

В.Ф. ЖУРАВЛЕВ, Б.Е. ЛАНДАУ, П.К. ПЛОТНИКОВ

ВОПРОСЫ ТЕОРИИ И МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ОДНОГИРОСКОПНОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ТРЕХ УГЛОВ ПОВОРОТОВ ПОДВИЖНОГО ОБЪЕКТА

Рассматриваются вопросы схемно-конструктивного решения по построению одного гироскопного измерителя трех углов поворотов подвижного объекта. Физические основы данного решения базируются на создании с помощью гиromотора и датчиков силы вращательного, а также одно- и двухкомпонентных поступательно-колебательных движений сферического ротора в электростатическом подвесе. Приводятся теоретическое обоснование, алгоритмы и результаты сопоставительного математического моделирования. Показано, что однокомпонентные колебания ротора в экваториальной плоскости обеспечивают втрое меньшую погрешность определения угла азимута, чем двухкомпонентные.

Ключевые слова: ротор, электростатический подвес, вращение, колебания, датчик съема информации, электрод, датчик моментов.

Введение

Прибор строится на базе прецизионного гироскопа со сферическим ротором на электростатическом подвесе, в котором реализован предложенный В.Ф. Журавлевым метод придания ему поступательных колебаний [1]. С его использованием на подвижном объекте (ПО) моделируется трехгранник, не вращающийся в инерциальном пространстве (при этом полюс, т.е. точка подвеса ротора, движется вместе с ПО), благодаря чему появляется возможность измерения трех углов поворотов ПО. Для решения данной задачи может быть использован электростатический гироскоп (ЭСГ), описанный в [1–6]. В конструкцию прибора дополнительно следует ввести пару фотоэлектрических датчиков по третьей оси, а также две пары измерительных сегментных электродов. По всем трем осям пары измерительных сегментных электродов должны быть расположены так, чтобы каждый из них находился по бокам от силовых электродов. В электронную схему обработки информации дополнительно должны быть введены: канал информации об угловом положении подвижного объекта относительно третьей оси собственного вращения, блок возбуждения и управления синхрон-

Журавлев Виктор Филиппович. Доктор физико-математических наук, профессор, академик РАН, главный научный сотрудник, Институт проблем механики РАН им. А.Ю. Ишлинского (Москва).

Ландау Борис Ефимович. Доктор технических наук, профессор, главный конструктор, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Плотников Петр Колестратович. Доктор технических наук, профессор, Саратовский государственный технический университет им. Ю.А. Гагарина (Саратов). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Статья по докладу на Юбилейной XXV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2018.

ными поступательными колебаниями ротора вдоль одной из экваториальных осей и вдоль полярной оси ротора гироскопа.

В статье описывается процесс работы прибора. В качестве теоретического обоснования представлены прецессионные уравнения углового движения и дифференциальные уравнения поступательных колебаний ротора вдоль трех взаимно ортогональных осей. Приводятся их решения, в том числе по трем координатам поступательных колебаний. Два угла θ , γ традиционно измеряются ЭСГ. Выведен алгоритм определения третьего угла поворота ПО вокруг оси собственного вращения ротора, в котором используются измеренные датчиками две (или одна) координаты колебательных движений ротора в его меридиональной плоскости. Приводятся результаты моделирования, показывающие преимущество использования однокомпонентных колебаний ротора по сравнению с двухкомпонентными.

Устройство прибора

На рис. 1 представлена функциональная схема прибора, на рис. 2 – электрокинематическая схема гироскопа, на рис. 3 – необходимые системы координат и их повороты.

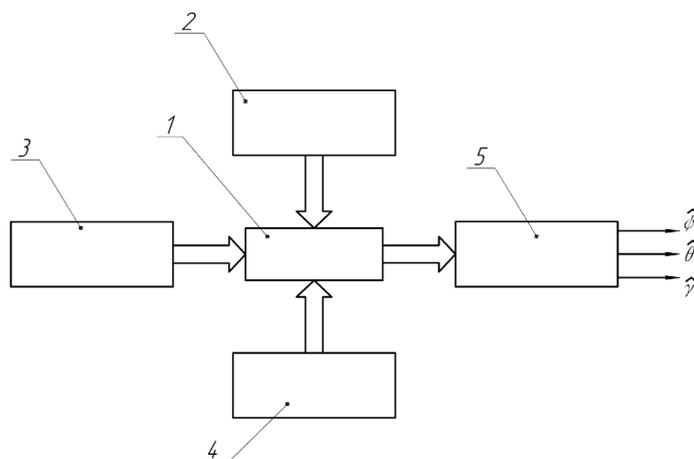


Рис. 1. Функциональная схема прибора:

- 1 – ротор гироскопа (сферический полый или сплошной ротор, выполненный в виде симметричного гироскопа Эйлера);
- 2 – блок источников электрического питания; 3 – блок начальной выставки гироскопа;
- 4 – блок возбуждения и управления поступательными колебаниями ротора;
- 5 – блок обработки информации

В состав блока 4 (рис. 1) входят электронные блоки для раскачки ротора I вдоль осей $O_0\xi$, $O_0\zeta$, $O_0\eta$ в исходном состоянии, т.е. при $\psi=0=\gamma=0$, когда $O_0\xi=O_0x$, $O_0\eta=O_0y$, $O_0\zeta=O_0z$.

