

УДК 629.12.053

ВЫСТАВКА БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ПОДВИЖНОМ ОСНОВАНИИ

В.М.Савельев , Д.А Антонов .

Объектом исследований в работе является система выставки бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) беспилотного летательного аппарата (БПЛА), закрепленного на борту самолета-носителя, в процессе полета.

Целью исследований является разработка схем выставки БИНС, позволяющих повысить точность выставки и сократить ее длительность.

Предложена схема построения системы начальной выставки БИНС беспилотного летательного аппарата. Рассмотрены различные варианты организации комплексной обработки информации. Предложена методика имитационного моделирования системы выставки БИНС беспилотного летательного аппарата, позволившая проанализировать разработанные алгоритмы комплексной обработки информации и выявить наиболее эффективные схемы организации выставки.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система; оптимальный фильтр Калмана; беспилотный летательный аппарат; начальная выставка.

Общая структура системы выставки БИНС беспилотного летательного аппарата по данным от навигационной системы самолета-носителя

Начальная подготовка бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на движущемся несущем объекте давно является предметом исследований, результат которых позволил бы увеличить точность и сократить время выставки. Повышение требований к этим характеристикам связано, в частности, с разработкой беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и различных систем вооружения. Развитие микроэлектроники привело к тому, что на борту многих БПЛА устанавливаются БИНС, которые требуют начальной инициализации параметров, т.н. начальной выставки.

На этапе начальной выставки БИНС, наряду с обеспечением тепловых режимов системы и определением правильности ее функционирования, прежде всего, решаются следующие две основные задачи [1]:

- определение начальных значений скорости и координат местоположения ЛА;
- определение ориентации измерительных осей акселерометров, состоящее в определении начального значения матрицы направляющих косинусов, характеризующей взаимную ориентацию координатного трехгранника, связанного с блоком измерительных элементов БИНС, и системы координат, принятой за базовую.

Эта информация далее вводится в БИНС в качестве начальных условий для решения основного уравнения инерциальной навигации и уравнений, определяющих алгоритм решения задачи ориентации.

Учитывая, что процесс подготовки БИНС БПЛА осуществляется на основании, неподвижном относительно самолета-носителя (СН), начальные значения скорости и координат местоположения БПЛА известны априорно и равны, соответственно, значениям скорости и координат, определенным пилотажно-навигационными устройствами на борту СН. Рассматриваемый способ передачи ориентации заключается в выставке НС БПЛА относительно предварительно выставленной НС СН. При анализе точности передачи выставки рассматриваются только ошибки, возникающие между НС СН и БПЛА. Предполагается, что НС СН абсолютно точно согласована с независимой (базовой) системой отсчета. Любая ошибка НС СН в сохранении независимой системы координат непосредственно передается НС БПЛА. Общая ошибка выставки НС БПЛА суммой ошибок «памяти» НС СН и ошибки выставки НС БПЛА относительно НС СН [2].

В качестве ядра навигационного комплекса БПЛА выбрана трехканальная БИНС, построенная на 3 волоконно-оптических гироскопах (постоянный дрейф $0,02$ °/час) и трех акселерометрах (постоянная ошибка $0,0004g$). В качестве источника корректирующей информации выбрана навигационная система самолета-носителя, построенная на базе БИНС, корректируемой от спутниковой навигационной системы (СНС) ГЛОНАСС/GPS, системы воздушных сигналов (СВС), астросистемы (АС).

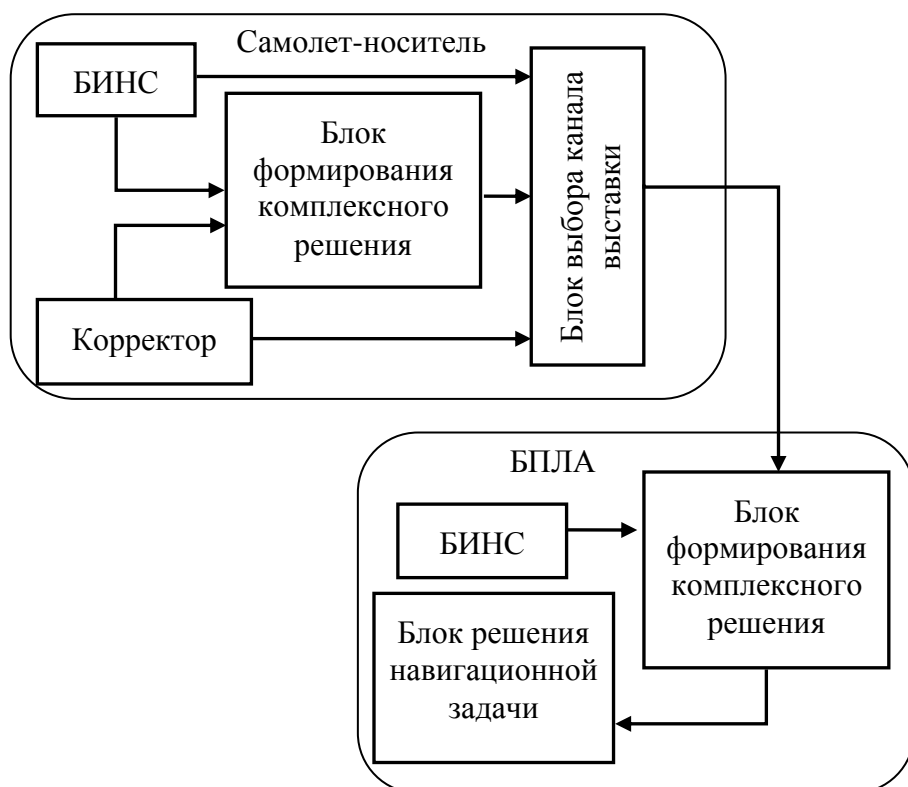


Рис.1. Общая схема выставки БИНС БПЛА.

Начальные значения скорости и координат отделяемого ЛА известны априорно и равны (с учетом компенсации раздельной установки навигационных систем) значениям скорости и координат, определенным предварительно выставленной НС СН. Приближенное начальное значение матрицы направляющих косинусов БИНС БПЛА определяет взаимное положение горизонтного базиса и базиса, связанного с блоком измерительных элементов БИНС БПЛА. Точность вычисления матрицы направляющих косинусов будет зависеть не только от погрешностей используемых измерительных элементов, но и от степени деформаций корпуса СН. Поскольку действительное движение объекта под влиянием внешних факторов, а также погрешности измерительных элементов инерциальных систем, как правило, неизвестны и могут быть заданы лишь их вероятностные характеристики, для повышения точности начальной выставки применен метод оптимальной фильтрации Калмана (ОФК).

Таким образом, решение задачи начальной выставки БИНС с применением метода оптимальной фильтрации выполняется в два этапа. На первом этапе находится приближенное начальное значение матрицы направляющих косинусов, а на втором с помощью алгоритма фильтрации определяется оценка угловых рассогласований базисов БИНС СН и БПЛА и уточняется значение матрицы направляющих, которое в момент старта БПЛА принимается за начальное и вводится в блок решения задачи ориентации БИНС.

