

УДК 681.2.089:681.2.087

## **Разработка алгоритма калибровки инерциальной навигационной системы на двухосном испытательном стенде**

К.К. Веремеенко, И.А. Галай

### **Аннотация**

В статье рассматриваются методика и алгоритм калибровки бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) авиационного класса точности по координатной, скоростной и угловой информации. В качестве входных данных для алгоритма калибровки используются сигналы с выхода системы. Приведенные методика и алгоритм калибровки БИНС реализуются на двухосном поворотном столе. Приведены результаты имитационного моделирования процесса калибровки с использованием разработанного алгоритма.

**Ключевые слова:** калибровка; поворотный стол; гироскоп; акселерометр; математическая модель; алгоритм; бесплатформенная инерциальная навигационная система.

Одна из ключевых задач при создании бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) - обеспечение их требуемой точности. Решить ее можно только обеспечив необходимый уровень инструментальных ошибок гироскопов и акселерометров. Один из способов решения этой задачи – это калибровка датчиков, которая заключается в нахождении коэффициентов модели ошибок ее датчиков поступательного и углового движения или калибровочных коэффициентов. Существует два подхода к проведению испытаний. Различаются они по типу информации, используемой в алгоритмах идентификации калибровочных коэффициентов. В первом случае информация напрямую снимается с блока чувствительных элементов БИНС, во втором подходе используется выходная информация БИНС о широте, долготе и высоте местоположения, составляющих путевой скорости и скорости изменения высоты, а также информация об углах ориентации подвижного объекта. Реализация первого метода может быть затруднена, если блок уже установлен в инерциальную навигационную систему и его выходы недоступны. Такие модули калибруются отдельно от инер-

циальной навигационной системы. Учитывая это, первый способ пригоден только для систем собственной разработки, где имеются выходы инерциальных датчиков, или отдельно закупаемых трехмерных инерциальных модулей. Второй подход заключается в снятии сигналов непосредственно с выходов системы. Располагая данными об ошибке определения навигационных параметров и параметров ориентации, задавшись моделью ошибок БИНС и моделью ошибок гироскопов и акселерометров, рассчитываются калибровочные коэффициенты для датчиков первичной информации, входящих в состав системы. Идея использования математической модели ошибок БИНС при калибровке заключается в нахождении соотношений, с помощью которых по измеренным выходным сигналам системы можно определить калибровочные коэффициенты инерциальных измерителей. Реализация такого способа стала возможной с появлением прецизионных поворотных столов, которые определяют ориентацию БИНС относительно точно выставленной в горизонте и в азимуте планшайбы динамического симулятора. В статье предлагается вариант алгоритма калибровки инерциальной навигационной системы, в котором производится обработка информации с выхода системы и для идентификации параметров математических моделей ошибок инерциальных измерителей применяется оптимальный фильтр Калмана. Структурная схема процесса калибровки отражена на рисунке 1.

