

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ФАКТОРОВ ЭКСПЕРИМЕНТА ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ДИНАМИЧЕСКОЙ ПОГРЕШНОСТИ ДВУХКОМПОНЕНТНОГО ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

В.П. Подчерцев

victor.podchezertsev@bmstu.ru

Д.З. Нгуен

ariolvietnam@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Датчики угловой скорости широко применяются в различных областях техники, особенно в авиационной и ракетной. На летательных аппаратах датчики угловой скорости используются в системах стабилизации, ориентации и навигации для определения углового положения объекта и управления. Кроме того, они могут быть применены в системах автоматического управления подвижным объектом для введения в управляющую функцию сигнала, пропорционального угловой скорости, или для демпфирования колебаний объекта, возникающих под действием угловых или линейных перегрузок. В настоящее время известны различные конструктивные схемы датчиков угловой скорости, которые выполняют свою функцию с требуемой точностью в заданном частотном диапазоне, и хорошо изучено влияние параметров конструкции датчиков и контура обратной связи на точность прибора в условиях динамических эксплуатационных воздействий. Рассмотрен двухосный датчик угловой скорости, построенный на основе динамически настраиваемого гироскопа, исследовано влияние различных конструктивно-технологических факторов на точность экспериментальной оценки его динамической погрешности. Рассмотрены основные возможные факторы, приводящие к неточности определения данной погрешности при испытании на стенде угловых колебаний

Ключевые слова

Датчик угловой скорости, система ориентации и навигации, динамически настраиваемый гироскоп, динамическая погрешность, стенд угловых колебаний

Поступила 01.04.2022

Принята 29.06.2022

© Автор(ы), 2022

Введение. Постановка задачи. Основой систем управления, ориентации и навигации объектов различных типов являются инерциальные измерители углового движения на базе гироскопических датчиков угловой скорости [1]. В связи с расширением динамического диапазона работы таких си-

стем, применяемых на маневренных летательных аппаратах (ЛА), к датчикам угловой скорости (ДУС) предъявляются непрерывно возрастающие требования по обеспечению работоспособности и повышению их точности [2], особенно при использовании в бесплатформенной инерциальной навигационной системе (БИНС). Существует широкий спектр гироскопов, на основе которых строятся блоки измерителей угловой скорости. В современной прецизионной гироскопии наряду с твердотельными волновыми [3, 4], волоконно-оптическими [4–6] и лазерными [4, 7, 8] гироскопами для построения ДУС используются динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ), поскольку они имеют малые габаритно-массовые характеристики, достаточно высокую точность и относительно просты в изготовлении [9–11].

Одной из особенностей работы ДНГ в режиме ДУС является динамическая погрешность [12–14], обусловленная наличием перекрестных связей между двумя измерительными каналами, которая приводит к большим погрешностям систем ориентации и БИНС высокодинамичных ЛА.

Решение системы уравнений движения ДНГ в режиме ДУС [10] имеет вид

$$\begin{aligned} A(\ddot{\alpha} + \dot{\omega}_x) + H(\dot{\beta} + \omega_y) &= M_x^{DM} + M_x = -K_x W_x(s)\beta + M_x; \\ A(\dot{\beta} + \dot{\omega}_y) - H(\dot{\alpha} + \omega_x) &= M_y^{DM} + M_y, \end{aligned} \quad (1)$$

где A — экваториальный момент инерции ротора; H — кинетический момент ротора гироскопа; α, β — углы отклонения ротора гироскопа относительно корпуса; ω_x, ω_y — проекции абсолютной угловой скорости корпуса на оси x и y ; K_x, K_y и $W_x(s), W_y(s)$ — крутизна и передаточные функции контура обратной связи; M_x и M_y — возмущающие моменты, являющиеся источниками систематического дрейфа гироскопа.

Относительно измеряемых значений угловой скорости решение системы уравнений движения ДНГ в режиме ДУС определяется в операторном виде следующим образом:

$$\begin{aligned} \omega_x^{изм}(s) &= -\frac{M_y^{DM}(s)}{H} = \\ &= \frac{k_y w_y(s)}{\Delta(s)} \left(V_x(s)\omega_x(s) - v_x(s)\omega_y(s) - s_n \omega_y^{DP}(s) - (1 + k_x w_x(s))\omega_x^{DP}(s) \right); \\ \omega_y^{изм}(s) &= \frac{M_x^{DM}(s)}{H} = \\ &= \frac{k_x w_x(s)}{\Delta(s)} \left(v_y(s)\omega_x(s) + V_y(s)\omega_y(s) - (1 + k_y w_y(s))\omega_y^{DP}(s) + s_n \omega_x^{DP}(s) \right), \end{aligned} \quad (2)$$

