

УДК 531.383-11:681.7

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА  
ГРАВИМЕТРА НА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ**

А.Н. Дзюба, Л.П. Старосельцев

Исследуется математическая модель индикаторного двухосного гиростабилизатора чувствительного элемента гравиметра в кардановом подвесе. В качестве чувствительных элементов гиростабилизатора используются волоконно-оптические гироскопы. Приведена схема моделирования погрешностей гиростабилизатора. Отмечены основные преимущества использования волоконно-оптических гироскопов по сравнению с гироскопами с механическим носителем кинетического момента. Математическая модель гиростабилизатора получена сочетанием безредукторной следящей системы и схемы косвенной акселерометрической коррекции. Схема коррекции представляет собой короткопериодную гираверткаль, демпфированную по скоростным измерениям с использованием аппаратуры потребителя спутниковой навигационной системы. Определено значение постоянной времени вертикали методом локальных аппроксимаций кривых спектральных плотностей ошибок волоконно-оптического гироскопа на фоне ошибок акселерометра и аппаратуры потребителя спутниковой навигационной системы. Определен вклад погрешностей чувствительных элементов системы стабилизации в суммарную погрешность, на основании чего сформулированы требования к ним.

**Ключевые слова:** гиростабилизатор, волоконно-оптический гироскоп, метод локальных аппроксимаций.

**Введение**

Для повышения точности гравиметрических съемок в условиях качающегося основания необходима стабилизация гравиметра в плоскости горизонта. В ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» разрабатываются двухосные гиростабилизаторы (ГС) на основе поплавковых гироскопов (ПГ) [1]. Однако сложная технология производства ПГ вызывает необходимость использовать в ГС более дешевые волоконно-оптические гироскопы (ВОГ).

Среди преимуществ ВОГ по сравнению с ПГ выделяются: отсутствие вращающихся узлов в конструкции, что повышает надежность; пониженное энергопотребление и массогабаритные характеристики; малое время готовности; инвариантность к внешним ускорениям; работоспособность в условиях больших механических перегрузок. Преимущество использования ВОГ в системах стабилизации заключается в высокой стабильности масштабного коэффициента и отсутствии влияния неортогональности измерительных осей ввиду малого диапазона угловых скоростей.

Возможны два различных варианта реализации ГС гравиметра с использованием ВОГ. Первый предполагает размещение ВОГ и акселерометров непосредственно на стабилизируемой платформе. В этом случае стабилизирующим двигателем может быть сформирован сигнал управления в виде величины, пропорциональной как угловой скорости погрешности стабилизации, так и углу отклонения платформы от вертикали. Второй вариант построения ГС предполагает размещение ВОГ и акселерометров на качающемся основании в составе бесплатформенной инерциальной навигационной системы.

Основным требованием, предъявляемым к ГС гравиметров, является высокая точность стабилизации. ВОГ получил широкое распространение в системах стабилизации телекамер, однако применение дешевых ВОГ для этих целей ограничивает точность стабилизации, которая определяется случайной составляющей дрейфа, температурным дрейфом и высоким уровнем собственных шумов гироскопа. В связи с этим актуальным остается вопрос разработки высокоточных ВОГ с низким динамическим диапазоном и уровнем собственных шумов. В системах стабилизации гравиметра использование ВОГ предложено впервые [2].

Целью настоящей работы является исследование погрешностей первого варианта построения ГС на ВОГ. Методом математического моделирования получены оценки погрешностей ГС и выработаны требования к характеристикам ВОГ и акселерометров.

**Математическая модель двухосного ГС на ВОГ**

Для получения математической модели ГС введем следующие правые ортогональные системы координат (СК):

- горизонтная СК  $O\xi\eta\zeta$ , ориентированная по траектории ( $O\eta$  – вдоль проекции линейной скорости объекта на плоскость горизонта,  $O\xi$  – по вертикали места,  $O\zeta$  – дополняет СК до правой);
- связанная СК  $Ox_c y_c z_c$  ( $Oy_c$  – продольная ось объекта,  $Ox_c$  – направлена в сторону правого борта,  $Oz_c$  – ортогонально плоскости палубы);

- платформенная СК  $0xyz$  ( $0x$  – ось вращения внутреннего кольца,  $0z$  – ортогонально плоскости платформы,  $0y$  – дополняет СК до правой).

