УДК 681.2.083

АЛГОРИТМЫ ВЫЧИСЛЕНИЙ В СИСТЕМЕ АНАЛИТИЧЕСКОГО ГИРОКОМПАСИРОВАНИЯ С ВРАЩАЮЩИМСЯ ДАТЧИКОМ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Белянин Л.Н., Дмитриев В.С., Ву Д.К.

ФГАОУ ВО «Национальный исследовательский Томский политехнический университет», Томск, e-mail: doanket@tpu.ru

Предлагаются алгоритмы вычислений параметров ориентации – углов Эйлера – Крылова – в системе аналитического гирокомпасирования, содержащей гироскопический датчик угловой скорости, установленный на одноосной вращающейся платформе, два акселерометра и вычислитель. По оси вращения платформы установлен точный преобразователь угла в цифровой код (энкодер). Платформа приводится во вращение с помощью привода, обеспечивающего постоянную, строго заданную угловую скорость. Прибор может быть наклонён по отношению к вертикали места в любом направлении на угол до 15-20 градусов. Основное внимание уделено поиску приёмов и алгоритмов вычисления азимутального угла, которые позволили бы исключить или уменьшить влияние погрешностей датчика угловой скорости на точность определения этого угла. К таким погрешностям относятся: смещение нуля, изменение крутизны характеристики (масштаба, чувствительности), динамические погрешности (амплитудные и фазовые) при условии их постоянства в пуске, а также шум в выходном сигнале датчика угловой скорости. Предлагается сначала вычислять угол, характеризующий ориентацию проекции вектора угловой скорости вращения Земли на экваториальную плоскость прибора, а затем вычислять азимутальный угол на основе информации об указанном угле, а также углах, характеризующих ориентацию прибора по отношению к вертикали места (плоскости горизонта). Угол, характеризующий ориентацию проекции вектора угловой скорости вращения Земли на экваториальную плоскость прибора, определяется по результатам отсчётов углов с энкодера с учётом знака производной в те моменты времени, когда сигнал с датчика угловой скорости при вращении платформы становится равным нулю.

Ключевые слова: определение ориентации неподвижного прибора, система аналитического гирокомпасирования, вращающийся датчик угловой скорости, алгоритмы вычисления, повышение точности

COMPUTATIONAL ALGORITHMS FOR ANALYTIC GYROCOMPASSING SYSTEM WITH ROTATING ANGULAR RATE SENSOR

Belyanin L.N., Dmitriev V.S., Vu D.K.

Federal Autonomous Educational Institution of Higher Education National Research Tomsk Polytechnic University, Tomsk, e-mail: doanket@tpu.ru

The paper develops computational algorithms for the attitude parameter of the Euler-Krylov angles in the analytic gyrocompassing system comprising the angular rate sensor mounted to the uniaxial rotating platform, two accelerometers, and computer. The encoder is placed along the platform axis. The platform rotation at a constant speed is actuated by the integrating drive. This device can be tilted at an angle of 15–20 degrees in any direction relative to the horizontal plane. The main objective of this work is a search for techniques and algorithms for computing the azimuthal angle, which allow us to eliminate or reduce errors of the angular rate sensor. These errors include zero bias, scale factor of the output characteristic, dynamic (amplitude and phase) errors subject to their consistency at start, and the sensor output noise. In this paper, we offer first to compute the orientation angle of the vector projection of the Earth's rotation on the equatorial plane. The next step is the definition of the azimuthal angle of the vector projection of the Earth's rotation on the equatorial plane is obtained using the angle-encoder counter with regard to the derivative sign at times when the sensor output signal is equal to zero during the platform rotation.

Keywords: attitude computation of stationary device, analytic gyrocompassing system, rotating angular rate sensor, computational algorithm, accuracy increase

Принцип аналитического гирокомпасирования широко применяется для определения ориентации неподвижных объектов по отношению к связанной с Землей горизонтальной, географически ориентированной системе координат, в частности, в инклинометрии скважин [1–3]. В общем случае в состав системы аналитического гирокомпасирования входят три датчика линейного ускорения (акселерометра), оси чувствительности которых направлены вдоль осей связанной с объектом системы координат, три гироскопических датчика угловой скорости (ДУС) с осями чувствительности, направленными параллельно тем же осям, и вычислитель. Если углы отклонения объекта по отношению к плоскости горизонта (вертикали места) ограничены, то возможен усечённый вариант системы, содержащий два акселерометра, два ДУС и вычислитель.

