

УДК: 623.4.022

**НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОМПЛЕКСОВ
АРТИЛЛЕРИЙСКОЙ РАЗВЕДКИ (ВЫБОР СПОСОБА
ГИРОКОМПАСИРОВАНИЯ И ОЦЕНКА ЕГО ПОГРЕШНОСТИ)**

**NAVIGATION SYSTEMS OF ADVANCED ARTILLERY RECONNAISSANCE
COMPLEXES (CHOOSING A GYROCOMPASSING METHOD
AND AN ESTIMATE OF ITS ERROR)**

*Академик РАРАН М.В. Грязев, В.А. Смирнов, А.Э. Соловьев,
чл.-корр. РАРАН А.Н. Чуков*

Тульский государственный университет

M.V. Gryazev, V.A. Smirnov, A.E. Solov'ev, A.N. Chukov

Статья посвящена вопросам создания навигационных систем для перспективных комплексов артиллерийской разведки малого и среднего радиуса действия, которые обладают рядом, присущих только им, особенностей. Рассматриваются возможные способы определения курсового угла носителя, приводится математическая модель метода полуаналитического гирокомпасирования, реализованного с помощью бесплатформенной инерциальной навигационной системы, а также дается оценка ошибки определения курса выбранным методом.

Ключевые слова: комплекс артиллерийской разведки, навигационная система, система топопривязки, навигационная задача, ориентация, датчик угловой скорости, акселерометр, погрешность, гирокомпасирование.

This series of articles is devoted to the creation of navigation systems for advanced small-and medium-range artillery reconnaissance systems, which have a number of unique features. This article discusses possible ways to determine the course angle of the carrier, provides a mathematical model of the semi-analytical gyrocompassing method implemented using a strapdown inertial navigation system, and also estimates errors in determining the course by the chosen method.

Keywords: artillery reconnaissance complex, navigation system, topo-linking system, navigation task, orientation, angular velocity sensor, accelerometer, error, gyrocompassing.

При функционировании навигационных систем (НС) перспективных комплексов артиллерийской разведки малого и среднего радиуса действия, наибольшую техническую сложность представляет определение в автономном режиме (то есть без использования сигналов навигационных спутников) дирекционного угла или, в общем случае, угла азимута, так как допустимая погрешность определения этого угла составляет угловые минуты, а в ряде случаев — угловые секунды.

Известно несколько способов определения курсовых/азимутальных углов подвижных объектов, основанных на измерении вектора угловой скорости вращения Земли гироскопическими средствами: физическое, аналитическое и полуаналитическое гирокомпасирование.

При физическом гирокомпасировании вектор кинетического момента гироскопа устанавливается в плоскости истинного меридиана под действием гироскопического момента [1, 2]. Независимо

от типа гироскопических элементов, используемых в гироскопе (свободного гироскопа или его аналогов, например, гиросферы, состоящей из двух гироскопов, связанных между собой антипараллелограммной связью), это достигается путем прямой или, как правило, косвенной маятниковой коррекции. К недостаткам данного способа гироскопирования можно отнести следующее:

- погрешность определения угла существенным образом зависит от возмущающих моментов и широты местности, что затрудняет использование таких гироскопов в высоких широтах;

- колебательный характер движения, обусловленный маятниковостью, что, как правило, приводит к дополнительным затратам времени на начальную выставку, необходимым для затухания этих колебаний или для определения точек реверсии;

- чувствительность маятниковой коррекции к любым видам боковых ускорений, что, в ряде случаев, обуславливает необходимость ее отключения и перевода всей системы из режима работы в качестве гироскопа в режим работы в качестве гироскопа в режиме гироскопа;

- конструктивная сложность, ограничения на условия эксплуатации, а также значительные масса, габариты и стоимость.

Однако данный способ гироскопирования при длительной работе обеспечивает наилучшие точности (не хуже 10 угл. сек.). Поэтому он находит самое широкое применение на борту воздушных и морских судов, но представляется малоприменимым при использовании на борту наземных носителей, используемых в перспективных комплексах артиллерийской разведки.