Для решения задачи выставки БИНС БПЛА по опорной навигационной информации от СН с применением метода ОФК целесообразно организовать структуру интегрированной системы [3], согласно с которой (рис. 2), БИНС БПЛА и НС СН формируют независимые решения. В связующем блоке фильтр Калмана на основании опорной навигационной информации от СН формирует оценку вектора состояния, и производится коррекция данных, полученных от БИНС БПЛА. Разность независимо вычисленных навигационных параметров БИНС БПЛА и НС СН используется для оценивания ошибок БИНС БПЛА с целью последующей их компенсации. Достоинством такой схемы является высокая надежность комплексной системы [4], а недостатком – возможная корреляция процессов, поступающих на вход фильтра Калмана, и необходимость синхронизации поступления измерений от НС обоих бортов на вход блока формирования комплексного решения.

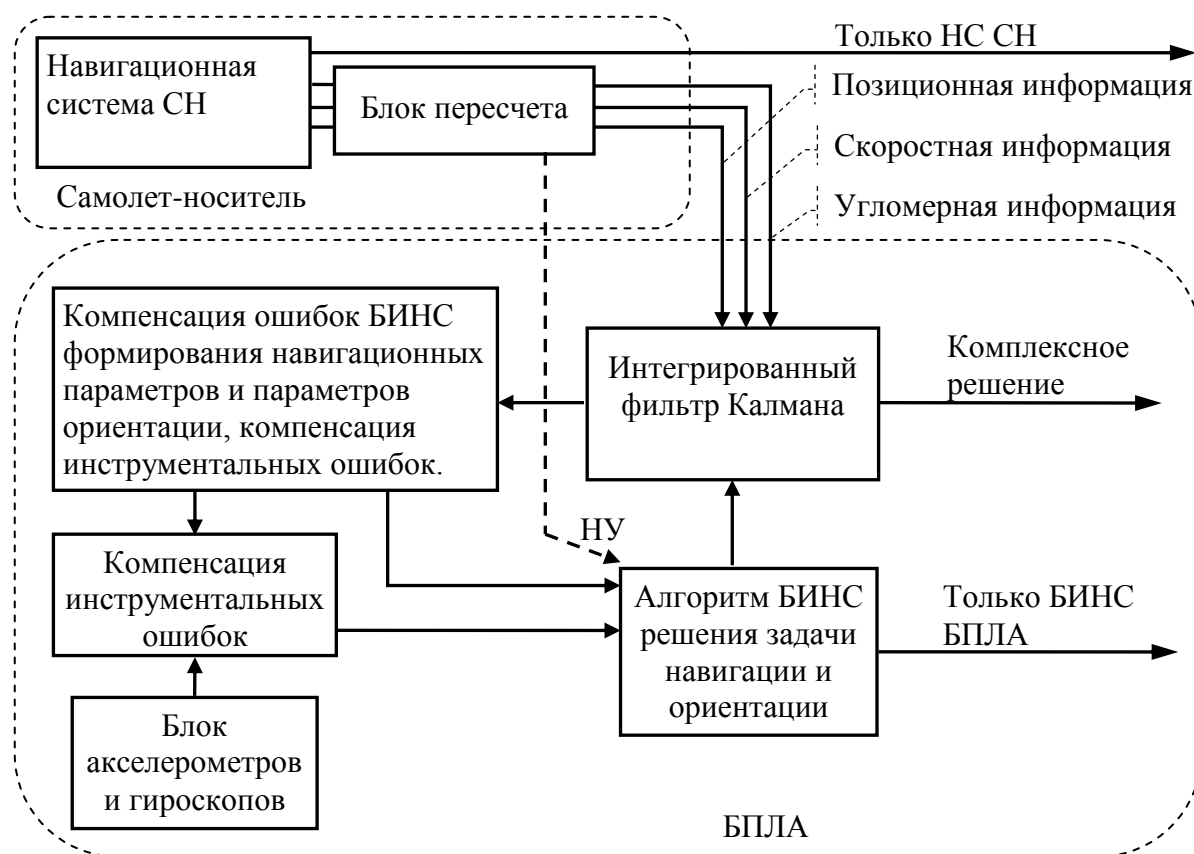


Рис 2. Структура интегрированной системы

Модель ошибок БИНС БПЛА для алгоритмов комплексной обработки информации

В настоящей работе в качестве корректируемой системы рассматривается БИНС, построенная на трех волоконно-оптических гироскопах и трех акселерометрах. В качестве математической модели БИНС БПЛА будем рассматривать модель ошибок БИНС,

формирующей информацию в горизонтальном и вертикальном каналах, записанную в виде системы линейных дифференциальных уравнений [5]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x}_1 + (\omega_0^2 - \Omega_y^2 - \Omega_z^2)x_1 - 2\Omega_z\dot{x}_2 + (\Omega_x\Omega_y - \dot{\Omega}_z)x_2 + 2\Omega_y\dot{x}_3 + (\Omega_x\Omega_z + \dot{\Omega}_y) \\ \quad = \Delta n_x - \beta n_z + \gamma n_y; \\ \ddot{x}_2 + (\omega_0^2 - \Omega_x^2 - \Omega_z^2)x_2 + 2\Omega_z\dot{x}_1 + (\Omega_x\Omega_y + \dot{\Omega}_z)x_1 - 2\Omega_x\dot{x}_3 + (\Omega_y\Omega_z - \dot{\Omega}_x) \\ \quad = \Delta n_y + \alpha n_z - \gamma n_x; \\ \ddot{x}_3 - (2\omega_0^2 + \Omega_y^2 + \Omega_x^2)x_3 - 2\Omega_y\dot{x}_1 + (\Omega_x\Omega_z - \dot{\Omega}_y)x_1 + 2\Omega_x\dot{x}_2 + (\Omega_y\Omega_z + \dot{\Omega}_x) \\ \quad = \Delta n_z - \alpha n_y + \beta n_x; \end{array} \right. \quad (1)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\alpha} - \Omega_z\beta + \Omega_y\gamma = \Delta\Omega_x \\ \dot{\beta} + \Omega_z\alpha - \Omega_x\gamma = \Delta\Omega_y \\ \dot{\gamma} + \Omega_x\beta - \Omega_y\alpha = \Delta\Omega_z \end{array} \right. \quad (2)$$

x_1, x_2, x_3 - ошибки определения координат и высоты БИНС. Переменные x_1, x_2, x_3 можно представить так: $x_1 = \delta\lambda \cdot R \cos\varphi$; $x_2 = \delta\varphi \cdot R$; $x_3 = \delta R$, где $\delta\varphi$ и $\delta\lambda$ - погрешности в определении сферических координат; δR - погрешность в определении высоты полета. α, β, γ - угловые погрешности ориентации измерительного трёхгранника относительного вычисленного, компоненты вектора угла малого поворота $\vec{\theta} = [\alpha, \beta, \gamma]$; ω_0 - собственная частота колебаний ошибок БИНС, частота Шулера ($\omega_0 = 1,25 \cdot 10^{-3}$ 1/с); $\Omega_{x,y,z}, \dot{\Omega}_{x,y,z}$ - проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения выбранного трёхгранника и его производные; $n_{x,y,z}$ - проекции вектора кажущегося ускорения центра масс объекта; $\Delta\Omega_{x,y,z}, \Delta n_{x,y,z}$ - инструментальные дрейфы гироскопов и ошибки акселерометров, приведённые к осям вращающейся системы координат, в которой ведётся решение уравнений ошибок.

Для применения ОФК составлена модель динамики системы [6]. В общем виде уравнение состояния имеет вид:

$$\dot{\bar{x}} = F\bar{x} + B\bar{u} + G\bar{w} \quad (3)$$

\bar{x} - вектор состояния; F - матрица динамики системы;

\bar{u} - вектор управления; B - матрица управления;

\bar{w} - вектор шумов системы; G - матрица шумов системы.

