

УДК 531.282

doi: 10.18698/0536-1044-2021-9-108-116

Вопросы синтеза и практической оценки погрешности компенсационного режима двухкомпонентного гироскопа

В.П. Подчерзцев, Д.З. Нгуен

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Issues of Synthesis and Practical Evaluation of the Compensation Mode Error of a Two-Component Gyroscope

V.P. Podchertzsev, D.D. Nguyen

Bauman Moscow State Technical University

Приведены результаты исследования характеристик различных динамически настраиваемых гироскопов, работающих в режиме датчика угловой скорости, являющейся переменной величиной. Определена зависимость динамической погрешности датчика угловой скорости от амплитуды и частоты угловых колебаний корпуса гироскопа. Проанализирован вопрос методического и аппаратного обеспечения оценки динамической погрешности динамически настраиваемого гироскопа в режиме датчика угловой скорости с целью снижения ее влияния на эксплуатационные характеристики прибора. Для обеспечения экспериментального исследования и практической оценки динамической погрешности динамически настраиваемого гироскопа в режиме датчика угловой скорости предложен вариант конструкции стенда угловых колебаний, разработаны требования к нему и рассчитаны его упругомассовые характеристики.

Ключевые слова: динамически настраиваемый гироскоп, датчик угловой скорости, динамическая погрешность, стенд угловых колебаний

The paper introduces the results of studying the characteristics of various dynamically tuned gyroscopes operating in the mode of a variable rate sensor. Within the study, we determined the dependence of the dynamic error of the rate sensor on the amplitude and frequency of angular oscillations of the gyroscope body. We analyzed the methodological and hardware support for evaluating the dynamic error of a dynamically tuned gyroscope — the rate sensor in order to reduce its influence on the operational characteristics of the device. To experimentally research and practically evaluate the dynamic error of the dynamically tuned gyroscope - the rate sensor, we proposed a design of the rotary vibration test bench, developed requirements for it, and calculated its elastic-mass characteristics.

Keywords: dynamically tuned gyroscope, rate sensor, dynamic error, rotary vibration test bench

Динамические воздействия, в условиях которых работают системы ориентации и навигации, диктуют высокие требования к массогабаритным характеристикам и точности гироскопических приборов. Так как этим требованиям

в достаточной степени соответствуют динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ), их широко используют в качестве чувствительных элементов бесплатформенных навигационных систем и систем ориентации [1–6].

Теоретические исследования показывают, что, как и у некоторых типов двухкомпонентных гироскопов (в частности, Gyroflex), роторных вибрационных гироскопов «Виброротор» и астатического гироскопа с контуром обратной связи, работа ДНГ в компенсационном режиме — режиме датчика угловой скорости (ДУС) сопровождается взаимовлиянием каналов.

Это явление связано с одновременным действием инерционных и гироскопических моментов по каждой из взаимно ортогональных осей [7], вследствие чего вращение вокруг одной из них с переменной угловой скоростью приводит к появлению паразитного сигнала в ортогональном канале ДНГ. Данная особенность накладывает определенные эксплуатационные ограничения на такой тип гироскопов и требует соответствующей оценки на этапе изготовления и приемосдаточных испытаний для формирования алгоритмов компенсации с целью повышения точности ДНГ.

Чтобы практически проверить перекрестную чувствительность двухкомпонентного гироскопического ДУС, необходимо согласовать его по параметрам с контрольно-испытательной аппаратурой [8–10].

Цель работы — исследование зависимости перекрестной погрешности ДНГ в режиме ДУС от угловых колебаний его корпуса для разработки основных требований к контрольно-испытательному оборудованию при экспериментальной проверке этой погрешности.

Уравнения движения ДНГ в режиме ДУС. Согласно работе [6], уравнения движения ДНГ в режиме ДУС имеют вид

$$\begin{cases} A(\ddot{\alpha} + \dot{\omega}_x) + H(\dot{\beta} + \omega_y) = M_x + M_x^{DM}; \\ A(\ddot{\beta} + \dot{\omega}_y) - H(\dot{\alpha} + \omega_x) = M_y + M_y^{DM}. \end{cases} \quad (1)$$

Здесь A и H — экваториальный момент инерции и кинетический момент ротора ДНГ; α и β — углы отклонения ротора ДНГ по осям x и y относительно корпуса; ω_x и ω_y — проекции абсолютной угловой скорости корпуса на оси x и y ; M_x и M_y — возмущающие моменты, приложенные к ротору гироскопа по осям x и y ; $M_x^{DM} = K_x^{DM} J_x$ и $M_y^{DM} = K_y^{DM} J_y$ — моменты обратной связи по осям x и y , K_x^{DM} и K_y^{DM} — крутизны датчиков момента (ДМ) по осям x и y ; J_x и J_y — токи в обмотках ДМ по осям x и y , $J_x = -K_x^{YC} W_x(p) K_y^{DY} \beta$, $J_y = K_y^{YC} W_y(p) K_x^{DY} \alpha$ (K_x^{YC} , K_y^{YC} и K_x^{DY} , K_y^{DY} — крутизны усилителей обратной связи (УОС) и датчиков угла (ДУ)

по осям x и y ; $W_x(p)$ и $W_y(p)$ — передаточные функции УОС.