где $M_x^{Д,М}$ и $M_y^{Д,М}$ — моменты, развиваемые датчиками моментов;

$$\Delta(s) = 1 + s_n^2 + k_x w_x(s) + k_y w_y(s) + k_x w_x(s) k_y w_y(s);$$

$s_n = s / \omega_n$; $\omega_n = H / A$ — нутационная частота гироскопа;

$$\omega_x^{ДР}(s) = -M_y(s) / H; \quad \omega_y^{ДР}(s) = M_x(s) / H;$$

$$v_x(s) = s_n k_x w_x(s); \quad v_y(s) = s_n k_y w_y(s);$$

$$V_x(s) = 1 + s_n^2 + k_x w_x(s); \quad V_y(s) = 1 + s_n^2 + k_y w_y(s);$$

$$k_x w_x(s) = K_x W_x(s) / (Hs); \quad k_y w_y(s) = K_y W_y(s) / (Hs).$$

Из уравнений (2) следуют известные соотношения для установившихся значений $\omega_{x^*}^{ИЗМ}$ и $\omega_{y^*}^{ИЗМ}$ измеряемых угловых скоростей:

$$\omega_{x^*}^{ИЗМ} = \omega_x - \omega_x^{ДР}; \quad \omega_{y^*}^{ИЗМ} = \omega_y - \omega_y^{ДР}.$$

Пусть корпус гироскопа вращается вокруг оси x с угловой скоростью ω_x , тогда соотношения (2) приводятся к виду

$$\begin{aligned} \omega_x^{ИЗМ}(s) &= \frac{k_y w_y(s)}{\Delta(s)} \left(V_x(s) \omega_x(s) - s_n \omega_y^{ДР}(s) - (1 + k_x w_x(s)) \omega_x^{ДР}(s) \right); \\ \omega_y^{ИЗМ}(s) &= \frac{k_x w_x(s)}{\Delta(s)} \left(v_y(s) \omega_x(s) - (1 + k_y w_y(s)) \omega_y^{ДР}(s) + s_n \omega_x^{ДР}(s) \right), \end{aligned} \quad (3)$$

где при отсутствии возмущающих моментов M_x и M_y ортогональная компонента реакции гироскопа $\omega_y^{ИЗМ} = \omega_{y0}^{ИЗМ}$ и представляет собой специфическую динамическую погрешность гироскопа [12, 14], относительная величина которой

$$\Delta W_{y0}^{ИЗМ}(s) = \frac{\omega_{y0}^{ИЗМ}(s)}{\omega_x(s)} = s_n \frac{k_x w_x(s) k_y w_y(s)}{\Delta(s)}. \quad (4)$$

Из основной измерительной компоненты $\omega_x^{ИЗМ} = \omega_{x0}^{ИЗМ}$ при $M_x = M_y = 0$ следует относительная погрешность

$$\Delta W_{x0}^{ИЗМ}(s) = \frac{\omega_{x0}^{ИЗМ}(s)}{\omega_x(s)} - 1 = -\frac{1 + (1 - k_y w_y(s)) s_n^2 + k_x w_x(s)}{\Delta(s)},$$

представляющая собой известную погрешность [15–17], определяемую динамическими свойствами одноконтурной системы.

Отношение измеряемых скоростей $\omega_{y0}^{ИЗМ}(s) / \omega_{x0}^{ИЗМ}(s) = v_y(s) / V_x(s)$ для гироскопа МГ-4 [10] приведено на рис. 1; сравнение дрейфа $\omega_y^{ИЗМ}$ (3) от постоянного и гармонических моментов, амплитуды которых равны амплитудам постоянного момента, — на рис. 2.

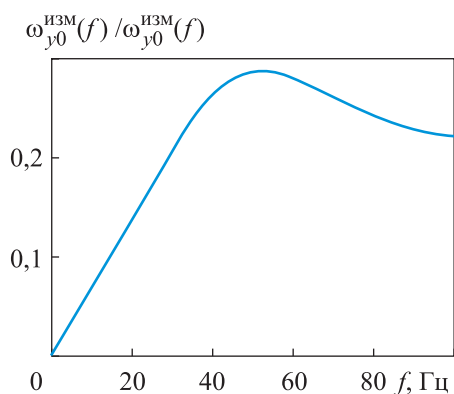


Рис. 1. Зависимость отношения измеряемых по осям x и y угловых скоростей от частоты угловых колебаний

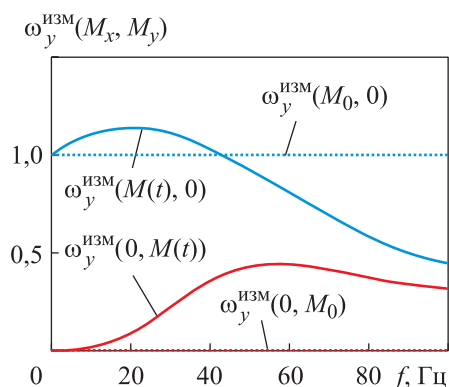


Рис. 2. Зависимости дрейфа угловых скоростей от постоянного и гармонических моментов $M(t) = M_0 \sin(\omega t)$ для различных частот угловых колебаний

Согласно рис. 1, на частоте 50 Гц измеряемая скорость по оси y достигает значения, сопоставимого со значением по оси x , и составляет $\sim 30\%$ ее значения.

Различные реакции измеряемого выходного сигнала по оси y при действии постоянных и циклически изменяющихся моментов по осям x и y приведены на рис. 2. Постоянные моменты, как это следует из общих принципов работы свободного трехстепенного гироскопа, вызывают прецессию ротора гироскопа по оси, ортогональной вектору момента (штриховая), в то время как гармонически меняющиеся моменты вызывают изменение выходного сигнала по обоим каналам (сплошные) на частоте действующих моментов.