В разрабатываемой системе управление отсутствует, поэтому $B = 0$.

Выбранный вектор состояния системы:

$$\bar{x} = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ \alpha \ \beta \ \gamma \ \Delta\Omega_x \ \Delta\Omega_y \ \Delta\Omega_z \ \Delta n_x \ \Delta n_y \ \Delta n_z]^T$$

Получим модель ошибок БИНС в пространстве вектора состояния:

$$\begin{aligned}
\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ \Delta\Omega_x \\ \Delta\Omega_y \\ \Delta\Omega_z \\ \Delta n_x \\ \Delta n_y \\ \Delta n_z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_1 & a_2 & a_3 & 0 & 2\Omega_z & -2\Omega_y & 0 & -n_z & n_y & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_4 & a_5 & a_6 & -2\Omega_z & 0 & 2\Omega_x & n_z & 0 & -n_x & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ a_7 & a_8 & a_9 & 2\Omega_y & -2\Omega_x & 0 & -n_y & n_x & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega_z & -\Omega_y & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\Omega_z & 0 & \Omega_x & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega_y & -\Omega_x & 0 & 0 & 0 & 1 & 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 & 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 \end{bmatrix} \cdot \\
\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ \Delta\Omega_x \\ \Delta\Omega_y \\ \Delta\Omega_z \\ \Delta n_x \\ \Delta n_y \\ \Delta n_z \end{bmatrix} &+ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 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 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta\Omega_x \\ \delta\Omega_y \\ \delta\Omega_z \\ \delta n_x \\ \delta n_y \\ \delta n_z \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{4}$$

Где

$$\begin{aligned}
a_1 &= -(\omega_0^2 - \Omega_y^2 - \Omega_z^2); & a_2 &= -(\Omega_x\Omega_y - \dot{\Omega}_z); & a_3 &= -(\Omega_x\Omega_z + \dot{\Omega}_y); \\
a_4 &= -(\Omega_x\Omega_y + \dot{\Omega}_z); & a_5 &= -(\omega_0^2 - \Omega_x^2 - \Omega_z^2); & a_6 &= -(\Omega_y\Omega_z - \dot{\Omega}_x); \\
a_7 &= -(\Omega_x\Omega_z - \dot{\Omega}_y); & a_8 &= -(\Omega_y\Omega_z + \dot{\Omega}_x); & a_9 &= 2\omega_0^2 + \Omega_y^2 + \Omega_x^2
\end{aligned}$$

Здесь:

x_1, x_2, x_3 - погрешности БИНС в определении координат;

x_4, x_5, x_6 - производные компонент x_1, x_2, x_3 ;

Алгоритмы комплексной обработки информации

При решении задач комплексирования различных навигационных приборов, в частности при использовании фильтра Калмана в задачах коррекции инерциальных систем, применяется способ формирования вектора измерений в виде разности выходных сигналов

корректируемой и одной из корректирующих навигационных систем, содержащих информацию об одной и той же физической величине [7].

В настоящей работе предлагается способ формирования вектора измерений: по разности координат НС СН и БИНС отделяемого ЛА; 2) по рассогласованию углов ориентации НС СН и БИНС отделяемого ЛА; 3) по разности координат и рассогласованию углов ориентации; 4) по разности координат и проекций скоростей; 5) по разности проекций скоростей и рассогласованию углов ориентации; 6) по разности координат, проекций скоростей и рассогласованию углов ориентации.

В общем виде уравнение измерений имеет вид:

$$\bar{Z} = H\bar{x} + \bar{V}; \quad (5)$$

\bar{Z} - вектор измерений;

H - матрица измерений;

\bar{x} - вектор состояния;

\bar{V} - вектор шумов измерений.

В соответствии с (5) для предложенных схем выставки вектор измерений Z формируется следующим образом:

1) Выставка БИНС БПЛА по позиционной информации от НС СН:

$$Z = \begin{bmatrix} x_{\text{БПЛА}} - x_{\text{СН}} \\ y_{\text{БПЛА}} - y_{\text{СН}} \\ z_{\text{БПЛА}} - z_{\text{СН}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta x_{\text{БПЛА}} - \delta x_{\text{СН}} \\ \delta y_{\text{БПЛА}} - \delta y_{\text{СН}} \\ \delta z_{\text{БПЛА}} - \delta z_{\text{СН}} \end{bmatrix}; \quad (6)$$

$x_{\text{БПЛА}}, y_{\text{БПЛА}}, z_{\text{БПЛА}}, x_{\text{СН}}, y_{\text{СН}}, z_{\text{СН}}$ - информация о координатах местоположения и высоте от БИНС БПЛА и НС СН в горизонтной СК.

$\delta x_{\text{БПЛА}}, \delta y_{\text{БПЛА}}, \delta z_{\text{БПЛА}}, \delta x_{\text{СН}}, \delta y_{\text{СН}}, \delta z_{\text{СН}}$ - ошибки БИНС БПЛА и навигационной системы СН в определении координат местоположения и высоты в горизонтной СК.

Модель измерений примет вид:

$$\begin{bmatrix} Z_{x_1} \\ Z_{x_2} \\ Z_{x_3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1/R & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ R \cos(\varphi) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ \alpha \ \beta \ \gamma \ \Delta\Omega_x \ \Delta\Omega_y \ \Delta\Omega_z \ \Delta n_x \ \Delta n_y \ \Delta n_z]^T + \begin{bmatrix} V_{x_1} \\ V_{x_2} \\ V_{x_3} \end{bmatrix} \quad (7)$$

Здесь

x_1, x_2, x_3 и $V_{x_1}, V_{x_2}, V_{x_3}$ - ошибки БИНС БПЛА и навигационной системы СН в определении координат и высоты в горизонтной СК. Ошибки корректирующей навигационной системы СН в определении координат формируют вектор шумов измерений.

2) Выставка БИНС БПЛА по угломерной информации от НС СН:

Измерения формируются в виде разности значений параметров ориентации, формируемых БИНС БПЛА и НС СН:

$$Z = \begin{bmatrix} \psi_{\text{БПЛА}} - \psi_{\text{СН}} \\ \nu_{\text{БПЛА}} - \nu_{\text{СН}} \\ \gamma_{\text{БПЛА}} - \gamma_{\text{СН}} \end{bmatrix}; \quad (8)$$

При этом действительные значения параметров ориентации имеют следующий вид:

Для БПЛА:

$$\psi_{\text{БПЛА}} = \psi_{\text{БПЛА}}^{\text{ид}} + \Delta\psi_{\text{БПЛА}} + \Delta\psi_{\text{БПЛА}}^{\text{в}};$$

$$\nu_{\text{БПЛА}} = \nu_{\text{БПЛА}}^{\text{ид}} + \Delta\nu_{\text{БПЛА}} + \Delta\nu_{\text{БПЛА}}^{\text{в}};$$

$$\gamma_{\text{БПЛА}} = \gamma_{\text{БПЛА}}^{\text{ид}} + \Delta\gamma_{\text{БПЛА}} + \Delta\gamma_{\text{БПЛА}}^{\text{в}};$$

$\psi_{\text{БПЛА}}^{\text{ид}}, \psi_{\text{СН}}^{\text{ид}}, \nu_{\text{БПЛА}}^{\text{ид}}, \nu_{\text{СН}}^{\text{ид}}, \gamma_{\text{БПЛА}}^{\text{ид}}, \gamma_{\text{СН}}^{\text{ид}}$ – идеальные значения углов курса, крена, тангажа;

$\Delta\psi_{\text{БПЛА}}, \Delta\psi_{\text{СН}}, \Delta\nu_{\text{БПЛА}}, \Delta\nu_{\text{СН}}, \Delta\gamma_{\text{БПЛА}}, \Delta\gamma_{\text{СН}}$ – ошибки в определении углов курса, крена, тангажа;

$\Delta\psi_{\text{БПЛА}}^{\text{в}}, \Delta\psi_{\text{СН}}^{\text{в}}, \Delta\nu_{\text{БПЛА}}^{\text{в}}, \Delta\nu_{\text{СН}}^{\text{в}}, \Delta\gamma_{\text{БПЛА}}^{\text{в}}, \Delta\gamma_{\text{СН}}^{\text{в}}$ – погрешности, вызванные возмущениями, обусловленными физическим разделением мест установки БИНС БПЛА и навигационного комплекса на борту СН. К этим возмущениям относятся изгибные колебания ЛА, обусловленные, например, работой двигательной установки, действием порывов ветра.