Структурная схема ДНГ в режиме ДУС, построенная в соответствии с уравнениями (1), приведена на рис. 1.

При отсутствии возмущающих моментов после преобразования по Лапласу система уравнений (1) приобретает вид

$$\begin{cases} As^2\alpha(s) + [Hs + K_x W_x(s)]\beta(s) = \\ = -As\omega_x(s) - H\omega_y(s); \\ -[Hs + K_y W_y(s)]\alpha(s) + As^2\beta(s) = \\ = H\omega_x(s) - As\omega_y(s), \end{cases} \quad (2)$$

где: s — оператор Лапласа; K_x , K_y — крутизны контуров обратной связи, $K_x = K_y^{DY} K_x^{YC} K_x^{DM}$, $K_y = K_x^{DY} K_y^{YC} K_y^{DM}$.

Из системы (2) углы отклонения ротора гироскопа относительно корпуса определяются как

$$\begin{cases} \alpha(s) = \frac{1}{\Delta_0(s)} [-V_x(s)\omega_x(s) + V_{xy}(s)\omega_y(s)]; \\ \beta(s) = \frac{1}{\Delta_0(s)} [-V_{yx}(s)\omega_x(s) - V_y(s)\omega_y(s)], \end{cases} \quad (3)$$

где

$$\begin{aligned} \Delta_0(s) &= A^2 s^4 + [Hs + K_x W_x(s)][Hs + K_y W_y(s)]; \\ V_x(s) &= A^2 s^3 + H^2 s + H K_x W_x(s); \\ V_{xy}(s) &= K_x W_x(s) A s; \quad V_{yx}(s) = K_y W_y(s) A s; \\ V_y(s) &= A^2 s^3 + H^2 s + H K_y W_y(s). \end{aligned}$$

Компоненты измеряемой угловой скорости корпуса формируются следующим образом:

$$\begin{cases} \omega_x^{изм}(s) = \frac{-K_y^{DM} J_y(s)}{H} = \\ = \frac{K_y W_y(s)}{H \Delta_0(s)} [V_x(s)\omega_x(s) - V_{xy}(s)\omega_y(s)]; \\ \omega_y^{изм}(s) = \frac{K_x^{DM} J_x(s)}{H} = \\ = \frac{K_x W_x(s)}{H \Delta_0(s)} [V_{yx}(s)\omega_x(s) + V_y(s)\omega_y(s)]. \end{cases} \quad (4)$$

Согласно соотношениям (3), (4), углы α и β отклонения ротора гироскопа относительно корпуса и компоненты измеряемой угловой скорости $\omega_x^{изм}$ и $\omega_y^{изм}$ зависят от проекций входной угловой скорости ω_x и ω_y , что свидетельствует о взаимовлиянии каналов.

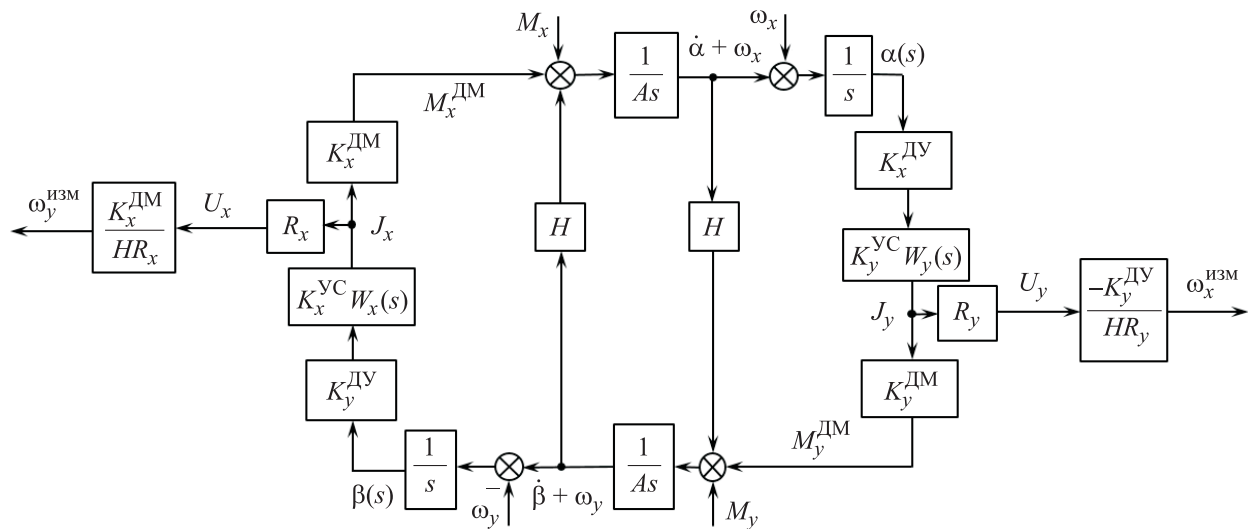


Рис. 1. Структурная схема ДНГ в режиме ДУС

ДНГ в режиме ДУС представляет собой автоматическую систему регулирования, поэтому одной из важных задач при его проектировании является формирование контуров обратной связи, обеспечивающих требуемые запасы устойчивости и качество переходных процессов. Передаточная функция контуров обратной связи ДНГ в режиме ДУС имеет вид [11]