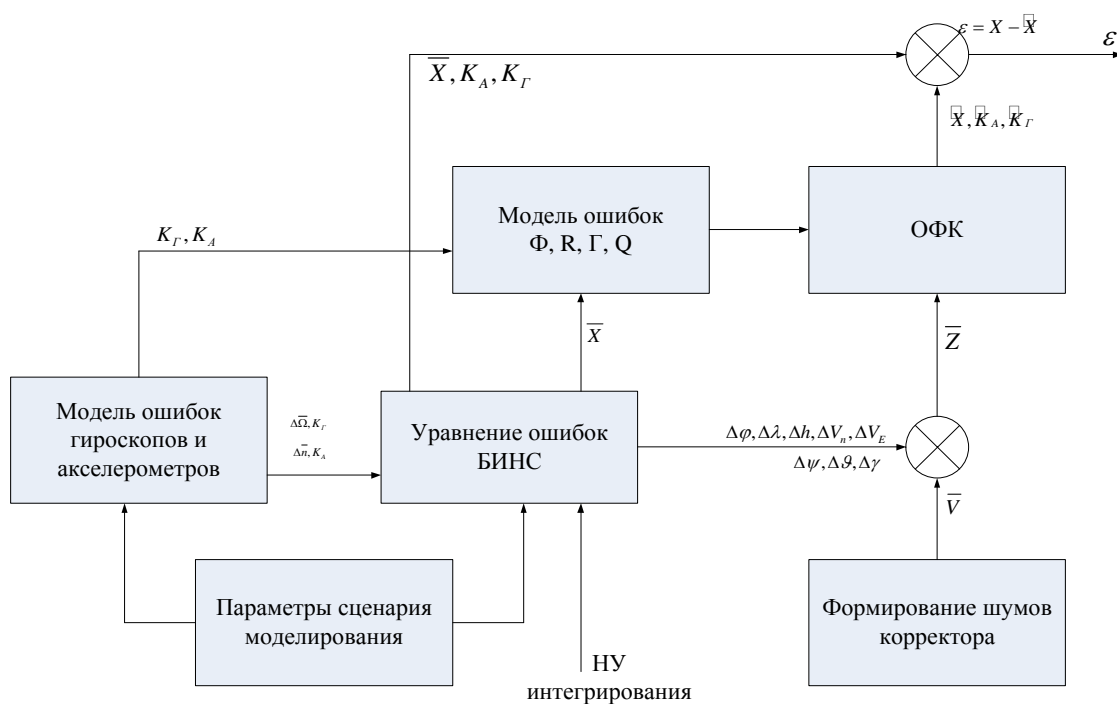


Рисунок 1. Схема калибровки БИНС.

Предлагаемый алгоритм использует выходные данные о местоположении, скорости и

углах, которые поступают с выхода БИНС. В качестве алгоритма оптимальной обработки информации применяется оптимальный фильтр Калмана (ОФК). Чтобы иметь возможность применить ОФК, уравнения системы должны быть записаны в пространстве состояний. Полная модель содержит уравнение состояния системы и уравнение измерений в следующей форме:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = F\bar{x} + G\bar{w} \\ \bar{z} = H\bar{x} + \bar{v} \end{cases}, \quad (1)$$

где  $\bar{x}$ - вектор состояния;  $\bar{w}$  - вектор шумов системы;  $\bar{v}$  - вектор шумов измерений;  $F$  - матрица динамики системы;  $G$  - матрица шумов системы;  $H$  - матрица измерений;  $\bar{z}$  - разность показаний ИНС и эталонного оборудования.

Модель ошибок БИНС в скалярно матричной форме записи имеет вид (2) - (3) [1]. Модель позволяет исследовать связь между инструментальными погрешностями первичных измерителей, неточностями задания начальных условий и ошибками БИНС в определении местоположения, скорости и углов ориентации объекта.

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ (\Omega_y^2 + \Omega_z^2 - \omega_0^2) & 0 & (\dot{\Omega}_z - \Omega_x \Omega_y) & 2\Omega_z & -(\dot{\Omega}_y - \Omega_x \Omega_z) & -2\Omega_y \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -(\dot{\Omega}_z - \Omega_x \Omega_y) & -2\Omega_z & (\Omega_x^2 + \Omega_z^2 - \omega_0^2) & 0 & (\dot{\Omega}_x - \Omega_y \Omega_z) & 2\Omega_x \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ (\dot{\Omega}_y - \Omega_x \Omega_z) & 2\Omega_y & -(\dot{\Omega}_x - \Omega_y \Omega_z) & 2\Omega_x & (2\omega_0^2 + \Omega_x^2 + \Omega_y^2) & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \gamma & -\beta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\gamma & 0 & \alpha & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \beta & \alpha & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \Delta n_x \\ 0 \\ \Delta n_y \\ 0 \\ \Delta n_z \end{pmatrix}; \quad (2)$$

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \Omega_z & -\Omega_y \\ -\Omega_z & 0 & \Omega_x \\ \Omega_y & -\Omega_x & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta \Omega_x \\ \Delta \Omega_y \\ \Delta \Omega_z \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где  $x_1, x_3, x_5$ — ошибки определения координат и высоты ИНС, м;

$x_2, x_4, x_6$ - производные компонент  $x_1, x_3, x_5$ , м/с;

$\alpha, \beta, \gamma$  – угловые погрешности ориентации измерительного трёхгранника относительно вычисленного, компоненты вектора угла малого поворота  $\dot{\Theta} = [\alpha, \beta, \gamma]$ , рад;

