

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.

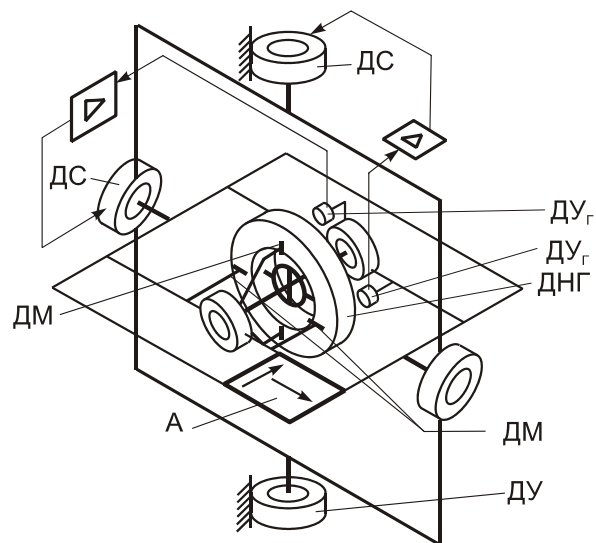


Рис. 1. Схема гироагрегата

Для описання роботи використовуємо наступні системи координат (рис. 2):
 -земная географическая опорная система координат $\xi\eta\zeta$, ось ξ направлена на восток, ось η на север, ось ζ – по вертикали,

- связанная с корпусом система координат $x_c y_c z_c$, ось x_c направлена по поперечной оси объекта.

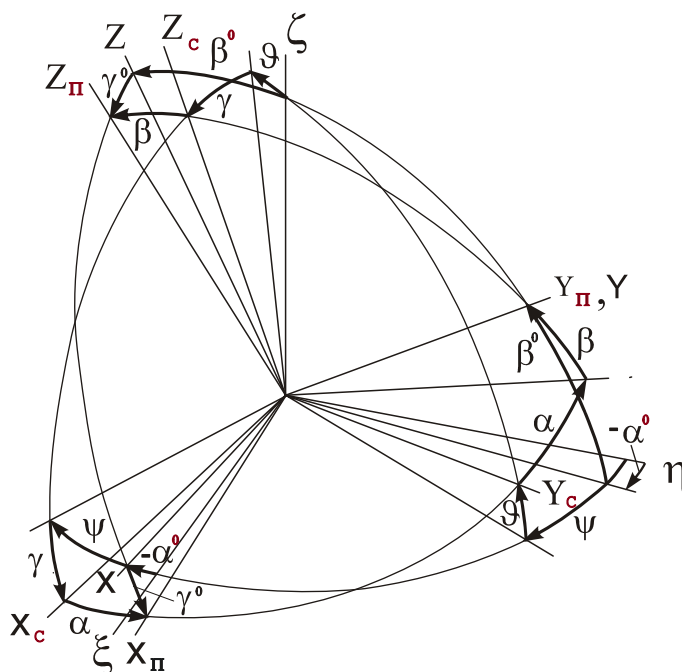


Рис. 2. Угловые координаты

Система координат $x_n y_n z_n$ связана с платформой, ось x_n является осью подвеса платформы, 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 объекта: 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.

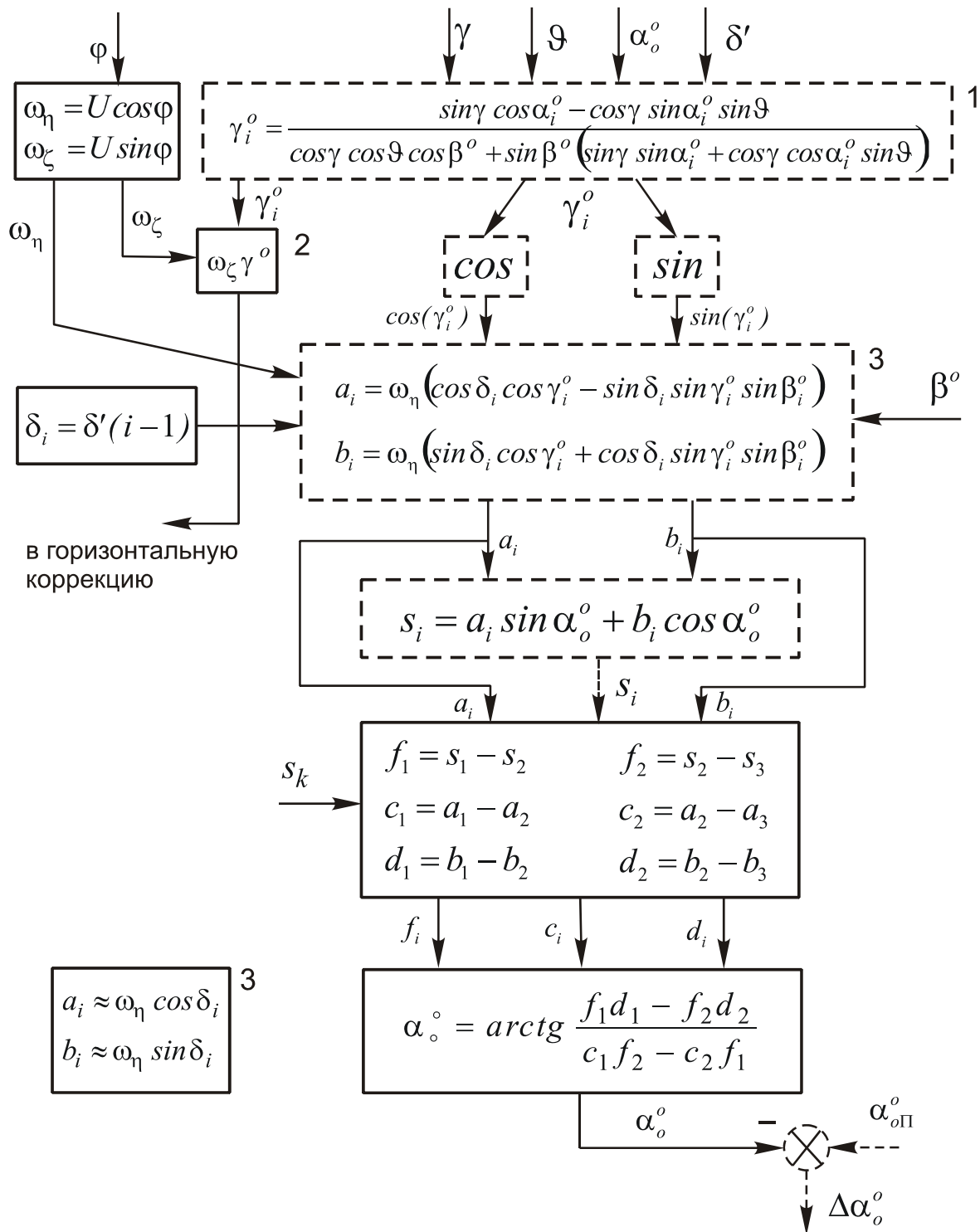


Рис. 3. Структурная схема алгоритма вычислений и моделирования

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

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

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

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

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

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 впливання 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 вирахування приладних значень $\alpha_{\text{оп}}^{\circ}$, котра аналогічна приведеній, но в ній замість ідеальних значень параметрів введені реальні значення (с помилками), а також уход ДНГ. Крім того, вирахування в блоці 3 проводиться 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 складової – 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. ошибка 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 $\alpha^{\circ} = \alpha_0^{\circ} + 180^{\circ}$. 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. Гиромангнитный компас «Стриж». Руководство по технической эксплуатации.

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

Мелешко В.В., Корнейчук 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].