При использовании в системе акселерометров навигационного класса обеспечивается достаточно высокая точность определения параметров, характеризующих

ориентацию объекта по отношению к плоскости горизонта. Проблемным является обеспечение необходимой точности определения ориентации объекта в азимуте. Для того, чтобы погрешность определения азимутального угла не превышала 1° на средних широтах, погрешности измерения ДУС не должны превышать десятых долей град/час. Для обеспечения погрешности определения азимутального угла на уровне 10 угловых минут погрешности ДУС не должны превышать сотых долей град/час. Для сравнения: тело, вращающееся вокруг оси с постоянной скоростью и делающее один оборот за год, вращается со скоростью 0,0416 град/час. Поэтому актуальной является разработка способов, приёмов и алгоритмов, позволяющих исключить либо уменьшить влияние погрешностей ДУС на точность определения азимутального угла.

Эффективным в этом отношении является метод, основанный на обработке результатов двух замеров каждым ДУС, у которых пространственное положение осей чувствительности изменяется на противоположное [4, 5]. В этом случае исключается влияние на результат гирокомпасирования смещения нулей ДУС и изменения их крутизны характеристики при условии, что в течение всего цикла измерения эти параметры остаются неизменными. Иногда этот метод называют методом двойного гирокомпасирования. Однако устройство для точной переориентации осей чувствительности ДУС делает прибор более сложным и дорогим.

Находит применение также метод, при котором один ДУС вращается с постоянной, достаточно малой скоростью вокруг вертикальной оси, в результате чего ось чувствительности ДУС непрерывно меняет свою ориентацию по отношению к вектору угловой скорости вращения Земли. Искомый угол, характеризующий ориентацию прибора в азимуте, определяется путём минимизации функции невязки между сигналом ДУС и вычисленным значением гармонической функции угла в определённые моменты времени. Такой метод определения азимута реализован в гироскопическом инклинометре ИГН73-100/80 [6]. Недостатком метода является необходимость выполнения большого объёма вычислений. Предлагаются также другие варианты определения направления на Север с помощью вращающегося вокруг вертикальной оси ДУС [7, 8].

Настоящая статья посвящена разработке приёмов и алгоритмов вычислений в системе аналитического гирокомпасирования, в которой используется один ДУС, установленный на платформе, вращающейся с постоянной скоростью. Причём жёстких требований к вертикализации прибора не предъявляется. Прибор может быть наклонён по отношению к вертикали места в любом направлении на угол до 15-20 градусов. Прибор входит в состав разрабатываемой системы ориентации и навигации горнопроходческого комбайна [9]. Составные части прибора и их положение относительно опорной и связанной с корпусом прибора системы координат показаны на рис. 1.



Рис. 1. Составные части прибора и их положение относительно опорной и связанной с корпусом прибора систем координат

26

27

На рис. 1 обозначено:

 О₀ξ₀η₀ζ₀ – горизонтальная, географически ориентированная, правая опорная система координат (СК), ось $O_0 \zeta_0$ которой направлена по вертикали вниз; оси $O_0 \xi_0$ и $O_0 \eta_0$ расположены в плоскости горизонта, причем ось $O_0 \xi_0$ направлена на географический Север;

• $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ – правая СК, связанная с кор-пусом прибора; ось $O_0 Z_0$ направлена вдоль оси вращения платформы в сторону нижней части прибора; оси $\hat{O}_0 X_0$ и $O_0 \hat{Y}_0$ лежат в экваториальной плоскости прибора;

• $O_0 X_\Pi Y_\Pi Z_\Pi$ – правая СК, связанная с платформой; ось $O_0 Z_\Pi$ совпадает с осью $O_0 Z_0$; оси $O_0 X_\Pi$ и $O_0 Y_\Pi$ в исходном положении совпадают с осями $O_0 X_0$ и $O_0 Y_0$ соответственно;

• Ψ, Θ, Ф – углы Эйлера – Крылова, характеризующие ориентацию СК $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ по отношению к СК $O_0 \xi_0 \eta_0 \zeta_0$; угол Ψ будем называть азимутальном углом прибора;

ε – угол поворота платформы вокруг

оси $O_0 Z_{\Pi}$; • A_{X_0} , A_{Y_0} – акселерометры, установлен-ные по осям $O_0 X_0$ и $O_0 Y_0$ соответственно.

Принцип работы прибора

При вращении платформы с постоянной скоростью сигнал с ДУС изменяется по гармоническому закону в зависимости от угла є, принимая нулевое значение дважды за один оборот. Определяются два первых последовательных угла (ε_1 , ε_2), характеризующие положения платформы относительно корпуса в моменты времени, когда сигнал ДУС равен нулю. Вычисляется среднее арифметическое значение этих углов и таким образом находится угловое положение платформы, в котором ось чувствительности ДУС направлена либо на условный Север (ε_{N}), если в положении платформы, характеризующемся углом є, производная сигнала ДУС положительна, либо на условный Юг (є,), если в положении платформы, характеризующемся углом є, производная сигнала ДУС отрицательна (рис. 2).

