

УДК 629.13.054.6.001.12.001

Ю. Д. Голяев, И. В. Дронов,
Ю. Ю. Колбас, В. А. Пряденин,
Б. Н. Шпикалов

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ГИРОКОМПАС НА КВАЗИЧЕТЫРЕХЧАСТОТНОМ ЛАЗЕРНОМ ГИРОСКОПЕ

Рассмотрены принцип построения, конструкция и результаты экспериментальных исследований лазерного гироскопа на зеемановском кольцевом лазере. Показано, что применение четырехчастотного режима и реверса оси чувствительности существенно повышает точность определения азимута. Рассмотрены независимые составляющие ошибок гироскопа.

E-mail: tigra-e@rambler.ru

Ключевые слова: гироскоп, азимут, лазерный гироскоп, акселерометр, дрейф нуля.

В ранее опубликованной работе [1] рассматривался принцип построения, конструкция и параметры лазерного гироскопа (ЛГК) на лазерном гироскопе (ЛГ) с магнитооптической частотной подставкой. Лазер работал на двух частотах (по одной в каждой из встречных волн), что обуславливало достаточно большое значение магнитной составляющей дрейфа ЛГ и заметно ограничивало точность гироскопа.

В настоящей работе приводятся результаты исследований ЛГ, в котором магнитная составляющая дрейфа существенно уменьшена благодаря переводу ЛГ в четырехчастотный режим генерации путем электронного реверса двух пар генерируемых мод [2]. Поскольку в процессе измерения положение ЛГК не изменяется, метод электронного реверса мод по своей эффективности идентичен полностью четырехчастотному режиму генерации ЛГ, однако значительно проще по конструкции ЛГ и технологии его изготовления.

Проведенные испытания, включая полевые, показали высокую эффективность избранного метода в широком диапазоне температур окружающей среды [3]. Описанию данного прибора, расчету модели ошибок с указанием отличий ее от двухчастотного режима работы ЛГ, а также обсуждению результатов полевых испытаний ЛГК посвящена настоящая статья.

Краткое описание лазерного гироскопа. В настоящей работе использовался одноосный зеemanовский ЛГ ДУП-4М с магнитооптической частотной подставкой. В состав гироскопа входят зеemanовский кольцевой лазер с неплоским контуром и электроника датчика, включая преобразователь в кодовые посылки для компьютера через порт RS-232. Кольцевой лазер работает попеременно на одной из мод с противоположным направлением вращения вектора поляризации световой волны. Переключение с одной моды на другую проводится путем изменения длины периметра резонатора по команде микрокомпьютера, входящего в состав ЛГК, за время, не превышающее 0,5 с.

Для защиты от внешнего магнитного поля корпус ЛГ выполнен из трехслойного пермаллового магнитного экрана.

Устройство и принцип работы ЛГК. Лазерный гироскопас состоит из нескольких функциональных и конструктивных модулей, представленных на рис. 1. Конструкция гироскопаса предполагает расположение всех чувствительных элементов — ЛГ и акселерометров, на вращающейся платформе, которая разворачивает ось чувствительности (ОЧ) ЛГ вокруг вертикальной оси в целях парирования дрейфа нуля ЛГ во время измерения азимута.

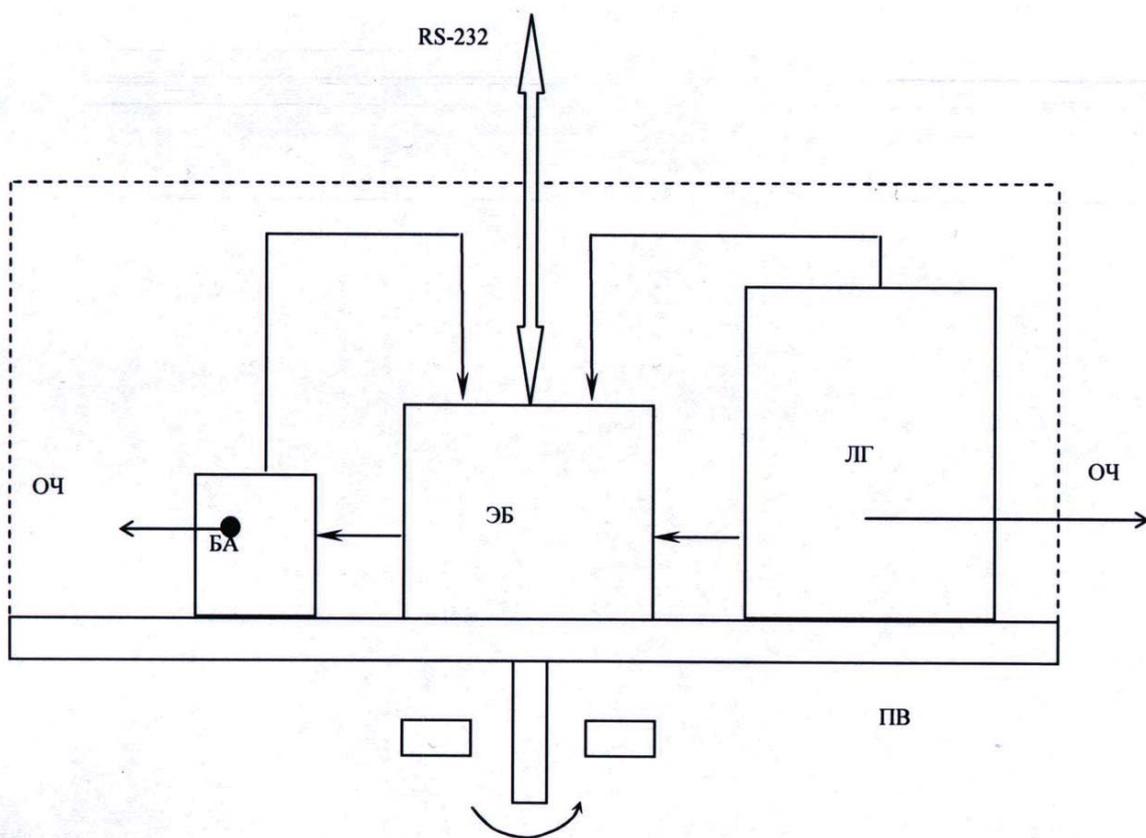


Рис. 1. Устройство лазерного гироскопаса:

ПВ — платформа вращения; БА — блок акселерометров; ЭБ — электронный блок; ЛГ — лазерный гироскоп; ОЧ — оси чувствительности лазерного гироскопа и двухосного блока акселерометров

Двухосный блок акселерометров предназначен для определения двух углов отклонения плоскости поворотной платформы от плоскости местного горизонта в направлениях, совпадающих и перпендикулярном измерительной оси ЛГ. Это необходимо для определения и вычитания вертикальной составляющей вращения Земли из показаний ЛГ.