$$W(s) = K \frac{T_1 s + 1}{T_1 s (T_2 s + 1)^2},$$

где K — крутизна контура обратной связи; T_1 и T_2 — постоянные времени звеньев передаточной функции.

Далее будем полагать, что параметры гироскопов и контуров обратной связи по каналам x и y идентичны. В табл. 1 приведены основные

параметры некоторых известных ДНГ и их контуров обратной связи.

В качестве примера формирования контура обратной связи на рис. 2 приведены результаты моделирования амплитудно-частотной характеристики (АЧХ), а также переходных процессов для гироскопа МГ-4 в режиме ДУС.

Как видно из рис. 2, а, при угловых колебаниях корпуса гироскопа динамическая погрешность имеет место, как в основном канале, так и в ортогональном вследствие взаимовлияния измерительных каналов, что недопустимо для прецизионного измерителя угловой скорости. Эта погрешность растет с увеличением частоты входной угловой скорости (рис. 2, б). В частности, на частоте 70 Гц амплитуда погрешности в ортогональном канале достигает 41,7% от входной угловой скорости.

Таблица 1

Основные параметры ДНГ

Параметр	Марка ДНГ				
	ГВК-3	ГВК-6	ГВК-16	МГ-4	КИНД 05-91
Экваториальный момент инерции ротора A , Н·м·с ²	$16,9 \cdot 10^{-6}$	$9,5 \cdot 10^{-6}$	$10,65 \cdot 10^{-7}$	$5 \cdot 10^{-7}$	$8,75 \cdot 10^{-7}$
Кинетический момент ротора H , Н·м·с	$280 \cdot 10^{-4}$	$200 \cdot 10^{-4}$	$15 \cdot 10^{-4}$	$15 \cdot 10^{-4}$	$43,6 \cdot 10^{-4}$
Диапазон измеряемой угловой скорости, град/с	–	±6	±300	±150	±10
Крутизна ДУ $K^{ДУ}$, В/рад	8,6	15,5	8,6	6,0	8,3
Крутизна ДМ $K^{ДМ}$, (Н·м)/А	$2,5 \cdot 10^{-1}$	$9,2 \cdot 10^{-3}$	$1,3 \cdot 10^{-2}$	$1,3 \cdot 10^{-2}$	$1,2 \cdot 10^{-2}$
Крутизна УС $K^{УС}$, А/В	4,5	30,0	5,0	4,0	35,0
Постоянные времени, с:					
T_1	$2 \cdot 10^{-2}$	$5 \cdot 10^{-2}$	$3 \cdot 10^{-2}$	$1,5 \cdot 10^{-2}$	$1 \cdot 10^{-1}$
T_2	$1 \cdot 10^{-3}$	$8 \cdot 10^{-4}$	$15 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-3}$	$6 \cdot 10^{-4}$