При экспериментальном определении динамической погрешности $\Delta W_{y0}^{ИЗМ}$ ДНГ-ДУС на точность измерения неизбежно влияют конкретные конструктивно-технологические факторы, связанные с испытательной аппаратурой, погрешностями гироскопа, параметрами контура обратной связи и точностью его выставки на платформе испытательного стенда. Из уравнений (3) при движении стенда с угловой скоростью ω_x , помимо

основной динамической погрешности $\Delta W_{y0}^{изм}$, следуют дополнительные погрешности ДНГ-ДУС от возмущающих моментов, вызываемых этим движением и определяемых указанными факторами:

$$\begin{aligned} \Delta W_{xM}^{изм}(s) &= \frac{k_y w_y(s)}{\Delta(s)\omega_x(s)} \left(-s_n \omega_y^{дп}(s) - (1 + k_x w_x(s)) \omega_x^{дп}(s) \right); \\ \Delta W_{yM}^{изм}(s) &= \frac{k_x w_x(s)}{\Delta(s)\omega_x(s)} \left(-(1 + k_y w_y(s)) \omega_y^{дп}(s) + s_n \omega_x^{дп}(s) \right). \end{aligned} \quad (5)$$

Зависимость динамической погрешности $\Delta W_{y0}^{изм}$ (3) от частоты угловых колебаний для гироскопа МГ-4 приведена на рис. 3. Параметры гироскопа следующие: $H = 15 \text{ сН} \cdot \text{см} \cdot \text{с}$; $A = 0,014 \text{ сН} \cdot \text{см} \cdot \text{с}^2$; масса ротора $m = 30 \text{ г}$; диапазон измеряемых скоростей $150 \text{ }^\circ/\text{с}$; систематические дрейфы от смещения Δ_z центра масс ротора $\omega_{\Delta_z} = 15 \text{ (}^\circ/\text{ч)/г}$, от квадратурного момента $\omega_{кв} = 15 \text{ (}^\circ/\text{ч)/г}$, от неравножесткости карданного подвеса $\omega_{нж} = 2 \text{ (}^\circ/\text{ч)/г}^2$. В диапазоне значений до 40 Гц с ростом частоты угловых колебаний абсолютное значение динамической погрешности гироскопа увеличивается, достигая недопустимо большого значения 26 % измеряемой угловой скорости. Как отмечено в [14], эта погрешность может быть скомпенсирована, но для этого она должна быть предварительно измерена.

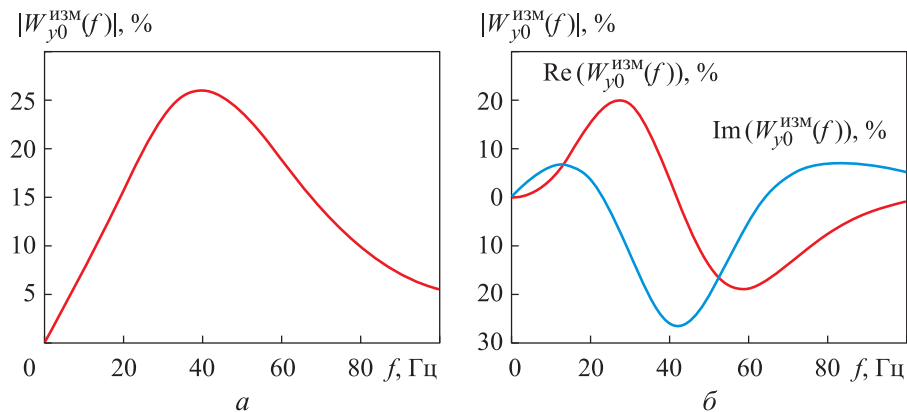


Рис. 3. Зависимость динамической погрешности ДНГ-ДУС от частоты угловых колебаний:

a — абсолютная величина; *б* — действительная и мнимая компоненты

Методика оценки динамической погрешности $\Delta W_y^{изм}$ заключается, как это следует из (4), в измерении компоненты угловой скорости гироскопа по оси y в соответствии с формулой

$$\omega_y^{изм}(s) = \Delta W_y^{изм}(s)\omega_x(s). \quad (6)$$

Практическую оценку динамической погрешности ДНГ-ДУС (рис. 3, а) можно проводить как на поворотных стендах общего назначения [14], так и на специализированных стендах, задавая угловые гармонические колебания корпуса гироскопа и контролируя выходные сигналы гироскопа $\omega_x^{\text{ИЗМ}}$ и $\omega_y^{\text{ИЗМ}}$. Стандартные испытательные стенды обеспечивают достаточную точность задаваемых воздействий, но имеют высокую стоимость, большие габаритные размеры и требуют специального фундамента. В качестве альтернативы на рис. 4 приведена схема конструкции стенда угловых колебаний на упругом подвесе [14], который также может быть использован для экспериментального исследования динамической погрешности ДНГ-ДУС.

