

УДК 531.383

Анализ влияния ошибок датчиков углов модуляционного вращения на точность системы ориентации

Лян Цин^{1*}, Литвиненко Ю.А.², Степанов О.А.²

¹*Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, ИТМО, Кронверкский проспект, 49, Санкт-Петербург, 197101, Россия*

²*Концерн ЦНИИ «Электроприбор», ул. Малая Посадская, 30, Санкт-Петербург, 197046, Россия Россия*

**e-mail: liangqing1688@gmail.com*

Аннотация

Исследуется система ориентации, состоящая из двух микромеханических инерциальных измерительных модулей, установленных на поворотных платформах. Приводится ее математическая модель. Рассматривается алгоритм оценивания погрешностей двух модулей при движении объекта, включая смещения нулей, ошибки масштабных коэффициентов и углы рассогласования. Особое внимание уделяется анализу влияния ошибок датчиков углов модуляционного вращения на точность системы ориентации.

Ключевые слова: микромеханический модуль, модуляционное вращение, система ориентации; ошибки датчиков углов.

Введение

Система ориентации и навигации представляет собой полностью автономную навигационную систему, которая может постоянно представлять информацию о положении, скорости и местоположении. Поэтому она широко используется в транспортных средствах, самолетах, кораблях и роботах. Одним из эффективных путей повышения точности систем ориентации и навигации является использование методов компенсации погрешностей систем методом, основанным на поворотах или вращении блока, содержащего инерциальные чувствительные элементы – гироскопы и акселерометры [1-7]. Вращение инерциального блока, в том числе при движении объекта за счет того, что постоянные составляющие погрешностей чувствительных элементов, становятся переменными, приводит к ограничению роста погрешностей определения параметров навигации и ориентации [5-7]. Известно, что такой метод обеспечивает повышение автономности систем ориентации и навигации и позволяет системе, даже на сравнительно грубых датчиках, работать в течение продолжительного времени.

В настоящее время разработчики систем ориентации и навигации прикладывают большие усилия для поиска эффективных способов управления модуляционным вращением, предлагаются различные варианты основанные, как на непрерывном вращении, так и на дискретных разворотах инерциального измерительного модуля (ИИМ) [3,5,6,7]. Так, в работах [8,9] были предложены методы восьми и десяти позиций, позволяющие, за счет последовательных разворотов ИИМ оценить большинство составляющих погрешностей ИИМ. В работе

[6], с целью повышения наблюдаемости погрешностей ИИМ, применяется вращение измерительного модуля относительно двух перпендикулярных осей, что потребовало использования двухосного карданового подвеса. Тем не менее, использование большинства методов, как отмечено в [5], за счет неполной наблюдаемости, не приводит к снижению всех составляющих погрешностей инерциальных датчиков, при этом в большей степени это касается погрешностей масштабных коэффициентов и погрешностей установки датчиков. В этой связи, актуальным является разработка методов модуляционного вращения, позволяющих обеспечить наблюдаемость всех составляющих погрешностей инерциальных датчиков.

В предлагаемой работе рассматривается система ориентации, состоящая из двух микромеханических ИИМ, которые установлены на двух отдельных поворотных платформах с ортогональными осями (Рис.1). Такая конструкция позволяет оценить погрешности датчиков угловой скорости (ДУС) без использования динамической модели движения объекта и привлечения внешней информации. В отличие от алгоритмов, применяемых в традиционных системах навигации и ориентации, подразумевающих использование только одного измерительного блока, алгоритм, ранее предложенный в работе [10], может обеспечить оценивание всех составляющих погрешностей датчиков, включая смещения нулей, ошибки масштабных коэффициентов и углы рассогласования. В то же время, для реализации предложенного комплементарного фильтра, применяемого для совместной обработки информации от двух ИИМ, необходима информация об углах поворота платформ, фиксируемая датчиками углов (ДУ). Изложенный в [10] подход приводит к тому, что точность рассматриваемой системы зависит не только

от погрешностей чувствительных элементов, но и от погрешностей съема углового положения платформ. В этой связи, целью настоящей работы является выбор датчиков углов и подробный анализ влияния их погрешностей на точность выработки углов ориентации.