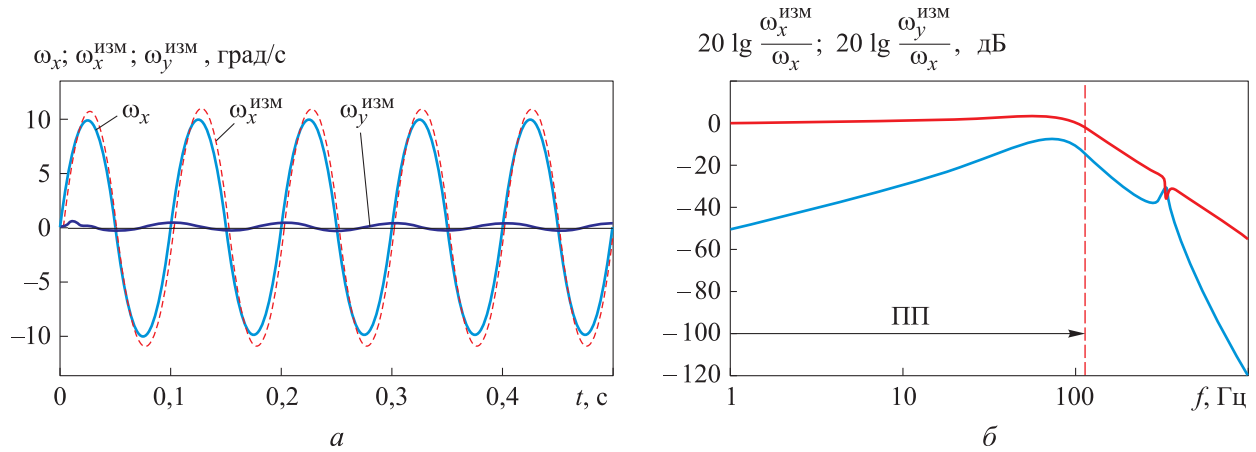


Рис. 2. Результаты моделирования ДУС на основе гироскопа МГ-4 при угловых колебаниях с амплитудой $\gamma = 0,16^\circ$ и частотой $f = 10$ Гц: а — зависимости угловых скоростей $\omega_x, \omega_x^{изм}, \omega_y^{изм}$ от времени; б — АЧХ основного (—) и ортогонального (—) каналов; ПП — полоса пропускания

Согласно структурной схеме, приведенной на рис. 1, измеряемые значения угловых скоростей $\omega_x^{изм}$ и $\omega_y^{изм}$ определяются токами, протекающими в обмотках ДМ или напряжениями на измерительных резисторах каналов x и y . В качестве примера на рис. 3 показаны значения напряжений на измерительных резисторах (с сопротивлениями $R_x = R_y = 100$ Ом) при колебаниях корпуса гироскопа (см. рис. 1 и 2, а).

Зависимость перекрестной погрешности ДНГ в режиме ДУС от амплитуды и частоты угловых колебаний его корпуса. При вращении корпуса гироскопа вокруг оси x с угловой скоростью ω_x величина $\omega_x^{изм}$ в первом уравнении системы (4) представляет собой измеряемую угловую скорость в основном канале, а $\omega_y^{изм}$ — погрешность, возникающую в ортогональном канале ДУС от входной угловой скорости ω_x . Из второго уравнения системы (4) получаем

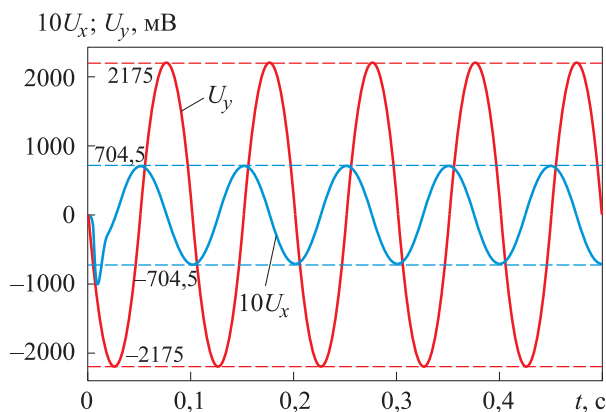


Рис. 3. Зависимость выходных напряжений U_x, U_y ДНГ в режиме ДУС от времени t

$$\omega_y^{изм}(s) = \frac{KW(s)}{H} \frac{KW(s)As}{A^2s^4 + [Hs + KW(s)]^2} \omega_x(s).$$

Диапазоны измеряемых угловых скоростей различных типов ДНГ в режиме ДУС отличаются друг от друга, поэтому при практическом измерении динамической погрешности необходимо учитывать зависимость задаваемой угловой скорости от амплитуды и частоты колебаний, чтобы она не превысила максимальную измеряемую угловую скорость испытываемого гироскопа.

При угловых колебаниях корпуса гироскопа вокруг оси x по закону $\gamma_x(t) = \gamma \sin \omega t$ угловая скорость корпуса по этой оси определяется как

$$\omega_x(t) = \dot{\gamma}_x(t) = \gamma \omega \cos \omega t = \omega_{x0} \cos \omega t, \quad (5)$$

где $\omega_{x0} = \gamma \omega$ — амплитуда задаваемой угловой скорости.

Поскольку амплитуда задаваемой угловой скорости не должна превышать максимальное значение измеряемой угловой скорости (т. е. $\omega_{x0} \leq \omega_{max}$), имеем

$$\gamma \leq \omega_{max} / \omega. \quad (6)$$

Выходное напряжение ДНГ в ортогональном канале, пропорциональное измеряемой угловой скорости $\omega_y^{изм}$ и определяющее динамическую погрешность, в соответствии с выражением (4) и рис. 1, рассчитывается как

$$U_x = J_x R_x = \left| K^{ДУ} K^{УС} W(s) \frac{KW(s)As}{A^2s^4 + [Hs + KW(s)]^2} \right| \omega_{x0} R_x.$$

Для измерения напряжения U_x с относительной погрешностью $\Delta_{\text{отн}} \leq 1\%$, желательно, чтобы оно, как минимум, на два порядка [12] было больше разрешения U_{min} аналого-цифрового преобразователя (АЦП), т. е.

$$\left| K^{\text{ДУ}} K^{\text{УС}} W(s) \frac{KW(s)As}{A^2s^4 + [Hs + KW(s)]^2} \right| \omega_{x0} R_x \geq \geq 100 U_{\text{min}}.$$