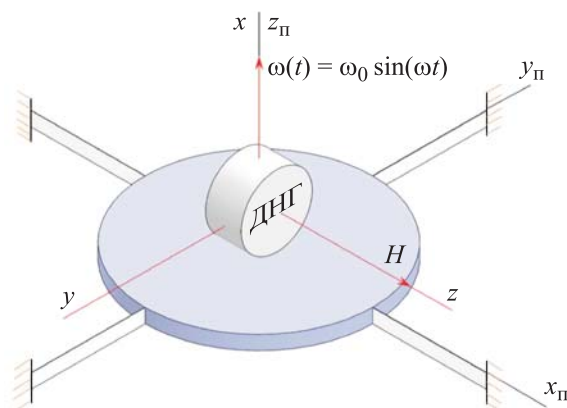


Рис. 4. Схема конструкции стенда угловых колебаний на упругом подвесе

При экспериментальной проверке динамической погрешности ДНГ-ДУС независимо от типа испытательного оборудования необходима оценка влияния на точность определения ее значения основных конструктивно-технологических факторов, связанных с несимметричностью упругомассовых характеристик подвижной части стенда, со смещением центра карданного подвеса гироскопа относительно оси вибраций, с точностью выставки корпуса гироскопа на платформе стенда и др.

Влияние поворота корпуса гироскопа вокруг оси вращения его ротора на оценку динамической погрешности. Оценим влияние дефекта выставки корпуса гироскопа, связанного с его угловым поворотом на угол ψ (рис. 5, а) вокруг оси z вращения ротора, на динамическую погрешность ДНГ-ДУС при экспериментальной проверке. В этом случае динамическая погрешность $\Delta W_{y\psi}^{\text{ИЗМ}}$ определяется соотношением

$$\Delta W_{y\psi}^{\text{ИЗМ}} = \Delta W_{x0}^{\text{ИЗМ}} \sin \psi + \Delta W_{y0}^{\text{ИЗМ}} \cos \psi,$$

которое для малых углов, не превышающих 10° , с точностью до 1,5 % можно переписать в виде

$$\Delta W_{y\psi}^{\text{изм}} = \Delta W_{x0}^{\text{изм}}\psi + \Delta W_{y0}^{\text{изм}}. \quad (7)$$

С ростом угла ψ , согласно (7), ошибка оценки динамической погрешности увеличивается пропорционально из-за компоненты динамической погрешности $\Delta W_{x0}^{\text{изм}}$ основного канала. При $\psi = 5^\circ$ в области частот $f < 60$ Гц значение $(\Delta W_{x0}^{\text{изм}}\psi)$ достигает 13 % (рис. 5, б) задаваемой угловой скорости ω_x и составляет $\sim 50\%$ измеряемой динамической погрешности, что неприемлемо. Для снижения погрешности при установке корпуса гироскопа на платформе стенда достаточно использовать базовые элементы выставки корпуса, точность угловой ориентации которых относительно измерительных осей гироскопа достигает единиц угловых минут.

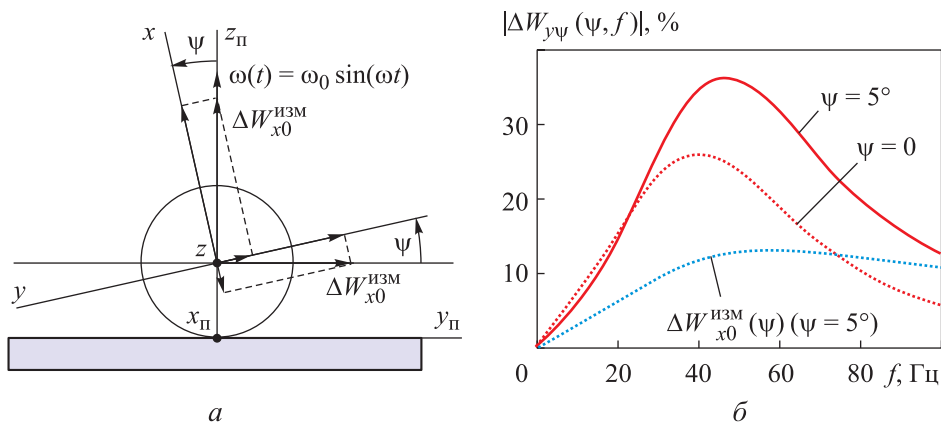


Рис. 5. Влияние поворота корпуса гироскопа на неточность оценки динамической погрешности при его повороте вокруг оси вращения ротора (а) и с учетом угла ψ (б)

Влияние смещения центра карданного подвеса гироскопа относительно оси угловых вибраций испытательного стенда. Для оценки влияния несовпадения центра $O_{ц}$ упругого карданного подвеса гироскопа с осью $z_{п}$ угловых колебаний стенда рассмотрим два случая:

- 1) смещение центра карданного подвеса в плоскости вращения платформы стенда (рис. 6, а), при этом ось z вращения ротора гироскопа отклонена от оси платформы $x_{п}$ на угол ϕ_1 ;
- 2) смещение центра карданного подвеса в вертикальной плоскости (рис. 6, б), при этом ось z вращения ротора гироскопа отклонена от оси платформы $x_{п}$ на угол ϕ_2 .