Аналитическое гироскопирование получило широкое распространение с развитием бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), состоящих из триад датчиков угловой скорости (ДУС) и акселерометров, оси чувствительности которых взаимно перпендикулярны. При данном способе по сигналам акселерометров определяются углы крена и тангажа, а посредством датчиков угловой скорости (ДУС) измеряется проекция вектора угловой скорости вращения Земли [3–5], что позволяет вычислить угол азимута. Применение аппарата кватернионов для вычисления углов ориентации позволяет использовать такую схему при любом положении измерительного блока в пространстве.

Достоинством аналитического гироскопирования является простота конструкции и малые габариты. К недостаткам таких систем можно отнести высокие требования к точности чувствительных элементов (ЧЭ), самые точные из которых, при работе на подвижном основании, обеспечивают меньшую, чем в предыдущем способе, точность определения угла курса. Так гироскопы на основе волоконно-оптических гироскопов и кварцевых акселерометров обеспечивают погрешность определения курса порядка 6 угловых минут [6], что явно недостаточно для НС перспективных комплексов артиллерийской разведки.

Поэтому более перспективным, применительно к НС комплексов артиллерийской разведки, представляется способ полуаналитического гироскопирования, позволяющий добиться необходимой точности при снижении требований к характеристикам ЧЭ БИНС.

Известны два основных метода полуаналитического гироскопирования [7–11]. При первом методе (динамическом гироскопировании) ДУС принудительно вращается с малой постоянной скоростью вокруг вертикальной оси, в результате чего его ось чувствительности непрерывно меняет свою ориентацию по отношению к вектору угловой скорости вращения Земли [12–16]. При неподвижном основании сигнал ДУС будет изменяться по гармоническому закону. Ориентация ДУС в моменты экстремумов гармонического сигнала определяется по датчику угла поворота платформы, и именно по этим данным вычисляется угол азимута. Достоинством данного метода является устранение влияния на точность определения угла азимута погрешностей смещения нуля и коэффициента передачи. Недостатком метода является его чувствительность к динамическим погрешностям ДУС, в частности, к фазовому запаздыванию. Влияние динамических погрешностей приводит к тому, что скорость принудительного вращения ДУС должна быть малой. Однако для исключения влияния шумов необходимо усреднять измерения за несколько полных оборотов ДУС. Это существенным образом ужесточает требования к приводу вращения ДУС и увеличивает длительность цикла измерения азимута.

Второй метод (двойное гироскопирование) основан на обработке результатов двух и

более измерений одним и тем же ДУС, у которого пространственное положение оси чувствительности изменяется. Угол разворота этой оси между измерениями зависит от соотношения погрешностей устройства поворота и ДУС. Если погрешность угла поворота вносит меньшие погрешности чем смещение нуля ДУС, то оптимальным является разворот на 180° , в противном случае — разворот на 90° . Данный метод исключает влияние на результат вычисления угла азимута смещения нулей ДУС (при условии, что в течение всего цикла измерения эти параметры остаются неизменными).

Отметим, что по ряду позиций требования к ДУС, приводу его вращения/поворота и конструкции гирокомпааса в целом, для метода динамического гирокомпасирования более строгие, чем для метода двойного гирокомпасирования. Поэтому именно этот метод целесообразно использовать для определения азимута в НС комплексов артиллерийской разведки.

Рассмотрим математическую модель системы двойного полуаналитического гирокомпасирования и определим требования к характеристикам ее элементов.

В задачах ориентации и навигации на поверхности Земли традиционно используют местную географическую систему координат $ONHE$, ось ON которой направлена точно по меридиану, ось OH направлена по местной вертикали, а ось OE дополняет систему до правой (рис. 1).

С блоком инерциальных ЧЭ свяжем систему координат $OXYZ$, повернутую относительно $ONHE$ на углы Эйлера-Крылова (рис. 2).

При неподвижном основании для идеальных акселерометров и ДУС можно записать

$$\begin{aligned} a_x &= g \sin \vartheta; \quad a_y = g \cos \vartheta \cos \gamma; \quad a_z = -g \cos \vartheta \sin \gamma; \\ \omega_x &= \Omega_3 \cos \varphi \cos \psi \cos \vartheta + \Omega_3 \sin \varphi \sin \vartheta; \\ \omega_y &= \Omega_3 \cos \varphi (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) + \\ &\quad + \Omega_3 \sin \varphi \cos \vartheta \cos \gamma; \\ \omega_z &= \Omega_3 \cos \varphi (\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma) - \\ &\quad - \Omega_3 \sin \varphi \cos \vartheta \sin \gamma, \end{aligned} \quad (1)$$

где ψ, ϑ, γ — углы курса, тангажа и крена, соответственно;

g — ускорение свободного падения;

a_x, a_y, a_z — проекции ускорения силы тяжести на соответствующие оси блока инерциальных чувствительных элементов;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — проекции угловой скорости Земли на соответствующие оси блока инерциальных чувствительных элементов.