С учетом выражения (5) динамическая погрешность имеет вид

$$\omega_y^{\text{изм}}(\omega) = \left| \frac{KW(j\omega)}{H} \frac{jKW(j\omega)A\omega}{A^2\omega^4 + [jH\omega + KW(j\omega)]^2} \right| \omega_{x0}.$$

Зависимость динамической погрешности некоторых конструкций ДНГ в режиме ДУС при угловых колебаниях до 20 Гц показана на рис. 4. Видно, что перекрестная динамическая погрешность ДНГ в режиме ДУС растет с увеличением частоты угловых колебаний его корпуса. На частоте 20 Гц при амплитуде угловой скорости $\omega_{x0} = 10$ град/с динамическая погрешность по ортогональной оси гироскопов МГ-4 и ГВК-16 достигает соответственно 8,3 % и 13,0 % относительно значения измеряемой угловой скорости.

Схема испытаний при определении динамической погрешности и требования к контрольно-испытательному оборудованию. Схема определения динамической погрешности. При экспериментальном исследовании дина-

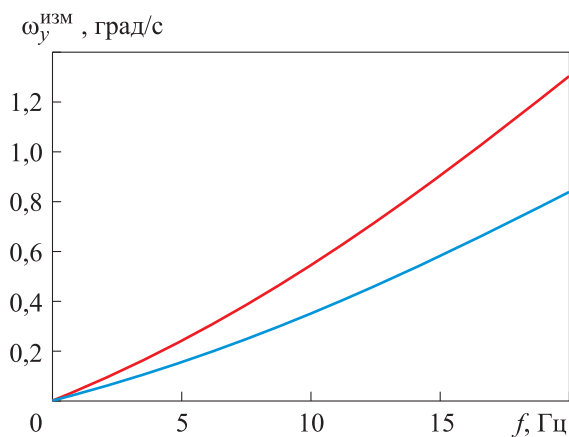


Рис. 4. Зависимость перекрестной динамической погрешности $\omega_y^{\text{изм}}$ гироскопов ГВК-16 (—) и МГ-4 (—) от частоты f угловых колебаний корпуса с амплитудой γ (6) и угловой скоростью $\omega_{x0} = 10$ град/с

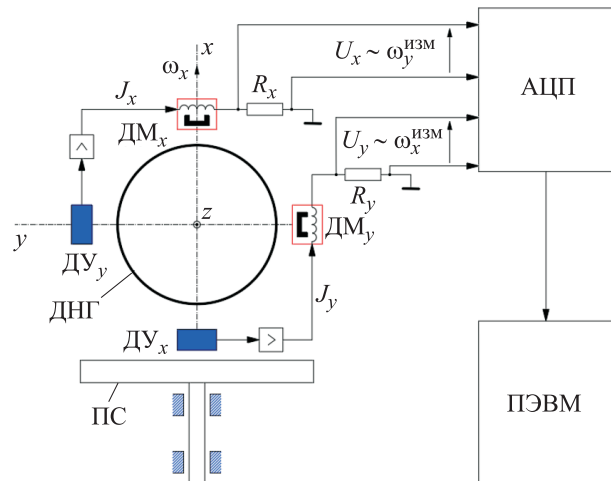


Рис. 5. Схема определения динамической погрешности ДНГ в режиме ДУС: ПС — платформа станда; ПЭВМ — персональная электронно-вычислительная машина; ДМ_x, ДМ_y и ДУ_x и ДУ_y — датчики моментов и угла гироскопа по осям x и y соответственно

мической погрешности гироскопа его фиксируют на платформе поворотного станда так, чтобы одна из измерительных осей была коллинеарна оси угловых колебаний станда. Напряжения, снимаемые с измерительных резисторов обоих каналов, подаются на АЦП в составе измерительного модуля и далее на компьютер, как показано на рис. 5.

Для создания угловых колебаний корпуса гироскопа можно использовать станды RVC 400 корпорации Team Corporation или RVM-I компании GHI Systems, обеспечивающие частоту колебаний до 3 кГц. Однако большие габаритные размеры и жесткие требования к фундаменту для установки этих стандов не позволяют их применять на каждом рабочем месте в сборочных цехах.

В качестве альтернативы для создания угловых колебаний можно рекомендовать конструкцию станда, приведенного на рис. 6, где испытуемый гироскоп 2 установлен на платформе 1 так, чтобы центр его упругого карданного подвеса находился на оси угловых колебаний платформы. Последняя с помощью упругого подвеса 4 соединена с основанием 7 и приводится в колебательное движение датчиком момента 6. Амплитуда угловых колебаний может быть измерена с помощью датчика угла 5, либо оптическими средствами.