Электронный блок осуществляет следующие функции: электропитание гироскопа, акселерометров, микрокомпьютера; управление работой частей ЛГК, в частности включение ЛГ, реверс генерируемых мод; прием и обработка сигналов ЛГ и акселерометров, их датчиков температуры; прием команд и передача информации во внешний компьютер.

В соответствие с этими функциями электронный блок состоит из платы питания и управления и микрокомпьютера Octagon 6040 со встроенными АЦП для приема аналоговых сигналов акселерометров и датчиков температуры. С целью уменьшить самопрогрев ЛГ и соответственно его дрейф, вторичный источник питания ЛГ также вынесен из ЛГ и включен в электронный блок.

Рассмотрим принцип работы гироскопа (ГК) с переключением мод (рис. 2). Задачей ГК является определение угла $\gamma_{ГК}$ между проекцией измерительной оси (ИО) ГК в плоскости местного горизонта и направлением на север. В общем случае ИО ГК наклонена к плоскости горизонта на угол $\beta_{ГК}$. Лазерный гироскоп и акселерометр установлены на поворотной платформе с возможностью фиксации в нескольких положениях, причем ОЧ гироскопа и акселерометра совпадают и перпендикулярны оси вращения платформы. При повороте платформы

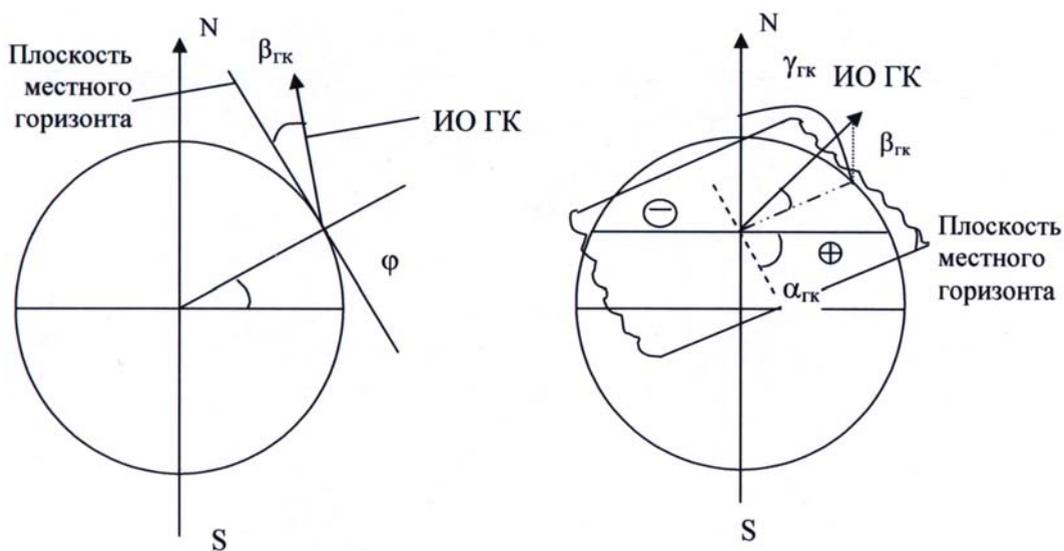


Рис. 2. Принцип работы лазерного гироскопа:

φ — широта места точки измерения; $\beta_{ГК}$ — угол наклона ИО ГК к плоскости местного горизонта; $\gamma_{ГК}$ — угол между проекцией ИО ГК и направлением на север; $\alpha_{ГК}$ — угол наклона ОЧ во втором положении (+) к плоскости местного горизонта

ОЧ перемещается в плоскости, называемой измерительной плоскостью (ИП) ГК. В первом из фиксированных положений платформы ИО ГК и ОЧ совпадают.

Полный процесс измерения состоит из нескольких этапов. На первом этапе измерение проекции угловой скорости вращения Земли и угла наклона проводят при исходном положении ОЧ, совпадающем с ИО ГК, и определяют предварительный азимут. При этом ЛГ работает попеременно на двух ортогональных модах по 8 с на каждой. Затем ЛГ разворачивают на угол 90° по ходу часовой стрелки и повторяют измерения.

Из этих четырех измерений предварительный азимут легко найти по формулам:

$$\begin{aligned} \sin \gamma_{\text{пред}} &= (\Omega_{\text{ПЗ90}} / (\Omega_3 \cos \varphi) - \sin \nu_{\text{Г90}} \operatorname{tg} \varphi) / \cos \nu_{\text{Г0}}; \\ \cos \gamma_{\text{пред}} &= (\Omega_{\text{ПЗ0}} / (\Omega_3 \cos \varphi) - \sin \nu_{\text{Г0}} \operatorname{tg} \varphi) / \cos \nu_{\text{Г0}}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\Omega_{\text{ПЗ0}}$, $\Omega_{\text{ПЗ90}}$ — измеренное значение проекции угловой скорости вращения Земли на ИО гироскопа при первоначальном положении и при повороте на 90° ; Ω_3 — угловая скорость вращения Земли, $15,04^\circ/\text{ч}$; φ — географическая широта точки стояния; $\nu_{\text{Г0}}$ и $\nu_{\text{Г90}}$ — углы наклона ИО гироскопа к плоскости местного горизонта при первоначальном положении и при повороте на 90° , измеряемые акселерометрами.

