работать в режиме гирополукомпаса, когда магнитный канал отключен, а коррекция вводится с пульта широтной коррекции.

В настоящей статье рассматривается возможность модернизации режима гирополукомпаса за счет автономной начальной выставки в азимуте (гирокомпасирования), а также за счет предстартовой калибровки систематического ухода ДНГ и последующего его учета.

Схема прибора и математическая модель гирокомпасирования

На рис.1. показана схема гироагрегата. На ней обозначены: ДНГ – динамически настраиваемый гироскоп, А – двухосный акселерометр, ДУ – датчик угла поворота наружной рамки, ДС – двигатель стабилизации, ДМ – датчик момента ДНГ, ДУ_Г – датчик угла ДНГ.

Составим уравнения движения платформы с ДНГ, на которой установлен акселерометр.

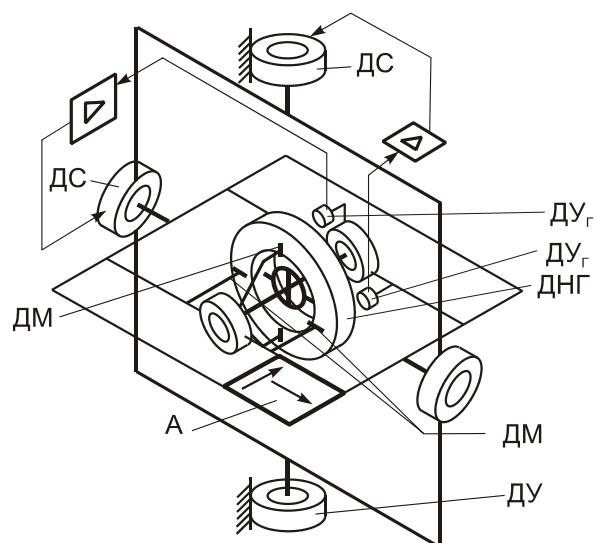


Рис. 1. Схема гироагрегата

Для описання роботи використовуємо наступні системи координат (рис. 2):
 -земна географічна опорна система координат $\xi\eta\zeta$, ось ξ направлена на восток, ось η на север, ось ζ – по вертикали,
 - зв'язана з корпусом система координат $x_c y_c z_c$, ось x_c направлена по поперечній осі
 об'єкта.

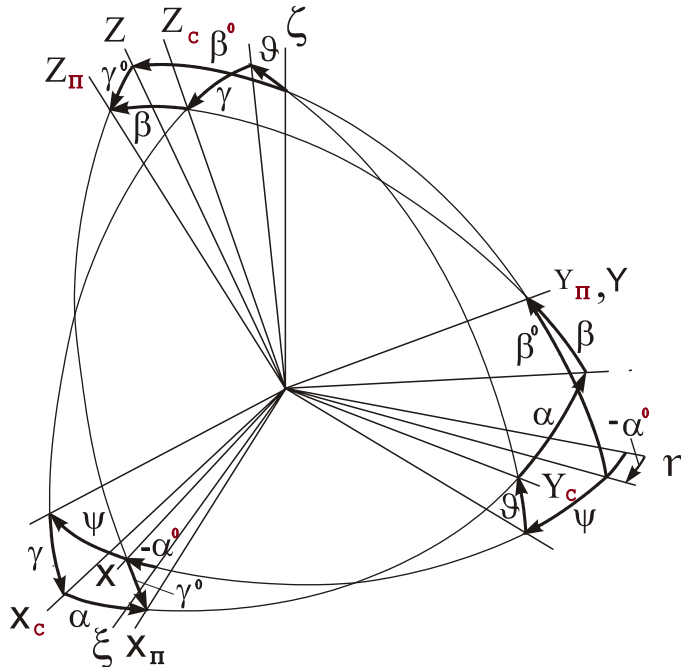


Рис. 2. Угловые координаты

Система координат $x_n y_n z_n$ зв'язана з платформою, ось x_n являється осью подвеса платформи, ось y_n - продольная ось платформы, лежит в плоскости платформы и перпендикулярна к оси x_n , ось z_n - перпендикулярна плоскости платформы $x_n y_n$. Начало всех систем координат находится в центре платформы и совпадает с точкой подвеса ротора ДНГ.

Положение системы координат $x_c y_c z_c$ относительно $\xi\eta\zeta$ задано углами положения об'єкта: курса ψ , тангажа ξ , и крена γ . Положение платформы и связанных с ней осей $x_n y_n z_n$ в опорной системе координат $\xi\eta\zeta$ задано опорными координатами $\alpha^0, \beta^0, \gamma^0$, а в связанной $x_c y_c z_c$ – относительными α и β .

Угол α^0 характеризует отклонение продольной оси платформы y_n от плоскости меридиана, а угол β^0 - от плоскости горизонта. Угол γ^0 характеризует отклонение вертикальной оси платформы z_n от вертикальной плоскости ζy_n , вызванное отклонением оси z_c , угол β - угол поворота платформы вокруг оси подвеса x_n .

Рассмотрим прецессионные уравнения движения платформы в опорных координатах (см. рис.3) без учета инерционности системы стабилизации.