$\Delta\Omega_x, \Delta\Omega_y, \Delta\Omega_z$  – погрешности гироскопов, приведённые к осям вращающейся системы координат, в которой ведётся решение уравнений ошибок, рад/с;

$\Delta n_x, \Delta n_y, \Delta n_z$  – погрешности акселерометров, приведённые к осям вращающейся системы координат, в которой ведётся решение уравнений ошибок, м/с<sup>2</sup>;

$n_x, n_y, n_z$  – проекции вектора кажущегося ускорения центра масс объекта, м/с<sup>2</sup>;

$\Omega_{x,y,z}, \dot{\Omega}_{x,y,z}$  – проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения выбранного трёхгранника и его производные, рад/с<sup>2</sup>;

$\omega_0$  – частота Шулера ( $\omega_0 = 1,24 \cdot 10^{-3} \text{ c}^{-1}$ ).

Для обеспечения процесса калибровки в приведенных соотношениях проекции погрешностей гироскопов и акселерометров  $\Delta\Omega_x, \Delta\Omega_y, \Delta\Omega_z$  и  $\Delta n_x, \Delta n_y, \Delta n_z$  необходимо выразить непосредственно через их инструментальные ошибки, которые приводятся к необходимой вращающейся системе координат согласно формулам:

$$\begin{aligned}
 \Delta\Omega_x &= C_{11}\Delta\Omega_1 + C_{12}\Delta\Omega_2 + C_{13}\Delta\Omega_3; \\
 \Delta\Omega_y &= C_{21}\Delta\Omega_1 + C_{22}\Delta\Omega_2 + C_{23}\Delta\Omega_3; \\
 \Delta\Omega_z &= C_{31}\Delta\Omega_1 + C_{32}\Delta\Omega_2 + C_{33}\Delta\Omega_3; \\
 \Delta n_x &= C_{11}\Delta n_1 + C_{12}\Delta n_2 + C_{13}\Delta n_3; \\
 \Delta n_y &= C_{21}\Delta n_1 + C_{22}\Delta n_2 + C_{23}\Delta n_3; \\
 \Delta n_z &= C_{31}\Delta n_1 + C_{32}\Delta n_2 + C_{33}\Delta n_3;
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

здесь  $C_{11}..C_{33}$  – элементы матрицы направляющих косинусов между связанной с объектом системы координат и выбранной вращающейся системой координат.

Инструментальные ошибки датчиков представляются своими математическими моделями. В данной статье для иллюстрации взят один из наиболее часто встречающихся вариантов представления таких моделей [1]:

$$\begin{aligned}
\Delta\Omega_1 &= m_{0x} + m_{1x} \cdot (n_y - n_z) + m_{3x} \cdot \Omega_x + \delta\Omega_1; \\
\Delta\Omega_2 &= m_{0y} + m_{1y} \cdot (n_x - n_z) + m_{3y} \cdot \Omega_y + \delta\Omega_2; \\
\Delta\Omega_3 &= m_{0z} + m_{1z} \cdot (n_x - n_y) + m_{3z} \cdot \Omega_z + \delta\Omega_3;
\end{aligned} \tag{5}$$

$$\begin{aligned}
\Delta n_1 &= a_{1x} + a_{2x} n_x + \delta n_1; \\
\Delta n_2 &= a_{1y} + a_{2y} n_y + \delta n_2; \\
\Delta n_3 &= a_{1z} + a_{2z} n_z + \delta n_3;
\end{aligned} \tag{6}$$

где  $m_{0x}, m_{0y}, m_{0z}$  - постоянный дрейф соответствующего гироскопа;  $m_{1x}, m_{1y}, m_{1z}$  - дрейф гироскопа, зависящий от первой степени перегрузки (в разных типах гироскопа причины такой зависимости могут быть разными);  $m_{3x}, m_{3y}, m_{3z}$  - дрейф гироскопа, вызванный нестабильностью масштабного коэффициента;  $a_{1x}, a_{1y}, a_{1z}$  - постоянная составляющая ошибки акселерометра;  $a_{2x}, a_{2y}, a_{2z}$  - параметры, характеризующие ошибку акселерометра из-за не точности масштабного коэффициента;  $n_x, n_y, n_z$  - проекции вектора кажущегося ускорения на оси соответствующих гироскопов;  $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$  - проекции абсолютной угловой скорости вращения на оси чувствительности гироскопов.