При определении предварительного азимута можно пренебречь ошибками рассогласования осей гироскопа и измеряющих наклоны акселерометров, так как они не превышают $0,5^\circ$, а требуемая точность определения предварительного азимута составляет 5° .

Проекции же угловой скорости вращения Земли в каждом из этих положений рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} \Omega_{\text{ПЗ0}} &= (\Omega_0^+ + \Omega_0^-) / 2 - \Omega_{\text{ГНМ}}; \\ \Omega_{\text{ПЗ90}} &= (\Omega_{90}^+ + \Omega_{90}^-) / 2 - \Omega_{\text{ГНМ}}, \end{aligned} \quad (2)$$

где Ω_0^+ , Ω_0^- , Ω_{90}^+ , Ω_{90}^- — измеренная гироскопом угловая скорость в первоначальном положении на ортогональных модах генерации “+” (вращение вектора электрического поля по ходу часовой стрелки) и “-” (вращение вектора электрического поля против хода часовой стрелки); $\Omega_{\text{ГНМ}}$ — немагнитная составляющая дрейфа гироскопа, измеряемая при технологических испытаниях в диапазоне рабочих температур (обычно 5 температур). Как показала практика, $\Omega_{\text{ГНМ}}$ хорошо описывается полиномом второго порядка от температуры (рис. 3, а), что и применяется в приборе ДУП-4М. Магнитная же составляющая дрейфа (рис. 3, б), имеющая плохую воспроизводимость от температуры, существенно компенсируется, поскольку для ортогональных мод она имеет близкие значения, но противоположные по знаку.

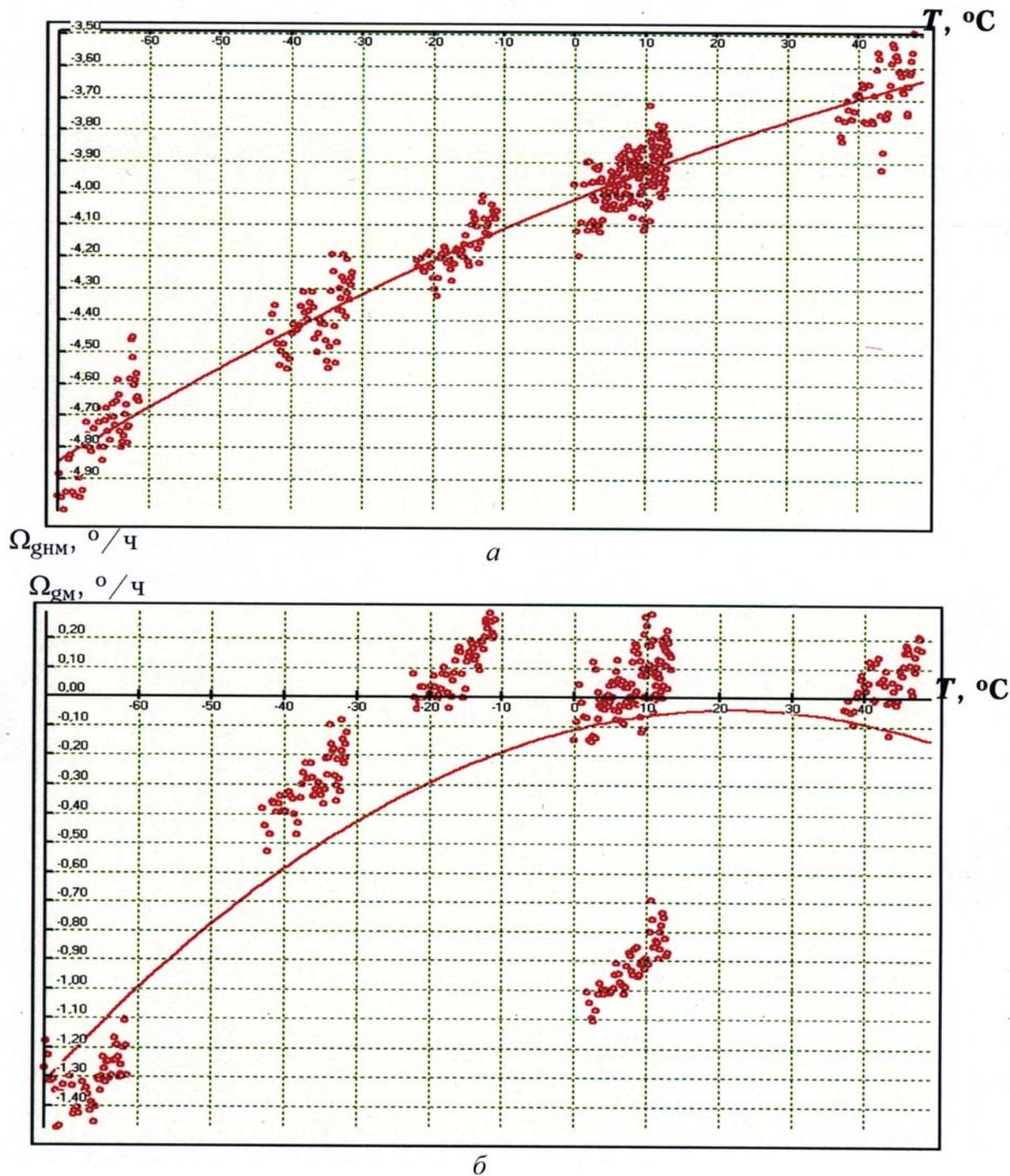


Рис. 3. Температурные зависимости составляющих дрейфа зеemanовского лазерного гироскопа:

а — немагнитной, *б* — магнитной; точки — экспериментальные данные; линия — аппроксимирующий полином 2-го порядка

На последующем этапе измерение проекции угловой скорости вращения Земли и угла наклона проводят при ОЧ, зафиксированной в положении, близком к направлению запад-восток (восток-запад), которое определяется по предварительному азимуту. На четвертом этапе ОЧ фиксируется в положении, повернутом на угол 180° . При третьем и четвертом положениях ОЧ (назовем их “+” и “-”) проекции скорости вращения Земли на ОЧ гироскопа составляют

$$\Omega_{\text{ПЗ}} = \pm (\cos \gamma \cos \beta + \sin \beta \operatorname{tg} \varphi) \Omega_3 \cos \varphi, \quad (3)$$

где $\Omega_3 = 15,04^\circ/\text{ч}$ — угловая скорость вращения Земли; γ — азимут оси гироскопа в положении 3; β — угол между ИО ЛГ и плоскостью горизонта.