Тогда:

$$Z = \begin{bmatrix} \psi_{\text{БПЛА}} - \psi_{\text{СН}} \\ \nu_{\text{БПЛА}} - \nu_{\text{СН}} \\ \gamma_{\text{БПЛА}} - \gamma_{\text{СН}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\psi_{\text{уст}} + \Delta\psi_{\text{БПЛА}} + (\Delta\psi_{\text{БПЛА}}^{\text{в}} - \Delta\psi_{\text{СН}} - \Delta\psi_{\text{СН}}^{\text{в}}) \\ \Delta\nu_{\text{уст}} + \Delta\nu_{\text{БПЛА}} + (\Delta\nu_{\text{БПЛА}}^{\text{в}} - \Delta\nu_{\text{СН}} - \Delta\nu_{\text{СН}}^{\text{в}}) \\ \Delta\gamma_{\text{уст}} + \Delta\gamma_{\text{БПЛА}} + (\Delta\gamma_{\text{БПЛА}}^{\text{в}} - \Delta\gamma_{\text{СН}} - \Delta\gamma_{\text{СН}}^{\text{в}}) \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\Delta\psi_{\text{уст}} = \psi_{\text{БПЛА}}^{\text{ид}} - \psi_{\text{СН}}^{\text{ид}}; \quad \Delta\nu_{\text{уст}} = \nu_{\text{БПЛА}}^{\text{ид}} - \nu_{\text{СН}}^{\text{ид}}; \quad \Delta\gamma_{\text{уст}} = \gamma_{\text{БПЛА}}^{\text{ид}} - \gamma_{\text{СН}}^{\text{ид}};$$

- рассогласования, вызванные неточностью установки измерительных элементов на борту БПЛА и самолета-носителя.

$$\begin{bmatrix} Z_{\psi} \\ Z_{\nu} \\ Z_{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\psi_{\text{уст}} + \Delta\psi_{\text{БПЛА}} \\ \Delta\nu_{\text{уст}} + \Delta\nu_{\text{БПЛА}} \\ \Delta\gamma_{\text{уст}} + \Delta\gamma_{\text{БПЛА}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta\psi_{\text{БПЛА}}^{\text{в}} - \Delta\psi_{\text{СН}} - \Delta\psi_{\text{СН}}^{\text{в}} \\ \Delta\nu_{\text{БПЛА}}^{\text{в}} - \Delta\nu_{\text{СН}} - \Delta\nu_{\text{СН}}^{\text{в}} \\ \Delta\gamma_{\text{БПЛА}}^{\text{в}} - \Delta\gamma_{\text{СН}} - \Delta\gamma_{\text{СН}}^{\text{в}} \end{bmatrix}; \quad (10)$$

Примем $\Delta\psi_{\text{уст}}, \Delta\nu_{\text{уст}}, \Delta\gamma_{\text{уст}}$ равными нулю.

$$\begin{bmatrix} \Delta\psi_{\text{БПЛА}}^{\text{в}} - \Delta\psi_{\text{СН}} - \Delta\psi_{\text{СН}}^{\text{в}} \\ \Delta\nu_{\text{БПЛА}}^{\text{в}} - \Delta\nu_{\text{СН}} - \Delta\nu_{\text{СН}}^{\text{в}} \\ \Delta\gamma_{\text{БПЛА}}^{\text{в}} - \Delta\gamma_{\text{СН}} - \Delta\gamma_{\text{СН}}^{\text{в}} \end{bmatrix} = \vec{V} \text{ - вектор шумов измерений.}$$

Оценим ошибки $\Delta\psi_{\text{БПЛА}}, \Delta\nu_{\text{БПЛА}}, \Delta\gamma_{\text{БПЛА}}$ для полета по локсодромии в осях горизонтного базиса:

$$\begin{bmatrix} \Delta\psi_{БПЛА} \\ \Delta v_{БПЛА} \\ \Delta\gamma_{БПЛА} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\psi_0 \cdot \operatorname{tg}v_0 & -\cos\psi_0 \cdot \operatorname{tg}v_0 & 1 \\ \cos\psi_0 & -\sin\psi_0 & 0 \\ \sin\psi_0 \cdot \sec v_0 & \cos\psi_0 \cdot \sec v_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_2 \\ \beta_2 \\ \gamma_2 \end{bmatrix}; \quad (11)$$

Получим:

$$Z_\psi = \frac{\operatorname{tg}\varphi - \cos\psi_0 \cdot \operatorname{tg}v_0}{R} x_1 + \frac{\sin\psi_0 \cdot \operatorname{tg}v_0}{R} x_2 - \sin\psi_0 \cdot \operatorname{tg}v_0 \alpha - \cos\psi_0 \cdot \operatorname{tg}v_0 \beta + \gamma + V_\psi;$$

$$Z_v = -\frac{\sin\psi_0}{R} x_1 - \frac{\cos\psi_0}{R} x_2 + \cos\psi_0 \alpha - \sin\psi_0 \beta + V_v;$$

$$Z_\gamma = \frac{\cos\psi_0 \cdot \sec v_0}{R} x_1 - \frac{\sin\psi_0 \cdot \sec v_0}{R} x_2 + \sin\psi_0 \cdot \sec v_0 \alpha + \cos\psi_0 \cdot \sec v_0 \beta + V_\gamma.$$

Модель измерений примет вид:

$$\begin{bmatrix} Z_\psi \\ Z_v \\ Z_\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_3 & a_4 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_5 & a_6 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_7 & a_8 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_9 & a_{10} & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{11} & a_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ \alpha \ \beta \ \gamma \ \Delta\Omega_x \ \Delta\Omega_y \ \Delta\Omega_z \ \Delta n_x \ \Delta n_y \ \Delta n_z]^T + \begin{bmatrix} V_\psi \\ V_v \\ V_\gamma \end{bmatrix} \quad (12)$$

Где

$$\begin{aligned} a_1 &= \frac{\operatorname{tg}\varphi - \cos\psi_0 \cdot \operatorname{tg}v_0}{R} & a_2 &= \frac{\sin\psi_0 \cdot \operatorname{tg}v_0}{R} & a_3 &= -\sin\psi_0 \cdot \operatorname{tg}v_0 & a_4 &= -\cos\psi_0 \cdot \operatorname{tg}v_0 \\ a_5 &= -\frac{\sin\psi_0}{R}; & a_6 &= -\frac{\cos\psi_0}{R}; & a_7 &= \cos\psi_0; & a_8 &= -\sin\psi_0; \\ a_9 &= \frac{\cos\psi_0 \cdot \sec v_0}{R} & a_{10} &= -\frac{\sin\psi_0 \cdot \sec v_0}{R} & a_{11} &= \sin\psi_0 \cdot \sec v_0 & a_{12} &= \cos\psi_0 \cdot \sec v_0 \end{aligned}$$