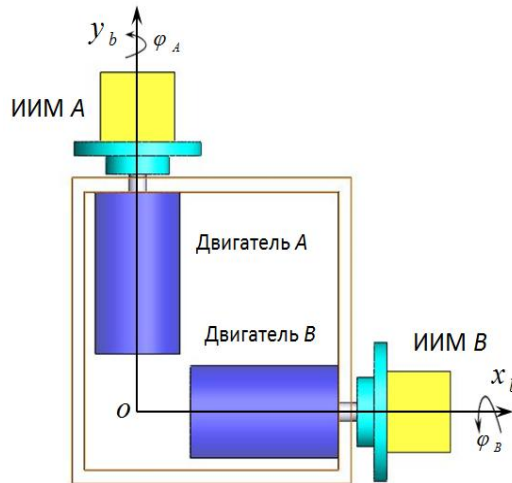


Рис. 1. Конструкция системы ориентации из двух ИИМ, φ_A, φ_B - углы поворота измерительных модулей

Принцип построения системы ориентации с использованием двух модулей и алгоритм обработки измерений

На рис.2 приведена функциональная схема рассматриваемой системы ориентации, состоящей из двух микромеханических инерциальных измерительных модулей. Как следует из схемы, на первом этапе показания ДУС $\bar{J}_k, k = A, B$ и данные об углах поворота φ_A, φ_B поступают в алгоритм фильтрации, в котором реализуется инвариантная схема обработки на основе комплементарного фильтра [11]. В качестве измерения в фильтре Калмана обрабатывается векторная разность угловых скоростей $\bar{J}_k, k = A, B$, которые являются суммой истинной угловой скорости объекта $\bar{\omega}_b$, скорости модуляционного вращения платформы $\dot{\varphi}_k, k = A, B$ и погрешностей ДУС

$\delta\bar{\omega}_k, k = A, B$. Далее, на основе измеренной в блоке В угловой скорости \bar{J}_B с учетом полученных в фильтре Калмана оценок погрешностей ДУС $\delta\hat{\omega}_B$ вырабатываются параметры ориентации. Подробно этот алгоритм был изложен в работе [10]. Можно показать, что в отличие от влияния ошибок ДУ при использовании традиционных методов модуляционного вращения, ошибки датчика угла влияют в первую очередь на точность оценки погрешностей ДУС $\delta\bar{\omega}_k, k = A, B$, что в свою очередь приводит к снижению точности оценивания углов ориентации. С целью дальнейшего анализа влияния ошибок датчиков углов поворота платформ, рассмотрим модель ошибок предложенной системы ориентации.

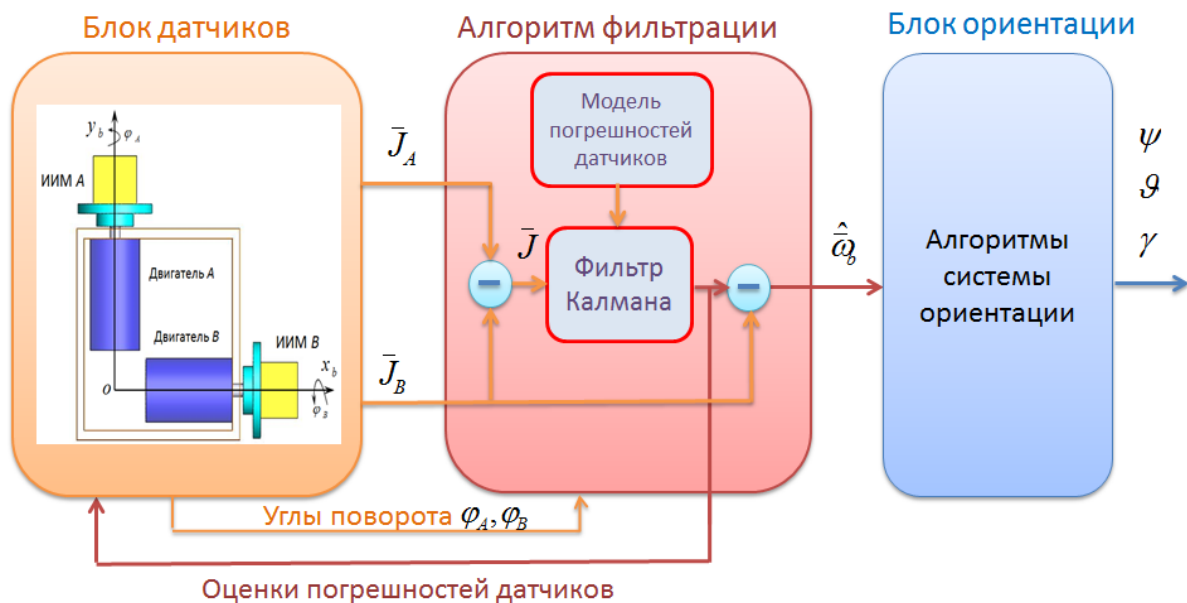


Рис. 2. Функциональная схема системы ориентации

Введем следующие необходимые системы координат (СК).

1. Связанная с объектом ортогональная система координат $Ox_b y_b z_b$ - ось y совпадает с продольной осью объекта, ось x перпендикулярна плоскости симметрии объекта и направлена в правый борт, а ось z дополняет систему координат до правой.