Выходной сигнал гироскопа на модах “+” и “-” в третьем положении состоит из трех составляющих (с учетом масштабного коэффициента)

$$\Omega_{3\text{ВЫХ}}^\pm = \Omega_{\text{ПЗ}} \pm \Omega_{g\text{МЗ}} + \Omega_{g\text{НМЗ}}; \quad (4)$$

здесь $\Omega_{g\text{М}}$, $\Omega_{g\text{НМ}}$ — магнитная и немагнитная составляющие дрейфа нуля гироскопа, в общем случае меняющиеся во времени, в том числе и случайным образом.

В четвертом положении

$$\Omega_{4\text{ВЫХ}}^\pm = -\Omega_{\text{ПЗ}} \pm \Omega_{g\text{МЗ}} + \Omega_{g\text{НМЗ}}. \quad (5)$$

Процесс измерения ГК занимает в каждом из измерительных положений ОЧ одинаковый интервал времени T , и эти измерения следуют друг за другом с минимальным разрывом во времени.

Углы β и α определяются путем измерения проекций местного ускорения свободного падения g на ОЧ акселерометров, один из которых совпадает по направлению с ОЧ гироскопа, а другой — перпендикулярен ей:

$$\begin{aligned} a_1^{3,4} &= \pm g \sin \beta + a_{o1}; \\ a_2^{3,4} &= \pm g \sin \alpha + a_{o2}; \end{aligned} \quad (6)$$

здесь a_{o1} и a_{o2} — смещения нулей акселерометров 1 и 2.

Из уравнений (5) и (6) определим углы β и α :

$$\begin{aligned} \sin \beta &= ((a_1^3 - a_1^4)/2g + \Delta a_{o1}/2g); \\ \sin \alpha &= ((a_2^3 - a_2^4)/2g + \Delta a_{o2}/2g), \end{aligned} \quad (7)$$

где Δa_{o1} , Δa_{o2} — случайные составляющие смещения нулей акселерометров 1 и 2.

Из уравнений (3)–(7) легко найти значение азимута ИО гироскопа γ в третьем положении:

$$\begin{aligned} \cos \gamma &= \left(\frac{(\Omega_{\text{ВЫХ3}}^+ + \Omega_{\text{ВЫХ3}}^-)/2 - (\Omega_{\text{ВЫХ4}}^+ + \Omega_{\text{ВЫХ4}}^-)/2 + (\Omega_{g\text{НМЗ}} - \Omega_{g\text{НМ4}})}{2\Omega_3 \cos \varphi} \right. \\ &\quad \left. - \frac{a_{13} - a_{14}}{2g} \text{tg } \varphi - \frac{\Delta a_{o1}}{2g} \text{tg } \varphi \right) / \cos \left(\frac{a_{13} - a_{14}}{2g} - \frac{\Delta a_{o1}}{2g} \right). \end{aligned} \quad (8)$$

Соответственно углы наклона плоскости ГК и азимут ИО ГК (т.е. азимут ИО ГК в первом положении) могут быть вычислены по формулам

$$\alpha_{\text{ГК}} = \arcsin(\sin \alpha \cos \hat{13} + \sin \beta \sin \hat{13});$$

$$\beta_{\text{ГК}} = \arcsin(\sin \beta \cos \hat{13} - \sin \alpha \sin \hat{13}); \quad (9)$$

$$\gamma_{\text{ГК}} = \gamma - \arccos((\cos \beta \cos \hat{13} - \sin \alpha \operatorname{tg} \beta \sin \hat{13}) / \cos \beta),$$

где $\hat{13}$ — угол между первым и третьим положениями, отсчитываемый в плоскости ГК.

Модель ошибок ГК. Рассмотрим модель ошибок измерения азимута. Сразу отметим, что речь идет о погрешностях неподвижного ГК. Влияние ветровых колебаний, изменения наклонов из-за просадки грунта, вибраций может вносить также значительную погрешность и достойно отдельного исследования. В общем виде суммарное значение ошибки $\Delta\gamma$ определения угла γ может быть выражено в виде:

$$\Delta\gamma = \sqrt{\Delta\gamma_{\Omega_{\text{ш}}}^2 + \Delta\gamma_{\varphi}^2 + \Delta\gamma_{\text{а}}^2 + \Delta\gamma_{\Pi}^2}, \quad (10)$$

где $\Delta\gamma_{\Omega_{\text{ш}}}$ — ошибка, связанная с дрейфом гироскопа, а именно со стабильностью его немагнитной составляющей; $\Delta\gamma_{\varphi}$ — ошибка, связанная с неточностью определения широты места; $\Delta\gamma_{\text{а}}$ — ошибка, связанная со смещением нуля акселерометра; $\Delta\gamma_{\Pi}$ — ошибка, связанная с отливом угла между третьим и четвертым положениями от 180° .

Очевидно, что $\Delta\gamma_{\Pi}$ определяется точностью изготовления поворотного устройства или считывателя угла поворота.

Рассмотрим ошибку, связанную с дрейфом гироскопа. Как было сказано ранее, магнитная составляющая дрейфа существенно компенсируется. Немагнитная же составляющая дрейфа от времени $\Omega_{\text{гнм}}(t)$ хорошо описывается суперпозицией линейной монотонной составляющей и случайной составляющей (шума) (рис. 4):

$$\Omega_{\text{гнм}}(t) = \Omega_{\text{гнмм}} + At + \Omega_{\text{гш}}. \quad (11)$$

Из выражения (9) найдем ошибку, связанную с дрейфом гироскопа. При этом учтем, что азимут γ мало отличается от 90° , углы наклона к горизонту α и β мало отличаются от нуля.