Вектор шумов измерений:

$$\begin{bmatrix} V_\psi \\ V_v \\ V_\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\psi_{БПЛА}^\varepsilon - \Delta\psi_{СН} - \Delta\psi_{СН}^\varepsilon \\ \Delta v_{БПЛА}^\varepsilon - \Delta v_{СН} - \Delta v_{СН}^\varepsilon \\ \Delta\gamma_{БПЛА}^\varepsilon - \Delta\gamma_{СН} - \Delta\gamma_{СН}^\varepsilon \end{bmatrix}$$

3) Для случая выставки БИНС БПЛА по позиционной и угломерной информации от навигационного комплекса СН модель измерений формируется аналогично приведенным выше модификациям. При проведении исследования рассматривается влияние введения дополнительной скоростной коррекции на точность выставки БИНС БПЛА. Вектор измерений при выставке БИНС БПЛА по скоростной информации от навигационного комплекса СН формируется следующим образом:

$$Z = \begin{bmatrix} V_{E\text{ БПЛА}} - V_{E\text{ СН}} \\ V_{N\text{ БПЛА}} - V_{N\text{ СН}} \\ V_{H\text{ БПЛА}} - V_{H\text{ СН}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta V_{E\text{ БПЛА}} - \delta V_{E\text{ СН}} \\ \delta V_{N\text{ БПЛА}} - \delta V_{N\text{ СН}} \\ \delta V_{H\text{ БПЛА}} - \delta V_{H\text{ СН}} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$V_{E_{\text{БПЛА}}}, V_{N_{\text{БПЛА}}}, V_{H_{\text{БПЛА}}}, V_{E_{\text{СН}}}, V_{N_{\text{СН}}}, V_{H_{\text{СН}}}$ – восточная и северная компоненты путевой скорости и вертикальная скорость БПЛА и СН;

$\delta V_{E_{\text{БПЛА}}}, \delta V_{N_{\text{БПЛА}}}, \delta V_{H_{\text{БПЛА}}}, \delta V_{E_{\text{СН}}}, \delta V_{N_{\text{СН}}}, \delta V_{H_{\text{СН}}}$ - ошибки БИНС БПЛА и навигационной системы СН в вычислении восточной и северной составляющей путевой скорости и вертикальной скорости.

Анализ наблюдаемости системы

Система называется наблюдаемой на интервале $[t_0, t_1]$, если ее вектор состояния $x(t_0)$ можно определить по известному на конечном интервале времени вектору измерений $Z(t)$, где t_1 - любой неопределенный момент времени больший t_0 [8]. Учитывая, что вести анализ наблюдаемости на размерности $n = 15$ чрезвычайно затруднительно, выделим один горизонтальный канал. Полет горизонтальный с постоянной скоростью, поэтому $n_z \gg |n_{x,y}|$. На этом основании можно пренебречь $n_{x,y}$. Допустим, что объект находится в неподвижном инерциальном пространстве, тогда учитывая, что $\omega_0^2 \gg |\Omega_{x,y,z}^2|$, примем $\Omega_{x,y,z} = 0$. Тогда модель ошибок БИНС для одного горизонтального канала будет описываться системой дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} x_4 + \omega_0^2 x_1 - \beta n_z &= \Delta n_x; \\ \dot{\beta} &= \Delta \Omega_y. \end{aligned}$$

Вектор состояния будет иметь следующий вид:

$$\bar{X} = [x_1 \quad x_4 \quad \beta \quad \Delta \Omega_y \quad \Delta n_x]^T;$$

Матрицу динамики F в этом случае запишем так:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_0^2 & 0 & n_z & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

Матрица H будет иметь вид:

$$H = [0 \quad 1/R \quad 0 \quad 0 \quad 0] - \text{в случае позиционной коррекции};$$

Ранг матрицы наблюдаемости равен 4, совместно наблюдаются ошибки построения базового трехгранника и ошибки акселерометров.

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 1/R & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} - \text{в случае позиционной и скоростной коррекции};$$

Ранг матрицы наблюдаемости равен 4, совместно наблюдаются ошибки построения базового трехгранника и ошибки акселерометров.

$$H = \begin{bmatrix} \frac{tg\varphi - \cos\psi_0 \cdot tg\nu_0}{R} & 0 & -\cos\psi_0 \cdot tg\nu_0 & 0 & 0 \\ -\frac{\sin\psi_0}{R} & 0 & -\sin\psi_0 & 0 & 0 \\ \frac{\cos\psi_0 \cdot \sec\nu_0}{R} & 0 & \cos\psi_0 \cdot \sec\nu_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ - в случае угломерной коррекции;}$$

Ранг матрицы наблюдаемости равен 2, не наблюдаются ошибки в определении координат, скоростей и ошибки акселерометров.

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{tg\varphi - \cos\psi_0 \cdot tg\nu_0}{R} & 0 & -\cos\psi_0 \cdot tg\nu_0 & 0 & 0 \\ -\frac{\sin\psi_0}{R} & 0 & -\sin\psi_0 & 0 & 0 \\ \frac{\cos\psi_0 \cdot \sec\nu_0}{R} & 0 & \cos\psi_0 \cdot \sec\nu_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ - в случае скоростной и угломерной}$$

коррекции;

Ранг матрицы наблюдаемости равен 4, совместно наблюдаются ошибки вычисления координат и ошибки акселерометров.

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 1/R & 0 & 0 & 0 \\ \frac{tg\varphi - \cos\psi_0 \cdot tg\nu_0}{R} & 0 & -\cos\psi_0 \cdot tg\nu_0 & 0 & 0 \\ -\frac{\sin\psi_0}{R} & 0 & -\sin\psi_0 & 0 & 0 \\ \frac{\cos\psi_0 \cdot \sec\nu_0}{R} & 0 & \cos\psi_0 \cdot \sec\nu_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ - в случае позиционной и}$$

угломерной коррекции;

Ранг матрицы наблюдаемости равен 5, наблюдаются все компоненты вектора состояния.

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 1/R & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{tg\varphi - \cos\psi_0 \cdot tg\nu_0}{R} & 0 & -\cos\psi_0 \cdot tg\nu_0 & 0 & 0 \\ -\frac{\sin\psi_0}{R} & 0 & -\sin\psi_0 & 0 & 0 \\ \frac{\cos\psi_0 \cdot \sec\nu_0}{R} & 0 & \cos\psi_0 \cdot \sec\nu_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ - в случае позиционной, скоростной}$$

и угломерной коррекции;

Ранг матрицы наблюдаемости равен 5, наблюдаются все компоненты вектора состояния.

Очевидно, что выставка БИНС будет иметь более высокую точность при коррекции по наибольшему объему измерений. Помимо этого лучше всего будут оцениваться компоненты вектора состояния, корректирующая информация по которым формирует вектор измерений. То есть, при позиционной коррекции, будет наблюдаться быстрая сходимость ошибок оценивания погрешностей БИНС по координатам, при угломерной коррекции – ошибок оценивания погрешностей БИНС в построении измерительного трехгранника.