Введем угол δ , характеризующий отклонения оси вращения ИИМ В от оси x_b связанной СК (рис.3).

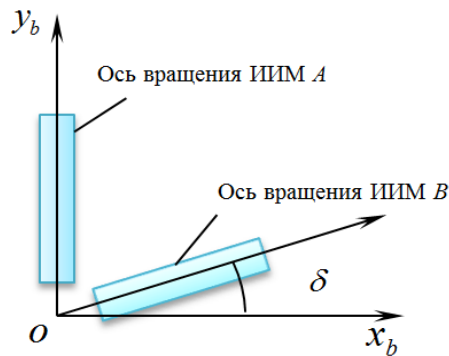


Рис. 3. Угол, характеризующий погрешность установки двух ИИМ.

Положение оси вращения ИИМ В относительно связанной системы координат определяется матрицей C_δ :

$$C_\delta = \begin{bmatrix} \cos \delta & \sin \delta & 0 \\ -\sin \delta & \cos \delta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

2. Платформенная ортогональная система координат $ox_p y_p z_p$ - связана с осями вращения ИИМ А и В, и отклонённая от плоскости $ox_b y_b$ на угол $\varphi_k, k = A, B$. В исходном положении плоскость $ox_p y_p$ совпадает с плоскостью $ox_b y_b$. Соответственно с двумя ИИМ А и В связаны две платформенных системы координат $ox_{pA} y_{pA} z_{pA}$ и $ox_{pB} y_{pB} z_{pB}$.

3. Измерительная система координат $ox_s y_s z_s$ - связана с измерительными осями инерциальных датчиков. Положение измерительной и платформенной СК характеризуют углы рассогласования α и β , для ИИМ А и В соответственно.

При этом будем использовать следующие обозначения: α_μ^η и β_μ^η ($\mu = x, y, z; \eta = x, y, z$), где нижний индекс обозначает к какой оси ИИМ относится

этот угол, а верхний индекс показывает, вокруг какой оси производится поворот.

Соответственно, можно записать следующие матрицы перехода C_{pA}^{sA} , C_{pB}^{sB} для двух ИИМ:

$$C_{pA}^{sA} = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_x^z & -\alpha_x^y \\ -\alpha_y^z & 1 & \alpha_y^x \\ \alpha_z^y & -\alpha_z^x & 1 \end{bmatrix}, \quad C_{pB}^{sB} = \begin{bmatrix} 1 & \beta_x^z & -\beta_x^y \\ -\beta_y^z & 1 & \beta_y^x \\ \beta_z^y & -\beta_z^x & 1 \end{bmatrix}.$$

Здесь и далее при обозначении матрицы перехода ее верхний индекс соответствует СК, к которой осуществляется переход, а нижний - от которой этот переход выполняется. С учетом этих обозначений матрицы перехода между связанной СК и измерительной СК могут быть записаны в виде:

$$C_b^{sA} = C_{pA}^{sA} C_b^{pA} = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_x^z & -\alpha_x^y \\ -\alpha_y^z & 1 & \alpha_y^x \\ \alpha_z^y & -\alpha_z^x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \varphi_A & 0 & -\sin \varphi_A \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varphi_A & 0 & \cos \varphi_A \end{bmatrix},$$

$$C_b^{sB} = C_{pB}^{sB} C_b^{pB} = \begin{bmatrix} 1 & \beta_x^z & -\beta_x^y \\ -\beta_y^z & 1 & \beta_y^x \\ \beta_z^y & -\beta_z^x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_B & \sin \varphi_B \\ 0 & -\sin \varphi_B & \cos \varphi_B \end{bmatrix} C_\delta.$$

В настоящей работе учтем следующие погрешности датчиков угловой скорости: смещения нулей $\bar{\varepsilon}_k = [\varepsilon_k^x, \varepsilon_k^y, \varepsilon_k^z]^T$; ошибки масштабных коэффициентов $\Delta K_k = \text{diag}([\Delta k_k^x, \Delta k_k^y, \Delta k_k^z])$ и измерительные шумы $\bar{v}_k = [v_k^x, v_k^y, v_k^z]^T$, $k = A, B$. В этом случае можно представить модель измерения каждого ИИМ в следующем виде:

$$\begin{cases} \bar{J}_A = (E + \Delta K_A) C_b^{sA} (\bar{\omega}_b + \bar{\varphi}_A) + \bar{\varepsilon}_A + \bar{v}_A, \\ \bar{J}_B = (E + \Delta K_B) C_b^{sB} (\bar{\omega}_b + C_\delta^T \bar{\varphi}_B) + \bar{\varepsilon}_B + \bar{v}_B, \end{cases} \quad (1)$$

где $\bar{\omega}_b$ - угловая скорость объекта; $\bar{\phi}_A = [0, \dot{\phi}_A, 0]^T$, $\bar{\phi}_B = [\dot{\phi}_B, 0, 0]^T$

$\bar{v}_k = [v_k^x, v_k^y, v_k^z]^T$, $k = A, B$ - дискретные центрированные белые шумы, E - единичная матрица.