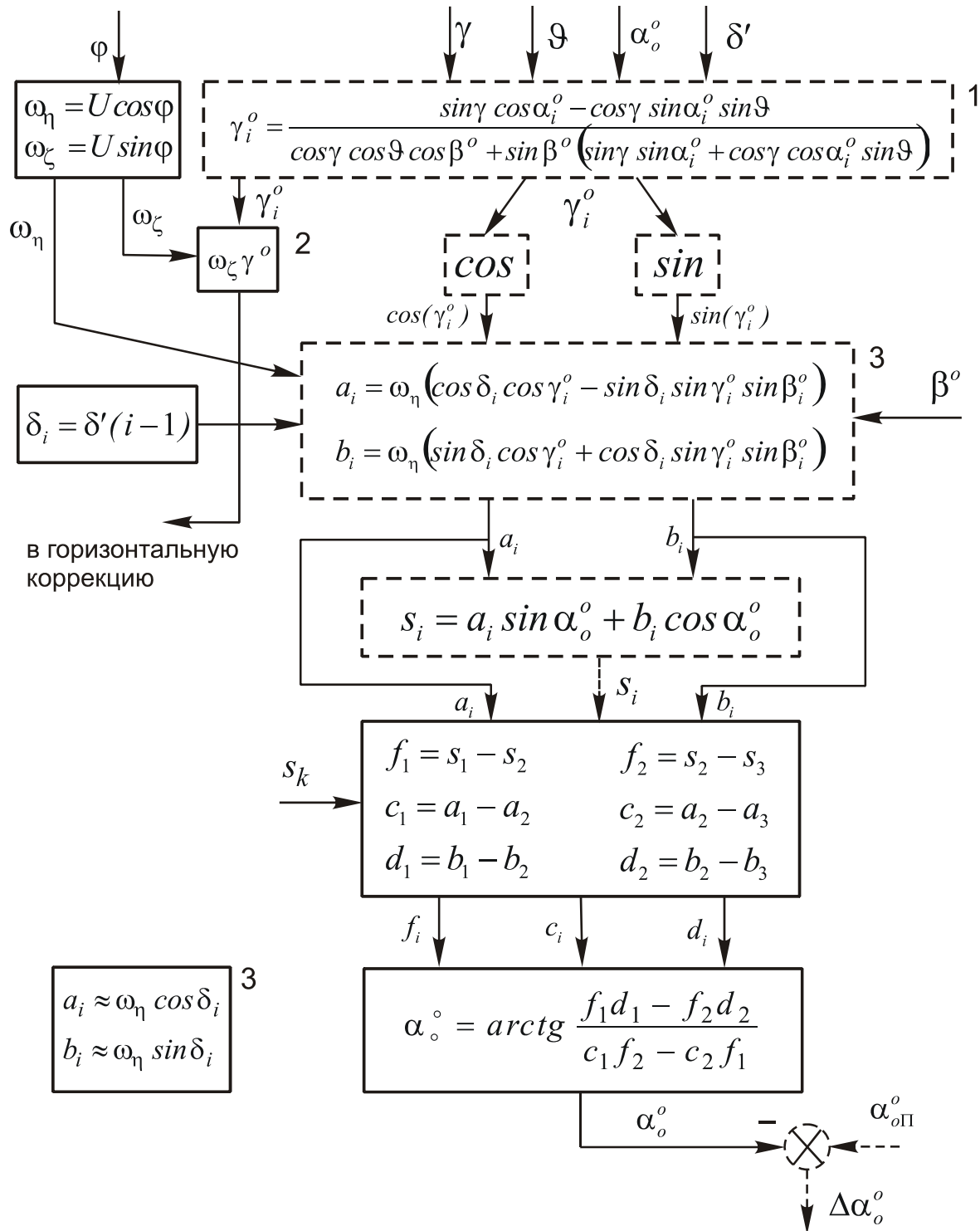


Рис. 3. Структурная схема алгоритма вычислений и моделирования

Для составления уравнений применим метод кинестатики. Исходя из рис.3, можно записать уравнения моментов в проекциях на оси z_n и x_n соответственно:

$$\begin{cases} -H\omega_{xn} + M_{\epsilon 2} + M_{\kappa 1} = 0, \\ H\omega_{zn} + M_{\epsilon 1} + M_{\kappa 2} = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где H – кинетический момент гироскопа, установленного на платформе (ДНГ); ω_{xn}, ω_{zn} – проекции абсолютной угловой скорости платформы на связанные с ней оси x_n и z_n ; $M_{\kappa 1}, M_{\kappa 2}$ – моменты коррекции канала горизонтирования и азимутального канала платформы соответственно, прикладываемые к гироскопу; $M_{\epsilon 1}, M_{\epsilon 2}$ – вредные моменты, действующие на гироскоп вокруг первой и второй измерительных осей гироскопа соответственно.

Так как режим начальной выставки осуществляется на неподвижном объекте, то проекции абсолютной угловой скорости системы координат $\xi\eta\zeta$, будут

$$\omega_{\eta} = U \cos \varphi, \quad \omega_{\zeta} = U \sin \varphi. \quad (2)$$

Используя рис.3, можно записать

$$\begin{aligned} \omega_{xn} &= \beta^{\circ} \cos \gamma^{\circ} + \omega_{\eta}(\sin \alpha^{\circ} \cos \gamma^{\circ} + \cos \alpha^{\circ} \sin \gamma^{\circ} \sin \beta^{\circ}) - (\omega_{\zeta} + \dot{\alpha}^{\circ}) \cos \beta^{\circ} \sin \gamma^{\circ}, \\ \omega_{zn} &= (\omega_{\zeta} + \dot{\alpha}^{\circ}) \cos \beta^{\circ} \cos \gamma^{\circ} + \omega_{\eta}(\sin \alpha^{\circ} \sin \gamma^{\circ} - \cos \alpha^{\circ} \cos \gamma^{\circ} \sin \beta^{\circ}) + \beta^{\circ} \sin \gamma^{\circ}. \end{aligned} \quad (3)$$

Моменты коррекции $M_{\kappa 1}, M_{\kappa 2}$ - в режиме начальной выставки будут иметь вид

$$\begin{aligned} M_{\kappa 1} &= -K_1 \beta_n^{\circ} - H \omega_{\zeta n} \cos \beta_n^{\circ} \sin \gamma_n^{\circ}, \\ M_{\kappa 2} &= -K_2 (\alpha_n^{\circ} - \alpha_i^{\circ}), \end{aligned} \quad (4)$$

где K_1, K_2 – коэффициенты передачи каналов системы коррекции положения платформы, α_i° – требуемое положение платформы в азимуте. Второе слагаемое в $M_{\kappa 1}$ обеспечивает компенсацию ухода из-за проекции $\omega_{\zeta n}$ на ось горизонтирования при неперпендикулярной оси стабилизации платформы. Нижний индекс n обозначает приборные значения, полученные в результате измерений или вычислений.