Под условным Севером здесь понимается такое значение угла є, при котором проекция вектора угловой скорости вращения Земли на ось чувствительности ДУС положительна и максимальна по модулю. Под условным Югом – значение угла є, при котором проекция вектора угловой скорости вращения Земли на ось чувствительности ДУС отрицательна и максимальна по модулю. При строго вертикальном положении оси вращения платформы понятия «Север условный» и «Юг условный» совпадают соответственно с понятиями «Север» и «Юг» истинные. Зная угол ε_N (или ε_S) и ориентацию платформы относительно вертикали, можно определить азимутальный угол корпуса прибора. Ниже предлагается алгоритм вычисления угла Ψ по известным значениям углов ε_{N}, Θ и Ф. Алгоритмы вычисления углов Θ и Φ по информации с акселерометров здесь не рассматриваются. С ними можно ознакомиться, например, в [10].



Рис. 2. График, поясняющий метод определения ориентации проекции вектора угловой скорости вращения Земли на экваториальную плоскость прибора N_{усл} – условный Север; S_{усл} – условный Юг

Вычисление угла Ψ по известным Θ , Φ , ε и φ_{0}

Обозначим проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения трёхгранника осей СК $O_0 \xi_0 \eta_0 \zeta_0$: $\omega_{\xi_0}, \omega_{\eta_0}, \omega_{\zeta_0}$ соответ-ственно. Поскольку вращения трёхгранника происходят по причине вращения Земли с угловой скоростью Ω_3 , то с учётом ориентации СК $\hat{O}_{0}\xi_{0}\eta_{0}\zeta_{0}$ относительно Земли имеем

$$\omega_{\xi_0} = \Omega_3 \cdot \cos\varphi_0; \ \omega_{\eta_0} = 0; \ \omega_{\zeta_0} = -\Omega_3 \cdot \sin\varphi_0,$$

где ϕ_0 – широта местоположения <u>п</u>рибора.

Найдём проекции вектора Ω_3 на ось *О*₀*X*_п. С этой целью сначала запишем выражения для проекций вектора Ω₃ на оси СК $O_0 X_0 Y_0 Z_0$:

$$\omega_{X_0} = \omega_{X^{(2)}} = \Omega_3 \cdot \cos \varphi_0 \cdot \cos \Psi \cdot \cos \Theta + \Omega_3 \cdot \sin \varphi_0 \cdot \sin \Theta;$$

$$\omega_{Y_0} = \omega_{Y_0^{(2)}} \cdot \cos \Phi + \omega_{Z_0^{(2)}} \cdot \sin \Phi =$$

$$= -\Omega_3 \cdot \cos\varphi_0 \cdot \sin\Psi \cdot \cos\Phi + (-\Omega_3 \cdot \sin\varphi_0 \cdot \cos\Theta + \Omega_3 \cdot \cos\varphi_0 \cdot \cos\Psi \cdot \sin\Theta) \cdot \sin\Phi;$$

 $\omega_{Z_0} = \omega_{Z_0^{(2)}} \cdot \cos \Phi - \omega_{Y_0^{(2)}} \cdot \sin \Phi =$

 $= (-\Omega_3 \cdot \sin \varphi_0 \cdot \cos \Theta + \Omega_3 \cdot \cos \varphi_0 \cdot \cos \Psi \cdot \sin \Theta) \cdot \cos \Phi + \Omega_3 \cdot \cos \varphi_0 \cdot \sin \Psi \cdot \sin \Phi.$

Искомая проекция вектора угловой скорости вращения Земли на ось чувствительности ДУС $O_0 X_{\Pi}$ определится

$$\omega_{X_{n}} = \omega_{X_{0}} \cdot \cos \varepsilon + \omega_{Y_{0}} \cdot \sin \varepsilon. \tag{1}$$

При $\varepsilon = \varepsilon_N функция \omega_{\chi_{\Pi}}(\varepsilon)$ имеет экстремум и при этом положительна. Это позволяет записать следующие уравнение и неравенство:

$$-\omega_{\chi_0} \cdot \sin \varepsilon_N + \omega_{\chi_0} \cdot \cos \varepsilon_N = 0; \qquad (2)$$

$$\omega_{\chi_0} \cdot \cos \varepsilon_N + \omega_{\chi_0} \cdot \sin \varepsilon_N > 0.$$
(3)