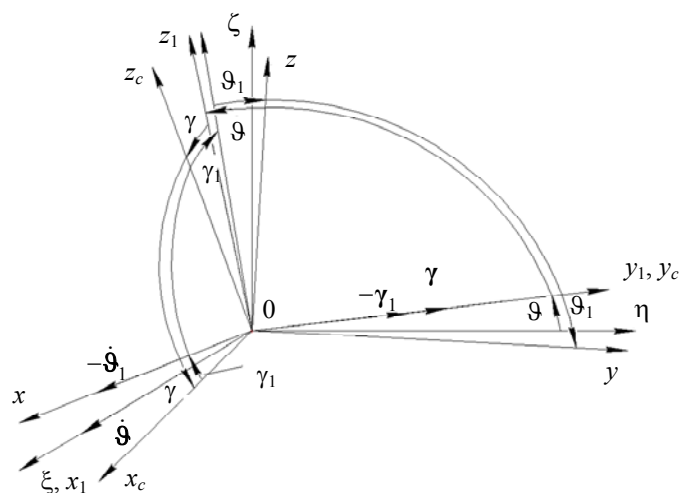


Рис. 1. Взаимная ориентация осей

Взаимная ориентация указанных СК представлена на рис. 1, где использованы следующие обозначения:  $\theta, \gamma$  – углы дифферента, крена;  $\theta_1, \gamma_1$  – углы, снимаемые с датчиков угла по осям стабилизации, причем  $\gamma_1 = \gamma - \beta$ ,  $\theta_1 = \theta - \alpha$ ,  $\alpha, \beta$  – погрешности стабилизации относительно поперечной и продольной осей соответственно,  $\dot{\gamma}, \dot{\theta}$  – вектора угловых скоростей качки,  $\dot{\gamma}_1, \dot{\theta}_1$  – вектора угловых скоростей вращения ротора стабилизирующего двигателя относительно статора, связанного с корпусом ГС.

С учетом справедливости соотношений для переносной угловой скорости [3]

$$\Omega_\xi = \Omega \cos(\varphi) \sin K + \frac{V}{R}, \quad \Omega_\eta = \Omega \cos(\varphi) \cos K$$

получим следующие выражения для сигналов управления ГС:

$$\begin{cases} \dot{\alpha}_1 = \omega_x + \Delta\omega_x, \\ \dot{\beta}_1 = \omega_y + \Delta\omega_y, \end{cases} \quad (1)$$

где  $\Omega, R$  – угловая скорость вращения и радиус Земли;  $\varphi$  – широта места;  $K$  – курс;  $\omega_x = \dot{\alpha} + \omega_x^{\text{пер}}$ ,  $\omega_y = \dot{\beta} + \omega_y^{\text{пер}}$  – проекции абсолютной угловой скорости на оси  $0xyz$ ;  $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y$  – погрешности ВОГ;  $\dot{\alpha}, \dot{\beta}$  – угловые скорости погрешностей ГС,  $\omega_x^{\text{пер}} \approx \Omega_\xi$  и  $\omega_y^{\text{пер}} \approx \Omega_\eta$  – составляющие переносной угловой скорости в осях  $0xyz$ . Из выражения (1) видно, что точность формирования сигнала управления зависит от погрешностей широты места, линейной скорости объекта и курса, а также дрейфа ВОГ.

Для анализа ГС разработана его структурная схема, полученная сочетанием безредукторной следящей системы (БСС) на ВОГ и схемы акселерометрической коррекции (рис. 2).

Схема акселерометрической коррекции необходима для устранения из сигналов ВОГ переносной угловой скорости, вызванной вращением Земли относительно инерциального пространства и вращением объекта относительно центра Земли при движении его по поверхности, а также для реализации отрицательной обратной связи, компенсирующей медленное отклонение платформы, обусловленное дрейфом ВОГ. В предлагаемой нами схеме в качестве внешней информации о скорости используются данные аппаратуры потребителя спутниковой навигационной системы (АП СНС), которые совместно с данными от акселерометров поступают на вход фильтра с передаточной функцией (ПФ)  $F(p)$  (рис. 2).