Так как перед начальной выставкой в азимуте проводится режим горизонтирования платформы, то угол β_n° , измеряемый первым акселерометром платформы, будет мал. Кроме того, при нахождении объекта на взлетно-посадочной полосе углы его крена γ и тангажа ζ (стояночные углы) малы, поэтому и угол γ_n° , измеряемый вторым акселерометром платформы, будет малым. Тогда момент коррекции $M_{\kappa 1}$ может быть сформирован в виде

$$M_{\kappa 1} = -K_1 \beta_n^{\circ} - H \omega_{zn} \gamma_n^{\circ}. \quad (5)$$

Введем обозначения

$$\frac{M_{\epsilon 2}}{H} = \omega_{\partial 1}, \quad \frac{M_{\epsilon 1}}{H} = \omega_{\partial 2}, \quad \frac{K_1}{H} = m_1, \quad \frac{K_2}{H} = m_2, \quad (6)$$

где $\omega_{\partial 1}, \omega_{\partial 2}$ – угловые скорости дрейфа платформы вокруг оси подвеса и азимутальной оси (оси наружной рамки) соответственно, m_1, m_2 – удельные скорости коррекции положения платформы относительно плоскости горизонта и в азимуте соответственно.

Разделив уравнения (1) на H и подставив в них соотношения (3),..., (6), можно записать

$$\begin{aligned} & \dot{\beta}^\circ \cos \gamma^\circ + \omega_\eta (\sin \alpha^\circ \cos \gamma^\circ + \cos \alpha^\circ \sin \gamma^\circ \sin \beta^\circ) - (\omega_\zeta + \dot{\alpha}^\circ) \cos \beta^\circ \sin \gamma^\circ + \\ & + \omega_{\partial 1} + \omega_{\zeta n} \cos \beta_n^\circ \sin \gamma_n^\circ = -m_1 \beta_n^\circ, \\ & (\omega_\zeta + \dot{\alpha}^\circ) \cos \beta^\circ \cos \gamma^\circ + \omega_\eta (\sin \alpha^\circ \sin \gamma^\circ - \cos \alpha^\circ \cos \gamma^\circ \sin \beta^\circ) + \dot{\beta}^\circ \sin \gamma^\circ + \\ & + \omega_{\partial 2} = -m_2 (\alpha_n^\circ - \alpha_i^\circ). \end{aligned} \quad (7)$$

Если система коррекции работает идеально (без погрешностей), то $\beta_n^\circ = \beta^\circ$, $\gamma_n^\circ = \gamma^\circ$, $\omega_{\zeta n} = \omega_\zeta$. В установившемся режиме (при $\dot{\beta}^\circ = 0$ и $\dot{\alpha}^\circ = 0$) угловая скорость горизонтальной коррекции соответствует выражению

$$S = -m_1 \beta_y^\circ, \quad (8)$$

где β_y° – установившееся значение. Тогда в рассматриваемом случае ($\beta_n^\circ = \beta^\circ$, $\gamma_n^\circ = \gamma^\circ$, ...) при наличии дрейфа гироскопа

$$S_n = \omega_\eta (\sin \alpha^\circ \cos \gamma^\circ + \cos \alpha^\circ \sin \gamma^\circ \sin \beta^\circ) + \omega_{\partial 1}. \quad (9)$$

Зададим фиксированные положения в азимуте в следующем виде

$$\alpha_i^\circ = \alpha_\circ^\circ + \delta_i, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (10)$$

где α_\circ° – начальная ориентация платформы в азимуте, определение которой является целью начальной выставки, δ_i – угол разворота платформы в азимуте относительно первоначального положения α_\circ° , n – число фиксированных положений платформы в азимуте.

Известны тригонометрические соотношения

$$\begin{aligned} \sin(\alpha_\circ^\circ + \delta_i) &= \sin \alpha_\circ^\circ \cos \delta_i + \cos \alpha_\circ^\circ \sin \delta_i, \\ \cos(\alpha_\circ^\circ + \delta_i) &= \cos \alpha_\circ^\circ \cos \delta_i - \sin \alpha_\circ^\circ \sin \delta_i. \end{aligned} \quad (11)$$

Подставляя (11) в (9), получим

$$S_{ni} = a_i \sin \alpha_\circ^\circ + b_i \cos \alpha_\circ^\circ + \omega_{\partial 1i}, \quad (12)$$

$$a_i = \omega_\eta (\cos \delta_i \cos \gamma_i^\circ - \sin \delta_i \sin \gamma_i^\circ \sin \beta_i^\circ), \quad (13)$$

$$b_i = \omega_\eta (\sin \delta_i \cos \gamma_i^\circ + \cos \delta_i \sin \gamma_i^\circ \sin \beta_i^\circ).$$

где $S_{ni}, \omega_{\partial 1i}, \beta_i^\circ, \gamma_i^\circ$ – значения соответствующих параметров при $\alpha^\circ = \alpha_i^\circ$.

Так как при работающей системе коррекции погрешность горизонтирования β° должна быть малой, то выражения (13) могут быть записаны в виде

$$\begin{aligned} a_i &\approx \omega_\eta \cos \delta_i \cos \gamma_i^\circ, & a_i &\approx \omega_\eta \cos \delta_i \cos \gamma_i^\circ, \\ b_i &\approx \omega_\eta \sin \delta_i \cos \gamma_i^\circ. & b_i &\approx \omega_\eta \sin \delta_i \cos \gamma_i^\circ. \end{aligned} \quad (14)$$

Представим дрейф в виде $\omega_\delta = \bar{\omega}_\delta + \tilde{\omega}_\delta$, где $\bar{\omega}_\delta$ – систематическая составляющая дрейфа платформы, $\tilde{\omega}_\delta$ – случайная составляющая дрейфа.