При радиусе платформы 39 мм и геометрических размерах упругого элемента, изготовленного из стали 50ХФА (длина 45 мм, ширина

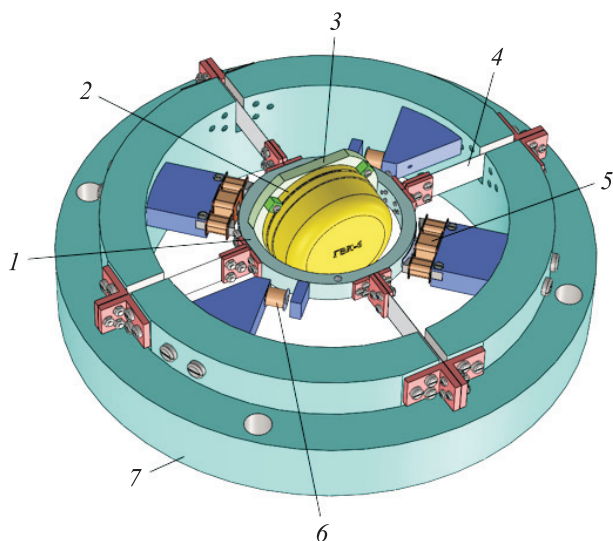


Рис. 6. Внешний вид стенда угловых колебаний:
1 — платформа; 2 — испытуемый гироскоп;
3 — кронштейн; 4 — упругий подвес; 5 — датчик угла;
6 — датчик момента; 7 — основание

15 мм, толщина 0,153 мм) угловая жесткость упругого подвеса стенда вокруг оси поворота платформы равна 2,9 Н·м/рад, а линейная радиальная жесткость и жесткость вдоль вертикальной оси соответственно — $2,1 \cdot 10^7$ и $4,2 \cdot 10^6$ Н/м.

Таким образом, при массе 0,5 кг платформы с установленным на ней гироскопом собственная частота ее колебаний вдоль радиальной и вертикальной осей составляет 1042 и 466 Гц соответственно, что намного превышает требуемый частотный диапазон (до 20 Гц) угловых колебаний платформы вокруг своей оси. Вследствие этого при точной установке центра упругого карданного подвеса гироскопа на оси поворота платформы указанные жесткостные характеристики позволяют минимизировать влияние линейных колебаний платформы на результаты испытаний.

Схема расчета упругого элемента подвеса при его деформации в плоскости колебаний платформы приведена на рис. 7.

Угловая жесткость упругого подвеса стенда с точностью до α^2 определяется выражением

$$k = \frac{16EJ_z(3RL + 3R^2 + L^2)}{L^3}, \quad (7)$$

где E — модуль Юнга материала упругого элемента; J_z — момент инерции поперечного сечения упругого элемента, $J_z = bh^3/12$.

При расчете угловой жесткости (7) силы растяжения не учитывались, так как углы пово-

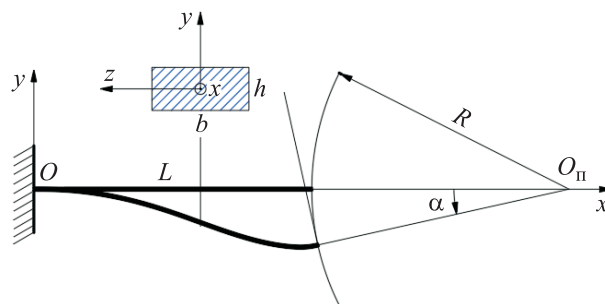


Рис. 7. Схема расчета упругого элемента подвеса стенда при его деформации в плоскости колебаний платформы:

L, b и h — длина, ширина и толщина упругого элемента подвеса соответственно; R и α — радиус и угол поворота платформы; O — точка крепления упругого элемента подвеса к корпусу; O_{Π} — центр поворота платформы

рота платформы достаточно малы (менее 2°), и их вклад (как показывают результаты численного моделирования в среде ANSYS) пренебрежимо мал, в том числе из-за деформаций платформы и крепежных элементов.

Собственная частота угловых колебаний платформы вычисляется по формуле

$$f_{\Pi} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{J_{\Pi}}} = \frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{Eb h^3 (3RL + 3R^2 + L^2)}{3J_{\Pi} L^3}},$$

где J_{Π} — момент инерции платформы с установленным на ней гироскопом вокруг ее оси поворота.

При необходимости изменение частоты собственных угловых колебаний в пределах 2...20 Гц можно обеспечить дополнительными кольцами, фиксируемыми на торцевых частях платформы.

Требования к АЦП. Так как минимальное напряжение на измерительном резисторе, определяющее динамическую погрешность рассматриваемого ДНГ в ортогональном канале, составляет десятки мВ (см. рис. 1), для его измерения с приемлемой точностью АЦП должен иметь разрешение как минимум на два порядка меньше, т. е. на уровне десятых долей мВ.