Тогда $\gamma \cong \cos \gamma$, а $\Delta\gamma_{\Omega_{\text{ш}}}$ определяется по формуле из (8) (включая ошибку дискрета и невозпроизводимость цены импульса):

$$\Delta\gamma_{\Omega_{\text{ш}}} = \frac{\Omega_{\text{гш}}}{\Omega_3 \cos \varphi} + \frac{2k}{T\Omega_3 \cos \varphi} + \frac{\Delta k}{k} \left(\frac{\pi}{2} - \gamma \right), \quad (12)$$

где k — цена импульса выходной информации кольцевого лазера, Δk — невозпроизводимость цены импульса.

Очевидно, что ошибка существенно возрастает при измерениях в высоких широтах и больших ценах импульса.

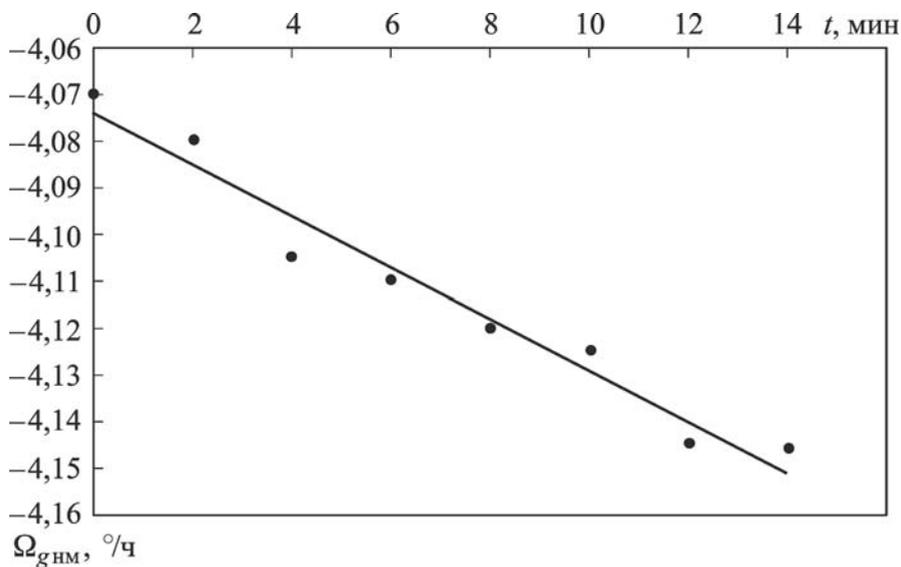


Рис. 4. Зависимость немагнитной составляющей дрейфа от времени:

точки — экспериментальные результаты; линия — линейная аппроксимирующая функция

Прежде всего, отметим, что проблема дискрета выходного сигнала не имеет принципиального ограничения, поскольку с переходом на ЛГ большего размера дискрет уменьшается, увеличение времени компасирования также уменьшает ошибку, кроме того, для ЛГ на виброподвесе успешно эксплуатируется система домера фазы, когда не нужно даже четверти периода биений встречных волн для формирования целого информационного импульса [4]. Это позволяет уменьшить ошибку определения азимута из-за дискрета до 30".

В ЛГ можно выделить следующие основные составляющие дрейфа, приводящие к шумовой составляющей немагнитной составляющей дрейфа:

- изменение динамических зон захвата, связанное с изменением амплитуды частотной подставки;
- ленгмюровский дрейф и катафорез [5], вызванные движением газов в газоразрядных каналах и разностью токов в плечах резонатора;
- термоскольжение, связанное с наличием несимметричных градиентов температуры по длине газоразрядных промежутков;
- нелинейное изменение (не ниже третьего порядка) от времени магнитной составляющей дрейфа, приводящее к возникновению кажущегося нелинейного изменения немагнитной составляющей дрейфа. Сюда же относятся все так называемые динамические дрейфы, т.е. вызванные синхронными с коммутацией частотной подставки воздействиями [6].

Ошибка, связанная с неточностью определения широты места $\Delta\gamma_\varphi$ от режима работы гироскопа не зависит и согласно данным работы [1] определяется формулой:

$$\Delta\gamma_\varphi \approx \frac{\Delta\varphi}{\cos^2 \varphi} \left(\frac{\Omega_{ПЗ}}{\Omega_3} - \sin \beta \right). \quad (13)$$

Таким образом, ошибка возрастает в более высоких широтах, а также с увеличением измеряемой проекции угловой скорости вращения Земли (т.е. отклонением ОЧ гироскопа от направления запад-восток) и увеличением наклона вниз.

Ошибка измерения наклона зависит от случайной составляющей смещения нуля акселерометра. Для малых углов β и α ошибка измерения углов наклона равна

$$\Delta\beta = \Delta\alpha = \Delta a_0/g. \quad (14)$$

Согласно формуле (9) с учетом (14) получим

$$\Delta\gamma_a \cong \frac{\Delta a_0}{g} \operatorname{tg} \varphi. \quad (15)$$

Очевидно, что ошибка быстро возрастает в высоких широтах.

Проведем численную оценку ошибки определения направления на север для ЛГК-4.

Погрешность $\Delta\gamma_{\text{п}}$ не превышает $1,8'$.

Лазерный гироскоп ДУП-4М в условиях компенсации постоянной составляющей дрейфа за счет поворота ОЧ имеет значение немагнитной составляющей дрейфа $\Omega_{g_{\text{шнм}}} = 0,007^\circ/\text{ч}$, цену импульса выходной информации $0,83''$, относительную невоспроизводимость масштабного коэффициента $\Delta k/k = 10^{-4}$ отн. ед. Время измерения равно 600 с. Минимальное значение γ составляет 80° . Для широты места 70° из формулы (12) получаем $\Delta\gamma_{\Omega_{\text{ш}}} = 6,2'$. Отметим, что вклад масштабного коэффициента в ошибку составляет менее $8''$.