Обработка сигналов горизонтирования

Рассмотрим случай, когда случайная составляющая дрейфа платформы $\tilde{\omega}_\delta$ равна нулю :

$$\tilde{\omega}_{\delta i} = 0, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (15)$$

Тогда $\omega_{\delta i} = \bar{\omega}_\delta = \text{const}$, следовательно

$$\begin{aligned} S_1 - S_2 &= (a_1 - a_2) \sin \alpha_0^\circ + (b_1 - b_2) \cos \alpha_0^\circ, \\ S_2 - S_3 &= (a_2 - a_3) \sin \alpha_0^\circ + (b_2 - b_3) \cos \alpha_0^\circ. \end{aligned} \quad (16)$$

Из (16) можно увидеть, что при вычитании сигналов S_i получим автокомпенсацию систематической составляющей дрейфа $\bar{\omega}_\delta$.

Введем следующие обозначения:

$$\begin{aligned} S_1 - S_2 &= f_1, & S_2 - S_3 &= f_2, \\ a_1 - a_2 &= c_1, & a_2 - a_3 &= c_2, \\ b_1 - b_2 &= d_1, & b_2 - b_3 &= d_2. \end{aligned} \quad (17)$$

Используя (17), запишем (16) в виде

$$\begin{aligned} -c_1 \sin \alpha_0^\circ + d_1 \cos \alpha_0^\circ &= f_1, \\ c_2 \sin \alpha_0^\circ + d_2 \cos \alpha_0^\circ &= f_2. \end{aligned} \quad (18)$$

Решение системы уравнений (18) может быть получено методом Крамера

$$\sin \alpha_0^\circ = \frac{f_1 d_1 - f_2 d_2}{c_1 d_2 - c_2 d_1}, \quad \cos \alpha_0^\circ = \frac{c_1 f_2 - c_2 f_1}{c_1 d_2 - c_2 d_1} \quad (19)$$

И в итоге $\alpha_0^\circ = \text{arctg} \frac{f_1 d_1 - f_2 d_2}{c_1 f_2 - c_2 f_1}$.

Моделирование работы прибора

На рис. 3 показана структурная схема алгоритма вычислений в рабочем режиме и моделирования работы прибора. Штриховой линией выделены блоки, которые необходимы только при моделировании работы. В блоке 1 моделируется возможное значение угла γ_i° . Зависимость следует из рис.2 [1]. В блоке 2 формируется добавка к угловой скорости горизонтальной коррекции, необхо-

димая для компенсації впливу проекції складової ω_ζ . Моделювана швидкість горизонтальної корекції позначена S_i , приладне значення кулової швидкості – S_k . На рис.3 не показана структура алгоритму для обчислення приладних значень $\alpha_{оп}^o$, котра аналогічна приведеній, но в ній замість ідеальних значень параметрів введені реальні значення (с помилками), а також уход ДНГ. Крім того, обчислення в блоці 3 проводяться по спрощеним формулам (14).

При негоризонтальності об'єкта до 5° (γ и ϑ); помилках вимірювання кутів γ° и β° : систематических 10 угл. мин., випадкових $\sigma = 1$ угл.мин.; помилке задання кулового положення в азимуті: систематическая складовая – 6 угл. мин., випадкової складової $\sigma = 3$ угл. мин.; помилке задання широти 0,1 угл. мин.; систематическою складової кулової швидкості дрейфа ДНГ 25° /час, випадкової складової $\sigma = 0,2^\circ$ /ч, формуванні ухода ДНГ в відповідності с уравнением $\dot{\tilde{\omega}}_\delta = -\mu\tilde{\omega}_\delta + \sigma\sqrt{2\mu}w$, где μ - коэффициент затухания, принятый 10^{-3} 1/с, w - нормальный белый шум; задании трех положений платформы через 90° погрешность гирокомпасирования **не превышает $0,1^\circ$** . При этом для уменьшения влияния случайной составляющей ухода ДНГ проводится осреднение сигнала горизонтальной коррекции в течение 10 сек. Набор данных проводится с шагом 0,01 сек.

В случае задання кутів поворота через 90° можно легко определить систематическую составляющую ухода ДНГ по формуле $\bar{\omega}_\delta = S_1 + S_3$.

Полученное значение систематической составляющей кулової швидкості ухода ДНГ (калибровка) - $\bar{\omega}_\delta = 24,95^\circ$ /ч, т.е. помилка калибровки составляет $\Delta\bar{\omega}_\delta = 0,05^\circ$ /ч.

После завершения гирокомпасирования прибора его ось $O_{уП}$ отклонена от направления на Север на угол $\alpha^\circ = \alpha_o^\circ + 180^\circ$. Время готовности прибора, по сравнению с прототипом, достаточно увеличить на 1 мин. Можно ожидать, что при компенсации систематической составляющей дрейфа $\bar{\omega}_\delta$, других составляющих, определенных в процессе заводских испытаний, вводе широты с указанной точностью погрешность прибора не превысит $0,3^\circ$ за 4 часа полета.

Выводы

1. Представлены уравнения, описывающие горизонтальный уход двухосного гиросtabilизатора (ГС) в условиях неподвижного основания при неперпендикулярной оси стабилизации наружной рамки. Они позволяют определять начальное положение в азимуте по результатам ряда измерений сигналов горизонтальной коррекции (аналитическое гирокомпасирование).

2. Приведен алгоритм вычисления начального положения ГС в азимуте для случая установки в три положения с равным и произвольным шагом.