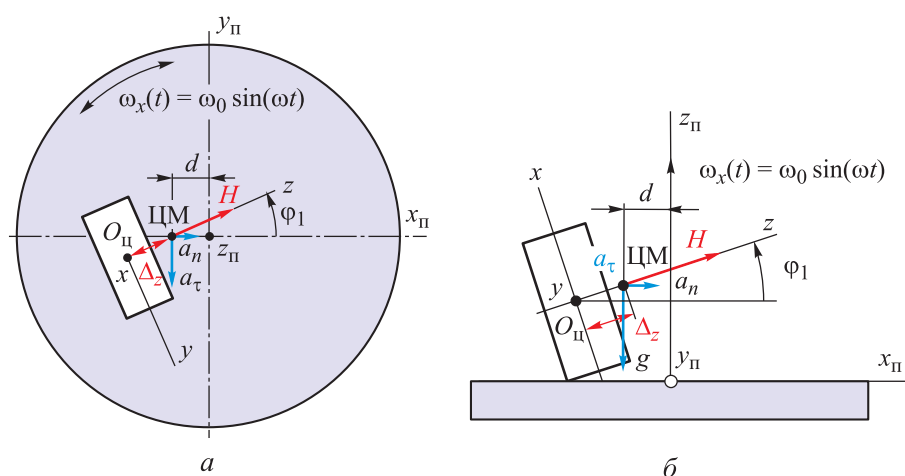


Рис. 6. Смещения центра карданного подвеса относительно оси колебаний в плоскости вращения платформы (а) и вертикальной плоскости (б) (ЦМ — центр масс ротора)

Смещения центра масс ротора гироскопа на Δ_z относительно центра упругого карданного подвеса и на d относительно оси колебаний платформы $z_{\text{П}}$ показаны на рис. 6.

Пусть платформа стенда колеблется вокруг оси $z_{\text{П}}$ с угловой скоростью

$$\omega_x(t) = \omega_0 \sin(\omega t), \quad (8)$$

где $\omega_0 = \gamma_0 \omega$ — амплитуда угловой скорости; γ_0 и ω — амплитуда и частота угловых колебаний. Из рис. 6 следует, что на ротор гироскопа действуют ускорения: центростремительное a_n , тангенциальное a_τ и свободного падения,

$$\begin{aligned} a_n(t) &= d(\omega_x(t))^2 = d\omega_0^2 \sin^2(\omega t); \\ a_\tau(t) &= d(\dot{\omega}_x(t)) = d\omega\omega_0 \cos(\omega t). \end{aligned} \quad (9)$$

При колебаниях платформы с амплитудой $\omega_0 \leq 50$ °/с максимальное значение центростремительного ускорения a_n не превышает $8 \cdot 10^{-3}$ м/с², что позволяет при дальнейших расчетах пренебречь влиянием этой компоненты по сравнению с a_τ , так как в частотном диапазоне 10...100 Гц центростремительное ускорение a_n на два порядка меньше тангенциального a_τ .

Влияние смещения центра карданного подвеса в горизонтальной плоскости. В соответствии с рис. 6, а и полагая, что $\varphi_1 \ll 1$, проекции ускорений $a_x(t)$, $a_y(t)$ и $a_z(t)$, действующих на оси x , y и z гироскопа, и их комби-

нации $a_x(t)a_z(t)$ и $a_y(t)a_z(t)$, определяющие дрейф ДНГ от неравножесткости, пренебрегая гармоникой выше первой, определяются соотношениями:

$$\begin{aligned} a_x(t) &= -g; \\ a_y(t) &= a_\tau \cos \varphi_1 \approx d\omega\omega_0 \cos(\omega t); \\ a_z(t) &= -a_\tau \sin \varphi_1 \approx -d\varphi_1\omega\omega_0 \cos(\omega t); \\ a_{xz}(t) &= a_x(t)a_z(t) = gd\varphi_1\omega\omega_0 \cos(\omega t); \\ a_{yz}(t) &= a_y(t)a_z(t) = -0,5\varphi_1d^2\omega^2\omega_0^2 \end{aligned}$$

или в операторной форме

$$\begin{aligned} a_x(s) &= -g/s; \\ a_y(s) &= ds\omega_x(s); \\ a_z(s) &= -d\varphi_1s\omega_x(s); \\ a_{xz}(s) &= gd\varphi_1s\omega_x(s); \\ a_{yz}(s) &= -0,5\varphi_1d^2\omega^2\omega_0^2/s. \end{aligned}$$

Эти ускорения и их комбинации являются причиной возникновения следующих возмущающих моментов [18], действующих на ротор гироскопа:

– квадратурных моментов

$$\begin{aligned} M_{x1}^{KB}(s) &= mqa_x(s); \\ M_{y1}^{KB}(s) &= mqa_y(s), \end{aligned}$$

где q — коэффициент квадратурного момента;

– моментов от смещения Δ_z центра масс ротора относительно центра карданного подвеса гироскопа

$$\begin{aligned} M_{x1}^{\Delta z}(s) &= m\Delta_z a_y(s); \\ M_{y1}^{\Delta z}(s) &= -m\Delta_z a_x(s); \end{aligned}$$

– моментов от неравножесткости карданного подвеса гироскопа

$$\begin{aligned} M_{x1}^{HJ}(s) &= m^2\Delta_{HJ}a_{yz}(s); \\ M_{y1}^{HJ}(s) &= -m^2\Delta_{HJ}a_{xz}(s), \end{aligned}$$

где $\Delta_{HJ} = 1/K_p - 1/K_z$ — коэффициент неравножесткости карданного подвеса (K_p, K_z — линейные жесткости упругого карданного подвеса вдоль радиальных осей и оси вращения z).