Вектор состояния системы, объединяющий ошибки БИНС и коэффициенты модели ошибок датчиков, имеет размерность 24:

$$\bar{X} = [x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, \alpha, \beta, \gamma, a_{1x}, a_{1y}, a_{1z}, a_{2x}, a_{2y}, a_{2z}, m_{0x}, m_{0y}, m_{0z}, m_{1x}, m_{1y}, m_{1z}, m_{3x}, m_{3y}, m_{3z}]^T \tag{7}$$

Вектор шумов системы  $\bar{W}$  с учетом принятой модели (5), (6) имеет вид:

$$\bar{W} = [\delta n_1 \quad \delta n_2 \quad \delta n_3 \quad \delta\Omega_1 \quad \delta\Omega_2 \quad \delta\Omega_3]^T \tag{8}$$

Матрица интенсивности шумов системы  $Q$  имеет вид:

$$Q = \begin{bmatrix} \sigma_{11}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{22}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{33}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{44}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{55}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{66}^2 \end{bmatrix} \cdot T, \quad (9)$$

где  $\sigma_{11}^2, \sigma_{22}^2, \sigma_{33}^2$  - СКО случайной ошибки акселерометров;  $\sigma_{44}^2, \sigma_{55}^2, \sigma_{66}^2$  - СКО случайной ошибки гироскопов;  $T$ —шаг дискретизации алгоритмов оценивания.

Матрица динамики системы  $F$  в рассмотренном случае будет иметь вид:

$$F = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & F_{13} \\ 0_{15 \times 9} & 0_{15 \times 6} & 0_{15 \times 9} \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Блочные элементы этой матрицы определяются соотношениями:

$$F_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ (\Omega_y^2 + \Omega_z^2 - \omega_0^2) & 0 & (\dot{\Omega}_z - \Omega_x \Omega_y) & 2\Omega_z & -(\dot{\Omega}_y - \Omega_x \Omega_z) & -2\Omega_y & 0 & -n_z & n_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -(\dot{\Omega}_z - \Omega_x \Omega_y) & -2\Omega_z & (\Omega_x^2 + \Omega_z^2 - \omega_0^2) & 0 & (\dot{\Omega}_x - \Omega_y \Omega_z) & 2\Omega_x & n_z & 0 & -n_x & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ (\dot{\Omega}_y - \Omega_x \Omega_z) & 2\Omega_y & -(\dot{\Omega}_x - \Omega_y \Omega_z) & -2\Omega_x & (2\omega_0^2 + \Omega_x^2 + \Omega_y^2) & 0 & n_y & n_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega_z & -\Omega_y \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\Omega_z & 0 & \Omega_x \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega_y & -\Omega_x & 0 \end{bmatrix}; \quad (11)$$

$$F_{12} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{11}n_x & C_{12}n_y & C_{13}n_z \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{21}n_x & C_{22}n_y & C_{23}n_z \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{31}n_x & C_{32}n_y & C_{33}n_z \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad (12)$$

$$F_{13} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{11} \cdot (n_y - n_z) & C_{12} \cdot (n_x - n_z) & C_{13} \cdot (n_x - n_y) & C_{11} \Omega_x & C_{12} \Omega_y & C_{13} \Omega_z \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{21} \cdot (n_y - n_z) & C_{22} \cdot (n_x - n_z) & C_{23} \cdot (n_x - n_y) & C_{21} \Omega_x & C_{22} \Omega_y & C_{23} \Omega_z \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{31} \cdot (n_y - n_z) & C_{32} \cdot (n_x - n_z) & C_{33} \cdot (n_x - n_y) & C_{31} \Omega_x & C_{32} \Omega_y & C_{33} \Omega_z \end{bmatrix}; \quad (13)$$

Матрица шумов системы  $G$  может быть записана через блочные матрицы:

$$G = \begin{bmatrix} G_{11} \\ 0_{15 \times 6} \end{bmatrix}, \quad (14)$$

где матрица  $G_{11}$  представима в виде:

$$G_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ 0 & 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ 0 & 0 & 0 & C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix}; \quad (15)$$