Оптимальный фильтр Калмана

Оптимальный фильтр Калмана возможно применять при описании системы в пространстве состояний, причем полная модель должна быть представлена уравнениями состояния (непосредственно уравнения ошибок БИНС) и уравнениями измерений:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} = F\hat{x} + B\bar{u} + G\bar{w} \\ \bar{Z} = H\hat{x} + \bar{V} \end{cases} \quad (14)$$

где

Z – вектор измерений;

H – матрица наблюдений (измерений);

V - вектор шумов измерений.

Алгоритм КОИ организован на базе дискретного линейного фильтра Калмана:

$$\begin{cases} S_k = \Phi P_{k-1} \Phi^T + \Gamma Q_1 \Gamma^T \\ K_k = S_k H^T (H S_k H^T + R_1)^{-1} \\ P_k = (E - K_k H) S_k \\ \hat{x}_k = \Phi \hat{x}_{k-1} + K_k (Z_k - H \Phi \hat{x}_{k-1}) \end{cases} \quad (15)$$

S - априорная матрица ковариаций ошибок оценивания;

Φ - матрица динамики системы в дискретной форме;

Γ - матрица шумов системы в дискретной форме;

Q_1 - симметрическая неотрицательно определенная матрица интенсивности шумов системы в дискретной форме;

K - матрица коэффициентов усиления;

R_1 - симметрическая положительно определенная матрица интенсивность шумов измерений в дискретной форме;

P - апостериорная симметричная ковариационная матрица ошибок, на главной диагонали которой расположены дисперсии ошибок оценки $\sigma_{k_i}^2, i = 1, \dots, n$;

E - единичная матрица;

\hat{x} - оценка вектора состояния системы.

Принятые допущения:

- 1) Рассматриваемая модель системы (14) является линейной;
- 2) Шумы системы (\bar{w}) и измерений (\bar{V}) белые с нулевым средним значением.
- 3) Шумы системы и измерений некоррелированные как между собой, так и с начальным состоянием системы.

4) Начальное состояние задано и не зависит от сигналов в последующие моменты времени.

Методика имитационного моделирования системы выставки

Имитационное моделирование выставки БИНС проводилось при следующих начальных условиях: Полет происходит по локсодромии с постоянным углом курса ψ_0 при постоянной путевой скорости W и высоте полета ($H = const$). Углы тангажа ν_0 и крена γ_0 приняты равными нулю.

$$\begin{bmatrix} \psi_0 \\ \nu_0 \\ \gamma_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 260 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} [^\circ]; \quad W = 150 \text{ [м/с]}; \quad H = 10\,000 \text{ [м]};$$

Начальные ошибки БИНС БПЛА в определении координат местоположения, начальных скоростей и ошибки построения измерительного трехгранника:

$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 5 \\ 5 \\ 5 \end{bmatrix} \text{ [м]}; \quad \begin{bmatrix} V_{x_0} \\ V_{y_0} \\ V_{z_0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,3 \\ 0,3 \\ 0,5 \end{bmatrix} \text{ [м/с]}; \quad \begin{bmatrix} \alpha_0 \\ \beta_0 \\ \gamma_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3 \\ 3 \\ 3 \end{bmatrix} [^\circ];$$

Начальные ошибки в определении координат местоположения и начальных скоростей связаны с разделением мест установки БИНС БПЛА и навигационной системой СН. Начальные ошибки БИНС построения измерительного трехгранника вызваны в первую очередь неточностью установки самого БПЛА относительно носителя и люфтами крепежной конструкции.

Дрейфы гироскопов и инструментальные ошибки блока акселерометров в виде суммы постоянной и случайной (белый шум) компонент в связанной системе координат будут иметь вид:

$$\begin{cases} \Delta\Omega_1 = \Delta\Omega_1^c + \delta\Omega_1 \\ \Delta\Omega_2 = \Delta\Omega_2^c + \delta\Omega_2 \\ \Delta\Omega_3 = \Delta\Omega_3^c + \delta\Omega_3 \end{cases} \quad \begin{cases} \Delta n_1 = \Delta n_1^c + \delta n_1 \\ \Delta n_2 = \Delta n_2^c + \delta n_2 \\ \Delta n_3 = \Delta n_3^c + \delta n_3 \end{cases}$$

Постоянная составляющая: $\Delta\Omega_{1,2,3}^c = 0,02 \text{ }^\circ/\text{час}$; $\Delta n_{1,2,3}^c = 0,0004 \text{ g/}$

Случайные составляющие $\delta\Omega_{1,2,3}$ и $\delta n_{1,2,3}$ формируются в виде белого шума с нулевым средним значением и СКО, равным $0,02 \text{ }^\circ/\text{час}$ для дрейфов гироскопов, и $0,0004 \text{ g}$ - для ошибок акселерометров. Случайные компоненты дрейфов гироскопов и ошибок акселерометров образуют вектор шумов системы \bar{w} .

Вектор шумов измерений (шумов корректирующей навигационной системы СН) формируется в виде белого шума с нулевым математическим ожиданием и СКО, соответствующим измерениям, образующим вектор измерений.

СКО шумов позиционных измерений:

$$\begin{bmatrix} \sigma Z_{x_1} \\ \sigma Z_{x_2} \\ \sigma Z_{x_3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 5 \\ 5 \\ 10 \end{bmatrix} [\text{м}];$$

СКО шумов скоростных измерений:

$$\begin{bmatrix} \sigma Z_{x_4} \\ \sigma Z_{x_5} \\ \sigma Z_{x_6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,3/3 \\ 0,3/3 \\ 0,5/3 \end{bmatrix} [\text{м/с}];$$

СКО шумов угломерных измерений:

$$\begin{bmatrix} \sigma Z_{\psi} \\ \sigma Z_{\nu} \\ \sigma Z_{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,1/3 \\ 0,05/3 \\ 0,05/3 \end{bmatrix} [^{\circ}].$$

Диагональные элементы матрица интенсивности шумов системы $Q1$: $\sigma\Omega_{x,y,z}$, $\sigma n_{x,y,z}$, – СКО дрейфов гироскопов и ошибок акселерометров в горизонтной системе координат.

$$\sigma\Omega_{x,y,z} = 0,02/3 \text{ } ^{\circ}/\text{час}; \quad \sigma n_{x,y,z} = 0,0004/3 \text{ } g.$$

Матрица интенсивности шумов измерений $R1$ (для комбинированного варианта выставки, включающего коррекцию по позиционной, скоростной и угломерной информации) содержит следующие диагональные элементы: σZ_{x_1} , σZ_{x_2} , σZ_{x_3} , σZ_{x_4} , σZ_{x_5} , σZ_{x_6} , σZ_{ψ} , σZ_{ν} , σZ_{γ} – СКО измерений, получаемых от корректора в горизонтной системе координат.

Начальная матрица ковариаций ошибок оценивания: по главной диагонали расположены дисперсии ошибок оценивания компонент вектора состояния.

$$\begin{bmatrix} \sigma x_1 \\ \sigma x_2 \\ \sigma x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 5 \\ 5 \\ 10 \end{bmatrix} [\text{м}]; \quad \begin{bmatrix} \sigma x_4 \\ \sigma x_5 \\ \sigma x_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,3/3 \\ 0,3/3 \\ 0,5/3 \end{bmatrix} [\text{м/с}]; \quad \begin{bmatrix} \sigma \alpha \\ \sigma \beta \\ \sigma \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} [^{\circ}];$$

$$\sigma\Omega_{x,y,z} = 0,2 \text{ } ^{\circ}/\text{час}; \quad \sigma n_{x,y,z} = 0,004 \text{ } g.$$

Исследование характеристик разработанных алгоритмов

Основными параметрами для анализа полученных данных являлись время переходных процессов выставки и достижимая точность выставки. Моделирование системы комплексной обработки информации производилось на временном интервале, равном 60 минутам. Следует отметить, что современные методы позволяют осуществить выставку платформенных ИНС за 20 минут. В связи с этим время переходных процессов, не превышающее 20 минут, считалось приемлемым.