В состав блока 5 (рис. 1) входит электронный блок с аналого-цифровым преобразователем предварительной обработки сигналов с фотоэлектрических датчиков углов, а также электронная схема с контроллером для определения оценок углов θ , γ . В его состав входит схема обработки сигналов с датчиков 9–11 (рис. 2) радиальных колебаний ротора I , а также второй контроллер для определения угла азимута ψ и выдачи потребителям полной информации об угловой ориентации ПО ψ , θ , γ ; H – кинетический момент, $O_0\xi\eta\zeta$ – система координат, не

вращающаяся в инерциальном пространстве; O_0xyz – система координат, повернутая относительно СК $O_0\xi\eta\zeta$ на угол азимута ψ ; $O_0u_1u_2u_3$ – система координат, связанная с корпусом ПО, O_0 – центр подвеса ротора гироскопа, O – его центр масс; $O\xi\eta\zeta$ – система координат, моделируемая осью кинетического момента H и плоскостью колебаний ротора (при однокомпонентных колебаниях – осью колебаний); ψ, θ, γ – углы азимута, тангажа, вращения (крена) ПО. Пары измерительных электродов, расположенных по бокам силовых электродов, соединены в шесть измерительных цепочек, состоящих из единого для всех цепочек высокочастотного источника питания и двух сегментных измерительных электродов, индуктивности и эталонного резистора цепочки для съема информации о радиальном перемещении ротора гироскопа.

Очень важно, чтобы во внутренней полости вакуум-плотного корпуса б гироскопа поддерживалось давление 10^{-9} – 10^{-10} мм рт. ст.

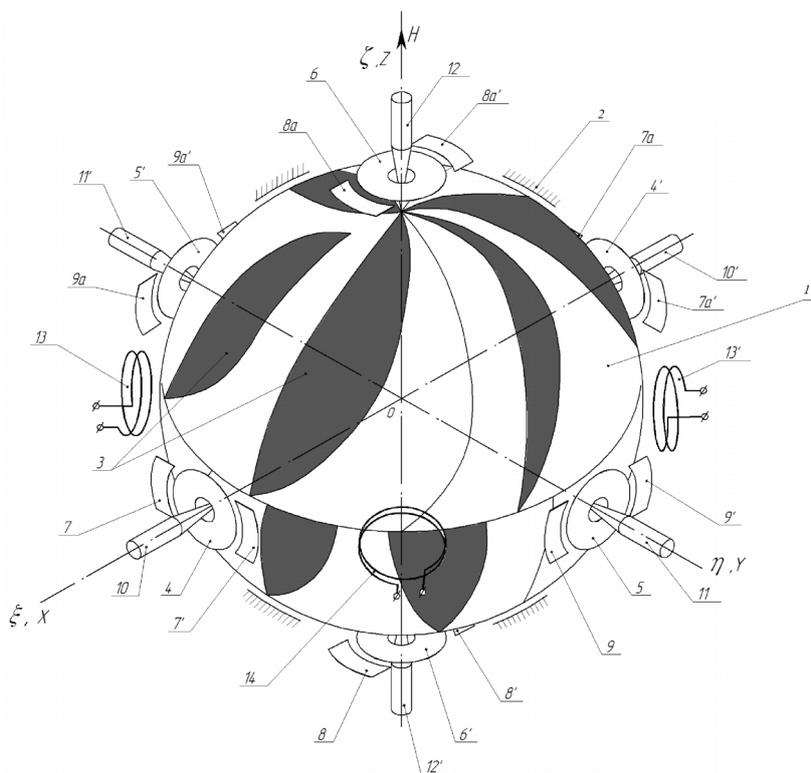


Рис. 2. Электрокинематическая схема прибора:

1 – ротор; 2 – корпус прибора, связанный с корпусом подвижного объекта (ПО); 3 – контрастный рисунок верхней полусферы, отличающийся от остальной поверхности отражательной способностью; 3' – контрастный рисунок нижней полусферы; 4-4' – силовые поддерживающие ротор электроды вдоль оси $O_0\xi$; 5-5', 6-6' – силовые поддерживающие ротор пары электродов вдоль осей $O_0\eta$ и $O_0\zeta$ соответственно; 7-7', 7a-7a', 8-8', 8a-8a', 9-9', 9a-9a' – пары сегментных электродов измерителей перемещений ротора вдоль осей $O_0\xi, O_0\eta, O_0\zeta$ соответственно (по всем трем осям ПО пары измерительных сегментных электродов выполнены так, что каждый из них расположен по бокам от силовых электродов); 10-10', 11-11', 12-12' – фотоэлектрические датчики съема угловой информации вокруг осей $O_0\xi, O_0\eta, O_0\zeta$ соответственно; 13-13', 14-14' (обмотка 14' не видна) – пары статорных обмоток электродвигателя для разгона ротора гироскопа вокруг оси его собственного вращения Oz

Моменты инерции в гироскопе Эйлера подчиняются соотношениям [4]:

$$I_{\xi} = I_{\eta} = A, I_{\zeta} = C, C > A,$$

где I_{ξ} , I_{η} , I_{ζ} – осевые моменты инерции вокруг осей $O\xi$, $O\eta$, $O\zeta$, в исходном состоянии совпадающие с осями системы координат O_{XYZ} .

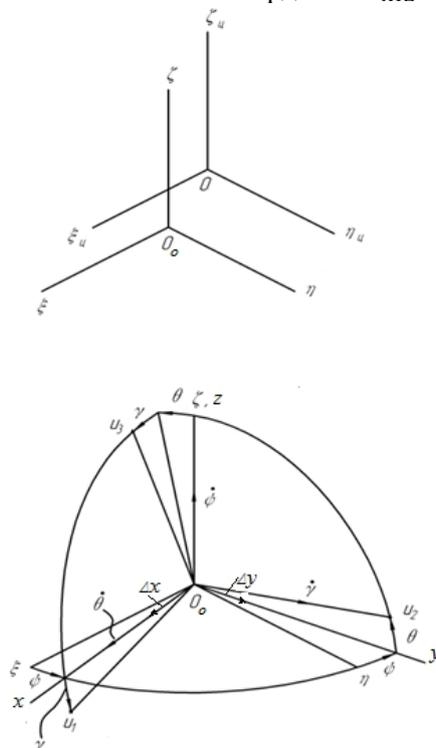


Рис. 3. Системы координат и углы поворотов подвижного объекта

Кроме указанных на рис. 1–3, существуют и другие элементы и связи, которые не отмечены на фигурах, но обеспечивают функционирование прибора. Назначение элементов и связей 6–14 описано в работах [1–5].

В приборе создаются поступательные стабильные по частоте и амплитуде колебания центра масс O ротора I относительно центра подвеса O_0 вдоль осей $O_0\xi$ и $O_0\zeta$ на координаты ξ , ζ , т.е. плоские относительные колебания (в случае одноосных колебаний – только вдоль оси $O_0\xi$). Значит, уравнения поступательного движения гироскопа выведены для неинерциальной системы координат, а углового – для нее же, но не вращающейся относительно инерциального пространства. Для реализации колебаний к поддерживающим электродам 5-5', 6-6' подведено высокочастотное напряжение, например в диапазоне 8–10 МГц, от СВЧ-генератора. Оно обеспечивает в области частот, превышающей резонансное значение, силовое взаимодействие указанных электродов с ротором аналогично механическим пружинам по направлению между точками O_0 и O , являющееся суммой сил, действующих вдоль осей $O_0\xi$ и $O_0\zeta$. От генератора к этим же электродам подводится высоковольтное напряжение с диапазоном частот 250–1000 Гц, при настройке на которые обеспечивается резонанс механических поступательных колебаний ротора в электростатическом подвесе.

Работа прибора

После установки прибора на трехкомпонентном поворотном стенде (ТПС) до его включения платформу устанавливают, скажем, по осям местной или глобальной географической системы координат. Затем включают электрическое питание ТПС, а ось $O_0 \zeta$ предполагаемого направления кинетического момента H устанавливается по оси мира, ось $O_0 \xi$ – в плоскости Гринвичского меридиана, а ось $O_0 \eta$ образует с осями $O_0 \zeta$ и $O_0 \xi$ правую ортогональную систему координат. Для обеспечения указанных поворотов вектора H в ЭСГ создаются две схемы межосевой радиальной коррекции, как это описано в [3]. Платформе придают вращение с угловой скоростью, равной величине угловой скорости вращения Земли с обратным знаком. В этом случае корпус 2 не вращается в мировом пространстве вокруг оси $O_0 \zeta$, а также вокруг двух других осей. Используя данные блока начальной выставки 3 (рис. 1), устанавливают ротор гироскопа согласованно с осями выбранной системы координат. Запускают вращение ротора гироскопа с угловой скоростью Ω и кинетическим моментом H . После этого на электроды подается высоковольтное низкочастотное напряжение, имеющее ту же частоту Ω от блока 4 для управления синхронными поступательными колебаниями ротора вдоль одной из экваториальных и полярной осей ротора. Колебания ротора устанавливают на уровне амплитуд 2,5...5 мкм, что в несколько раз (в 10...5) меньше величины зазора между корпусом 2 и ротором. Подробности технического решения по доработке конструкции ЭСГ изложены в патенте авторов [8].