Точность определения широты места $\Delta\varphi$ в настоящее время лимитирована точностью спутниковых навигационных систем. Согласно [3] горизонтальная ошибка местоопределения по уровню 3σ не превышает 100 м, что соответствует $\Delta\varphi = 3,6''$. Приняв максимальную широту точки стояния $\varphi = 70^\circ$, угол наклона $\beta = 10^\circ$, максимальное отклонение ОЧ от направления запад-восток 10° , по формуле (13) рассчитаем значение $\Delta\gamma_\varphi$. Оно составляет $2,9''$.

Используемый акселерометр АК5-50М имеет случайную составляющую смещения нуля $\Delta a_0/g = 5 \cdot 10^{-5}$. Тогда для $\varphi = 70^\circ$ согласно формуле (15) получаем $\Delta\gamma_a = 0,5'$.

Используя выражение (10), рассчитаем общую ошибку:

$$\Delta\gamma = \sqrt{(1,8')^2 + (6,2')^2 + (2,9'')^2 + (0,5')^2} = 6,6.$$

Хотя точность определения азимута по сравнению с предыдущим образцом [1] повысилась на треть, основной вклад в ошибку дает случайная составляющая дрейфа гироскопа, пусть даже немагнитной части. Причем примерно 20% ошибки составляет ошибка дискрета. Без нее ошибка компасирования уменьшилась бы до $4,9'$.

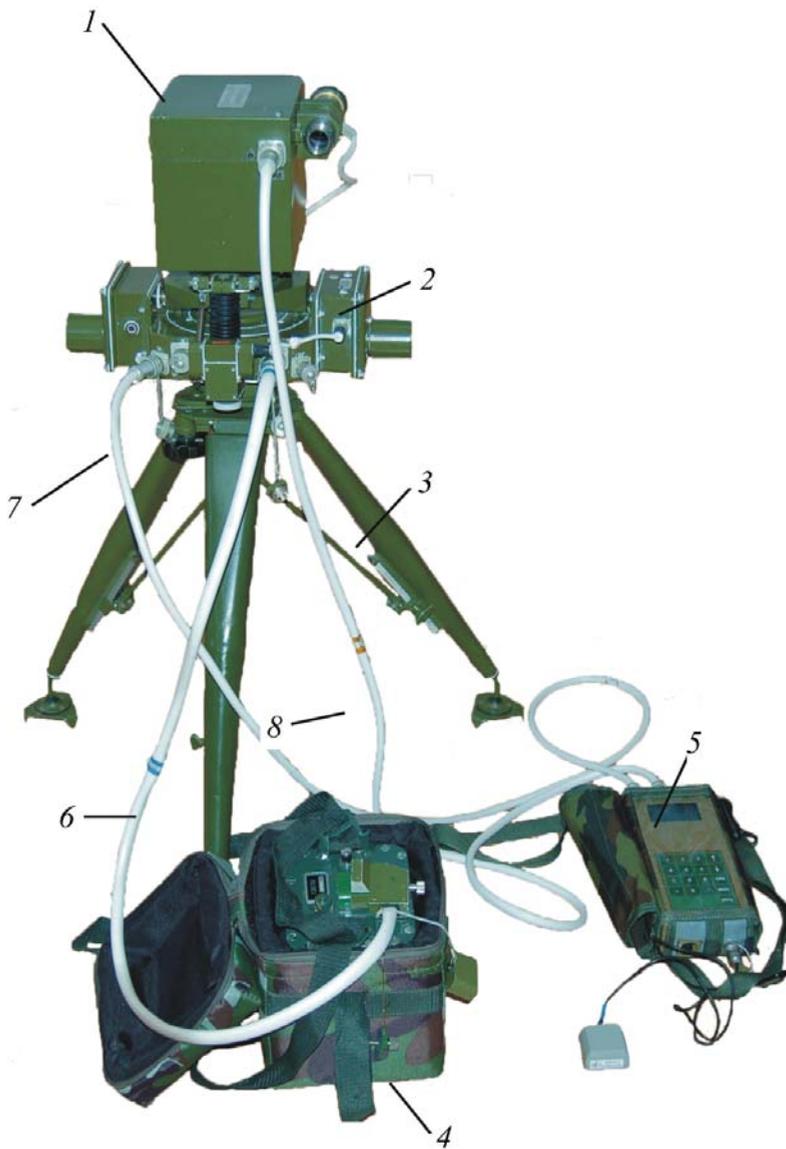


Рис. 5. Лазерный гирокомпас в развернутом положении:

1 — лазерный гирокомпас ЛГК-4; 2 — система наведения; 3 — тренога; 4 — батарея питания; 5 — микроЭВМ; 6 — кабель питания; 7 — кабель связи между микроЭВМ и системой наведения; 8 — кабель связи между микроЭВМ и ЛГК-4

Устройство ЛГК-4. Лазерный гирокомпас ЛГК-4 разработан ФГУП НИИ “Полюс” для определения азимута целей при работе лазерного дальномера-целеуказателя (ЛЦД). Внешний вид прибора вместе с лазерным дальномером-целеуказателем представлен на рис. 5.

Лазерный гирокомпас представляет собой моноблок с пылевлаго-непроницаемым кожухом (далее — БИ) с установленной на нем зрительной трубой для наведения на цель, азимут направления на которую нужно измерить.

ЛГК-4 включает в себя: ЛГ ДУП-4М и 2 акселерометра АК5-50М; модуль микроконтроллера Octagon 6040, который управляет процессами измерения и расчета азимута, углов крена и тангажа, и плату питания и коммутации, предназначенную для формирования нужных

напряжений для работы всех устройств, а также преобразования логических уровней выходов модуля микроконтроллера в сигналы для переключения мод.