Полученные возмущающие моменты, возникающие при угловых колебаниях платформы, вызывают дрейф гироскопа по осям x , y :

$$\begin{aligned}\omega_{x1}^{др}(s) &= -\frac{M_y(s)}{H} = -\omega_{\Delta z} \frac{1}{s} - (\omega_{кв} - \omega_{нж}\varphi_1) \frac{d}{g} s\omega_x(s); \\ \omega_{y1}^{др}(s) &= \frac{M_x(s)}{H} = -\left(\omega_{кв} + \omega_{нж} \frac{\varphi_1 d^2 \omega^2 \omega_0^2}{2g^2}\right) \frac{1}{s} + \omega_{\Delta z} \frac{d}{g} s\omega_x(s).\end{aligned}\quad (10)$$

Поскольку в соответствии с (6) при оценке динамической погрешности определяется угловая скорость $\omega_y^{изм}$ на частоте ω угловых колебаний, то ошибку оценки динамической погрешности от возмущающих моментов $\Delta W_{yM}^{изм}(s)$ вызывает только циклически изменяющаяся составляющая дрейфа гироскопа (10), которая пропорциональна $\omega_x(s)$:

$$\begin{aligned}\Delta W_{yM}^{изм}(s) &= \frac{\omega_y^{изм}(s)}{\omega_x(s)} = \\ &= \left(-\left(1 + k_y w_y(s)\right)\omega_{\Delta z} - s_n \left(\omega_{кв} - \omega_{нж}\varphi_1\right)\right) \frac{dk_x w_x(s)s}{g\Delta(s)}.\end{aligned}\quad (11)$$

Влияние смещения центра карданного подвеса в вертикальной плоскости. В соответствии с рис. 6, б и полагая, как и в предыдущем случае, $\varphi_2 \ll 1$, проекции ускорений $a_x(t)$, $a_y(t)$ и $a_z(t)$, действующих на оси x , y и z гироскопа, и их комбинации $a_x(t)$, $a_z(t)$ и $a_y(t)$, $a_z(t)$, определяющие дрейф ДНГ от неравновесности, пренебрегая гармоникой выше первой, определяются соотношениями:

$$\begin{aligned}a_x(t) &= -g \cos \varphi_2 \approx -g; \\ a_y(t) &= a_\tau(t) \approx d\omega\omega_0 \cos(\omega t); \\ a_z(t) &= -gs \sin \varphi_2 \approx -g\varphi_2; \\ a_{xz}(t) &= a_x(t) a_z(t) = g^2\varphi_2; \\ a_{yz}(t) &= a_y(t) a_z(t) = -gd\varphi_2\omega\omega_0 \cos(\omega t)\end{aligned}$$

или в операторной форме

$$\begin{aligned}a_x(s) &= -g/s; \\ a_y(s) &= ds\omega_x(s); \\ a_z(s) &= -g\varphi_2/s; \\ a_{xz}(s) &= g^2\varphi_2/s; \\ a_{yz}(s) &= -gd\varphi_2s\omega_z(s).\end{aligned}$$

Аналогично предыдущему случаю под действием этих моментов возникают возмущающие моменты:

– квадратурные моменты

$$M_{x2}^{KB}(s) = mqa_x(s);$$

$$M_{y2}^{KB}(s) = mqa_y(s);$$

– моменты от смещения Δ_z центра масс ротора относительно центра карданного подвеса гироскопа

$$M_{x2}^{\Delta z}(s) = m\Delta_z a_y(s);$$

$$M_{y2}^{\Delta z}(s) = -m\Delta_z a_x(s);$$

– моменты от неравножесткости карданного подвеса гироскопа

$$M_{x2}^{HЖ}(s) = m^2\Delta_{HЖ} a_{yz}(s);$$

$$M_{y2}^{HЖ}(s) = -m^2\Delta_{HЖ} a_{xz}(s).$$

Полученные возмущающие моменты, возникающие при угловых колебаниях платформы, вызывают, как и в предыдущем случае, дрейф гироскопа по осям x , y :

$$\omega_{x2}^{др}(s) = -\frac{M_y(s)}{H} = -(\omega_{\Delta z} - \omega_{HЖ}\varphi_2) \frac{1}{s} - \omega_{KB} \frac{d}{g} s\omega_x(s);$$

$$\omega_{y2}^{др}(s) = \frac{M_x(s)}{H} = -\omega_{KB} \frac{1}{s} + (\omega_{\Delta z} - \omega_{HЖ}\varphi_2) \frac{d}{g} s\omega_x(s).$$

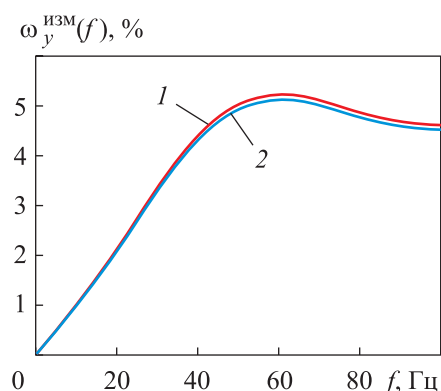
По аналогии с предыдущим случаем, учитывая, что в соответствии с (6) при оценке динамической погрешности определяется угловая скорость $\omega_y^{изм}$ на частоте ω угловых колебаний, ошибка оценки динамической погрешности от возмущающих моментов $\Delta W_{yM}^{изм}(s)$, пропорциональна $\omega_x(s)$:

$$\begin{aligned} \Delta W_{yM}^{изм}(s) &= \frac{\omega_y^{изм}(s)}{\omega_x(s)} = \\ &= \frac{d k_x w_x(s) s}{g \Delta(s)} \left(-(1 + k_y w_y(s)) (\omega_{\Delta z} - \omega_{HЖ}\varphi_2) - s_n \omega_{KB} \right). \end{aligned} \quad (12)$$