После описанных выше действий низкочастотное электрическое питание отключают, и ротор продолжает осуществлять колебания длительное время в высоковакуумной среде. Плоскость колебаний компланарна оси кинетического момента H , один компонент колебаний перпендикулярен вектору H . Поэтому плоскость ротора Oxy и меридиональная плоскость колебаний образуют трехгранник, не вращающийся в инерциальном пространстве. Следовательно, обеспечивается возможность измерения трех углов поворотов ПО в инерциальном пространстве [1].

Полагая способ устройства, обеспечивающего измерения углов θ , γ , и алгоритмы их оценки известными [6], выведем новые алгоритмы определения оценки угла азимута ψ .

Уравнения и алгоритмы функционирования

Уравнения прецессионного движения гироскопа Эйлера в предположении отсутствия возмущающих моментов имеют вид:

$$Hq=0, -Hp=0,$$

где p , q – угловые скорости в экваториальной плоскости гироскопа. Будем считать, что они равны нулю. Для нулевых начальных углов отклонения оси собственного вращения гироскопа в системе координат $O_0 \xi \eta \zeta$, не вращающейся в инерциальном пространстве, вектор кинетического момента H с плоскостью поступательных колебаний ротора образует ортогональную систему координат $O \xi_{и} \eta_{и} \zeta_{и}$. Следовательно, углы можно определить геометрическим путем.

Дифференциальные уравнения относительных поступательных смещений и колебаний центра масс ротора после отключения от силовых электродов низкочастотного напряжения имеют вид (при этом предполагается, что приняты меры по обеспечению линейности характеристик подвеса, например по [1]):

$$\begin{aligned} m\ddot{\xi} + C\xi &= mW_{\xi}; \\ m\ddot{\eta} + C\eta &= mW_{\eta}; \\ m\ddot{\zeta} + C\zeta &= mW_{\zeta}, \end{aligned} \quad (1)$$

где W_{ξ} , W_{η} , W_{ζ} – компоненты кажущегося ускорения точки O ПО. Разделив коэффициенты жесткости электростатического подвеса C на массу ротора m и обозначив квадрат частоты собственных колебаний ротора $\Omega^2 = C/m$, получаем:

$$\begin{aligned} \ddot{\xi} + \Omega^2 \xi &= W_{\xi}; \\ \ddot{\eta} + \Omega^2 \eta &= W_{\eta}; \\ \ddot{\zeta} + \Omega^2 \zeta &= W_{\zeta}. \end{aligned} \quad (2)$$

Решения уравнений ищем в виде:

$$\xi = \xi_m + \Delta\xi, \quad \eta = \eta_m + \Delta\eta, \quad \zeta = \Delta\zeta + \zeta_m, \quad (3)$$

где ξ_m , η_m , ζ_m – медленноменяющиеся составляющие решения; $\Delta\xi$, $\Delta\eta$ – быстрые колебательные составляющие решения. Для начальных условий при двухкомпонентных колебаниях ротора

$$t = 0, \quad \Delta\xi(0) = \Delta\xi_0, \quad \Delta\eta(0) = 0, \quad \Delta\zeta(0) = \Delta\zeta_0 \quad (4)$$

имеем:
$$\begin{aligned} \Delta\xi &= \Delta\xi_0 \cos \Omega t + (\Delta\xi'_0 \sin \Omega t) / \Omega, \\ \Delta\zeta &= \Delta\zeta_0 \cos \Omega t + (\Delta\zeta'_0 \sin \Omega t) / \Omega. \end{aligned}$$

При $\Delta\xi'_0 = \Delta\zeta'_0 = 0$, что должно быть технически реализовано в блоке 5 (рис. 1), имеем:

$$\Delta\xi = \Delta\xi_0 \cos \Omega t; \quad \Delta\zeta = \Delta\zeta_0 \cos \Omega t; \quad \Delta\eta = 0. \quad (5)$$

Для однокомпонентных колебаний ротора в экваториальной плоскости, полагая $\Delta\zeta_0 = 0$, получаем: $\Delta\xi = \Delta\xi_0 \cos \Omega t$.