Включение ЛГ происходит при подключении кабеля питания к батарее лазерного дальномера. Процессор микроЭВМ 5 (см. рис. 5) из состава лазерного дальномера определяет тип подключенного устройства и дальнейшие операции осуществляются по командам ГК, высвечиваемым на табло микроЭВМ. Сразу после включения ЛГК-4 передает значения углов наклона $\alpha_{ГК}$ и $\beta_{ГК}$ с тем, чтобы оператор мог отгоризонтировать ЛГК-4. Горизонтирование проводится с помощью специальных горизонтирующих винтов треноги 3 с контролем по пузырьковому уровню системы наведения 2. После того как угол наклона ЛГК-4 уменьшается до 5° , можно начинать измерение азимута. Для этого оператор наводит зрительную трубу на цель (ориентир) и обнуляет показания датчика угла системы наведения лазерного дальномера. В течение 16 с проводится регистрация показаний ЛГ на двух ортогональных модах и акселерометров в первом положении. Затем ЛГК-4 поворачивается с помощью системы наведения на 90° и проводится аналогичное измерение во втором положении. По полученным данным рассчитывается предварительный азимут ОЧ. Если направление ОЧ ЛГ в этом положении не совпадает с направлением запад-восток, оператор разворачивает ЛГ в направлении положения, при котором ОЧ датчика совпадает с направлением запад-восток.

В этом третьем положении проводится накопление показаний гироскопа на двух ортогональных модах и акселерометров. Затем поворотная платформа с датчиком поворачивается на угол 180° в четвертом положении, где выполняется аналогичное накопление показаний датчиков. По накопленным показаниям лазерного датчика угловой скорости рассчитывается азимут третьего положения и, соответственно, азимут направления на цель.

МикроЭВМ (5) оснащена модулем СНС, с помощью которого предварительно измеряются географические координаты точки стояния, которые сохраняются в памяти микроЭВМ. По завершении измерения истинного азимута A с помощью ЛГК-4 автоматически вычисляется дирекционный угол α цели (ориентира) с учетом поправки γ на сближение истинного меридиана данной точки с осевым меридианом зоны по формулам:

$$A = \alpha + \gamma; \gamma = 16,7\Delta\lambda \sin \varphi; \Delta\lambda = \lambda - L; L = 6n - 3, \quad (16)$$

где φ , λ — географические координаты (широта и долгота), градусы; L — долгота осевого меридиана зоны, градусы; n — номер зоны.

Результаты лабораторных и полевых испытаний ЛГ. В ходе лабораторных испытаний оценивалась максимальная погрешность

измерения азимута одного выделенного направления при различных температурах окружающей среды и наклонах основания ГК относительно плоскости местного горизонта до $\pm 5^\circ$. Широта точки измерения составляла $\sim 56^\circ$. Во всех условиях были получены погрешности не более $\pm 7,1'$, что хорошо соответствует проведенной оценке точности.

Натурные испытания проводились в полевых условиях на аттестованных ориентирных направлениях (восемь направлений). В рамках проведенных 27 измерений получено среднее значение погрешности определения дирекционного угла $-3,6'$ и доверительный интервал с вероятностью 0,95 $\Delta\alpha = \pm 3,9'$. Испытания проводились на широте $\sim 56^\circ$.

Тенденции дальнейшего развития ЛГК на ЛГ. Дальнейшее развитие ЛГК может идти в двух направлениях. Первое — это достижение так называемой геодезической точности, т.е. лучше $1'$. При этом время определения азимута может достигать 30...60 мин, а масса прибора 10...20 кг не является критической для такого применения.

По второму направлению развития ЛГК при сохранении точности 10...15', что для применений в полевых условиях является вполне достаточно, будут развиваться в сторону уменьшения времени компасирования до 3...5 мин, и массы приборов — до 1,5...2 кг.

Рассмотрим возможности создания ЛГК геодезической точности на ЛГ с магнитооптической частотной подставкой. Как было отмечено, проблема дискрета выходного сигнала не имеет принципиального значения, поскольку, во-первых, с переходом на ЛГ большего размера дискрет уменьшается, во-вторых, увеличение времени компасирования также уменьшает ошибку, в третьих, для ЛГ на виброподвесе успешно эксплуатируется система домера фазы. Это позволяет уменьшить ошибку определения азимута из-за дискрета до $10''$. Основное значение в этом случае приобретает дрейф немагнитной составляющей гироскопа.

Основной вклад в немагнитную составляющую дрейфа вносят эффекты захвата — изменение остаточной зоны захвата от амплитуды подставки [7–9].

Поскольку в кольцевых лазерах с круговой поляризацией световых волн рассеяние на зеркалах и соответственно зона захвата в несколько раз больше, чем в кольцевых лазерах с линейной поляризацией световых волн (и соответственно с вибрационной подставкой), изменение остаточной зоны также пропорционально увеличивается. Присущие кольцевым лазерам с вибрационной подставкой главные недостатки — конусное движение ОЧ и разворот гироскопа вокруг оси из-за реакции опоры — могут быть устранены за счет большой

массы опорной конструкции и использования жестких ламелей виброподвеса, а шум убран при большом времени усреднения. Разумеется, это ведет к увеличению массы прибора и времени компасирования в несколько раз, но точность в $1'$ здесь может быть достигнута без качественного скачка в развитии технологии напыления зеркал, что требуется для лазеров с круговой поляризацией. Работы по созданию производства таких зеркал сейчас активно ведутся в ФГУП НИИ “Полюс” им. М.Ф. Стельмаха, где достигнут уровень статической зоны захвата не более $30^\circ/\text{ч}$. Кроме того, для уменьшения изменения остаточной зоны возможна стабилизация ее в нулевом значении, как это предлагалось в работах [4 и 8], а также уменьшение частоты коммутации подставки. В таком случае возможно уменьшение случайной составляющей немагнитного дрейфа гироскопа до $0,001^\circ/\text{ч}$, и соответственно $\Delta\gamma_{\Omega_{\text{шт}}}$ составит $0,5'$. Ожидаемая ошибка определения азимута в этом случае может быть оценена как $\Delta\gamma = \sqrt{(0,5')^2 + (2,9'')^2 + (0,5')^2} = 0,75'$.