Из уравнений (1) следует, что по измерениям акселерометров можно определить углы крена и тангажа, а по измерениям ДУС можно определить угол курса

$$\gamma = -\arctg \frac{a_z}{a_y}, \quad \vartheta = \arcsin \left(\frac{a_x}{g} \right); \quad (2)$$

$$\cos \psi = \frac{\omega_x - \Omega_3 \sin \varphi \sin \vartheta}{\Omega_3 \cos \varphi \cos \vartheta}. \quad (3)$$

Как следует из формулы (3), для определения угла курса необходимо знать широту. Ее также можно определить по измерениям ДУС

$$\sin \varphi = \frac{\omega_x \sin \vartheta + (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \cos \vartheta}{\Omega_3}. \quad (4)$$

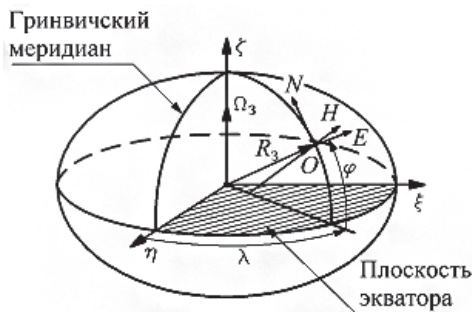


Рис. 1. К определению систем координат:
 λ — долгота; φ — широта; R_3 — радиус Земли;
 Ω_3 — угловая скорость вращения Земли

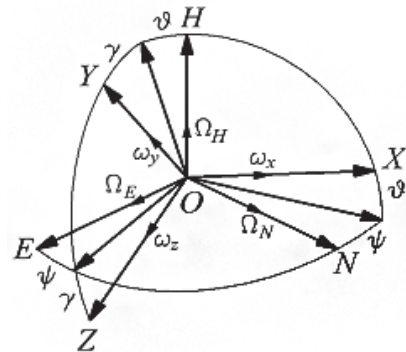


Рис. 2. Системы координат датчиков гирокомпааса

Данный способ гирокомпасирования требует трех ДУС, установленных по трем взаимно перпендикулярным осям и трех акселерометров, установленных аналогичным образом.

Рассмотрим влияние погрешностей датчиков на погрешности определения широты и курса. С учетом погрешностей, выходные сигналы ДУС и акселерометров можно представить в виде

$$\begin{aligned} \omega_{\text{изм}} &= (1 + \delta K_{\omega_i}(t))\omega_i + \omega_{i0}(t) + \omega_{\text{ш}}; \\ a_{\text{изм}} &= (1 + \delta K_{a_i}(t))a_i + a_{i0}(t) + a_{\text{ш}}, \end{aligned} \quad (5)$$

где ω_i , a_i — истинные значения измеряемых скоростей и ускорений;

δK_{ω_i} , δK_{a_i} — относительные погрешности коэффициентов передачи;

$\omega_{\text{изм}}$, $a_{\text{изм}}$ — измеряемые значения угловых скоростей и линейных ускорений;

$\omega_{i0}(t)$, $a_{i0}(t)$ — медленно меняющийся дрейф нулевого сигнала ДУС и линейного ускорения;

$\omega_{\text{ш}}$, $a_{\text{ш}}$ — шумовые составляющие сигналов угловой скорости и линейного ускорения; $i = x, y$ или z .

Поскольку гирокомпасирование и начальная выставка производятся в течение относительно небольшого интервала времени (единицы — десятки минут), параметры $\omega_{i0}(t)$, $a_{i0}(t)$, $\delta K_{\omega_i}(t)$ и $\delta K_{a_i}(t)$ можно считать постоянными.