Поставив в уравнение (2) и неравенство (3) выражения для угловых скоростей ω_{X_0} и ω_{Y_0} , получим

$$A_1 \cdot \cos \Psi + B_1 \cdot \sin \Psi + C_1 = 0; \tag{4}$$

$$A_2 \cdot \cos \Psi + B_2 \cdot \sin \Psi + C_2 > 0, \tag{5}$$

где

 $A_{1} = \cos\varphi_{0} \cdot \sin\Theta \cdot \sin\Phi \cdot \cos\varepsilon_{N} - \cos\varphi_{0} \cdot \cos\Theta \cdot \sin\varepsilon_{N};$

- $B_1 = -\cos\varphi_0 \cdot \cos\varphi \cdot \cos\varepsilon_N;$
- $C_1 = -\sin\phi_0 \cdot \sin\Theta \cdot \sin\varepsilon_N \sin\phi_0 \cdot \cos\Theta \cdot \sin\Phi \cdot \cos\varepsilon_N;$
- $A_2 = \cos\varphi_0 \cdot \sin\Theta \cdot \sin\Phi \cdot \sin\varepsilon_N + \cos\varphi_0 \cdot \cos\Theta \cdot \cos\varepsilon_N;$

 $B_2 = -\cos\varphi_0 \cdot \cos\Phi \cdot \sin\varepsilon_N;$

$$C_2 = \sin \varphi_0 \cdot \sin \Theta \cdot \cos \varepsilon_N - \sin \varphi_0 \cdot \cos \Theta \cdot \sin \Phi \cdot \sin \varepsilon_N.$$

Уравнение (4) даже с учётом неравенства (5) не даёт однозначного решения для угла Ψ . Поступим следующим образом. Будем считать неизвестными в полученных уравнении и неравенстве значения sin Ψ и соз Ψ , добавив к этим уравнению и неравенству уравнение, связывающее между собой sin Ψ и соз Ψ

$$\sin^2 \Psi + \cos^2 \Psi = 1. \tag{6}$$

Выразим из (4) соз Ψ:

$$\cos\Psi = \frac{-B_1 \cdot \sin\Psi - C_1}{A_1} \,. \tag{7}$$

Подставив (7) в (6), получим квадратное уравнение относительно sin Ψ

$$\sin^2 \Psi + \frac{(-B_1 \cdot \sin \Psi - C_1)^2}{A_1^2} = 1$$

которое можно записать в виде

$$\left(A_{1}^{2}+B_{1}^{2}\right)\cdot\sin^{2}\Psi+2\cdot B_{1}\cdot C_{1}\cdot\sin\Psi+\left(C_{1}^{2}-A_{1}^{2}\right)=0.$$
(8)

Дискриминант этого уравнения имеет вид

$$\Delta = B_1^2 \cdot C_1^2 - \left(A_1^2 + B_1^2\right) \cdot \left(C_1^2 - A_1^2\right) = A_1^4 + A_1^2 \cdot B_1^2 - A_1^2 \cdot C_1^2.$$

Если $\Delta \ge 0$, то уравнение (8) имеет два решения. Первое решение будет

$$(\sin\Psi)_{1} = \frac{-B_{1} \cdot C_{1} + \left|\sqrt{\Delta}\right|}{\left(A_{1}^{2} + B_{1}^{2}\right)} = \frac{-B_{1} \cdot C_{1} + \left|A_{1} \cdot \sqrt{\left(A_{1}^{2} + B_{1}^{2} - C_{1}^{2}\right)}\right|}{\left(A_{1}^{2} + B_{1}^{2}\right)}.$$
(9)

Определение действительного значения угла Ψ

	Квадрант, в котором лежит угол Ч	Действительное значение угла Ч
$\sin \Psi > 0, \cos \Psi > 0$	первый	$\Psi=\Psi^*$
$\sin \Psi > 0, \cos \Psi < 0$	второй	$\Psi = \Psi * + 108^{\circ}$
$\sin \Psi < 0, \cos \Psi < 0$	третий	$\Psi = \Psi^* + 108^{\circ}$
$\sin \Psi < 0, \cos \Psi > 0$	четвёртый	$\Psi = \Psi^* + 360^{\circ}$

Подставив первое решение для $\sin \Psi$ в (7), получим

$$\left(\cos\Psi\right)_{l} = \frac{-A_{l}^{2} \cdot C_{l} - B_{l} \cdot \left|A_{l} \cdot \sqrt{\left(A_{l}^{2} + B_{l}^{2} - C_{l}^{2}\right)}\right|}{A_{l} \cdot \left(A_{l}^{2} + B_{l}^{2}\right)}.$$
(10)