Матрица связи измерений и вектора состояния  $H$  имеет вид:

$$H = [H_{11} \quad 0_{9 \times 15}], \quad (16)$$

где матрица  $H_{11}$  равна:

$$H_{11} = \begin{bmatrix} \frac{1}{(R+h)} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(R+h)\cos\varphi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\dot{H}}{(R+h)} + \Omega_x \tan\varphi & 1 & -\Omega_z & 0 & \Omega_y & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{\dot{H}}{(R+h)} & 1 & -\Omega_x & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{(R+h)} & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \frac{1}{(R+h)} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \frac{1}{(R+h)} \cdot \tan\varphi & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad (17)$$

здесь  $\varphi$  - широта местоположения поворотного стола с установленной на нем БИНС.

Матрицу шумов измерений запишем в следующей форме:

$$\bar{V} = [\delta\varphi_{\text{эт}} \quad \delta\lambda_{\text{эт}} \quad \delta h_{\text{эт}} \quad \delta V_{n_{\text{эт}}} \quad \delta V_{e_{\text{эт}}} \quad \delta \dot{h}_{\text{эт}} \quad \delta\alpha_{\text{эт}} \quad \delta\beta_{\text{эт}} \quad \delta\gamma_{\text{эт}}]^T, \quad (18)$$

где  $\delta\varphi_{\text{эт}}$ ,  $\delta\lambda_{\text{эт}}$ ,  $\delta h_{\text{эт}}$  - ошибки определения эталонного значения соответственно широты, долготы и высоты места проведения эксперимента, получаемые в результате измерения местоположения стенда с предустановленным прибором высокоточным устройством;  $\delta V_{n_{\text{эт}}}$  - ошибка определения Северной составляющей путевой скорости измерителями поворотного стенда;  $\delta V_{e_{\text{эт}}}$  - ошибка определения Восточной составляющей путевой скорости измерителями поворотного стенда;  $\delta \dot{h}_{\text{эт}}$  - ошибка определения изменения высоты измерителями стенда;  $\delta\alpha_{\text{эт}}$ ,  $\delta\beta_{\text{эт}}$ ,  $\delta\gamma_{\text{эт}}$  - ошибки поворотного стенда в определении ориентации.

Матрицу интенсивности шумов измерений представим в виде:



$$Q = \begin{pmatrix} \sigma_{\delta\varphi}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\delta\lambda}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\delta h}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{\delta V_n}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\delta V_e}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\delta h}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\alpha}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\beta}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\gamma}^2 \end{pmatrix} \cdot T, \quad (19)$$

где  $\sigma_{\delta\varphi}^2, \sigma_{\delta\lambda}^2, \sigma_{\delta h}^2, \sigma_{\delta V_n}^2, \sigma_{\delta V_e}^2, \sigma_{\delta h}^2, \sigma_{\alpha}^2, \sigma_{\beta}^2, \sigma_{\gamma}^2$  - значения СКО ошибок эталонных значений широты, долготы, высоты, скоростей и углов соответственно.

На основе модели (7)-(19) можно организовать процедуру оптимального оценивания параметров вектора состояния, содержащего и коэффициенты модели ошибок датчиков. ОФК реализуется в дискретной форме. При этом уравнения дискретной стохастической системы записываются в виде:

$$\begin{cases} \dot{\bar{X}}_k = \Phi \bar{X}_{k-1} + \Gamma \bar{W}_{k-1} \\ \bar{Z}_k = H \bar{X}_k + \bar{V}_k \end{cases} \quad (20)$$

Воспользуемся условием статической эквивалентности [2], чтобы перейти к интенсивностям дискретных шумов системы  $W$  и шумов измерений  $V$ :

$$Q_1 = \frac{Q(t)}{T}; \quad (21)$$

$$R_1 = \frac{R(t)}{T}, \quad (22)$$

где  $R_1, Q_1$  - матрицы интенсивностей шумов дискретной системы,  $T$  - шаг дискретизации. Для нестационарной системы интенсивности шумов системы и шумов измерений  $Q_1$  и  $R_1$  вычисляются на каждом шаге дискретизации.