В результате проведенного численного моделирования на программном комплексе была выявлена наиболее эффективная схема организации выставки БИНС отделяемого ЛА – схема выставки по позиционной, скоростной и угломерной информации от навигационной системы СН. В таблице 1 приведены возможные варианты реализации выставки по рассмотренным методикам.

Таблица 1.

Метод выставки	Параметры	Конечная точность оценки	Длительность выставки	
			Не более	Не менее
По позиционной информации	x, y, z	+	-	-
	V_x, V_y, V_z	+		
	α, β, γ	-		
	$\Delta\Omega_{x,y,z}$	-		
По позиционной и скоростной информации	x, y, z	+	-	-
	V_x, V_y, V_z	+		
	α, β, γ	-		
	$\Delta\Omega_{x,y,z}$	-		
По позиционной и угломерной информации	x, y, z	+	32 сек	14 мин
	V_x, V_y, V_z	+		
	α, β, γ	+		
	$\Delta\Omega_{x,y,z}$	+		
По угломерной информации	x, y, z	-	20 сек	-
	V_x, V_y, V_z	-		
	α, β, γ	+		
	$\Delta\Omega_{x,y,z}$	-		
По скоростной и угломерной информации	x, y, z	-	32 сек	13 мин
	V_x, V_y, V_z	+		
	α, β, γ	+		
	$\Delta\Omega_{x,y,z}$	+		
По позиционной, скоростной и угломерной информации	x, y, z	+	32 сек	11 мин
	V_x, V_y, V_z	+		
	α, β, γ	+		
	$\Delta\Omega_{x,y,z}$	+		

Таблица 1. Длительность процесса выставки

Конечная точность выставка по схеме с позиционной и позиционно-скоростной коррекцией неудовлетворительна. В обоих случаях точность выставки по углу курса превышает максимально допустимое значение в 30 раз (Рис. 3). Не достигается требуемая точность оценок дрейфов гироскопов (Рис. 5) и ошибок горизонтальных акселерометров. На рис. 4 и 6 продемонстрировано поведение тех же характеристик для схемы выставки по позиционной, скоростной, угломерной информации.

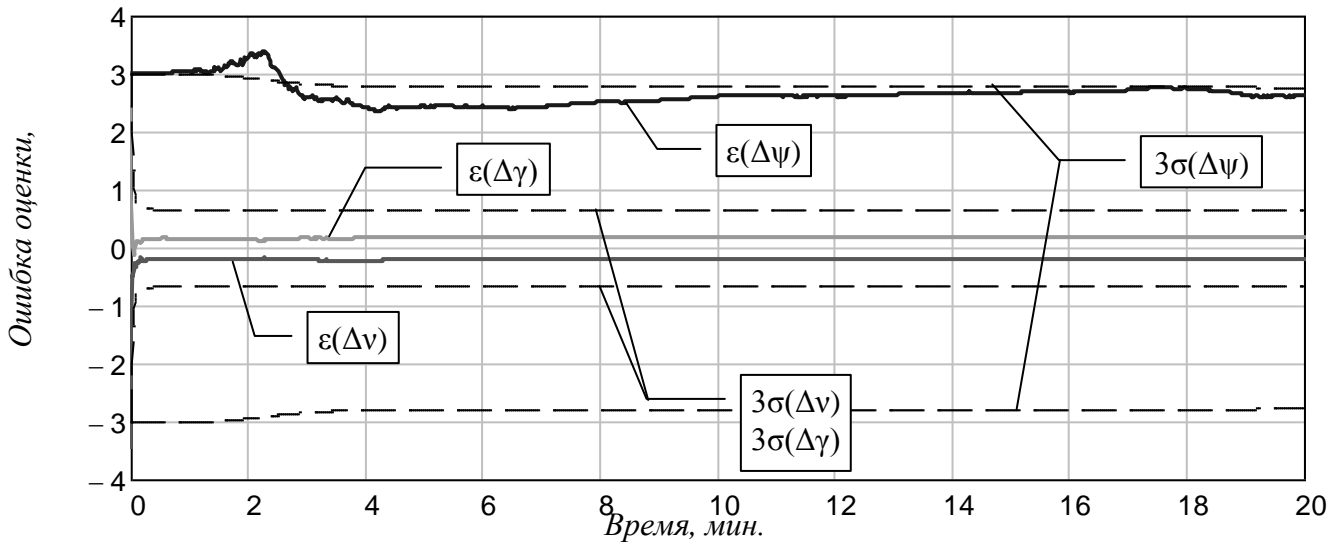


Рис. 3. Точность выставки углов ориентации по позиционно-скоростной информации

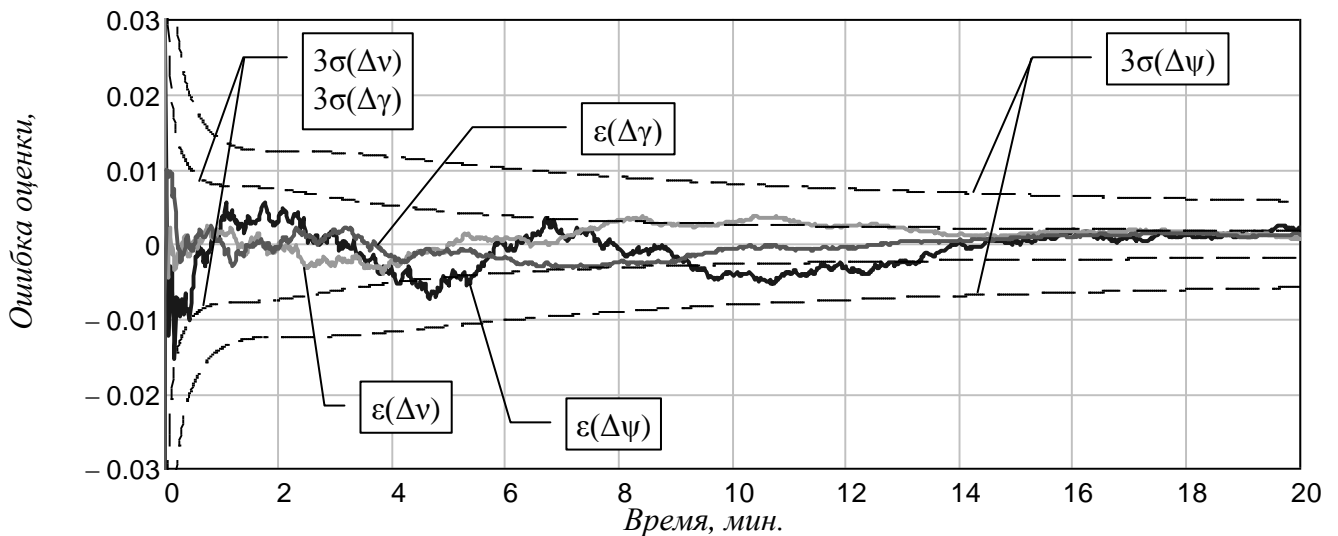


Рис. 4. Точность выставки углов ориентации по позиционной, скоростной, угломерной информации

Рассмотренные алгоритмы комплексной обработки информации, где вектор измерений содержит угломерную информацию, позволяют организовать выставку БИНС. Обусловлено это сильной связью угломерных измерений с погрешностями построения базового трехгранника в отличие от связи позиционных и скоростных измерений с теми же погрешностями БИНС. Выставка БИНС удовлетворяет требованиям по точности, если:

- время выставки не превышает 20 или 32 секунды в зависимости от модификации;
- время выставки составляет не менее 11-14 минут, в зависимости от модификации.