Тогда второе решение уравнения (8) будет иметь вид

$$\left(\sin\Psi\right)_{2} = \frac{-B_{1} \cdot C_{1} - \left|\sqrt{\Delta}\right|}{\left(A_{1}^{2} + B_{1}^{2}\right)} = \frac{-B_{1} \cdot C_{1} - \left|A_{1} \cdot \sqrt{\left(A_{1}^{2} + B_{1}^{2} - C_{1}^{2}\right)}\right|}{\left(A_{1}^{2} + B_{1}^{2}\right)}.$$
(11)

Соответственно, второе решение для соз Ψ будет иметь вид

$$\left(\cos\Psi\right)_{2} = \frac{-A_{1}^{2} \cdot C_{1} + B_{1} \cdot \left|A_{1} \cdot \sqrt{\left(A_{1}^{2} + B_{1}^{2} - C_{1}^{2}\right)}\right|}{A_{1} \cdot \left(A_{1}^{2} + B_{1}^{2}\right)}.$$
(12)

Из двух пар значений $(\sin \Psi)_1, (\cos \Psi)_1$ и $(\sin \Psi)_2, (\cos \Psi)_2$ выберем ту, которая удовлетворяет неравенству (5). Эта полученная пара значений синуса и косинуса искомого угла позволяет определить его единственное значение. Главное значение угла вычисляется по формуле

$$\Psi^* = \operatorname{arctg}\left(\frac{\sin\Psi}{\cos\Psi}\right). \tag{13}$$

Здесь под главным значением понимается значение острого угла, который может быть как положительным, так и отрицательным. Действительное значение угла Ф будет определяться с учётом квадранта, в котором лежит угол по известным формулам приведения. Квадрант определяется по знакам sin Ψ и sin Ψ. Алгоритм определения действительного значения угла Ψ представлен в виде табл. 1.

Достоверность полученных алгоритмов подтверждена численными экспериментами.

Рассмотрим влияние основных погрешностей ДУС на точность определения угла ε_N .

Смещение нуля и изменение крутизны характеристики ДУС (чувствительности, масштаба) от пуска к пуску

Если указанные параметры остаются неизменными в пуске, то они не оказывают влияния на точность определения угла ε_N , а, следовательно, и угла Ψ . На рис. 3 показано

изменение выходного сигнала ДУС в функции от угла є при наличии смещения нуля и изменения чувствительности.



Рис. 3. Выходной сигнал ДУС при наличии смещения нуля и изменения крутизны его характеристики

Видно, что углы ε_1 и ε_2 при этом изменяются, но значение ε_N , как среднее арифметическое между ними, остаётся неизменным.

Фазовая погрешность ДУС

При измерении ДУС угловой скорости, изменяющейся по гармоническому закону, возникают известные динамические погрешности, которые относятся к категории методических и делятся на амплитудные и фазовые. При постоянной скорости вращения платформы эти погрешности постоянны. Выше показано, что изменение амплитуды сигнала ДУС, если она остаётся постоянной в пуске, не влияет на точность определения угла ε_{N^*} Наличие фазовой по-

Таблица 1

грешности (фазового сдвига) ДУС приводит к одинаковым погрешностям определения углов ε_1 и ε_2 , следовательно, и угла ε_{N^*}

Для ДУС, построенных на основе двухстепенного гироскопа с механическим упругим элементом, и компенсационного типа при условии безынерционности всех звенев, образующих цепь компенсации (цепь обратной связи), передаточная функция представляет собой передаточную функцию устойчивого колебательного звена. Сдвиг фазы такого звена определяется формулой [11]

$$\Delta \varphi = -\operatorname{arctg} \frac{2\xi \cdot \eta}{1 - \eta^2}, \qquad (14)$$

где $\Delta \phi$ – сдвиг фазы звена;

ξ – коэффициент затухания звена;

η – безразмерная частота, определяемая отношением круговой частоты изменения угловой скорости (скорости вращения платформы) к собственной частоте ДУС [12].

Величины сдвига фаз при различных значениях безразмерной частоты изменения угловой скорости η и близком к оптимальному значению коэффициента затухания ξ приведены в табл. 2.

В ДУС, построенном на основе трёхстепенного гироскопа, в том числе на основе динамически настраиваемого гироскопа, в случае безынерционных цепей обратных связей, передаточная функция представляет собой передаточную функцию апериодического звена первого порядка. Фазовый сдвиг этого звена определяется формулой

$$\Delta \varphi = -\arctan(\zeta), \qquad (15)$$

где η – безразмерная частота – отношение круговой частоты изменения угловой скорости к частоте изгиба асимптотической амплитудно-частотной характеристики звена. Результаты расчёта сдвига фаз по формуле (15) представлены в табл. 3.