Для записи дискретной формы оптимального фильтра Калмана необходимо использовать переходные матрицы динамики системы и шумов системы -  $\Phi$  и  $\Gamma$ , которые представляются в виде матричных рядов от матрицы динамики  $F$  и матрицы шумов системы  $G$ . В рас-

смаатриваемом случае используется разложение в матричный ряд до второго члена (линейного относительно шага интегрирования):

$$\Phi = E + FT; \quad (23)$$

$$\Gamma = (E + 0.5 \cdot FT) \cdot GT, \quad (24)$$

где  $E$  – единичная матрица.

Начальная ковариационная матрица  $P_0$  определяется начальным состоянием системы:

$$P_0 = cov[x_i(t_0)], \quad (25)$$

где  $x_i(t_0)$  элементы вектора состояния  $\bar{X}$  при  $t=0$ .

Алгоритм дискретного фильтра Калмана взят в форме Джозефа, что обеспечивает симметричность матрицы ковариаций:

$$\begin{cases} \hat{x}_k = \Phi \hat{x}_{k-1} + K_k (Z_k - H \Phi \hat{x}_{k-1}) \\ S_k = \Phi P_{k-1} \Phi^T + \Gamma Q_1 \Gamma^T \\ K_k = S_k H^T (H S_k H^T + R_1)^{-1} \\ P_k = [E - K_k H] S_k [E - K_k H]^T + K_k R_1 K_k^T \end{cases} \quad (26)$$

Решением этой системы уравнений является оценка вектора состояния системы  $\hat{x}$ , в состав которого входят оценки значений калибровочных коэффициентов.

В ходе испытаний, с целью обеспечения наблюдаемости большинства составляющих вектора состояния, инерциальную навигационную систему необходимо устанавливать в различные положения. После каждой перестановки системы производится начальная выставка. Время испытаний выбирается произвольно, но обычно каждая итерация составляет не менее 5 минут. Результатом испытаний являются калибровочные коэффициенты модели ошибок гироскопов и акселерометров.

Для исследования свойств предложенного алгоритма был разработан программный комплекс, предназначенный для проведения имитационных исследований процесса калибровки БИНС и проверки работоспособности разработанных алгоритмов. Для реализации программного комплекса выбрана среда разработки MatLab.

Были проведены серии имитационного моделирования на разработанном программном

комплексе. Полученные результаты проанализированы и представлены в виде графиков ниже на рисунках 2-4. В качестве примера, представлены графики ошибок оценок постоянных составляющих погрешности акселерометра и предсказанные их СКО. Предлагаемый в статье пример рассматривает БИНС на лазерных гироскопах и маятниковых акселерометрах высокой точности.

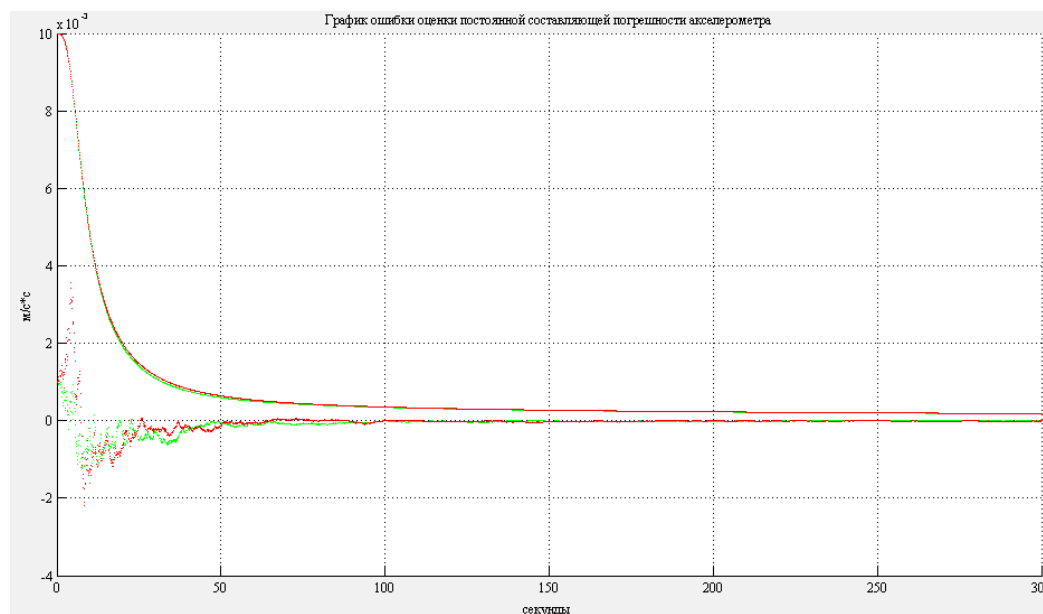


Рис. 2. Ошибки оценки постоянных погрешностей акселерометров и их СКО.  
Первое положение БИНС.