Таким образом, следует ожидать создания ГК геодезической точности как с магнитооптической, так и с вибрационной подставками в самом ближайшем будущем.

Что касается полевых приборов, то в связи с исключительной механической прочностью ЛГ с магнитооптической частотной подставкой [10, 11] они имеют большое преимущество по применению. Поэтому ожидается дальнейшее продвижение в нишу малогабаритных полевых приборов с точностями $5' \dots 10'$ и временем компасирования $3 \dots 5$ мин. В этом направлении ближайшей перспективой является применение в приборе ЛГК-4 самого миниатюрного российского ЛГ К-3, что позволит при сохранении точности прибора и времени компасирования уменьшить его массу до $1,8$ кг.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Г и р о к о м п а с на основе лазерного гироскопа с магнитооптическим управлением / Ю. Голяев, А. Исаев, Ю. Колбас и др. // Электроника. – 2006. – № 8. – С. 66–71.
2. Т р е х о с н ы й зеemanовский лазерный гироскоп повышенной точности: Сб. материалов XV междунар. конф. по интегрированным навигационным системам / Ю.А. Винокуров, Ю.Д. Голяев, В.Г. Дмитриев и др. – СПб., 2008. – 116 с.
3. Х а р и с о в В. Н., П е т р о в А. И., Б о л д и н В.А. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. – М.: ИПРЖР, 1999.
4. П о в ы ш е н и е точности измерения лазерных гироскопов. Лазеры. Измерения. Информация: Тез. докл. конференции / Э.Б. Бадамшина, В.В. Гришачев, В.И. Денисов и др. – СПб, 2004. – С. 20.
5. А р о н о в и ц Ф. Лазерный гироскоп: В кн. Применение лазеров / Под ред. В.П. Тычинского. – М.: Мир, 1974.

6. В л и я н и е нелинейности характеристик активной среды на стабильность выходных сигналов в квантовых приборах с автоматической стабилизацией параметров / Ю.Д. Голяев, А.В. Мельников, Ю.Н. Соловьев и др. // Электронная техника. Сер. 11. Лазерная техника и оптоэлектроника. – 1991. – Т. 1, № 57.
7. Х р о м ы х А. М. Динамическая характеристика кольцевых лазеров с периодической частотной подставкой. Электронная техника. Сер. 11. Лазерная техника и оптоэлектроника. – 1990. – Т. 1, № 53.
8. К у р ь т о в В. Н., Л а н д а П. С., Л а р и о н ц е в Е. Г. Частотные характеристики кольцевого лазера на колеблющейся подставке // Изв. вузов. Сер. Радиофизика. – 1968. – Т. 11. – С. 1839.
9. Х о ш е в И. М. К теории кольцевого лазера со знакопеременной частотной подставкой // Квантовая электроника. – 1980. – Т. 7. – № 5. – С. 953.
10. А з а р о в а В. В., Г о л ь а е в Ю. Д., Д м и т р и е в В. Г. Кольцевые газовые лазеры с магнитооптическим управлением в лазерной гироскопии // Квантовая электроника. – 2000. – С. 96–103.
11. П р и в а л о в В. Е. Газоразрядные лазеры в измерительных комплексах. – Л.: Судостроение, 1989.

Статья поступила в редакцию 2.02.2012

Ю.Д. Голяев окончил МГУ им.М.В.Ломоносова в 1969г. Канд. физ.-мат. наук, начальник научно-производственного комплекса ФГУП НИИ “Полус” им.М.Ф.Стельмаха. Автор более 130 научных работ в области твердотельных лазеров, нелинейной оптики и лазерной гироскопии.

Yu.D. Golyaev graduated from the Lomonosov Moscow State University in 1969. Ph. D. (Phys.-Math.), head of scientific and production complex of the Research and Development Institute Polyus n.a. M.F. Stel'makh. Author of more than 130 publications in the field of solid-state lasers, nonlinear optics and laser gyroscope.

И.В. Дронов окончил МИУ в 1987г. Начальник лаборатории ФГУП НИИ “Полус” им.М.Ф.Стельмаха. Автор 5 научных работ в области микропроцессорной техники. I.V. Dronov graduated from the Moscow Aviation Institute n.a. S. Ordzhonikidze in 1987. Head of laboratory of the Research and Development Institute Polyus n.a. M.F. Stel'makh. Author of five publications in the field of microprocessor technology.

Ю.Ю. Колбас окончил МИЭМ в 1985г. Начальник отдела ФГУП НИИ “Полус” им.М.Ф.Стельмаха. Автор 27 научных работ в области лазерной гироскопии и лазерной медицины.

Yu.Yu. Kolbas graduated from the Moscow Institute of Radio Engineering, Electronics and Automatics in 1985. Head of department of the Research and Development Institute Polyus n.a. M.F. Stel'makh. Author of 27 publications in the field of laser gyroscope and laser medicine.

В.А.Прядеин окончил МФТИ в 1971г. Д-р техн. наук, заместитель начальника научно-технического центра ФГУП НИИ “Полус” им.М.Ф.Стельмаха. Автор более 80 научных работ в области твердотельных лазеров, оптоэлектроники и лазерной дальнометрии.

V.A. Pryadein graduated from the Moscow Institute of Physics and Technology in 1971. D. Sc. (Eng.), deputy head of scientific-technical center of the Research and Development Institute Polyus n. a. M.F. Stel'makh. Author of more than 80 publications in the field of solid-state lasers, optoelectronics and laser ranging.

Б.Н. Шпикалов окончил МАИ в 1960г. Главный специалист ФГУП НИИ “Полус” им.М.Ф.Стельмаха. Автор 15 научных работ в области лазерной дальнометрии.

B.N. Shpikalov graduated from the Moscow Aviation Institute n.a. S. Ordzhonikidze in 1960. Chief specialist of the Research and Development Institute Polyus n.a. M.F. Stel'makh. Author of 15 publications in the field of laser ranging.