Подставляя в выражения (11) и (12) конкретные характеристики гироскопа МГ-4 при угловых колебаниях платформы стенда в диапазоне значений частоты 0...100 Гц с амплитудой $\omega_0 = 50$ °/с и следующих дефектах установки корпуса гироскопа: $d = 1$ см, $\varphi_1 = \varphi_2 = 10''$, получаем значения измеряемых угловых скоростей $\omega_y^{изм}$, графики которых приве-

дены на рис. 7. В обоих случаях при колебаниях платформы с амплитудой $\omega_0 = 50$ °/с рассмотренные факторы неточности выставки гироскопа вызывают дополнительную амплитуду дрейфа, не превышающую 5,3 °/ч, что соответствует ошибке оценки динамической погрешности, не превышающей $1 \cdot 10^{-2}$ %.

Рис. 7. Дрейф гироскопа МГ-4 в результате смещений центра карданного подвеса в плоскости вращения платформы (1) и в вертикальной плоскости (2)



Заключение. В результате экспериментального исследования влияния основных конструктивно-технологических факторов на динамическую погрешность двухкомпонентного датчика угловой скорости (на примере ДНГ типа МГ-4) выявлено, что практически все рассмотренные дефекты выставки гироскопа на платформе испытательного стенда несущественно влияют на точность определения ее значения.

Исключение составляет дефект выставки корпуса гироскопа, определяемый его поворотом вокруг оси вращения ротора на угол ψ , который при значении 5° может привести к 50%-ной ошибке (7) оценки динамической погрешности. Для уменьшения указанной погрешности до приемлемого уровня достаточно при установке гироскопа на платформе стенда использовать базовые элементы точной выставки корпуса.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Пельпор Д.С., ред. Гироскопические системы. М., Высшая школа, 1988.
- [2] Пельпор Д.С., Осокин Ю.А., Рахтеенко Е.Р. Гироскопические приборы систем ориентации и стабилизации. М., Машиностроение, 1977.
- [3] Волчихин И.А., Волчихин А.И., Малютин Д.М. и др. Волновые твердотельные гироскопы (аналитический обзор). *Известия ТулГУ. Технические науки*, 2017, № 9-2, с. 59–78.
- [4] Королёв М.Н., Малютин Д.М. Анализ технических характеристик чувствительных элементов индикаторных гироскопических стабилизаторов. *Известия ТулГУ. Технические науки*, 2019, № 8, с. 30–46.

- [5] Шереметьев А.Г. Волоконно-оптический гироскоп. М., Радио и связь, 1987.
- [6] Филатов Ю.В. Волоконно-оптический гироскоп. СПб., Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2003.
- [7] Лукьянов Д., Филатов Ю., Голяев Ю. и др. 50 лет лазерному гироскопу. Часть 2. *Фотоника*, 2014, № 2, с. 20–37.
- [8] Бычков С.И., Лукьянов Д.П., Бакаляр А.И. Лазерный гироскоп. М., Советское радио, 1975.
- [9] Пельпор Д.С., Матвеев В.А., Арсеньев В.Д. Динамически настраиваемые гироскопы. М., Машиностроение, 1988.
- [10] Матвеев В.А., Подчерцев В.П., Фатеев В.В. Гироскопические стабилизаторы на динамически настраиваемых вибрационных гироскопах. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.
- [11] Брозгуль Л.И. Динамически настраиваемые гироскопы. М., Машиностроение, 1989.
- [12] Одинцов А.А. Динамически настраиваемые гироскопы. Киев, УМК ВО, 1992.
- [13] Подчерцев В.П., Нгуен Д.З. Повышение динамической точности гироскопа с внутренним упругим карданным подвесом в режиме датчика угловой скорости. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2021, № 4 (137), с. 188–207. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3933-2021-4-188-207>
- [14] Подчерцев В.П., Нгуен Д.З. Вопросы синтеза и практической оценки погрешности компенсационного режима двухкомпонентного гироскопа. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 9, с. 108–116. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2021-9-108-116>
- [15] Одинцов А.А. Теория и расчет гироскопических приборов. Киев, Высшая школа, 1985.
- [16] Ривкин С.С. Расчет динамических погрешностей гироскопических устройств на качающемся основании. Ленинград, ЦНИИ Румб, 1991.
- [17] Коновалов С.Ф., Никитин Е.А., Селиванова Л.М. Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем. М., Высшая школа, 1980.
- [18] Подчерцев В.П., Тан С., Цинь Ц. Компоненты модели погрешностей динамически настраиваемого гироскопа. *Авиакосмическое приборостроение*, 2015, № 1, с. 8–18.