Первым этапом калибровки является установка БИНС на предварительно отгоризонтированную и ориентированную в азимуте планшайбу поворотного стенда и ее начальная выставка, после чего происходит вращение поворотного стола по определенной траектории. В качестве примера результатов проведенного имитационного моделирования рассмотрены графики ошибки оценки постоянных составляющих погрешностей акселерометров и их СКО на каждом этапе калибровки. В первом положении системы на поворотном основании проекция вектора ускорения свободного падения полностью проецируется на измерительную ось одного из акселерометров блока. Вследствие этого, исходя из анализа графика на рисунке 2, для одного из акселерометров блока на первом этапе калибровки не вычисляется оценка постоянной составляющей погрешности. На рисунке 2 видно, что ошибка оценки для двух акселерометров блока за 100 секунд устанавливается на уровне  $0.0001 \text{ м/с}^2$ .

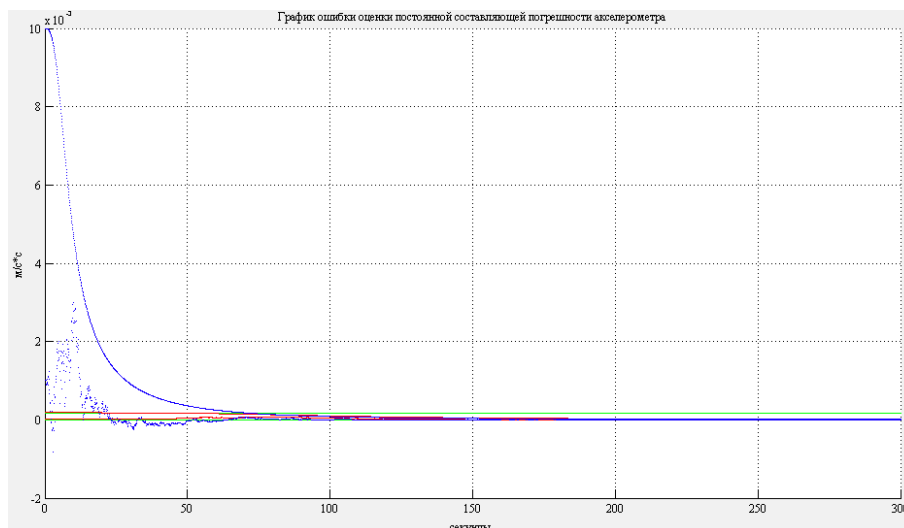


Рис. 3. Ошибки оценки постоянных погрешностей акселерометров и их СКО.  
Второе положение БИНС.

На втором этапе калибровки (рисунок 3), после проведения переориентации системы и ее повторной начальной выставки, происходит оценка ошибки не наблюдавшегося в первом случае акселерометра с точностью порядка  $0.001 \text{ м/с}^2$ . Отметим, что СКО ошибки оценки постоянной составляющей ошибки одного из акселерометров блока несколько выше, чем у аналогичных датчиков на конец второго этапа калибровки. Графики для третьего положения БИНС на планшайбе динамического симулятора приведены на рисунке 4. Аналогично, для нового этапа калибровки произведена очередная переориентация БИНС и ее последующая начальная выставка.