На рис. 2 приняты следующие обозначения:  $Ax, Ay$  – блок-схема формирования сигналов поперечного и продольного акселерометров; ВОГ $_x$ , ВОГ $_y$  – блок-схема формирования сигналов поперечного и продольного ВОГ; ПК 1, ПК 2 – преобразователи координат;  $\dot{\theta}, \dot{\gamma}$  – угловые скорости килевой и бортовой качек;  $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y$  – погрешности ВОГ;  $\dot{\alpha}_c, \dot{\beta}_c$  – сигналы акселерометрической коррекции;  $\dot{\theta}_1, \dot{\gamma}_1$  – угловые скорости вращения ГС относительно объекта;  $a_x, a_y$  – линейные ускорения;  $\Delta a_x, \Delta a_y$  – погрешности акселерометров;  $V_E^{\text{СНС}}, V_N^{\text{СНС}}$  – восточная и северная составляющие скорости, выдаваемые АП СНС;  $\Delta V_E, \Delta V_N$  – погрешности определения восточной и северной составляющих скорости;  $W_{\text{уп}_1}(p), W_{\text{уп}_2}(p)$  – передаточная функция усилительно-преобразовательного устройства (УПУ);  $J_x, J_y$  – сум-

марные моменты инерции на осях стабилизации;  $k_d$  – коэффициент передачи двигателя, Н·м/В;  $k_{\text{ВОГ}}$  – коэффициент передачи ВОГ, В·с/°;  $U_x, U_y$  – управляющие сигналы, В;  $S_{\text{ДВ}}$  – коэффициент скоростного сопротивления двигателя, Н·м·с;  $\frac{1}{p}$  – оператор интегрирования;  $M_{\text{Вх}}, M_{\text{Вы}}$  – возмущающие моменты на оси стабилизации;  $g$  – ускорение силы тяжести.