Подчерцев Виктор Павлович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Нгуен Динь Зуй — аспирант кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Подчерзцев В.П., Нгуен Д.З. Оценка влияния факторов эксперимента при исследовании динамической погрешности двухкомпонентного датчика угловой скорости. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2022, № 4 (141), с. 92–107. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3933-2022-4-92-107>

**EVALUATION OF THE EXPERIMENT FACTORS INFLUENCE
IN STUDYING DYNAMIC ERROR OF THE TWO-COMPONENT
ANGULAR RATE SENSOR**

V.P. Podchezertsev

victor.podchezertsev@bmstu.ru

D.D. Nguyen

ariolvietnam@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

Angular rate sensors are widely used in various technology areas, especially in aviation and rocket technologies. Angular rate sensors are installed in aircraft stabilization, orientation and navigation systems to determine the object angular position and control. In addition, they could be introduced in the automatic control systems of a moving object to enter a signal proportional to the angular rate in the control function or to damp the object oscillations occurring under the action of angular or linear overloads. Various design schemes of angular rate sensors are currently known to perform their functionality with required accuracy in the given frequency range. For them, the influence of design parameters and feedback loop on the accuracy of a device under conditions of dynamic operational influences was studied sufficiently. Biaxial angular rate sensor built on the basis of a dynamically tuned gyroscope was considered, and the influence of various design and technological factors on the experimental estimated accuracy of its dynamic error was studied. Main probable factors leading to inaccuracies in determining this error in testing on the angular oscillations bench were considered

Keywords

Angular rate sensor, orientation and navigation system, dynamically tuned gyroscope, dynamic error, angular oscillations bench

Received 01.04.2022

Accepted 29.06.2022

© Author(s), 2022

REFERENCES

[1] Pelpor D.S., ed. *Giroskopicheskie sistemy [Gyroscopic systems]*. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1988.

- [2] Pelpor D.S., Osokin Yu.A., Rakhtenko E.R. *Giroskopicheskie pribory sistem orientatsii i stabilizatsii* [Gyroscopic devices of orientation and stabilization systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977.
- [3] Volchikhin I.A., Volchikhin A.I., Malyutin D.M., et al. Wave solid-state gyroscopes (analytical review). *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki* [News of the Tula State University. Technical Sciences], 2017, no. 9-2, pp. 59–78 (in Russ.).
- [4] Korolev M.N., Malyutin D.M. Analysis of the technical characteristics of sensitive elements of indicator gyroscopic stabilizers. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki* [News of the Tula State University. Technical Sciences], 2019, no. 8, pp. 30–46 (in Russ.).
- [5] Sheremetyev A.G. *Volokonno-opticheskiy giroskop* [Fiber-optic gyroscope]. Moscow, Radio i svyaz Publ., 1987.
- [6] Filatov Yu.V. *Volokonno-opticheskiy giroskop*. St. Petersburg, SPbSETU “LETI” Publ., 2003.
- [7] Lukyanov D., Filatov Yu., Golyaev Yu., et al. [Laser gyroscope is 50 years old. Part 2]. *Fotonika* [Photonics Russia], 2014, no. 2, pp. 20–37 (in Russ.).
- [8] Bychkov S.I., Lukyanov D.P., Bakalyar A.I. *Lazernyy giroskop* [Laser gyroscope]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1975.
- [9] Pelpor D.S., Matveev V.A., Arsenyev V.D. *Dinamicheski nastraivaemye giroskopy* [Dynamic tuned gyroscopes]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988.
- [10] Matveev V.A., Podchertsev V.P., Fateev V.V. *Giroskopicheskie stabilizatory na dinamicheski nastraivaemykh vibratsionnykh giroskopakh* [Gyroscopic stabilizers on dynamically tuned vibration gyroscopes]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2005.
- [11] Brozgul L.I. *Dinamicheski nastraivaemye giroskopy* [Dynamically tuned gyroscopes]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989.
- [12] Odintsov A.A. *Dinamicheski nastraivaemye giroskopy* [Dynamically tuned gyroscopes]. Kiev, UMK VO Publ., 1992.
- [13] Podchertsev V.P., Nguen D.D. Increasing the dynamic accuracy of a gyroscope with internal elastic gimbal in the angular rate sensor mode. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2021, no. 4 (137), pp. 188–207 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3933-2021-4-188-207>
- [14] Podchertsev V.P., Nguen D.D. Issues of synthesis and practical evaluation of the compensation mode error of a two-component gyroscope. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2021, no. 9, pp. 108–116 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2021-9-108-116>
- [15] Odintsov A.A. *Teoriya i raschet giroskopicheskikh priborov* [Theory and calculation of gyroscopic devices]. Kiev, Vysshaya shkola Publ., 1985.
- [16] Rivkin S.S. *Raschet dinamicheskikh pogreshnostey giroskopicheskikh ustroystv na kachayushchemsya osnovanii* [Calculation of dynamic errors in gyroscopic devices on a swinging base]. Leningrad, TsNII Rumb Publ., 1991.

[17] Konovalov S.F., Nikitin E.A., Selivanova L.M. *Giroskopicheskie sistemy. Proektirovanie giroskopicheskikh system* [Gyroscopic systems. Design of gyroscopic systems]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1980.

[18] Podchezertsev V.P., Tan S., Tsin Ts. Components of model of drift dynamically tuned gyro. *Aviakosmicheskoe priborostroenie* [Aerospace Instrument-Making], 2015, no. 1, pp. 8–18 (in Russ.).

Podchezertsev V.P. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Instruments and Systems of Orientation, Stabilization and Navigation, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Nguyen D.D. — Post-Graduate Student, Department of Instruments and Systems of Orientation, Stabilization and Navigation, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Podchezertsev V.P., Nguyen D.D. Evaluation of the experiment factors influence in studying dynamic error of the two-component angular rate sensor. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2022, no. 4 (141), pp. 92–107 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3933-2022-4-92-107>