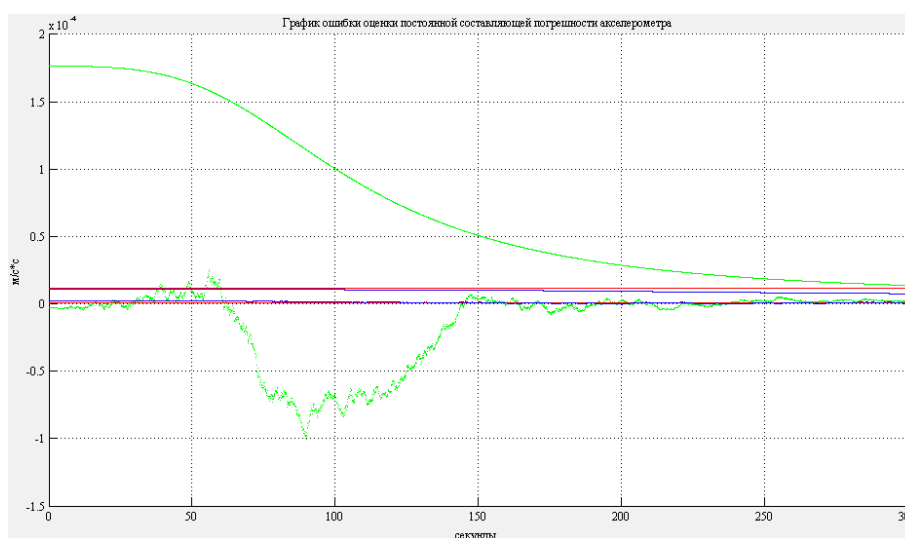


Рис. 4. Ошибки оценки постоянных погрешностей акселерометров и их СКО.  
Третье положение БИНС.

Анализ графика на рисунке 4 показывает, что СКО оценки постоянной составляющей погрешности акселерометра, оценившейся на предшествующем этапе недостаточно хорошо, в процессе третьего этапа калибровки существенно улучшилась по сравнению с предшествующим шагом калибровки, достигнув значения аналогичного параметра у других акселерометров блока, оцененных на первом и втором этапах. Таким образом, к концу третьего этапа калибровки БИНС найдены оценки постоянных составляющих погрешностей акселерометра с точностью  $0.00001 \text{ м/с}^2$ , удовлетворяющей требованиям калибровки маятниковых акселерометров высокой степени точности. Аналогичный анализ был проведен для оценок всех составляющих вектора состояния (7). Имитационное моделирование подтвердило, что разработанный алгоритм позволяет провести калибровку БИНС с достаточной точностью в рамках заявленных моделей для перспективных разработок систем ориентации и навигации. Однако, следует отметить, что данные результаты получены методом имитационного моделирования, когда многое определяется принятыми математическими моделями, а настройки оптимального фильтра, как правило, адекватны задаваемым возмущениям. В рамках будущих работ, с целью проверки работоспособности разработанного алгоритма в реальных условиях, будет проведено полунатурное моделирование на специализированном прецизионном оборудовании кафедры 305 Московского авиационного института (НИУ).

#### Список использованной литературы.

1. **Веремеенко К.К., Желтов С.Ю. и др.** Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. // М.: ФИЗМАТ-ЛИТ, 2009 г., 556 с.
2. **Ривкин С.С., Ивановский Р.И., Костров А.В.** Статическая оптимизация навигационных систем. Л., Судостроение, 1976 г., 280 с.
3. **Галай И.А., Зимин Р.Ю.** Анализ характеристик двухосного поворотного стенда компании ActiDyn. // сборник тезисов докладов “Инновации в авиации и космонавтике – 2011”, 2011 г., 151 с.
4. **Галай И.А.** Программно-математическое обеспечение лаборатории испытаний интегрированных навигационных систем. // Тезисы докладов Международного научно-технического семинара “Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации”, г. Алушта, 2011 г.
5. **А.Е. Федоров, Д.А. Рекунов, С.Е. Переляев, Ю.Н. Челноков.** Калибровка блока инерциальных чувствительных элементов и моделирование автономного режима функционирования

инерциальной системы на базе монолитного трехкомпонентного лазерного гироскопа. // Новости навигации, №3, 2010 г.

6. **Тарановский Д.О.** Метод калибровки блока маятниковых поплавковых акселерометров корабельной инерциальной навигационной системы. // С.-Пб.: Автореферат, 2009.
7. **Николаев С.Г.** Калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем. // Приборостроение, 2009 г.

Сведения об авторах.

Веремеенко Константин Константинович, доцент, заместитель декана Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, +7-499-158-12-02, e-mail: [nio3@mai.ru](mailto:nio3@mai.ru)

Галай Игорь Анатольевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, e-mail: [igorgalay@me.com](mailto:igorgalay@me.com)