Плоскость или ось колебаний стабилизированы в инерциальном пространстве. При наличии поворотов ПО на углы θ , γ получаем формулы матричного преобразования координат:

$$[u_1, u_2, u_3]^T = (A^\gamma A^\theta)[x, y, z]^T; \quad A^\gamma A^\theta = A^{\gamma\theta}. \quad (6)$$

Здесь $O_0 x y z$ – система координат после поворота от исходной $O_0 \xi \eta \zeta$ на угол азимута. Для колебательных составляющих относительного движения ротора имеем соотношения:

$$[\Delta x, \Delta y, \Delta z]^T = (A^{\gamma\theta})^T [\Delta u_1, \Delta u_2, \Delta u_3]^T, \quad (7)$$

$$(A^{\gamma\theta})^T = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & \sin \gamma \\ \sin \theta \sin \gamma & \cos \theta & -\sin \theta \cos \gamma \\ -\cos \theta \sin \gamma & \sin \theta & \cos \theta \cos \gamma \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Здесь A – матрицы направляющих косинусов соответствующих углов; T – символ транспонирования.

Для системы координат $Ou_1u_2u_3$:

$$A^{\gamma} A^{\theta} A^{\psi} [\xi \eta \zeta]^T = A [\xi \eta \zeta]^T = [u_1 u_2 u_3]^T. \quad (9)$$

Колебания Δu_1 , Δu_2 , Δu_3 измеряются датчиками перемещений 7-7', 7a-7a', 8-8', 8a-8a', 9-9', 9a-9a' соответственно.

После процедуры фазочувствительного детектирования сигналов об измеренных углах, т.е. выделения колебательных составляющих движения ЭСГ, получаем:

$$\begin{aligned} \Delta x &= \Delta u_1 \cos \gamma + \Delta u_3 \sin \gamma; \\ \Delta y &= \Delta u_1 \sin \theta \sin \gamma + \Delta u_2 \cos \theta - \Delta u_3 \sin \theta \cos \gamma; \\ \Delta z &= -\Delta u_1 \cos \theta \sin \gamma + \Delta u_2 \sin \theta + \Delta u_3 \cos \theta \cos \gamma. \end{aligned} \quad (10)$$

Из рис. 3 получаем следующую формулу:

$$\operatorname{tg} \psi = -\Delta y / \Delta x. \quad (11)$$

Таким образом, задача определения трех углов поворотов ПО решается с помощью одного гироскопа на электростатическом подвесе, в чем и заключается новизна данного подхода.

Далее на примере приведем сравнительную оценку точности определения углов поворотов ПО для случаев однокомпонентных и двухкомпонентных колебаний ротора при допущении, что основным источником погрешности является погрешность измерения углов θ , γ .

Пример. Заданы следующие числовые параметры и переменные для двух вариантов колебаний ротора:

$$\begin{aligned} \Delta \xi_0 = \Delta \zeta_0 &= 0,000005 \text{ м}; \\ \Delta \eta(0) = 0; \quad 2. \quad \Delta \xi_0 &= 0,000005 \text{ м}; \quad \Delta \eta(0) = \Delta \zeta_0 = 0; \\ \Omega &= 400 \text{ 1/с}; \\ \theta_0 &= 0,025 \text{ рад}; \quad \gamma_0 = 0,025 \text{ рад}; \\ \theta_m &= 0,25 \text{ рад}; \quad \gamma_m = 0,5 \text{ рад}; \\ \dot{\psi} &= 1 \text{ рад/с}; \quad \theta = 0,25 \cdot \sin(5\pi \cdot t); \\ \gamma &= 0,5 \cdot \sin(2,5\pi \cdot t); \quad \psi = 1 \cdot t. \end{aligned} \quad (12)$$

Погрешности измерения углов θ , γ приняты равными 0,5 угл. с.

Результаты математического моделирования в среде Mathcad представлены на рис. 4–10.

На рис. 4 представлены графики заданных при моделировании поворотов подвижного объекта, определенных путем решения уравнений (1) с учетом чис-

ленных значений, приведенных в (12). На рис. 5 изображены графики оценок этих углов с учетом погрешностей датчиков в соответствии с (12) и выражением (11). На рис. 6 представлены графики погрешностей оценок $\Delta\psi$, $\Delta\theta$, $\Delta\gamma$ углов ориентации ПО при моделировании двухкомпонентных колебаний ротора. На рис. 7 изображены рассчитанные по дифференциальным уравнениям (2) с учетом соотношений (3) колебания ротора по осям системы координат, не вращающейся в инерциальном пространстве. На рис. 8 представлены пересчитанные по формуле (10) к осям связанной с корпусом ПО системы координат колебания ротора, полученные по данным с фотоэлектрических датчиков съема угловой информации. На рис. 9 представлены оценки колебаний ротора по осям инерциальной системы координат, то есть поступательные колебания ротора с учетом погрешностей датчиков. В частности, по углу азимута они не превышают 3 угл. с.