Найдем погрешности определения углов крена и тангажа по акселерометрам. Подставляя (5) в (2) получим

$$\begin{aligned} \text{tg}(\gamma + \delta\gamma) &= -\frac{(1 + \delta K_{a_z})a_z + a_{z0} + a_{z\text{ш}}}{(1 + \delta K_{a_y})a_y + a_{y0} + a_{y\text{ш}}}; \\ \sin(\vartheta + \delta\vartheta) &= \frac{(1 + \delta K_{a_x})a_x + a_{x0} + a_{x\text{ш}}}{g}. \end{aligned} \quad (6)$$

Считая, что погрешности определения углов крена и тангажа $\delta\gamma$ и $\delta\vartheta$ не превышают нескольких градусов, а сами углы крена и тангажа не превышают $\pm 45^\circ$, получим

$$\delta\gamma \approx \frac{-\delta K_{a_z}a_z - a_{z0} - a_{z\text{ш}} + \delta K_{a_y}a_z + a_{y0}a_z / a_y + a_{y\text{ш}}a_z / a_y}{(1 + \delta K_{a_y})a_y + a_{y0} + a_{y\text{ш}}}; \quad \delta\vartheta \approx \frac{\delta K_{a_x}a_x + a_{x0} + a_{x\text{ш}}}{g \cos \vartheta}. \quad (7)$$

Подставляя в (7) значения ускорений (1) и считая, что

$$\frac{a_{y0}}{g} + \frac{a_{y\text{ш}}}{g} + \delta K_{a_y} \ll 1,$$

получим следующие выражения для оценки погрешностей определения углов крена и тангажа

$$\begin{aligned} \delta\gamma &\approx \delta K_{a_z} \text{tg}\gamma - \frac{a_{z0} + a_{z\text{ш}}}{g \cos \vartheta \cos \gamma} - \\ &- \delta K_{a_y} \text{tg}\gamma - \frac{a_{y0} + a_{y\text{ш}}}{g \cos \gamma \cos \vartheta} \text{tg}\gamma; \\ \delta\vartheta &\approx \delta K_{a_x} \text{tg}\vartheta + \frac{a_{x0} + a_{x\text{ш}}}{g \cos \vartheta}. \end{aligned} \quad (8)$$

Из формул (8) следует, что при углах крена, не превышающих единицы градусов, погрешность смещения нуля акселерометра на оси OY оказывает в десятки–сотни раз меньшее влияние, чем погрешность смещения нуля акселерометра на оси OZ . Кроме того, если погрешности коэффициентов передачи акселерометров на осях

OY и OZ одинаковы, то они взаимно компенсируются. Таким образом, для повышения точности необходимо проводить выставку измерительной системы в плоскости горизонта, что в десятки раз снижает влияние погрешности коэффициентов передачи, а также обеспечивать равенство коэффициентов передачи акселерометров каналов OY и OZ . Для снижения шумовой составляющей сигнала акселерометров целесообразно осреднение их показаний в течение нескольких минут при частотах выборки несколько сотен Гц. При выполнении этих условий погрешность в определении крена будет пропорциональна погрешности смещения нуля акселерометра по оси OZ , а погрешность в определении тангажа будет пропорциональна погрешности смещения нуля акселерометра по оси OX .

В соответствии с формулами (8) при $\gamma = 5^\circ$, $\vartheta = 5^\circ$, погрешностях акселерометров $\delta K_{a_i} = 0,2\%$ (погрешность коэффициента передачи), $a_{i0} = 0,1 \text{ м/с}^2$ (погрешность смещения нуля) и $a_{\text{ш}} = 0,01 \text{ м/с}^2$ (СКО случайного шума) погрешности определения углов наклона плоскости горизонта по акселерометрам в самом худшем случае составят: $\delta\gamma = 39$ угловых минут,

$\delta\vartheta = 41$ угловая минута. Путем предварительной калибровки акселерометров можно уменьшить погрешность смещения нуля до значения $a_{i0} = 0,001 \text{ м/с}^2$. В этих условиях погрешности определения углов крена и тангажа снижаются до $\delta\gamma = 0,46$; $\delta\vartheta = 0,5$ угловых минут. Для устранения влияния шумовой составляющей проводилось осреднение показаний акселерометров в течение 60 секунд с частотой выборки 200 Гц.