3. Путем моделирования показано, что лучшие результаты ($0,1^\circ$) достижимы при шаге поворота 90° .

4. Показано, что в этом случае легко определяется систематическая составляющая угловой скорости ухода ГС.

5. Для уменьшения влияния случайной составляющей угловой скорости ухода достаточно осреднения показаний в течение 10 с.

Литература

1. Гиромагнитный компас «Стриж». Руководство по технической эксплуатации.

2. Мелешко В.В. Инерциальные навигационные системы. Начальная выставка. - К.: Корнейчук, 1999. – 126 с.

Мелешко В.В., Корнійчук В.В., Скуднева О.В. Самоорієнтуючийся вказівник курсу. Розглянуто схему й алгоритм роботи гіроскопа напрямку в режимі аналітичного гірокомпасування й калібрування відходів гіроскопа. Нахил вертикальної осі при цьому вимірюється за допомогою додаткового акселерометра. Показано, що при використанні такого алгоритму можна забезпечити визначення курсу протягом декількох годин з погрешністю не більше $0,5$ градуса.	Meleshko V.V., Kornejchuk V.V., Skudneva O.V. Self-orientating course direction indicator. The circuit and algorithm of direction gyroscope work in a mode analytical gyrocompassing and drift calibrations of gyroscope are considered. The inclination of a vertical axis thus is measured with the help additional accelerometer. It is shown, that at use of such algorithm to provide definition of a true course in several hours with a margin error no more than $0,5$ degrees.
---	---

Надійшла до редакції
23 травня 2008 року

УДК 531.383

ВИПРОБУВАННЯ ТА КАЛІБРУВАННЯ МІКРОМЕХАНІЧНИХ АКСЕЛЕРОМЕТРІВ

*Аврутов В.В., Бондар П.М., Мелешко В.В. Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна*

Розглянута методика механічних статичних випробувань та калібрування мікромеханічних акселерометрів, яка дозволяє визначити основні їх параметри з врахуванням похибок їх встановлення. Можна використовувати розглянуту методику для кліматичних та електромагнітних випробувань

Вступ. Постановка задачі

У відомій літературі, присвяченій випробуванням акселерометрів переважно розглянуті методики визначення індивідуальних статичних характеристик прецизійних навігаційних акселерометрів шляхом повної ідентифікації фізичної моделі їх похибок [1-5].

Останнім часом широке застосування знаходять мікромеханічні акселерометри, тому проблеми їх випробувань та калібрування стають все більш актуальними.

Калібрування мікроакселерометрів має деякі особливості, пов'язані з великим розбродом їх параметрів та відсутністю в них базових поверхонь для установки. Це потребує їх обов'язкової індивідуальної калібровки, в першу чергу визначення масштабних коефіцієнтів та коефіцієнтів перехресного зв'язку з урахуванням неточності монтажу у складі блоку чутливих елементів. Варіанти методики представлені в цій роботі.

1. Статичні випробування мікроакселерометрів методом тестових поворотів

Метою статичних випробувань є визначення наступних параметрів і характеристик мікро акселерометра, змонтованого в блоці чутливих елементів:

- масштабного коефіцієнта (коефіцієнта передачі);
- нульового сигналу (зміщення нуля);
- коефіцієнтів перехресного зв'язку.

Статичні випробування проводять у гравітаційному полі Землі з використанням оптичної ділильної головки (ОДГ).

Метод тестових поворотів складається з вимірювання вихідного сигналу об'єкта досліджень у двох положеннях, які відрізняються орієнтацією на 180° . Пояснимо, як методом тестових поворотів можна визначити такі основні параметри акселерометра, як нульовий сигнал, масштабний коефіцієнт і коефіцієнти перехресного зв'язку.

На рис.1 зображений мікроакселерометр зі зв'язаною системою координат $Oxyz$. Вісь чутливості мікроакселерометра – вісь Ox . Прискорення \vec{a} має проєкції a_x, a_y, a_z на осі $Oxyz$.

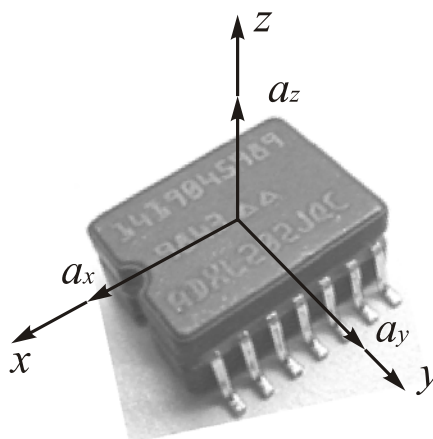


Рис. 1. Осі мікроакселерометра

Вихідний сигнал мікроакселерометра (напругу, В) можна представити у формі

$$u = u_0 + k_x a_x + k_y a_y + k_z a_z + k_{xy} a_x a_y + u_n, \quad (1)$$

де u_0 – нульовий сигнал; a_x, a_y, a_z – проекції прискорення \vec{a} ; k_x – масштабний коефіцієнт; k_y, k_z – коефіцієнти перехресного зв'язку; k_{xy} – коефіцієнт віброма-
ятникової похибки; u_n – шумова складова (випадковий процес типу «білий шум»).

Визначення нульового сигналу та масштабного коефіцієнта

Встановимо на ОДГ акселерометр так, щоб його вісь чутливості (Ox) спів-
пала с напрямком \vec{g} – прискоренням вільного падіння (рис.2 позиція 1).

Тоді $a_x = -g, a_y = a_z = 0$. Підставимо дані значення у вираз (1). Для i -тої
реалізації маємо:

$$u_{i\downarrow} = u_{0i} + k_{xi} g + u_{ni}. \quad (2)$$

Повернемо акселерометр на 180° навкруг осі Oz так, щоб вісь чутливості
була спрямована протилежно напрямку \vec{g} (рис.2 позиція 2).