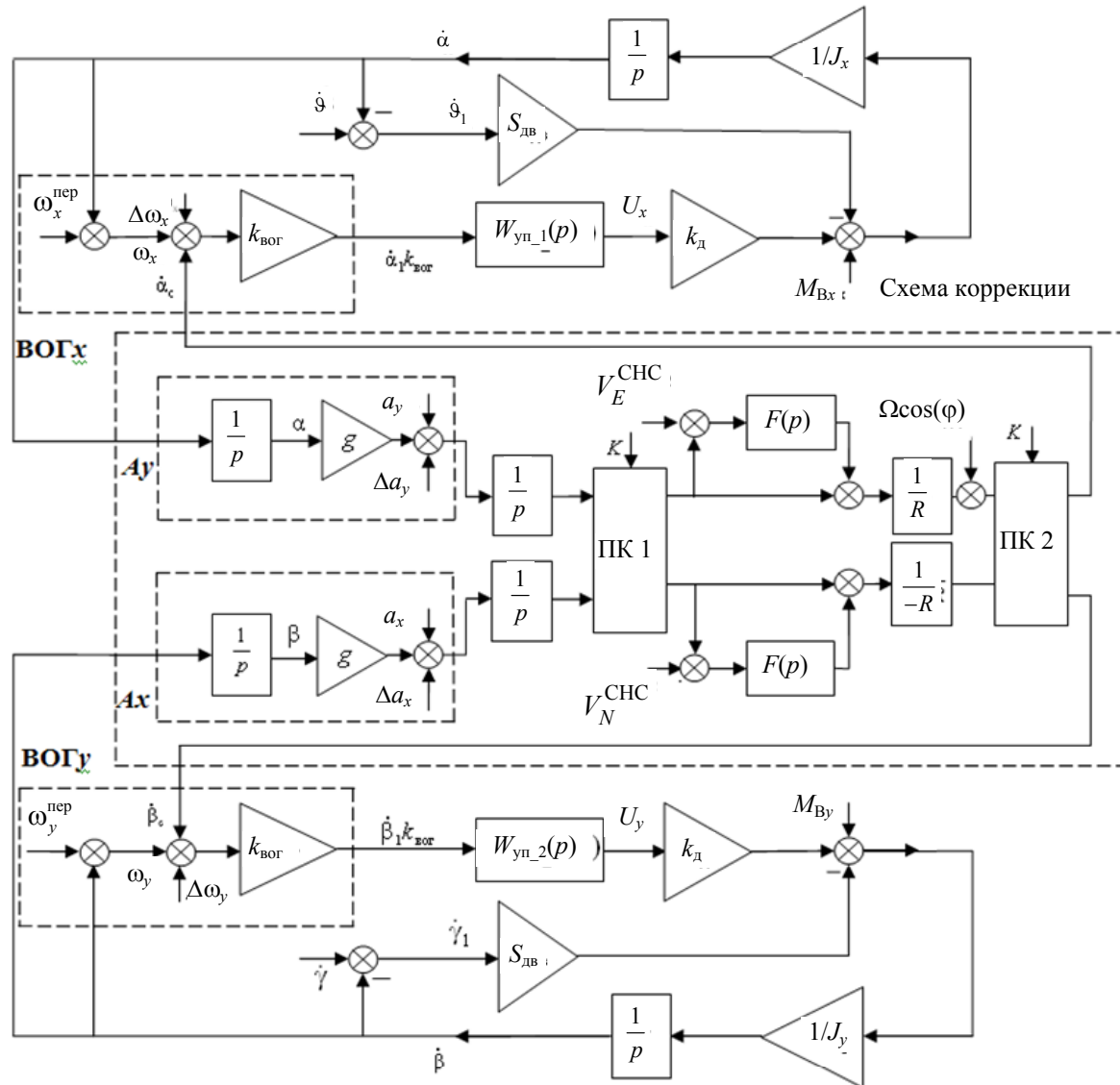


Рис. 2. Структурная схема двухосного ГС на ВОГ

Уравнение работы БСС при выключенной схеме коррекции составлено по методике, описанной в [4]. В частности, для канала стабилизации по оси  $y$  это уравнение имеет вид

$$J_y \beta p^2 + J_d (\gamma - \gamma_1) p^2 = M_{\text{Вы}} - M_{\text{ДВ}y},$$

где  $J_d$  – момент инерции ротора двигателя;  $M_{\text{Вы}}$  – возмущающий момент на оси вращения наружного кольца, определяемый как сумма момента сил вязкого трения в шарикоподшипниковой опоре двигателя и момента от дисбаланса, вызванного остаточной погрешностью статической балансировки;  $M_{\text{ДВ}y}$  – момент, прикладываемый двигателем по оси подвеса наружного кольца.

В случае статической системы, когда сигнал управления пропорционален угловой скорости, передаточная функция УПУ может быть записана в виде [4]

$$W_{\text{уп}}(p) = \frac{K_y (1 + T_2 p)}{(1 + T_1 p)(1 + T_3 p)}, \quad (2)$$

где  $K_y$  – коэффициент усиления;  $T_1, T_2, T_3$  – постоянные времени преобразующей цепи БСС.

Постоянные  $T_1, T_2, T_3$  в выражении (2) получены исходя из величины моментов инерции колец карданова подвеса, а также параметров движения носителя, при которых должна соблюдаться требуемая точность построения вертикали [4].

Анализ погрешностей контура акселерометрической коррекции погрешностей ГС проведем для установившегося режима. Это позволяет при построении фильтра с ПФ  $F(p)$  воспользоваться подходом, получившим широкое применение при построении гироскопов [5, 6]. При синтезе этого фильтра в качестве полезного сигнала выступают погрешности ВОГ, которые выделяются на фоне ошибок акселерометра и АП СНС. Не останавливаясь на подробностях синтеза ПФ  $F(p)$ , воспользуемся результатами работы [1] и запишем:

$$F(p) = \frac{n^2}{2} \frac{2Tp + 1}{0,5Tp + 1},$$

где  $n = \frac{T_{Ш}}{T}$ ,  $T_{Ш}$  – постоянная времени Шулера;  $T$  – постоянная времени схемы коррекции.