Подставляя в формулу (4) уравнения погрешностей датчиков (5) и учитывая погрешности определения углов крена и тангажа найдем погрешность определения широты места

$$\begin{aligned} \delta\varphi \approx & \frac{\omega_x \sin \delta\vartheta - \omega_z \cos \gamma \sin \delta\gamma}{\Omega_3 \cos \varphi} \cos \vartheta + \\ & + \frac{\delta K_{\omega x} \omega_x (\sin \vartheta + \cos \vartheta \sin \delta\vartheta)}{\Omega_3 \cos \varphi} + \\ & + \frac{\delta K_{\omega y} \omega_y \cos \gamma - \delta K_{\omega z} \omega_z \sin \gamma}{\Omega_3 \cos \varphi} \cos \vartheta + \\ & + \frac{\omega_{x0} \sin \vartheta}{\Omega_3 \cos \varphi} + \frac{\omega_{y0} \cos \gamma - \omega_{z0} \sin \gamma}{\Omega_3 \cos \varphi} \cos \vartheta. \end{aligned} \quad (9)$$

Из (9) следует, что при небольших углах отклонения от горизонта наибольшее влияние на погрешность определения широты оказывают погрешности коэффициента передачи и смещения нуля ДУС по оси OY . Кроме того, влияние погрешностей датчиков возрастает с увеличением широты.

Аналогичным образом найдем погрешность определения азимута

$$\begin{aligned} \delta\psi \approx & \frac{\text{tg} \vartheta}{\sin \psi} \sin \delta\varphi + \frac{\text{tg} \varphi}{\sin \psi} \sin \delta\vartheta + \\ & + \frac{\sin \delta\varphi \sin \delta\vartheta}{\sin \psi} - \frac{\delta K_{\omega x} \omega_x + \omega_{x0}}{\Omega_3 \cos \varphi \cos \vartheta \sin \psi}. \end{aligned} \quad (10)$$

Из формулы (10) следует, что если углы крена и тангажа не превышают единиц градусов, то погрешности определения этих углов слабо влияют на погрешность определения курса. Кроме того, как уменьшение угла тангажа, так и уменьшение погрешности его измерения, существенным образом снижает влияние на погрешность определения курса $\delta\psi$ и погрешности опре-

деления широты $\delta\varphi$. Кроме того, существенное влияние на погрешность определения курса $\delta\psi$ оказывает исходная ориентация измерительной системы по углу курса ψ . Для минимизации погрешности определения курса начальную выставку необходимо производить при курсовых углах (направлении оси чувствительности датчика) близких к 90° и/или к -90° . Это обусловлено тем, что при направлении оси чувствительности ДУС по линии север — на юг (т.е. когда угол курса близок к 0° или к 180°) небольшие отклонения от направления не будут приводить к заметному изменению выходного сигнала ДУС, хотя величина самого сигнала будет максимальной. Таким образом, перед выполнением измерений необходима предварительная грубая ориентация БИНС.

Как показывают расчеты, при использовании ДУС с уровнем дрейфа порядка $10^\circ/\text{час}$ погрешности простого аналитического гирокомпасирования оказываются на уровне десятков угловых минут, что явно недостаточно для большинства НС комплексов артиллерийской разведки.

Рассмотрим погрешности, достижимые при полуаналитическом гирокомпасировании при вращении блока ЧЭ вокруг оси OY при начальной выставке НС (рис. 3).

При вращении относительно оси OY на угол β и измерении ускорений в двух положениях $\beta = 0^\circ$ и $\beta = 180^\circ$ с учетом малых погрешностей установки угла β , получим

$$\begin{aligned} a_{x_вр0} &= g \sin \vartheta \cos \delta\beta_0 + g \cos \vartheta \sin \gamma \sin \delta\beta_0; \\ a_{y_вр0} &= g \cos \vartheta \cos \gamma; \\ a_{z_вр0} &= -g \cos \vartheta \sin \gamma \cos \delta\beta_0 + g \sin \vartheta \sin \delta\beta_0; \end{aligned} \quad (11)$$

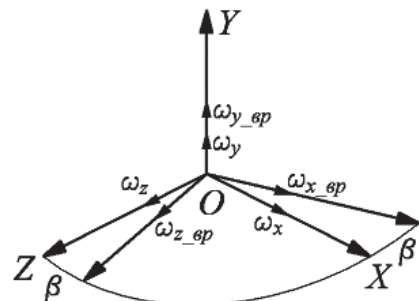


Рис. 3. Система координат инерциального измерительного блока, вращающегося вокруг вертикальной оси

$$a_{x_вп180} = -g \sin \vartheta \cos \delta\beta_{180} - g \cos \vartheta \sin \gamma \sin \delta\beta_{180};$$

$$a_{y_вп180} = g \cos \vartheta \cos \gamma; \quad (12)$$

$$a_{z_вп180} = g \cos \vartheta \sin \gamma \cos \delta\beta_{180} - g \sin \vartheta \sin \delta\beta_{180},$$

где $\delta\beta$ — погрешность задания угла $\beta = 0^\circ$;
 $\delta\beta_{180}$ — погрешность задания угла $\beta = 180^\circ$.