Из приведенных таблиц следует, что при определённых условиях величина ошибки в определении угла ε_{N} , вызванной фазовой погрешностью, может принимать недопустимо большие значения. Например, при скорости вращения платформы 10 град/с и собственной частоте колебаний ДУС на основе двухстепенного гироскопа, равной 10 Гц, при $\xi = 0,6$ имеем $\eta = 0,00278, \Delta \varphi = 11,46$ угл. мин.

Для исключения влияния фазовой погрешности ДУСа на результат определения угла ε_N предлагается после снятия отсчётов углов $\vec{\epsilon}_{1\uparrow}$ и $\vec{\epsilon}_{2\downarrow}$ при вращении платформы в одну сторону изменить направление вращения на противоположное и снять отсчёты $\vec{\epsilon}_{1\uparrow}$ и $\vec{\epsilon}_{2\downarrow}$. В обозначениях углов ε_1 и ε_2 стрелки сверху означают направление вращения платформы (направление изменения угла ε). Стрелки после индекса означают знак производной при данном значении угла. Стрелка вверх – производная положительна, стрелка вниз – производная отрицательна.

Для определения значения угла ε_N вычисляются значения углов $\vec{\varepsilon}_N$ и $\vec{\varepsilon}_N$ и находится среднее значение между ними.

Устранение влияния фазовой погрешности в этом случае поясняется рис. 4.

На рис. 4 изображено:

 кривая 1 – график, отражающий изменение сигнала ДУС при отсутствии сдвига фаз;

 кривая 2 – график, отражающий изменение сигнала ДУС при вращении платформы в положительном направлении при наличии сдвига фаз;

• кривая 3 – график, отражающий изменение сигнала ДУС при вращении платформы в отрицательном направлении при наличии сдвига фаз.

Таблица 2

п/п	Коэффициент затухания звена ξ	Безразмерная частота η	Фазовая погрешность Дф, угл. мин.
1	0,6	0,000003	-0,012600
2	0,6	0,000030	-0,123600
3	0,6	0,000300	-12,37800
4	0,6	0,003000	-12,37620
5	0,6	0,030000	-123,8202

Результаты расчёта сдвига фаз по формуле (14)

Таблица 3

Результаты расчёта сдвига фаз по формуле (15)

п/п	Безразмерная частота ζ	Фазовая погрешность Дф, угл. мин.
1	0,000003	-0,0103200
2	0,000030	-0,1031400
3	0,000300	-1,0313400
4	0,003000	-10,313520
5	0,030000	-103,10454



Рис. 4. К пояснению способа устранения влияния фазовой погрешности ДУС

При вращении платформы в положительном направлении будем иметь

$$\vec{\varepsilon}_N = \frac{\vec{\varepsilon}_{1\uparrow} + \vec{\varepsilon}_{2\downarrow}}{2}.$$
 (16)

При вращении платформы в отрицательном направлении будем иметь

$$\bar{\varepsilon}_N = \frac{\bar{\varepsilon}_{1\uparrow} + \bar{\varepsilon}_{2\downarrow}}{2}.$$
 (17)

Вычислив среднее значение углов, определяемых выражениями (16) и (17), найдём

$$\varepsilon_{N} = \frac{\vec{\varepsilon}_{N} + \vec{\varepsilon}_{N}}{2} = \frac{\vec{\varepsilon}_{1\uparrow} + \vec{\varepsilon}_{2\downarrow} + \vec{\varepsilon}_{1\uparrow} + \vec{\varepsilon}_{2\downarrow}}{4}.$$
 (18)

Значение ε_{N} , вычисляемое по формуле (18), не зависит от запаздывания, вносимого ДУС.

Запаздывание в определении угла є по показаниям энкодера

В соответствии с принципом работы прибора с энкодера считывается код угла в тот момент времени, когда выходное напряжение ДУС с аналоговым выходом становится равным нулю. С этой целью используется компаратор, на первый вход которого подаётся напряжение с выхода ДУС, а на второй – напряжение, равное нулю. Выходной сигнал компаратора поступает в схему управления энкодера, в результате чего в вычислитель выдаётся тот код угла, который был на выходе энкодера на момент прихода сигнала с компаратора. Аналогично по сути всё происходит при использовании ДУС с цифровым выходом.

Однако в действительности за счёт наличия порога чувствительности компаратора и некоторой задержки выдачи кода схемой управления энкодера возникнет запаздывание. Если принять величину указанного запаздывания постоянной и не зависящей от направления вращения, то, очевидно, что при вычислении угла ε_N по формуле (18) это запаздывание на точность определения угла ε_N влияния также оказывать не будет.