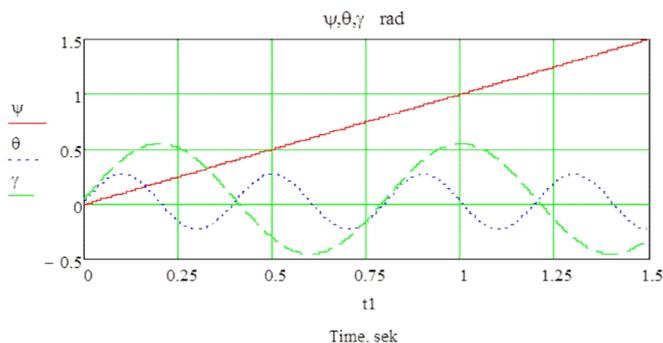


Рис. 4. Углы поворотов подвижного объекта

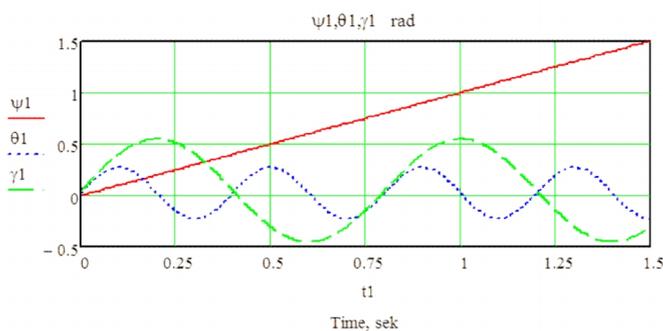


Рис. 5. Сигналы об углах объекта по показаниям прибора

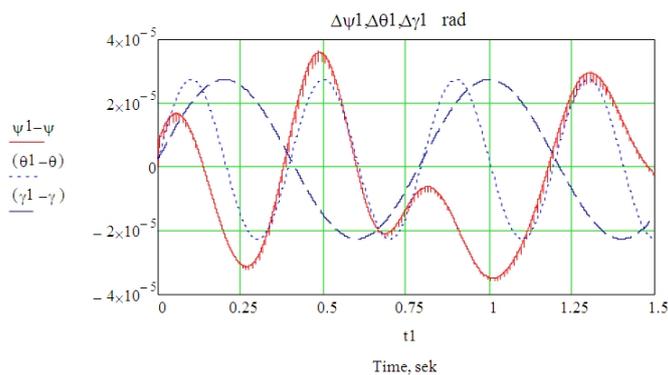


Рис. 6. Погрешности при двухкомпонентных колебаниях ротора

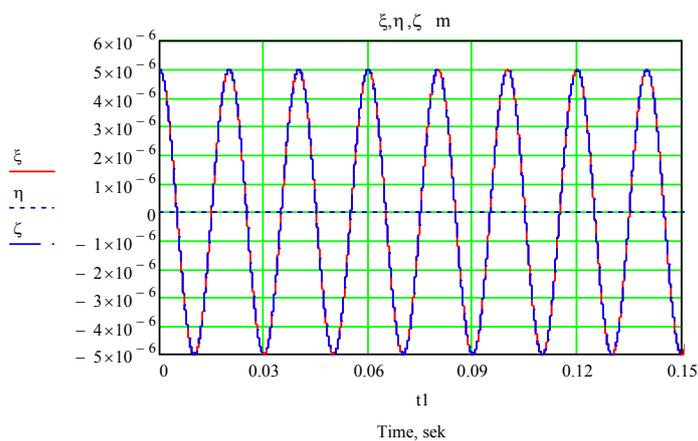


Рис. 7. Поступательные колебания ротора в системе координат $O_0 \xi \eta \zeta$

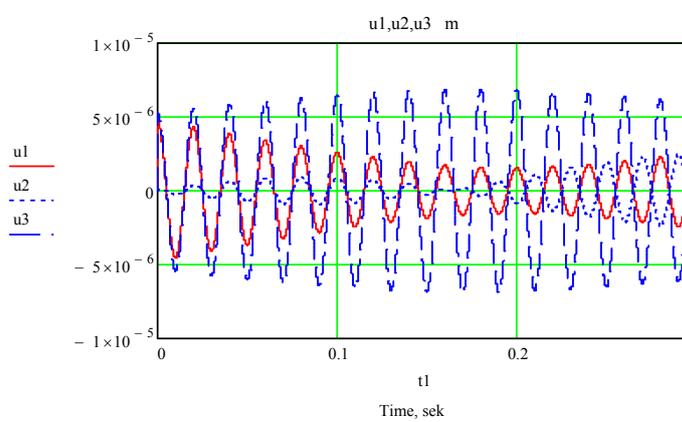


Рис. 8. Поступательные колебания ротора в системе координат $u_1 u_2 u_3$

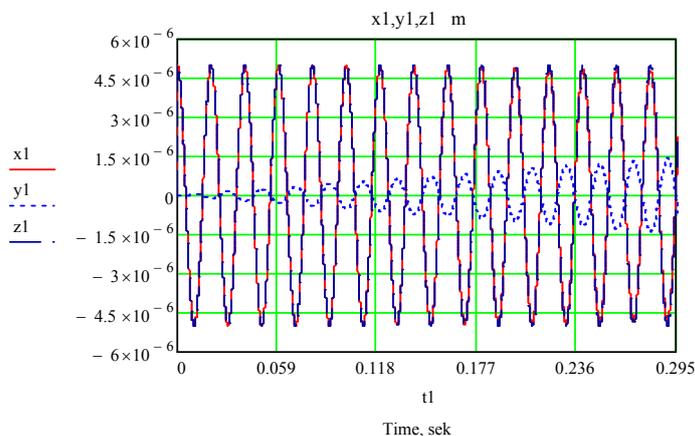


Рис. 9. Поступательные колебания ротора в системе координат $x_1 y_1 z_1$

На рис. 10 представлены графики погрешностей оценок $\Delta\psi$, $\Delta\theta$, $\Delta\gamma$ углов ориентации ПО при моделировании однокомпонентных колебаний вдоль оси $O\xi$. Сопоставляя графики рис. 6 и рис. 10, заключаем, что погрешности опре-

деления углов θ, γ одинаковы, а погрешности угла азимута $\Delta\psi$ снизились примерно в три раза и свидетельствует о преимуществе однокомпонентных поступательных колебаний ротора вдоль его экваториальной оси. Другие графики для случая однокомпонентных колебаний близки графикам на рис. 4–5, 7–9.

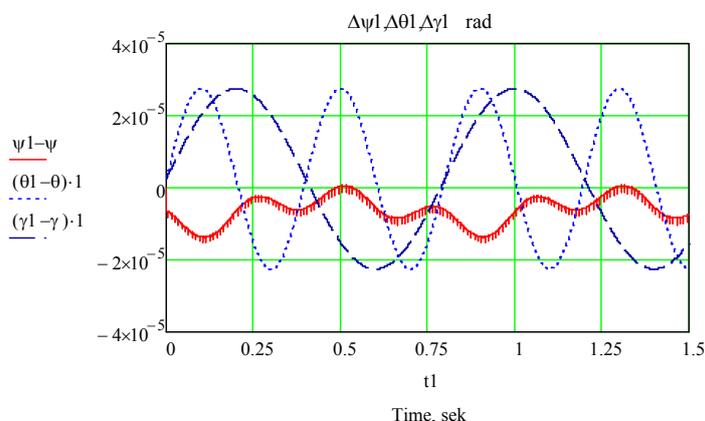


Рис. 10. Погрешности при одноосевых колебаниях ротора

Дополнительно было проведено математическое моделирование процессов определения углов ориентации ПО при неточности задания амплитуды однокомпонентных вынужденных колебаний до 10%. Погрешности оценок $\Delta\psi$, $\Delta\theta$, $\Delta\gamma$ углов ориентации ПО не изменились по сравнению с результатами, приведенными на рис. 10.