### Результаты математического моделирования погрешностей ГС

Рассмотрим влияние ошибок ВОГ, акселерометров и АП СНС ( $\Delta\omega_y, \Delta a_x$  на рис. 2), а также ошибки  $V_N^{СНС}$  измерения линейной скорости объекта с использованием АП СНС (на рис. 2 не показана) на суммарную погрешность ГС с целью определения требований характеристик точности измерителей. Для этого зададимся следующей моделью их погрешностей: случайная составляющая дрейфа ВОГ, которая характеризует дрейф нуля в пуске, описана экспоненциально коррелированным процессом с параметрами  $\sigma_r = 0,1$  %/ч,  $\alpha = 0,001$  1/с, систематическая составляющая дрейфа, характеризующая смещение нуля от пуска к пуску – в виде случайной величины с уровнем (на интервале  $1\sigma$ ) – 3 %/ч. Использовались характеристики гироскопа ВОГ-035Q фирмы ФИЗОПТИКА. Схема коррекции (рис. 2), которая представляет собой короткопериодную гировертикаль, позволяет выделить и устранить систематическую погрешность ГС, обусловленную постоянным дрейфом гироскопа, неравенством моментов сил сухого трения при реверсном вращении платформы, а также моментом от дисбаланса.

Погрешность стабилизации  $\beta$  получена посредством численного интегрирования сигналов гироскопов, акселерометров и АП СНС. Для этого на соответствующие входы схемы, представленной на рис. 2, подавались случайные воздействия с заданными характеристиками.

Постоянная времени схемы коррекции, полученная с использованием метода локальных аппроксимаций [5], определяется классом точности ВОГ, уровнем шума акселерометров и среднеквадратическим отклонением (СКО) погрешности АП СНС и для приведенных данных составляет  $T = 60$  с.

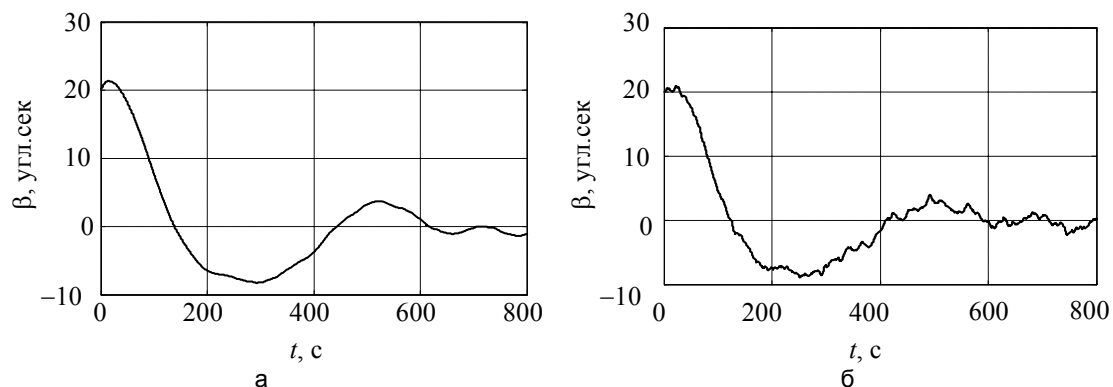


Рис. 3. Результат моделирования работы схемы коррекции: учет ошибок ВОГ (а), учет ошибок ВОГ, акселерометра и АП СНС (б);  $\beta(0) = 20''$

На рис. 3, а, показан результат моделирования погрешности стабилизации, полученной при включенной схеме коррекции с учетом погрешностей ВОГ и при отсутствии погрешностей АП СНС акселерометров, а также при наличии погрешности начальной выставки  $\beta(0) \neq 0$ . На рис. 3, б, показан результат моделирования ошибки стабилизации при включенной схеме коррекции и наличии шумов акселерометра на уровне  $q_w = 10^{-5} g \text{ м/(с}\cdot\text{Гц}^{1/2})$ , а также погрешностей АП СНС в виде экспоненциально коррелированного процесса с параметрами  $\sigma_v = 10^{-2} \text{ м/с}^2$ ,  $\mu = 0,5$  1/с. Из графиков на рис. 3 видно, что основную составляющую погрешностей ГС вносит дрейф ВОГ, при этом время переходного процесса составляет около 10 мин.