Помехи (шум) в выходном сигнале ДУС

Реальный сигнал на выходе ДУС отличается от того, что изображён на рис. 3 и 4. Он содержит шум с широким частотным спектром. Характер спектра зависит от типа используемого ДУС, внешних механических воздействий на ДУС в процессе измерений, а также характера и уровня внутренних и внешних наводок на электронную часть прибора [13]. Например, в ДУС на основе роторных гироскопов присутствие сравнительно низкочастотных гармоник помех в выходном сигнале обусловлено воздействием на прибор внешних вибраций и ударов, шумом, создаваемым шарикоподшипниками подвеса ротора, дисбалансом последнего и другими дефектами механической части ДУС. Высокочастотные гармоники, как правило, обусловлены помехами электрического происхождения, возникающими в электронной части ДУС, а также внешними наводками.

Наличие помех в выходном сигнале ДУС приведёт к разбросу моментов срабатывания компаратора относительно момента равенства нулю сигнала ДУС при отсутствии помех. Возникает погрешность $\Delta \varepsilon$, которая может быть как положительной, так и отрицательной. Возникновение погрешности $\Delta \varepsilon$ при наличии в выходном сигнале ДУС одной высокочастотной гармонической составляющей помехи показано на рис. 5.



Рис. 5. График, отражающий изменение выходного сигнала ДУС при наличии помехи (a) и этот же график в увеличенном масштабе для диапазона угла є вблизи точки А (б)

Если принять, что погрешность $\Delta \varepsilon$ является случайной величиной с нормальным законом распределения относительно нулевого значения, то для снижения влияния этого фактора на точность определения угла ε_N можно рекомендовать следующий приём. Наблюдения и вычисления ведутся в течение промежутка времени, за который платформа делает *n* оборотов в одну и *n* оборотов в другую сторону. При этом угол $\overline{\varepsilon}_{Ncp}$ вычисляется как среднее между углами $\overline{\varepsilon}_{Ni}$

$$\vec{\varepsilon}_{Ncp} = \sum_{i=1}^{n} \frac{\vec{\varepsilon}_{Ni}}{n} = \sum_{i=1}^{n} \frac{\vec{\varepsilon}_{2i-1} + \vec{\varepsilon}_{2i}}{2n},$$
 (19)

где *n* – число пар отсчётов (число оборотов платформы).

И угол $\bar{\epsilon}_{N_{cp}}$ вычисляется как среднее между углами $\bar{\epsilon}_{N_i}$

$$\overline{\varepsilon}_{Ncp} = \sum_{i=1}^{n} \frac{\overline{\varepsilon}_{Ni}}{n} = \sum_{i=1}^{n} \frac{\overline{\varepsilon}_{2i-1} + \overline{\varepsilon}_{2i}}{2n}.$$
 (20)

Проведённый анализ позволяет записать итоговую формулу, вычисление по которой угла ε_N обеспечит наибольшую точность

$$\varepsilon_{N} = \frac{\overline{\varepsilon}_{Ncp} + \overline{\varepsilon}_{Ncp}}{2} = \sum_{i=1}^{n} \frac{\overline{\varepsilon}_{2i-1} + \overline{\varepsilon}_{2i} + \overline{\varepsilon}_{2i-1} + \overline{\varepsilon}_{2i}}{4n}.$$
 (21)

Влияние шума в выходном сигнале ДУС на точность определения азимутального угла будет снижаться по мере увеличения числа *n*, а это напрямую связано со временем определения азимутального угла.

Последовательность действий по определению углов Ψ, Θ, Ф

Приведём последовательность действий по определению углов Эйлера – Крылова Ψ, Θ, Φ, характеризующих ориентацию прибора по отношению к горизонтальной, географически ориентированной системе координат. 1. В вычислитель вводится значение широты места ϕ_0 , а также значение ускорения силы тяжести на экваторе g_0 .

ния силы тяжести на экваторе g₀. 2. Вычисляется величина ускорения силы тяжести g места [14].

 Вычисляются углы Θ и Φ по сигналам с акселерометров с учётом найденного значения ускорения силы тяжести.

4. Платформа приводится во вращение в положительном направлении и с энкодера снимаются и записываются в память вычислителя отсчёты $\vec{\epsilon}_{i\uparrow}$ и $\vec{\epsilon}_{i\downarrow}$ в течение промежутка времени, необходимого для снятия *n* пар отсчётов.

5. Меняется направление вращения платформы на противоположное, снимаются и записываются в память вычислителя n пар отсчётов $\bar{\epsilon}_{i\uparrow}$ и $\bar{\epsilon}_{i\downarrow}$.

6. Вычисляется значение угла ε_N по формуле (21).