При практической реализации предложенной схемы точность определения угла азимута ψ , а также других углов будет зависеть от множества факторов, связанных с характерными для ЭСГ источниками погрешностей, в том числе:

- неортогональности и неравножесткости осей электродов подвеса;
- неколлинеарности электростатических сил, действующих на ротор с противоположных электродов при смещениях ротора из центра подвеса;
- линейных ускорений подвижного объекта;
- погрешности определения зазора между ротором и электродами (амплитуд колебаний ротора) и др., влияние которых будет рассмотрено в дальнейших публикациях.

Выводы

1. Предложены схема прибора, уравнения движения и алгоритмы определения трех углов поворотов подвижного объекта на основе однороторного гироскопа Эйлера на электростатическом подвесе с возбужденными в нем с помощью гироскопа и датчиков сил вращением и колебаниями ротора.

2. Результаты моделирования подтвердили теоретические предпосылки возможности измерения трех углов поворотов подвижного объекта.

3. Сопоставление результатов моделирования для случаев двухкомпонентных и однокомпонентных поступательных колебаний ротора свидетельствует, что во втором случае погрешность определения угла азимута втрое ниже, в том числе в связи с уменьшением объема вычислительных процедур. По другим углам погрешности одинаковы.

4. Неточность задания амплитуды поступательных колебаний ротора гироскопа на уровне до 10% от расчетного значения не влияет на точность измерения углов ПО.