Для удобного представления модели измерения, запишем векторы измерения

\bar{J}_A, \bar{J}_B в связанной СК как

$$\begin{cases} \bar{J}_A^b = C_{pA}^b \bar{J}_A \approx \bar{\omega}_b + \bar{\phi}_A + C_{pA}^b (C_A \bar{J}_A + \bar{\varepsilon}_A + \bar{v}_A), \\ \bar{J}_B^b = C_{pB}^b \bar{J}_B \approx \bar{\omega}_b + \bar{\phi}_B + C_{pB}^b (C_B \bar{J}_B + \bar{\varepsilon}_B + \bar{v}_B) - [\bar{\omega}_b] \bar{\delta}, \end{cases} \quad (2)$$

где,

$$C_A = \begin{bmatrix} \Delta k_A^x & \alpha_x^z & -\alpha_x^y \\ -\alpha_y^z & \Delta k_A^y & \alpha_y^x \\ \alpha_z^y & -\alpha_z^x & \Delta k_A^z \end{bmatrix}, \quad C_B = \begin{bmatrix} \Delta k_B^x & \beta_x^z & -\beta_x^y \\ -\beta_y^z & \Delta k_B^y & \beta_y^x \\ \beta_z^y & -\beta_z^x & \Delta k_B^z \end{bmatrix}, \quad [\bar{\omega}_b] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_b^z & \omega_b^y \\ \omega_b^z & 0 & -\omega_b^x \\ -\omega_b^y & \omega_b^x & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{\delta} = [0 \ 0 \ \delta]^T.$$

Основная идея алгоритма обработки данных от двух ИИМ заключается в использовании разности измерений угловой скорости ИИМ A и ИИМ B для определения погрешностей инерциальных датчиков обоих модулей. Для получения разностного измерения выразим $\bar{\omega}_b$ из второго уравнения (1) и подставим его в первое уравнение. Вводя предположение о малости погрешностей датчиков и пренебрегая членами второго порядка малости, получим следующее линейное выражение для искомого разностного сигнала \bar{J} :

$$\bar{J} - \bar{\phi} \approx C_{pA}^b (C_A \bar{J}_A + \bar{\varepsilon}_A + \bar{v}_A) - C_{pB}^b (C_B \bar{J}_B + \bar{\varepsilon}_B + \bar{v}_B) + [\bar{\omega}_b] \bar{\delta}, \quad (3)$$

где, $\bar{J} = \bar{J}_A^b - \bar{J}_B^b = [J_x, J_y, J_z]^T$, $\bar{\phi} = \bar{\phi}_A - \bar{\phi}_B = [-\dot{\phi}_B, \dot{\phi}_A, 0]^T$.

В этом уравнении неизвестными являются матрицы $C_A, C_B, \bar{\varepsilon}_A, \bar{\varepsilon}_B$ и $\bar{\delta}$. Введем

вектор $\tilde{x} = [cs(C_A)^T, \bar{\varepsilon}_A^T, cs(C_B)^T, \bar{\varepsilon}_B^T, \bar{\delta}]^T$ размерности 25, где $cs(A)$ - матричная

функция, которая представляет элементы матрицы в виде столбца:

$$cs(A) = [a_{11} \ a_{21} \ \dots \ a_{m1} \ a_{12} \ a_{22} \ \dots \ \dots \ a_{mn}]^T.$$

Далее в работе будем полагать, что составляющие вектора \tilde{x} являются постоянными величинами. Для удобного представления уравнения (3) будем использовать произведение Кронекера, обозначаемое \otimes :

$$A \otimes B = \begin{bmatrix} a_{11}B & \dots & a_{1n}B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{m1}B & \dots & a_{mn}B \end{bmatrix},$$

где A - матрица размера $m \times n$, B - матрица размера $p \times q$, $A \otimes B$ - блочная матрица размера $mp \times nq$.