Тоді $a_x = -g, a_y = a_z = 0$. Підставимо дані значення у вираз(1):

$$u_{i\uparrow} = u_{0i} - k_{xi} g + u_{ni} .. \quad (3)$$

Оскільки математичне сподівання білого шуму дорівнює нулю, то середнє
значення сигналів (2) і (3) визначає нульовий сигнал без шумової складової:

$$u_0 = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^n (u_{i\downarrow} + u_{i\uparrow}), \quad (4)$$

де n – число реалізацій.

Якщо відняти сигнали (2) и (3), отримаємо значення масштабного коефіціє-
нта:

$$k_x = \frac{1}{2ng} \sum_{i=1}^n (u_{i\downarrow} - u_{i\uparrow}). \quad (5)$$

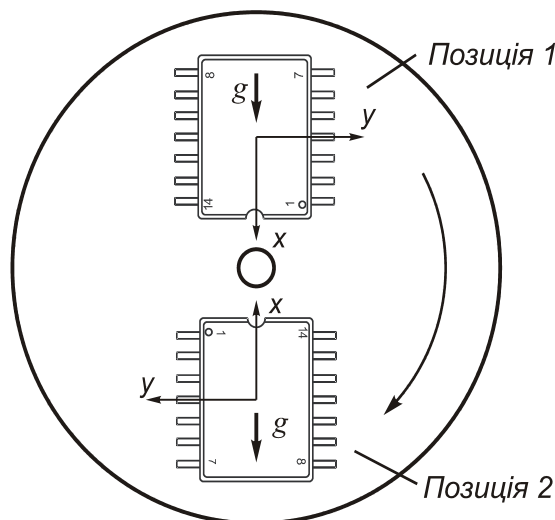


Рис. 2. Варіанти розташування акселерометра

Вплив похибки із-за відхилення осі чутливості від вертикалі можна мінімізувати, знаходячи такі положення акселерометра \uparrow та \downarrow , при яких вихідний сигнал досягає мінімального та максимального значень.

Визначення коефіцієнтів перехресного зв'язку k_y та k_z .

Встановимо акселерометр так, щоб його вісь Oy співпала з напрямком прискорення \vec{g} (рис.3, позиція 1).

Тоді $a_x = a_z = 0; a_y = g$. Підставимо ці значення у вираз (1):

$$u'_{i\downarrow} = u_{i0} + k_{y_i}g + u_{ni}. \quad (6)$$

Повернемо акселерометр на 180° навкруг осі Oz так, щоб його вісь Oy була спрямована в напрямку, протилежному \vec{g} (рис.3, позиція 2).

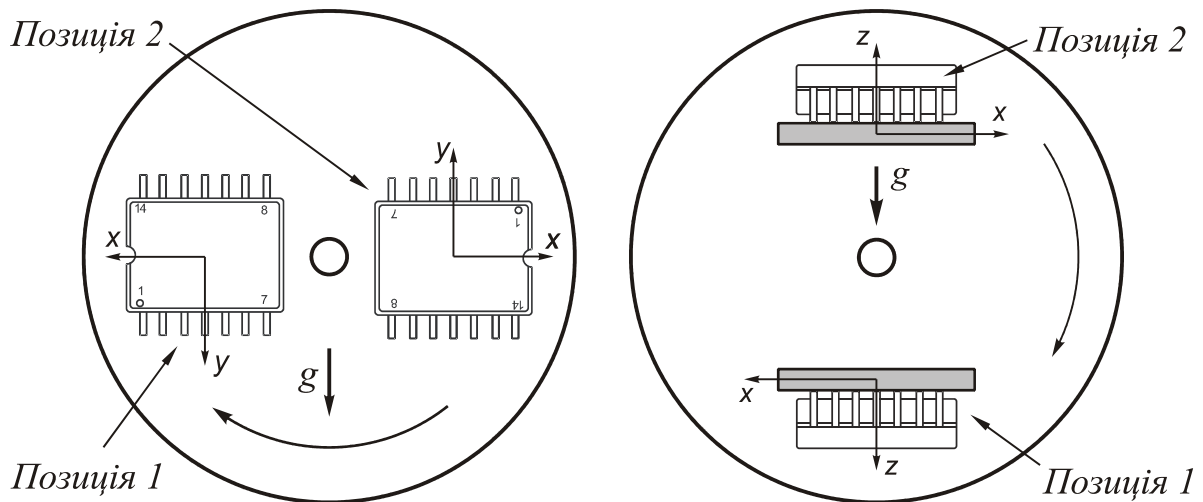


Рис. 3. До визначення коефіцієнта перехресного зв'язку k_y

Рис. 4. До визначення коефіцієнта перехресного зв'язку k_z

В даному випадку $a_x = a_z = 0, a_y = -g$. Згідно з формулою (1):

$$u'_{i\uparrow} = u_{i0} - k_{y_i}g + u_{ni}. \quad (7)$$

Віднімемо сигнали (6) і (7) і отримаємо значення коефіцієнта k_y :

$$k_y = \frac{1}{2ng} \sum_{i=1}^n (u'_{i\downarrow} - u'_{i\uparrow}). \quad (8)$$

Розташуємо акселерометр так, щоб його вісь Oz співпадала з направленням \vec{g} (рис.4, позиція 1).

В цьому випадку $a_x = a_y = 0, a_z = g$. Підставимо ці значення у вираз (1):

$$u''_{i\downarrow} = u_{i0} + k_{z_i}g + u_{ni}. \quad (9)$$

Повернемо акселерометр на 180° навколо осі Oy так, щоб його вісь Oz була спрямована протилежно напрямленню \vec{g} (рис.4, позиція 2).