Кроме того, для обеспечения минимального искажения снимаемого напряжения при его преобразовании частота преобразования АЦП должна быть как минимум в 2 раза больше, чем максимальная частота измеряемого напряжения [10]. При ограничении максимальной частоты угловых колебаний корпуса гироскопа в пределах 20 Гц, желательно, чтобы АЦП имел

Таблица 2

Характеристики модулей сопряжения с компьютером

Характеристика	L-Card E14-440	ZETLAB 210	QMBox17-16	USB-1402
Диапазоны измерения входного сигнала, В	$\pm 10; \pm 2,5; \pm 0,625; \pm 0,156$	± 7	$\pm 10; \pm 5$	$\pm 10; \pm 1$
Разрядность АЦП, бит	14	16	18	14
Разрешение по напряжению, мВ	1,2; 0,31; 0,076; 0,019	0,21	0,08; 0,04	1,2; 0,12
Максимальная частота преобразования, кГц	400	500	1000	50 000

частоту преобразования существенно выше этой частоты.

Приведенные в табл. 2 некоторые современные метрологические средства обеспечивают сбор, анализ и обработку данных, с требуемыми точностными и частотными характеристиками.

Выводы

1. На основе характеристик некоторых известных ДНГ сформированы параметры контуров обратной связи в режиме ДУС. По результатам анализа динамических характеристик этих приборов показано, что при движении носителя с переменной угловой скоростью существует перекрестная динамическая погрешность, увеличивающаяся с ростом частоты угловой скорости. Эту погрешность необходимо контролировать на этапе формирования параметров контура обратной связи гироскопа для ее компенсации.

2. Для практической оценки этой погрешности разработаны требования к стенду угловых

колебаний, предложен вариант его конструкции, рассчитаны упругомассовые характеристики такого стенда.

3. Контрольно-испытательная система, построенная на этом стенде, должна обеспечивать угловые колебания с амплитудой до 2° в частотном диапазоне до 20 Гц. Кроме того, при сопротивлении измерительных резисторов $R_x = R_y = 100$ Ом АЦП должны иметь разрешение по напряжению не более 0,3 мВ и частоту преобразования не менее 200 кГц. В качестве измерительных модулей при экспериментальной проверке динамической погрешности гироскопа могут быть рекомендованы платы сопряжения L-Card E14-440, ZETLAB 210 и QMBox17-16.

4. Испытания динамической погрешности ДНГ в режиме ДУС на предложенном контрольно-испытательном оборудовании позволят определить ее значение на этапе изготовления и приемо-сдаточных испытаний и обеспечить формирование алгоритмов компенсации с целью повышения точности и расширения области применения гироскопов такого типа.

Литература

- [1] Власов Ю.Б., Филонов О.М. *Роторные вибрационные гироскопы в системах навигации*. Ленинград, Судостроение, 1980. 221 с.
- [2] Craig R.J.G. Dynamically tuned gyros in strapdown systems. AGARD Conf. Inertial Navigation Computers and Systems. Firenze, 1972, pp. 12-1-12-17.
- [3] Craig R.J.G. Theory of errors of a multigimbal, elastically supported, tuned gyroscope. *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, 1972, vol. AES-8, no. 3, pp. 280-288, doi: <https://doi.org/10.1109/TAES.1972.309511>
- [4] Craig R.J.G. Theory of operation of a two-axis-rate gyro. *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, 1990, vol. 26, no. 5, pp. 722-731, doi: <https://doi.org/10.1109/7.102707>
- [5] Пельпор Д.С., Матвеев В.А., Арсеньев В.Д. *Динамически настраиваемые гироскопы. Теория и конструкция*. Москва, Машиностроение, 1988. 263 с.
- [6] Матвеев В.А., Подчерзцев В.П., Фатеев В.В. *Гироскопические стабилизаторы на динамически настраиваемых вибрационных гироскопах*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 103 с.
- [7] Podchezertsev V.P., Nguyen D.D. Compensation mode synthesis of dynamically tuned gyroscope. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 170003, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036028>
- [8] Калихман Д.М. *Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов*. Санкт-Петербург, ЦНИИ Электроприбор, 2008. 296 с.

- [9] Оппенгейм А., Шафер Р. *Цифровая обработка сигналов*. Москва, Техносфера, 2006. 858 с.
- [10] Неведов В.И., Сигов А.С. *Основы радиоэлектроники и связи*. Москва, Высшая школа, 2009. 735 с.
- [11] Подчерзцев В.П., Цинь Цзыхао. Моделирование калибровки динамически настраиваемых гироскопов на одноосном гиросtabilизаторе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 10, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-10-1682>
- [12] Григорьян С.Г. *Метрология, стандартизация и технические измерения: виртуальный лабораторный практикум*. Новочеркасск, ЮРГПУ (НПИ), 2014. 52 с.
- [13] Феодосьев В.И. *Сопrotивление материалов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. 592 с.
- [14] Веркович Г.А., Головенкин Е.Н., Голобков В.А. *Справочник конструктора точного приборостроения*. Ленинград, Машиностроение, 1989. 792 с.
- [15] Андреева Л.Е. *Упругие элементы приборов*. Москва, Mashgiz, 1981. 392 с.