Практическая реализация показанных в работе результатов должна быть направлена на исследования достижимой точности такого прибора, включая создание модели погрешностей, разработку методов и средств идентификации параметров этой модели.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Журавлев В.Ф.** Бесплатформенная инерциальная навигационная система маятникового типа (БИНС МТ) // Изв. РАН. МТТ. 2014. №1. С. 6–17.
2. **Горенштейн И.А., Шульман И.А.** Инерциальные навигационные системы. М.: Машиностроение, 1970. 232 с.
3. **Пат. №155046.** Российская Федерация. МПК G 01 С 19/24. Трехкомпонентный измеритель угловой скорости на основе сферического гироскопа с электростатическим подвесом / Журавлев В.Ф., Плотников П.К., Кузнецов А.О.; заявитель и патентообладатель ФГБОУ ВПО СГТУ им. Гагарина Ю.А. Заявл. 04.06.2015; опубл. 20.09.2015 г.
4. **Лукьянов Д.П., Распопов В.Я., Филатов В.Я.** Прикладная теория гироскопов. СПб.: «ЦНИИ» Электроприбор», 2015. 316 с.
5. **Ландау Б.Е.** Электростатический гироскоп со сплошным ротором. // Гироскопия и навигация. 1993. Вып. 1. С. 6–12.
6. **Дюгуров С.М., Ландау Б.Е.** Об измерительном трехграннике бескарданного электростатического гироскопа // Гироскопия и навигация. 1999. №1.
7. **Калихман Д.М.** Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов. СПб.: «ЦНИИ Электроприбор», 2008. 296 с.
8. **Пат. №176676.** Российская Федерация. МПК G 01 С 19/24. Одногироскопный трехкомпонентный измеритель углов поворотов объекта на электростатическом подвесе / Журавлев В.Ф., Ландау Б.Е., Плотников П.К.; заявитель и патентообладатель ФГБОУ ВПО СГТУ им. Гагарина Ю.А. Заявл. 11.01.2017 г., зарегистрировано в ФИПС 04.06.2018 г.

Zhuravlev, V.F. (RAS Institute for Problems in Mechanics, Moscow), **Landau, B.E.** (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg), **Plotnikov, P.K.** (Saratov State Technical University n.a. Yuri Gagarin) Theory and Mathematical Modeling of Operational Processes of a Single-Gyro Meter of Three Rotation Angles for a Moving Object, *Гироскопия и Навигация*, 2019, vol. 27, no. 2 (105), pp. 150–161.

Abstract. The paper discusses a design solution for a single-gyro meter of three angles of a moving object's rotations. In terms of physics, this solution is based on the forces of rotation and one- and two-component translational motions of a spherical rotor in electrostatic suspension, generated by a gyro torque motor and sensors. Theoretical substantiation, algorithms and results of comparative mathematical modeling are presented. It is shown that one-component oscillations of the rotor in the equator plane provide the azimuth angle error that is three times smaller than that of two-component oscillations.

Key words: rotor, electrostatic suspension, rotation, oscillations, pick-off, electrode, torquer.

REFERENCES

1. **Zhuravlev, V.F.**, Strapdown inertial navigation system of pendulum type (SINS PT), *Izvestiya RAN. MTT*, 2014, no. 1, pp. 6–17.
2. **Gorenshtein, I.A. and Shul'man, I.A.**, *Inertial'nye navigatsionnye sistemy* (Inertial Navigation Systems), Moscow: Mashinostroenie, 1970.

3. **Zhuravlev, V.F., Plotnikov, P.K. and Kuznetsov, A.O.**, A three-component angular rate sensor based on a spherical gyroscope with electrostatic suspension, RF Patent 155046, 2015.
4. **Luk'yanov, D.P., Raspopov, V.Ya. and Filatov, V.Ya.**, *Prikladnaya teoriya giroskopov* (Applied Theory of Gyroscopes), St. Petersburg: Concern CSRI Elektropribor, 2015.
5. **Landau, B.E.**, Electrostatic gyro with a solid rotor, *Giroskopiya i navigatsiya*, 1993, no. 1, pp. 6–12
6. **Dyugurov, S.M. and Landau B.E.**, On measuring trihedron of strapdown electrostatic gyro, *Giroskopiya i navigatsiya*, 1999, no. 1, pp. 21–29.
7. **Kalikhman, D.M.**, *Pretsizionnye upravlyaemye stendy dlya dinamicheskikh ispytaniy giroskopicheskikh priborov* (Precision Controlled Testbenches for Dynamic Testing of Gyroscopic Instruments), St. Petersburg: Concern CSRI Elektropribor, 2008.
8. **Zhuravlev, V.F., Landau, B.E. and Plotnikov, P.K.**, A single-gyro three-component meter of vehicle rotatopn angles on electrostatic suspension, RF Patent 176676, 2018.

Материал поступил 25.06.2018