Тепер $a_x = a_y = 0, a_z = -g$. Підставимо ці значення у вираз (1):

$$u_{i\uparrow}'' = u_{i0} - k_{zi}g + u_{ni}. \quad (10)$$

Віднявши сигнали (9) и (10), отримаємо значення коефіцієнта k_z :

$$k_z = \frac{1}{2ng} \sum_{i=1}^n (u_{i\downarrow}'' - u_{i\uparrow}''). \quad (11)$$

2. Калібрування одновісного акселерометра з врахуванням похибки його встановлення

Розглянемо визначення параметрів одновісного акселерометра з урахуванням похибки встановлення осі чутливості. На рис.5 показана схема розташування акселерометра з урахуванням його довільної орієнтації відносно площини горизонту.

Тут α – кут нахилу осі Ox над площиною горизонту, α_0 – стала похибка встановлення осі чутливості відносно площини горизонту.

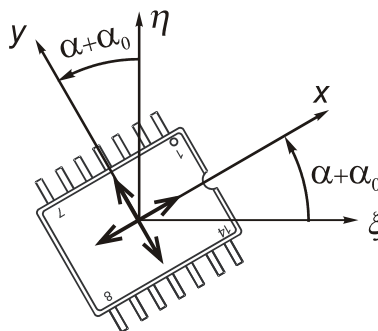


Рис. 5. Похибка встановлення

Знайдемо проекції прискорення \vec{a} . З урахуванням того, що $\vec{g} \perp Oz$ отримаємо

$$\begin{aligned} a_x &= g \cos\left(\frac{\pi}{2} + \alpha + \alpha_0\right) = -g \sin(\alpha + \alpha_0); \\ a_y &= g \cos(\pi + \alpha + \alpha_0) = -g \cos(\alpha + \alpha_0); \\ a_z &= 0. \end{aligned} \quad (12)$$

Підставимо отримані значення в формулу (1):

$$\begin{aligned} u &= u_0 + g(k_y \sin \alpha_0 - k_x \cos \alpha_0) \sin \alpha - g(k_x \sin \alpha_0 + k_y \cos \alpha_0) \cos \alpha + \\ &+ k_{xy} \frac{g^2}{2} \cos 2\alpha_0 \sin 2\alpha + k_{xy} \frac{g^2}{2} \sin 2\alpha_0 \cos 2\alpha + u_n. \end{aligned} \quad (13)$$

Представимо одержаний вираз у вигляді розкладу в ряд Фур'є:

$$u = C_0 + C_1 \sin \alpha + C_2 \cos \alpha + C_3 \sin 2\alpha + C_4 \cos 2\alpha. \quad (14)$$

З урахуванням формули (13) коефіцієнти Фур'є будуть

$$\begin{aligned} C_0 &= u_0 + u_n; & C_1 &= g(k_y \sin \alpha_0 - k_x \cos \alpha_0); \\ C_2 &= -g(k_x \sin \alpha_0 + k_y \cos \alpha_0); \\ C_3 &= k_{xy} \frac{g^2}{2} \cos 2\alpha_0; & C_4 &= k_{xy} \frac{g^2}{2} \sin 2\alpha_0. \end{aligned} \quad (15)$$

Щоб знайти значення коефіцієнтів Фур'є, необхідно зробити вимірювання u_j для різних значень кута повороту α_j ($j = \overline{1, m}$). В результаті одержимо такі рівняння

$$\begin{aligned} u_1 &= C_0 + C_1 \sin \alpha_1 + C_2 \cos \alpha_1 + C_3 \sin 2\alpha_1 + C_4 \cos 2\alpha_1, \\ u_2 &= C_0 + C_1 \sin \alpha_2 + C_2 \cos \alpha_2 + C_3 \sin 2\alpha_2 + C_4 \cos 2\alpha_2, \\ &\dots \\ u_j &= C_0 + C_1 \sin \alpha_j + C_2 \cos \alpha_j + C_3 \sin 2\alpha_j + C_4 \cos 2\alpha_j, \\ &\dots \\ u_m &= C_0 + C_1 \sin \alpha_m + C_2 \cos \alpha_m + C_3 \sin 2\alpha_m + C_4 \cos 2\alpha_m, \end{aligned}$$

або в матричній формі

$$\boxed{\mathbf{U} = \mathbf{A}\mathbf{C}} \quad (16)$$

$$\text{де } \mathbf{U} = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ u_m \end{bmatrix}; \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 & \sin 2\alpha_1 & \cos 2\alpha_1 \\ 1 & \sin \alpha_2 & \cos \alpha_2 & \sin 2\alpha_2 & \cos 2\alpha_2 \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 1 & \sin \alpha_m & \cos \alpha_m & \sin 2\alpha_m & \cos 2\alpha_m \end{bmatrix}; \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} C_0 \\ C_1 \\ C_2 \\ C_3 \\ C_4 \end{bmatrix}$$

Розв'язок рівняння (16) шукаємо у вигляді

$$\mathbf{C} = \mathbf{A}^{-1}\mathbf{U} \quad (17)$$

Тепер, знаючи коефіцієнти Фур'є C_0, C_1, C_2, C_3, C_4 , використаємо вираз (15) для знаходження шуканих параметрів акселерометра:

$$\begin{aligned} u_0 &= C_0; & \alpha_0 &= \frac{1}{2} \arctg \frac{C_4}{C_3}; & k_{xy} &= \frac{2}{g^2} \sqrt{C_3^2 + C_4^2}; \\ k_x &= -\frac{1}{g} (C_1 \cos \alpha_0 + C_2 \sin \alpha_0); & k_y &= \frac{1}{g} (C_1 \sin \alpha_0 - C_2 \cos \alpha_0). \end{aligned} \quad (18)$$

Експериментальні дані для п'яти реалізацій ($i = \overline{1, 5}$) по 80 виміри ($j = \overline{1, 80}$), при зміні α_j через 5° в проміжках кута повороту 400° , (розмірності матриць $[\mathbf{U}] = 80 \times 1$, $[\mathbf{A}] = 80 \times 5$, $[\mathbf{C}] = 5 \times 1$), одержані для мікроакселерометра DXL203EB, зображені на рис. 6.