References

- [1] Vlasov Yu.B., Filonov O.M. *Rotornye vibratsionnye giroskopy v sistemakh navigatsii* [Rotor vibration gyros in navigation systems]. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1980. 221 p.
- [2] Craig R.J.G. Dynamically tuned gyros in strapdown systems. *AGARD Conf. Inertial Navigation Computers and Systems*. Firenze, 1972, pp. 12-1–12-17.
- [3] Craig R.J.G. Theory of errors of a multigimbal, elastically supported, tuned gyroscope. *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, 1972, vol. AES-8, no. 3, pp. 280–288, doi: <https://doi.org/10.1109/TAES.1972.309511>
- [4] Craig R.J.G. Theory of operation of a two-axis-rate gyro. *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, 1990, vol. 26, no. 5, pp. 722–731, doi: <https://doi.org/10.1109/7.102707>
- [5] Pel'por D.S., Matveev V.A., Arsen'yev V.D. *Dinamicheski nastraivaemye giroskopy. Teoriya i konstruktsiya* [Dynamically tuned gyros. Theory and design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988. 263 p.
- [6] Matveev V.A., Podchezertsev V.P., Fateev V.V. *Giroskopicheskie stabilizatory na dinamicheski nastraivaemykh vibratsionnykh giroskopakh* [Gyro-stabilizers on dynamically tuned vibration gyros]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2005. 103 p.
- [7] Podchezertsev V.P., Nguyen D.D. Compensation mode synthesis of dynamically tuned gyroscope. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 170003, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036028>
- [8] Kalikhman D.M. *Pretsizionnye upravlyaemye stendy dlya dinamicheskikh ispytaniy giroskopicheskikh priborov* [Precision adjusted benches for dynamic tests on gyroscopic devices]. Sankt-Petersburg, TsNII Elektropribor Publ., 2008. 296 p.
- [9] Oppenheim A.V., Schafer R.W. *Digital signal processing*. Pearson, 1975. 585 p. (Russ. ed.: *Tsifrovaya obrabotka signalov*. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2006. 858 p.)
- [10] Nefedov V.I., Sigov A.S. *Osnovy radioelektroniki i svyazi* [Fundamentals of radioelectronics and communication]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 2009. 735 p.
- [11] Podchezertsev V.P., Tsin' Tsykhao. Modeling the Calibration of DTG on a uniaxial gyrostabilizer. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2017, no. 10, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-10-1682> (in Russ.).
- [12] Grigor'yan S.G. *Metrologiya, standartizatsiya i tekhnicheskie izmereniya: virtual'nyy laboratornyy praktikum* [Metrology, standardization and technical measurements: virtual laboratory course]. Novocherkassk, YuRGPU(NPI) Publ., 2014. 52 p.
- [13] Feodos'yev V.I. *Soprotivlenie materialov* [Strength of materials]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 1999. 592 p.
- [14] Verkovich G.A., Golovenkin E.N., Golobkov V.A. *Spravochnik konstruktora tochnogo priborostroeniya* [Handbook of precision instruments industry engineer]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1989. 792 p.
- [15] Andreeva L.E. *Uprugie elementy priborov* [Elastic elements of devices]. Moscow, Mashgiz Publ., 1981. 392 p.

Информация об авторах

ПОДЧЕЗЕРЦЕВ Виктор Павлович — кандидат технических наук, доцент кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: podch@list.ru).

НГУЕН Динь Зуй — аспирант кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: ariolvietnam@gmail.com).

Information about the authors

PODCHEZERTSEV Viktor Pavlovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Attitude Control and Navigation Instruments and Systems. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: podch@list.ru).

NGUYEN Dinh Duy — post-graduate, Department of Attitude Control and Navigation Instruments and Systems. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: ariolvietnam@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Подчерзцев 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: 10.18698/0536-1044-2021-9-108-116

Please cite this article in English as:

Podchertzsev V.P., Nguyen D.D. Issues of Synthesis and Practical Evaluation of the Compensation Mode Error of a Two-Component Gyroscope. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 9, pp. 108–116, doi: 10.18698/0536-1044-2021-9-108-116



**Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
предлагает читателям учебное пособие**

«Определение срока службы зубчатых колёс агрегатов трансмиссии автомобилей и военных колесных машин»

Авторы: А.Б. Фоминых, Д.О. Бутарович

Рассмотрены алгоритмы определения сроков службы зубчатых колёс агрегатов трансмиссии автомобилей и военных колесных машин в детерминированной и вероятностной постановке.

Для студентов 4-го курса МГТУ им. Н.Э. Баумана, обучающихся по специальностям 23.05.01 «Наземные транспортно-технологические средства» (специализация «Автомобили и тракторы») и 23.05.02 «Транспортные средства специального назначения» (специализация «Военные гусеничные и колесные машины»).

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@baumanpress.ru; <https://bmstu.press>