Учтем в формулах (11) и (12) погрешности акселерометров (5)

$$a_{x_изм0} = (1 + \delta K_{ax}) \times$$

$$\times [g \sin \vartheta \cos \delta\beta_0 + g \cos \vartheta \sin \gamma \sin \delta\beta_0] +$$

$$+ a_{x0} + a_{xш};$$

$$a_{z_изм0} = (1 + \delta K_{az}) \times$$

$$\times [-g \cos \vartheta \sin \gamma \cos \delta\beta_0 + g \sin \vartheta \sin \delta\beta_0] +$$

$$+ a_{z0} + a_{zш};$$

$$a_{x_изм180} = -(1 + \delta K_{ax}) \times$$

$$\times [g \sin \vartheta \cos \delta\beta_{180} + g \cos \vartheta \sin \gamma \sin \delta\beta_{180}] +$$

$$+ a_{x0} + a_{xш};$$

$$a_{z_изм180} = (1 + \delta K_{az}) \times$$

$$\times [g \cos \vartheta \sin \gamma \cos \delta\beta_{180} - g \sin \vartheta \sin \delta\beta_{180}] +$$

$$+ a_{z0} + a_{zш}.$$

Вычитая из первой системы уравнений вторую и используя формулы для определения углов по ускорениям найдем погрешности определения углов крена и тангажа

$$\operatorname{tg} \delta\gamma = \frac{a_{y0}}{g \cos \vartheta \cos \gamma} \operatorname{tg} \gamma + \delta K_{az} \operatorname{tg} \gamma -$$

$$- \delta K_{ay} \operatorname{tg} \gamma - \frac{\sin \delta\beta_0 + \sin \delta\beta_{180}}{2 \cos \gamma} \operatorname{tg} \vartheta; \quad (13)$$

$$\sin \delta\vartheta = \delta K_{ax} \operatorname{tg} \vartheta + \frac{\sin \delta\beta_0 + \sin \delta\beta_{180}}{2} \sin \gamma.$$

Таким образом, вращение устраняет влияние погрешностей смещения нуля акселерометров по осям OX и OZ , однако вносит погрешность от неточного задания угла поворота. Сравнение выражений (13) и (8) показывает, что для того, чтобы модуляционное вращение имело смысл необходимо выполнение условия

$$\frac{\sin \delta\beta_0 + \sin \delta\beta_{180}}{2} \ll \frac{a_{z0}}{g};$$

$$\frac{\sin \delta\beta_0 + \sin \delta\beta_{180}}{2} \ll \frac{a_{y0}}{g}$$

или, приближенно,

$$\delta\beta \ll \arcsin \frac{a_{i0}}{g}. \quad (14)$$

При $a_{x0} = a_{z0} = 5 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2$, $g \approx 9,8 \text{ м/с}^2$ получим требования к заданию угла поворота $\delta\beta \ll 1''$. Если погрешность акселерометров $a_{x0} = a_{z0} = 5 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$, то требования к погрешности задания углов поворота снижаются до $\delta\beta \ll 1,7'$, однако в этом случае доминирующими могут стать погрешности коэффициента передачи акселерометров. Следует отметить, что погрешность $\delta\beta$ является относительной, т.е. требуется обеспечить разворот на 180° относительно достаточно произвольного начального положения, что с конструктивной точки зрения можно реализовать достаточно просто. Также заметим, что выставка в плоскости горизонта существенно уменьшает влияние погрешности $\delta\beta$.