Используя введенные обозначения, запишем уравнение измерения (3) в следующем виде:

$$\begin{aligned} \bar{J} - \bar{\varphi} &\approx C_{pA}^b (C_A \bar{J}_A + \bar{\varepsilon}_A + \bar{v}_A) - C_{pB}^b (C_B \bar{J}_B + \bar{\varepsilon}_B + \bar{v}_B) + [\bar{\omega}_b] \bar{\delta} \approx \\ &\approx \left[\bar{J}_A^T \otimes C_{pA}^b, C_{pA}^b, -\bar{J}_B^T \otimes C_{pB}^b, -C_{pB}^b, [J_{By}^b, -J_{Ax}^b, 0]^T \right] \tilde{x} + [C_{pA}^b, -C_{pB}^b] \begin{bmatrix} \bar{v}_A \\ \bar{v}_B \end{bmatrix} = \\ &= F(\varphi_A, \varphi_B, \bar{J}_A, \bar{J}_B) \tilde{x} + [C_{pA}^b, -C_{pB}^b] \begin{bmatrix} \bar{v}_A \\ \bar{v}_B \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (4)$$

Отметим, что вектор \bar{J} и матрица $F(\varphi_A, \varphi_B, \bar{J}_A, \bar{J}_B)$ в (4) содержат углы вращения платформы $\varphi_k, k = A, B$, измеряемые ДУ поворотных платформ с ошибками:

$$\begin{cases} \varphi_{mA} = \varphi_A + \Delta\varphi_A, \\ \varphi_{mB} = \varphi_B + \Delta\varphi_B, \end{cases} \quad (5)$$

где $\varphi_{mk}, k = A, B$ - измерения углов вращения платформ A и B ; $\Delta\varphi_k, k = A, B$ - ошибки измерения датчиков углов.

Уравнение измерения (4) является нелинейным, что приводит к необходимости применения нелинейных алгоритмов фильтрации, реализация

которых в бортовом вычислителе не всегда возможна. С целью упрощения решения задачи оценивания погрешностей ИММ, проведем линеаризацию уравнения (4) по

$\varphi_k, k = A, B$:

$$\begin{aligned}\bar{J}_m - \Delta\bar{J} - \bar{\varphi} &\approx F(\varphi_{Am}, \varphi_{Bm}, \bar{J}_A, \bar{J}_B)\tilde{x} + [C_{pA}^b(\varphi_{Am}), -C_{pB}^b(\varphi_{Bm})] \begin{bmatrix} \bar{v}_A \\ \bar{v}_B \end{bmatrix}, \\ \bar{J}_m - \bar{\varphi} &\approx F(\varphi_{Am}, \varphi_{Bm}, \bar{J}_A, \bar{J}_B)\tilde{x} + G(\varphi_{Am}, \varphi_{Bm})w,\end{aligned}$$

где, $\bar{J}_m = C_{pA}^b(\varphi_{Am})\bar{J}_A - C_{pB}^b(\varphi_{Bm})\bar{J}_B = [J_{mx}, J_{my}, J_{mz}]^T$, $\bar{J} = C_{pA}^b(\varphi_A)\bar{J}_A - C_{pB}^b(\varphi_B)\bar{J}_B$, $w = [\bar{v}_A \quad \bar{v}_B \quad \Delta\varphi_A \quad \Delta\varphi_B]^T$,

$$\Delta\bar{J} = \bar{J}_m - \bar{J} = \Delta C_{pA}^b \bar{J}_A \Delta\varphi_A - \Delta C_{pB}^b \bar{J}_B \Delta\varphi_B, G(\varphi_{Am}, \varphi_{Bm}) = [C_{pA}^b, -C_{pB}^b, \Delta C_{pA}^b \bar{J}_A, -\Delta C_{pB}^b \bar{J}_B],$$

$$\Delta C_{pA}^b = \left. \frac{\partial C_{pA}^b}{\partial \varphi_A} \right|_{\varphi_A = \varphi_{Am}}, \Delta C_{pB}^b = \left. \frac{\partial C_{pB}^b}{\partial \varphi_B} \right|_{\varphi_B = \varphi_{Bm}}.$$

Введем новый вектор состояния $x = [\varphi_A, \varphi_B, \tilde{x}^T]^T$ размерности 27 и вектор измерения $y = [\varphi_{Am}, \varphi_{Bm}, J_{mz}]^T$ размерности 3. Сформулируем задачу фильтрации вектора x в рамках линейной постановки задачи с использованием модели:

$$\begin{cases} \dot{\varphi}_A = -F(2,:) \tilde{x} + J_{my} - G(2,:)w, \\ \dot{\varphi}_B = F(1,:) \tilde{x} - J_{mx} + G(1,:)w, \\ \dot{\tilde{x}} = 0, \end{cases} \quad (6)$$

и измерений:

$$\begin{cases} \varphi_{Am} = \varphi_A + \Delta\varphi_A, \\ \varphi_{Bm} = \varphi_B + \Delta\varphi_B, \\ J_{mz} = F(3,:) \tilde{x} + G(3,:)w, \end{cases} \quad (7)$$

где, $F(i,:), G(i,:)$ - i -ые строки соответствующих матриц F, G .