Динамический диапазон ВОГ выбирается исходя из значения максимальной измеряемой угловой скорости

$$\Omega_{\max} = \frac{V_{\max}}{R} + \Omega + \dot{\alpha}_{\max},$$

где  $V_{\max}$  – максимальное значение линейной скорости объекта;  $\dot{\alpha}_{\max}$  – максимальное значение угловой скорости ошибки стабилизации. Отсюда видно, что динамический диапазон измеряемых угловых скоростей для морского объекта ( $V_{\max} = 20\text{--}30$  узлов) составляет около 1 °/с.

Для определения требуемого значения порога чувствительности ВОГ зададимся максимально допустимым значением динамической погрешности, вызванной влиянием зоны нечувствительности на уровне 2". Проанализируем поведение платформы на качающемся основании в наиболее неблагоприятных условиях ( $A = 15^\circ$ ,  $T_k = 20$  с. На рис. 4 представлена зависимость динамической погрешности стабилизации, обусловленной зоной нечувствительности ВОГ. Из рис. 4 видно, что погрешность в 2 угл. сек обеспечивается для порога чувствительности на уровне 0,4 °/ч.

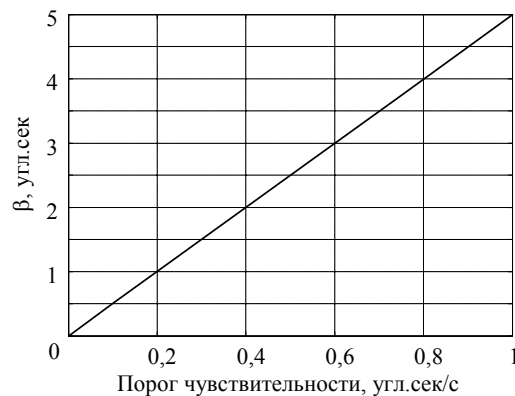


Рис. 4. Номограмма расчета порога чувствительности ВОГ

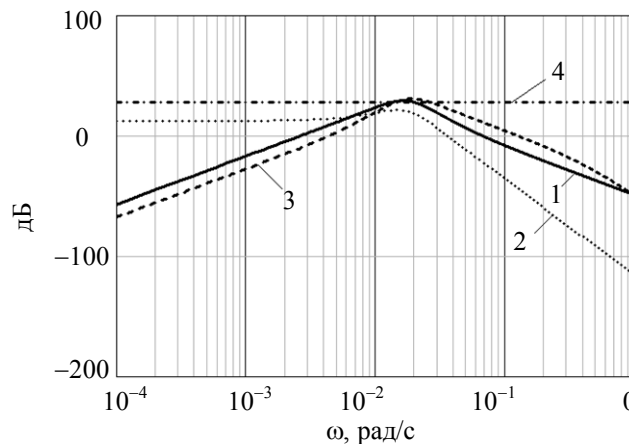


Рис. 5. Спектральные плотности погрешностей ГС, порожденных погрешностью ВОГ –  $S_{\beta 1}(\omega)$  (1); погрешностью акселерометра  $S_{\beta 2}(\omega)$  – (2); погрешностями АП СНС  $S_{\beta 3}(\omega)$  – (3);  $S_u$  – допустимая верхняя граница спектральной плотности погрешности ГС (4), которая выбирается исходя из допустимой динамической ошибки стабилизации (дисперсия  $(25'')^2$  на временном интервале 1 с)

Для определения требований по уровню собственных шумов приведем все шумовые составляющие погрешностей ВОГ, акселерометра и АП СНС к выходу схемы на рис. 2 по погрешности стабилизации  $\beta$  согласно соотношению

$$S_{\beta i}(\omega) = |W_i^\beta(j\omega)|^2 S_i(\omega),$$

где  $W_i^\beta(j\omega)$  – ПФ от входа соответствующей погрешности к погрешности ГС  $\beta$ ;  $S_i(\omega)$  – спектральная плотность погрешности датчика ( $i=1, 2, 3$  соответствует погрешности ВОГ, акселерометра, АП СНС);  $S_{\beta i}(\omega)$  – спектральная плотность погрешности ГС, обусловленная шумовой составляющей погрешности на  $i$ -м входе. Как видно из рис. 5, максимальное значение спектральной плотности погрешности ГС достига-

ется на частоте резонанса системы, поэтому ограничение уровня шумов целесообразно проводить именно для этой частоты.