При измерении угловой скорости в двух положениях при $\beta = 0^\circ$ и $\beta = 180^\circ$ с учетом погрешностей $\delta\beta_0$ и $\delta\beta_{180}$, а также погрешностей датчиков угловой скорости, получим

$$\sin \delta\psi \approx \frac{\omega_{x_изм180} - \omega_{x_изм0}}{2\Omega_3 \cos \varphi \cos \vartheta \sin \psi} \delta K_{ax} +$$

$$+ \left(\frac{\cos \gamma}{\cos \vartheta} + \operatorname{ctg} \psi \operatorname{tg} \vartheta \sin \gamma - \frac{\operatorname{tg} \varphi \sin \gamma}{\sin \psi} \right) \times$$

$$\times \frac{\sin \delta\beta_0 + \sin \delta\beta_{180}}{2}. \quad (15)$$

Отметим, что влияние погрешностей определения углов крена и тангажа в формуле (15) не учитывается, поскольку оно будет таким же, как и в формуле (10).

Как и в случае измерения углов крена и тангажа, при измерении угла курса вращение измерительного блока устраняет влияние смещения нуля, но вносит погрешность от неточного задания угла поворота. Из сопоставления (10) и (15) следует, что поворот имеет смысл лишь в том случае, если выполняется условие

$$(\cos \gamma \sin \psi \cos \varphi + \cos \psi \sin \vartheta \times$$

$$\times \sin \gamma \cos \varphi - \sin \varphi \sin \gamma \cos \vartheta) \times$$

$$\times \frac{\sin \delta\beta_0 + \sin \delta\beta_{180}}{2} \ll \frac{\omega_{x0}}{\Omega_3}. \quad (16)$$

Полученная оценка показывает, что при использовании достаточно распространенных ДУС с уровнем дрейфа порядка $10^\circ/\text{час}$ вращение измерительного блока с погрешностью установки $\delta\beta = 1'$ позволяет уменьшить погрешность определения азимута до 1,3 угловой минуты. Причем достижение указанной погрешности вращения вполне реально и не требует сложных конструкторских решений.

Таким образом, в НС комплексов артиллерийской разведки целесообразно использовать полуаналитическое гироскопирование.

Литература

1. Одинцов А.А. Теория и расчет гироскопических приборов. — Киев: Вища школа. 1985. 392 с.
2. Савельев В.В. Гироскопы, гироскопические приборы и системы. 3-е изд. перераб. и дополн. — Тула: ТулГУ. 2014. 236 с.
3. Воронков Н.Н. Гироскопическое ориентирование / Н.Н. Воронков, В.В. Кутырев, Н.М. Ашимов. — М.: «Недра». 1980. 295 с.
4. Кошляков В.Н. Теория гироскопических компасов. — М.: Наука. 1972. 344 с.
5. Матвеев С.С. Гироскопы и гироскопические приборы. — Л.: Судостроение. 1974. 352 с.
6. <http://www.ixsea.com>
7. Бельский Л.Н., Водичева Л.В. Повышение точности измерений за счет выбора ориентации осей чувствительности // Гироскопия и навигация. 2000. № 3. С. 21–33.
8. Белянин Л.Н., Дмитриев В.В., Ву Д.К. Алгоритмы вычислений в системе аналитического гироскопирования с вращающимся датчиком угловой скорости // Современные наукоемкие технологии. 2018. № 6. С. 25–33.
9. Биндер Я.И. Аналитическое компасирование в инклинометрии скважин малого диаметра // Гироскопия и навигация. 2003. № 2. С. 38–46.
10. 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.
11. <http://www.elektroprigor.spb.ru/katalog/besplatformennye-inertsialnye-navigatsionnye-sistemy/bekar-e/>
12. Болотнов С.А., Вереникина Н.М., Алексейченко А.А. Бесплатформенная инерциальная навигационная система на лазерных гироскопах // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2007. № 3. С. 1–7.
13. Норсеев С.А., Буров Д.А., Тютюгин Д.Ю. Методы гироскопирования для выносного высокоточного гироскопа // Известия ТулГУ. Технические науки. 2020. Вып. 1. С. 4–14.
14. Шестов С.А., Мокрышев С.В. Развитие наземных гироскопов, построенных на основе гиротометров // Гироскопия и навигация. 2000. № 1. С. 95–112.
15. Серегин В.В. Прикладная теория и принципы построения гироскопических систем. Учебное пособие. — СПб: СПбГУ ИТМО. 2007. 78 с.
16. Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитроченко Л.А. Навигационные приборы и системы. Уч. пос. для вузов / Под ред. И.И. Помыкаева. — М.: Машиностроение. 1983. 456 с.