Обращаем внимание, что поскольку измерительные и порождающие шумы в рассмотренной постановке задачи фильтрации одни и те же, то задача фильтрации

может быть решена с использованием алгоритма модифицированного фильтра Калмана [12].

Модель ошибок датчика угла

В настоящее время в гироскопических системах для определения угла поворота подвижных узлов широкое применение получили оптические, емкостные и индукционные ДУ. Выбор типа ДУ определяется конструктивными и точностными требованиями к приборам, а так же условиями их эксплуатации [13]. Для рассматриваемой системы ориентации для реализации модуляционного вращения ИИМ целесообразно использовать оптические ДУ из-за простоты их конструкции, невысокой стоимости, малых габаритов и сравнительно высокой точности. Как правило, модель ошибок датчика угла имеет следующий вид[14-17]:

$$\begin{aligned}\varphi_m &= \varphi + \Delta\varphi, \\ \Delta\varphi &= \Delta\varphi_0 + \Delta\varphi_i,\end{aligned}$$

где φ_m - измерения датчика угла; φ - истинный угол; $\Delta\varphi$ - ошибка измерения; $\Delta\varphi_0$ - систематическая составляющая ошибки ДУ, зависящая от угла φ ; $\Delta\varphi_i$ - случайная составляющая ошибки ДУ.

Систематическая составляющая $\Delta\varphi_0$, возникающая из эксцентриситета и деформации вращающейся шкалы, является синусно-косинусной функцией от истинного угла φ [18-20]. После калибровки ДУ, которая может быть произведена на этапе сборки ИИМ, полагаем $\Delta\varphi_0$ постоянным. Случайная составляющая ошибки $\Delta\varphi_i$ возникает из-за различных случайных возмущений в канале съема электрического сигнала ДУ и ошибок квантования. Для упрощения анализа в работе

предположим, что эта составляющая ошибки является белым шумом с дисперсией $\sigma_{\Delta\varphi}^2$.

Результаты моделирования

При моделировании, были приняты следующие угловые скорости объекта $\bar{\omega}_b$ и истинные углы поворота платформ φ_A, φ_B :

$$\begin{cases} \omega_b^x = 0.2 \sin(2\pi \times 0.1t), \\ \omega_b^y = 0.2 \sin(2\pi \times 0.12t), \\ \omega_b^z = 0.2 \cos(2\pi \times 0.13t), \end{cases} \text{ и } \begin{cases} \varphi_A = \frac{\pi}{2} \sin\left(\frac{2\pi}{15}t\right), \\ \varphi_B = \frac{\pi}{2} \sin\left(\frac{2\pi}{15}t\right). \end{cases}$$

Ошибки измерений ДУ $\Delta\varphi_k, k = A, B$ были описаны дискретными белыми шумами с дисперсиями $\sigma_{\Delta\varphi A}^2 = \sigma_{\Delta\varphi B}^2 = \sigma_{\Delta\varphi}^2$ и математическими ожиданиями $\Delta\varphi_0$.

а. Анализ влияния постоянной составляющей ошибки ДУ $\Delta\varphi_0$

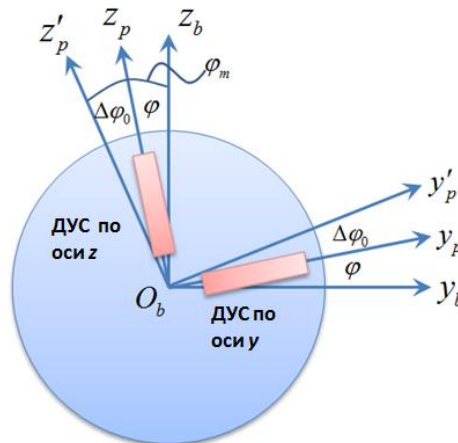


Рис. 4. К пояснению влияния постоянной составляющей ДУ на примере платформы B .