7. Вычисляются значения $(\sin \Psi)_1, (\cos \Psi)_1$ и $(\sin \Psi)_2, (\cos \Psi)_2$ по формулам (9–12).

8. Определяется пара значений $\sin \Psi$ и $\cos \Psi$, которая удовлетворяет неравенству (5).

 Вычисляется главное значение угла Ψ по формуле (13).

10. Определяется действительное значение угла Ψ с использованием алгоритмов, представленных в табл. 1.

Заключение

Предложенные структура наземного прибора ориентации, приемы измерения и алгоритмы вычисления параметров его ориентации позволяют исключить влияние смещения нуля датчика угловой скорости, изменения крутизны его характеристики и фазовой погрешности на точность определения азимутального угла при условии, что в течение всего цикла измерения указанные параметры остаются постоянными. Кроме того, они позволяют уменьшить влияние шума в выходном сигнале датчика на точность определения этого угла.

Список литературы

 Опыт создания гироскопического инклинометра / Л.Н. Белянин, А.Н. Голиков, В.М. Мартемьянов, С.Н. Самойлов // Автоматизация и информационное обеспечение технологических процессов в нефтяной промышленности, том 2: Сб. трудов ОАО НПФ «Геофит» ВНК. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2002. – С. 34–49.

 Попов Г.В. Быстрое определение азимута // Авиакосмическое приборостроение. – 2014. – № 1. – С. 3–9.

3. Редькин С.П. Азимутальное ориентирование с помощью датчиков угловой скорости // Авиакосмическое приборостроение. – 2014. – № 4. – С. 10–22.

4. Биндер Я.И. Аналитическое компасирование в инклинометрии скважин малого диаметра // Гироскопия и навигация. – 2003. – № 2. – С. 38–46.

5. Patent US 8099876B1, MIIK G01C 19/38. Azimuth determination system and method therefor / Angelo Truncale, Robert J. Atmur, Joseph E. Justin, Brian Barsamian; assignee The boeing company, Chicago, IL, US. – Appl. No. 12/276,056; filled Nov. 21, 2008; pub. date Jan. 24, 2012.

6. Цыбряева И.В., Гуськов А.А., Кривошеев С.В., Стрелков А.Ю. Методы повышения точности инклинометрии скважин гироскопическим инклинометром ИГН73-100/80 // Научно-технический вестник «Каротажник». – 2013. – № 4. – С. 81–89.

7. Patent US20100088063 A1, MIIK G06F 15/00, G01B 1/00. Method and apparatus for precision azimuth measurement / Darren R. Laughlin; assignee A-tech corporation, Albu-

querque, NM, US. - Appl. No. 12/572,181; filled Oct. 1, 2009; pub. date Apr. 08, 2010.

8. Patent US7412775 B1, MΠK G01C 19/38, G01C 19/02. Gyroscope north seeker system and method / Drew A. Karnick, Timothy J. Hanson; assignee Honeywell International Inc., Morristown, NJ, US. Appl. No. 11/833,398; filled Aug. 3, 2007; pub. date Aug. 19, 2008.

9. Ву Д.К. Алгоритмы вычисления параметров в системе ориентации и навигации горнопроходческого комбайна. НАУКА. ТЕХНОЛОГИИ. ИННОВАЦИИ // Сборник научных трудов в 10 ч. / под ред. д.т.н. Гуськова А.В. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017. – Часть 10. – С. 102–106.

 Белянин Л.Н. Калибровка модуля акселерометров в условиях неопределенности направления их осей чувствительности / Л.Н. Белянин, Е.В. Якимова // Контроль. Диагностика. – 2011. – Специальный выпуск. – С. 64–70.

11. Лазарева Т.Я. Основы теории автоматического управления: Учебное пособие. 2-е изд., перераб. и доп. / Т.Я. Лазарева, Ю.Ф. Мартемьянов. – Тамбов: Изд-во Тамб. гос. техн. ун-та, 2004. – 352 с.

12. Лукьянов Д.П. Прикладная теория гироскопов / Д.П. Лукьянов, В.Я. Распопов, Ю.В. Филатов. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. – 316 с.

13. Подчезерцев В.П. Компоненты модели погрешностей динамически настраиваемого гироскопа / В.П. Подчезерцев, Тан Синюань, Цинь Цзыхао // Авиакосмическое приборостроение. – 2015. – № 1. – С. 8–18.

14. Белянин Л.Н. Алгоритмы вычислений в непрерывном гироскопическом инклинометре. Автоматизация и информационное обеспечение технологических процессов в нефтяной промышленности: Сб. статей / Под ред. А.К. Хорькова. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2002. – Т. 2. – С. 50–63.