Обчислюючи по формулам (18), отримуємо

$$u_0=2,50 \text{ В} , \alpha_0=0,1121 \text{ град} , k_x=1,0 \text{ В/ g} ; k_y=0,0098 \text{ В/ g} ; k_{xy}=0,0010 \text{ В/ g}^2 .$$

Висновки

Запропонована методика статичних випробувань та калібрування дозволяє визначити основні параметри мікромеханічних акселерометрів – масштабний коефіцієнт, нульовий сигнал, коефіцієнти перехресного зв'язку та визначити похибку їх встановлення в блоці чутливих елементів.

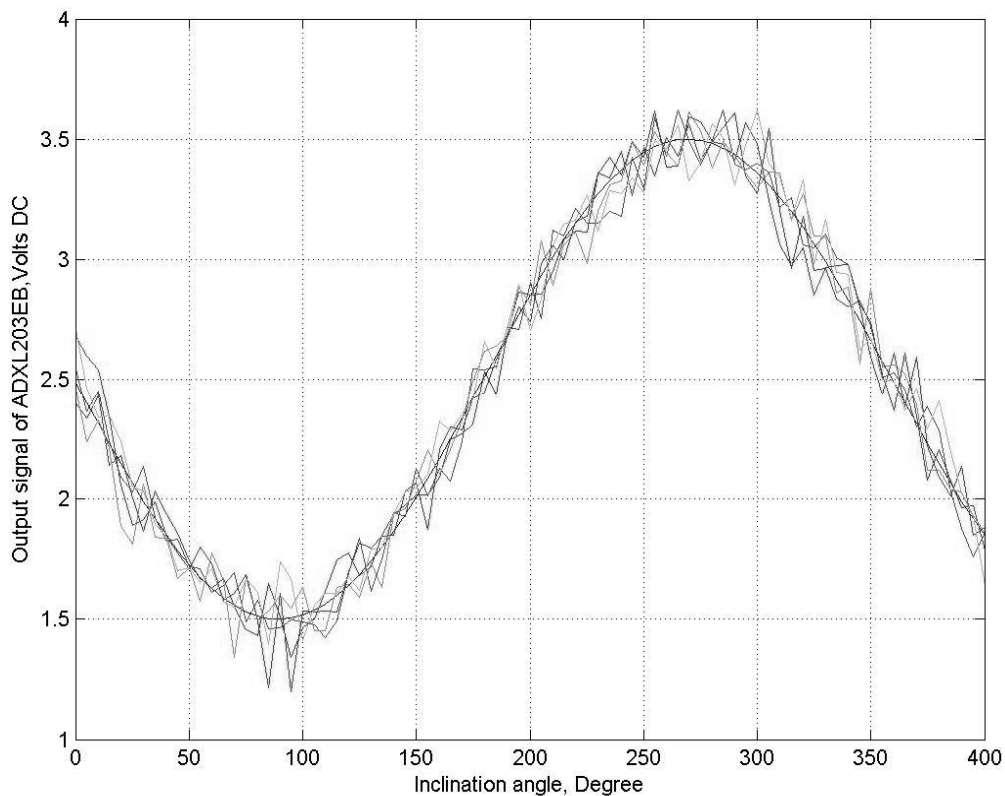


Рис.6. Реалізації експерименту

Проведення кліматичних та електромагнітних випробувань за своєю методикою дуже схожі або повторюють статичні випробування методом тестових поворотів і відрізняються лише використанням спеціального обладнання.

В подальшому планується розглянути методику калібрування мікро механічних осциляторних гіроскопів, які входять в склад блоку чутливих елементів малогабаритних навігаційних систем.

Автори висловлюють щире подяку пану Бобу Сулофу (Mr. Bob Sulouff, vice-president of Analog Device Inc.) за підтримку в роботі та зичать йому міцного здоров'я.

Література

1. Синельников А.Е. Низкочастотные линейные акселерометры. Методы и средства поверки и градуировки. - М., 1979. – 176 с.
2. Titterton D., Weston J., Strapdown Inertial Navigation Technology -2nd Edition, Institution of Electrical Engineers, UK, 2004 - 558 p.
3. Иващенко С.В. , Черняк Н.Г. Методы и средства испытаний навигационных компенсационных линейных акселерометров. // V Международная НТК «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники. Сборник докладов. – Киев, 2003. – Часть 1. – С. 239-244.
4. Коновалов С.Ф., Новосёлов Г.М., Полюнков А.В., Трунов А.А., Юрасов В. В. Методы и устройства для испытания триад акселерометров // 5 Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. – Санкт-Петербург: ЦНИИ «Электроприбор», 1998. – С. 197-203.
5. Аникеев В.С., Атаманов Н.А., Полюнковский Е.Ф. Методика калибровки акселерометров // 21 научно-технич. конф. памяти Н.И. Острякова. – Санкт-Петербург: ЦНИИ «Электроприбор», 1998.

Аврутов В.В., Бондарь П.М., Мелешко В.В.

Испытания и калибровка микромеханических акселерометров

Рассмотрена методика механических статических испытаний и калибровки микромеханических акселерометров, которая позволяет определять основные их параметры с учетом погрешности их установки. Можно использовать рассмотренную методику для климатических и электромагнитных испытаний.

Avrutov V.V., Bondar P.M., Meleshko V.V.

Testing and calibration of micromechanical accelerometers

The mechanical and static testing and calibration method of micromechanical accelerometers are viewed. Using this method it is possible to determine almost all parameters of the device. It is possible to use the viewed method for thermal and electromagnetic sensitivity tests.

*Надійшло до редакції
24 вересня 2008 року*