В таблице представлены допустимые уровни шумов ВОГ и акселерометров, а также СКО погрешностей АП СНС в выработке линейных скоростей.

	ВОГ, °/√ч	Акселерометр, м/(с <sup>2</sup> ·Гц <sup>1/2</sup> )	АП СНС $\sigma_{v_{max}}$ , м/с
Допустимый уровень шума или СКО, $q$	$2 \times 10^{-3}$	$2 \times 10^{-5} g$	$10^{-2}$

Таблица. Допустимые уровни шумов датчиков и СКО АП СНС

Статическая погрешность стабилизации обусловлена точностью акселерометра в определении составляющих линейных ускорений (неустраненным дрейфом нуля  $\delta A_d$  и порогом чувствительности  $\delta A_{пч}$ ). При допустимой статической погрешности на уровне  $\delta A_{доп} = 30''$ , сумма порога чувствительности и неустраненного дрейфа не должна превышать  $\delta A_{доп} = [\delta A_{пч} + \delta A_d] \leq g\beta_{max}^{ст} = 0,0014 \text{ м/с}^2$ .

### Заключение

Основные результаты работы состоят в следующем:

- разработана математическая модель гиросtabilизатора на ВОГ;
- определен вклад ошибок чувствительного элемента в суммарную погрешность гиросtabilизатора;
- разработана система коррекции погрешностей ВОГ;
- выработаны требования к характеристикам точности ВОГ и акселерометров: динамический диапазон ВОГ – 1 °/с, порог чувствительности – 0,4 °/ч, уровень собственных шумов – не более  $2 \times 10^{-3} \text{ °}/\sqrt{\text{ч}}$ , погрешности акселерометра – не более 0,0014 м/с<sup>2</sup>.

Разрядность аналого-цифрового преобразователя сигнала ВОГ определяется как логарифм отношения верхней границы динамического диапазона к нижней:

$$n = \log_2 \left( \frac{3600}{0,4} \right) = 14.$$

Величины угловых скоростей, которые могут измерять ВОГ, имеют нижний порог чувствительности, ограниченный уровнем собственных шумов, поэтому повышение точности стабилизации возможно за счет увеличения чувствительности ВОГ в области низких угловых скоростей и уменьшения уровня собственных шумов за счет использования конструкции с замкнутым контуром.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 12-08-00835-а.

### Литература

1. Краснов А.А., Тепляшин А.Н. Исследование погрешностей гиросtabilизатора аэрогравиметра // Навигация и управление движением. Материалы VIII конференции молодых ученых. – СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2007. – 386 с.
2. Дзюба А.Н., Старосельцев Л.П. Исследование путей создания двухосного гиросtabilизатора гравиметра на волоконно-оптических гироскопах [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [elektrpribor.spb.ru/cnf/kmu2013/text/12.doc](http://elektrpribor.spb.ru/cnf/kmu2013/text/12.doc), свободный. Яз. рус. (дата обращения 08.2013).
3. Анучин О.Н., Емельянцеv Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / Под ред. В.Г. Пешехонова. – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2003. – 390 с.
4. Бесекерский В.А., Фабрикант Е.А. Динамический синтез систем стабилизации. – Л.: Судостроение, 1968. – 348 с.
5. Степанов О.А., Челпанов И.Б., Лопарев А.В. Использование частотно-временного подхода при решении задач обработки навигационной информации // Материалы пленарного заседания 5-й Российской мультиконференции по проблемам управления. – СПб, 2012. – С. 64–80.
6. Лопарев А.В., Степанов О.А., Челпанов И.Б. Использование частотного подхода при синтезе нестационарных алгоритмов обработки навигационной информации // Гироскопия и навигация. – 2011. – № 3. – С. 115–132.

- Дзюба Андрей Николаевич* – Россия, Санкт-Петербург, ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», инженер; СПбГЭТУ «ЛЭТИ», студент; [an\\_nik\\_dzyuba@mail.ru](mailto:an_nik_dzyuba@mail.ru)
- Старосельцев Леонид Петрович* – Россия, Санкт-Петербург, ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», кандидат технических наук, зав. лабораторией, [staroseltsev@mail.ru](mailto:staroseltsev@mail.ru)