На рис.4 показано положение осей чувствительности ДУС и осей объекта при наличии постоянной ошибки измерения ДУ. Видно, что постоянная составляющая ошибки $\Delta\varphi_0$ оказывает такое же влияние на точность системы ориентации как и углы

рассогласования. Это позволяет представить ранее введенные матрицы в следующем виде C_{pA}^{sA} , C_{pB}^{sB} :

$$C_{pA}^{sA} = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_x^z & -\alpha_x^y - \Delta\varphi_0 \\ -\alpha_y^z & 1 & \alpha_y^x \\ \alpha_z^y + \Delta\varphi_0 & -\alpha_z^x & 1 \end{bmatrix}, C_{pB}^{sB} = \begin{bmatrix} 1 & \beta_x^z & -\beta_x^y \\ -\beta_y^z & 1 & \beta_y^x + \Delta\varphi_0 \\ \beta_z^y & -\beta_z^x - \Delta\varphi_0 & 1 \end{bmatrix}.$$

b. Анализ влияния случайных составляющих ошибки ДУ $\Delta\varphi_i$

С помощью расчета матрицы ковариации при решении настоящей задачи фильтрации (6-7) получим среднеквадратическое отклонение (СКО) оценок смещений нулей и ошибок масштабных коэффициентов ИИМ А, как показано на рис.5. Из представленных рисунков видно, что влияние случайной составляющей ошибки ДУ аналогично влиянию измерительных шумов ДУС. Таким образом, повысить точность системы ориентации можно, как за счет повышения точности ДУС так и за счет уменьшения уровня шумов ДУ.

Тем не менее, анализ графиков позволяет заключить, что уровень шумов ДУС оказывает более существенное влияние на ошибки оценки погрешностей ИИМ, что в свою очередь позволяет сделать вывод о нецелесообразности повышения точности ДУ, при использовании ДУС низкой точности.

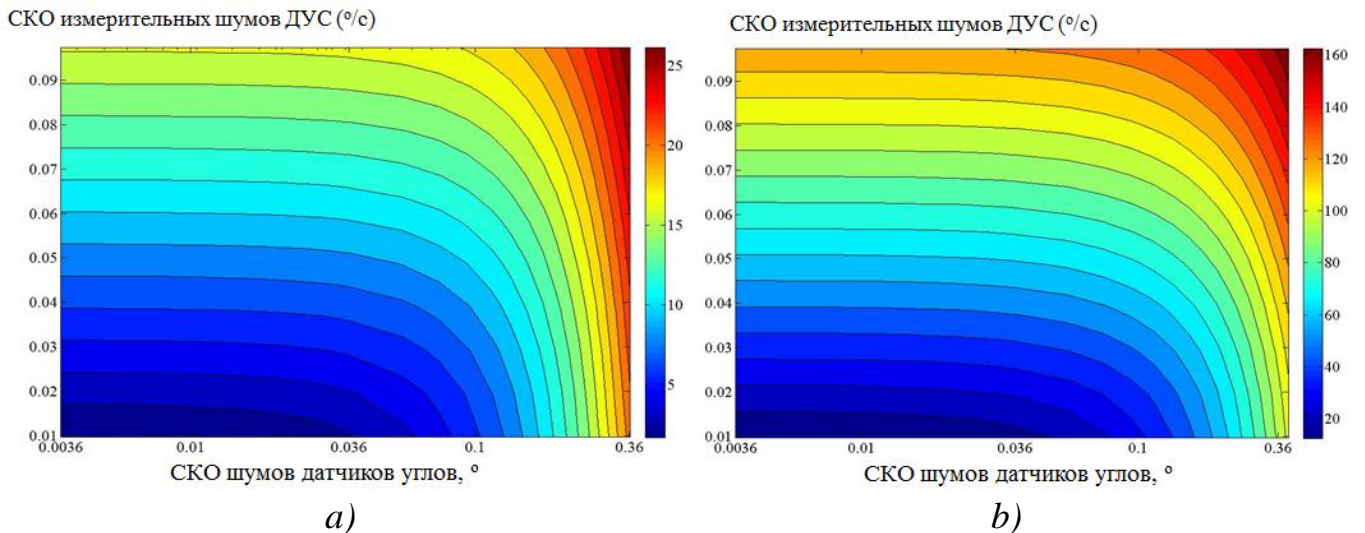


Рис. 5. СКО оценки смещений нулей *a)* и масштабных коэффициентов *b)* на момент 50с. (на рис.*a* значение СКО оценки смещений нулей изменяется из 0 °/ч до 25 °/ч; на рис.*b* значение СКО масштабных коэффициентов изменяется из 20 ppm до 160 ppm. 1 ppm=10⁻⁶.)

Заключение

Рассмотрена система ориентации, состоящая из двух, установленных на отдельных поворотных платформах, микромеханических инерциальных измерительных модулей. Предложенная схема, в отличие традиционных схем, позволяет обеспечить оценивание всех составляющих погрешностей инерциальных датчиков оценить без использования динамической модели движения объекта и привлечения внешней навигационной информации.

Проведен анализ влияния ошибок датчиков углов модуляционного вращения на точность рассмотренной системы ориентации. Показано, что постоянная составляющая ошибки датчика угла оказывает такое же влияние как и углы рассогласования, а случайная составляющая ошибки оказывает влияние на точность системы ориентации аналогичное влиянию шумов датчиков угловой скорости. Полученные в работе зависимости точности оценивания погрешностей микромеханических датчиков могут быть полезны при осуществлении выбора, как

чувствительных элементов, так и датчиков углов модуляционного вращения рассматриваемой системы ориентации.

Библиографический список

1. Зельдович С.М., Малтинский М.И., Окон И.М., Остромухов Я.Г. Автокомпенсация инструментальных погрешностей гиросистем. - Ленинград: Судостроение, 1976. - 255 с.
2. Ishibashi S., Tsukioka S., Sawa T. et al. The rotation control system to improve the accuracy of an inertial navigation system installed in an autonomous underwater vehicle // IEEE, Proceedings of the Symposium on Underwater Technology and Workshop on Scientific Use of Submarine Cables and Related Technologies, Tokyo, Japan, April 2007, pp. 495 – 498.
3. Sun F., Sun W., Guo Z. Auto-compensation method of SINS based on IMU rotation // Chinese Journal of Scientific Instrument, 2009, issue 12, vol. 30, URL: http://en.cnki.com.cn/Article_en/CJFDTOTAL-YQXB200912009.htm
4. Peshekhonov V.G. Gyroscopic Systems: Current Status and Prospects // Gyroscopy and Navigation, 2011, no. 1, pp. 3 - 16.
5. Yuan Z., Zhao L. Error Analysis of Rotary SINS Sensor // Sensors & Transducers, September 2013, issue 9, vol. 156, pp. 35 - 39.
6. Stepanov A.P., Emelyantsev G.I., Blazhnov B.A. Efficiency of IMU modulation rotations in a marine FOG-based SINS // Gyroscopy and Navigation, 2015, no. 4 (91), pp. 42 - 54.

7. Туктарёв Н.А., Гришин Д.В., Бусурин В.И., Ахмедова С.К. Автономное инерциально-магнитометрическое устройство определения углов ориентации летательного аппарата // Труды МАИ. 2016. № 88. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=70665>
8. Ren Q., Wang B., Deng Z., Fu M. A multi-position self-calibration method for dual-axis rotational inertial navigation system // Sensors and Actuators A: Physical, 2014, vol. 219, pp 24 – 31.
9. Zheng Z., Han S., Zheng K. An eight-position self-calibration method for a dual-axis rotational inertial navigation system // Sensors and Actuators A: Physical, 2015, vol. 232, pp. 39 – 48.
10. Лян Ц., Литвиненко Ю.А. Алгоритм оценивания ошибок инерциальных датчиков с использованием двух блоков микромеханических гироскопов // Материалы XVIII конференции молодых ученых с международным участием «Навигация и управление движением», Санкт-Петербург, 15-18 марта 2016. С. 556 - 564.
11. Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Введение в теорию оценивания. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2010. - 509 с.
12. Zhao Lin, Wang Xiaoxu, Li Liang Sun Min. Nonlinear System Filtering theory, Beijing, National Defense Industry Press, 2012, pp. 111 – 119.
13. Ma Jianhong, Sun Yutong, Hao Yongqin. The comparison between resolver encoders and photoelectric encoders // Navigation and control, Jun. 2016, vol.15 (3), pp. 89 – 94.

14. Zheng L., Tang Q., Ma X., and Zhang Y. High-precision static and dynamic angular measurements with a ring laser gyro // Proceedings of SPIE, 1996, vol. 2899, pp. 50 – 53.
15. Bournachev M., Filatov Y., Goncharov N., Loukianov D., Pavlov P. Dynamic goniometers based on ring laser and optical encoder. Ultra precision measurements // Proceedings of the 4-th Euspen International Conference, Glasgow, Scotland, UK, 2004, pp. 318 - 319.
16. Qin S., Huang Z., Wang X. Optical Angular Encoder Installation Error Measurement and Calibration by Ring Laser Gyroscope // IEEE Transactions on instrumentation and measurement, 2010, vol. 59 (3), pp. 506 – 511.
17. Wang X. Errors and precision analysis of subdivision signals for photoelectric angle encoders // Optics and Precision Engineering, 2012, vol. 20, no. 2, pp. 379 – 386.
18. C. Wang, G. Zhang, S. Guo, and J. Jiang. Auto correction of interpolation errors in optical encoders // Proceedings of SPIE, 1996, vol. 2718, pp. 439 – 447.
19. S. Ye Accurate measurement about photoelectric shift // Science and Technology Press, Chengdu, 2003. 230 p.
20. Z. Huang, S. Qin, X. Wang, and D. Zhan. Error analysis of optical angular encoder and calibration with ring laser gyro // Chin J. Sci Instrument, Oct. 2007, vol. 28, no. 10, pp. 1866 – 1869.