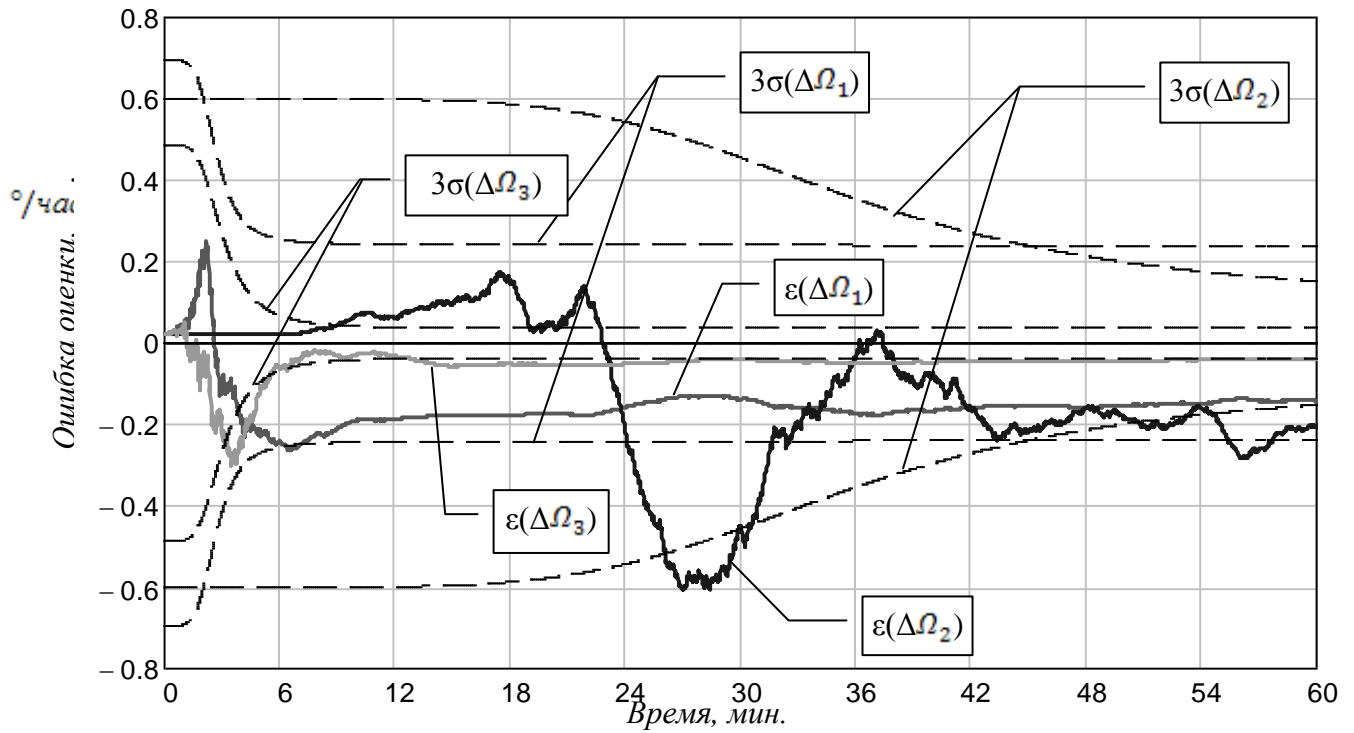


Рис. 5. Точность оценивания дрейфов гироскопов при выставке по позиционно-скоростной информации

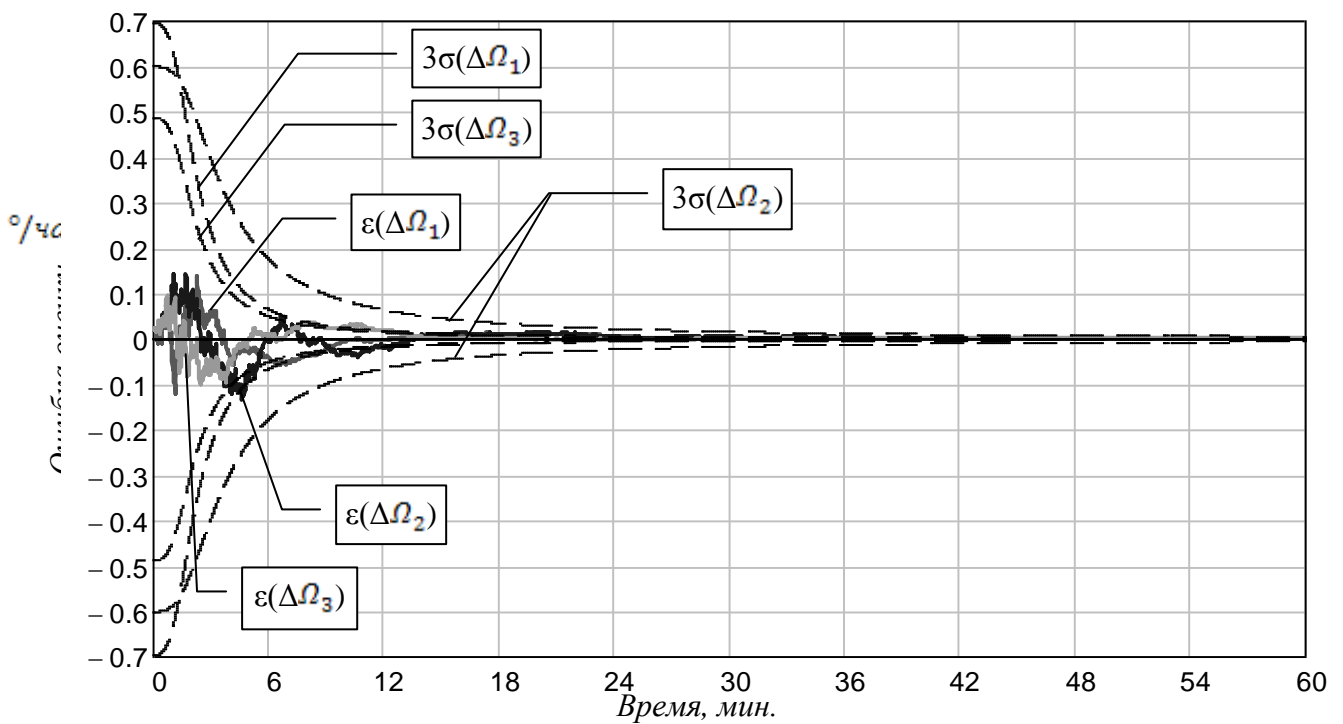


Рис. 6. Точность оценивания дрейфов гироскопов при выставке по позиционной, скоростной, угломерной информации

Временные рамки в первом случае вызваны ростом ошибок оценивания дрейфов гироскопов в первые минуты работы алгоритма КОИ, во втором – завершением переходного

процесса оценивания дрейфов гироскопов и достижением ошибок оценивания дрейфов требуемых значений.

Выставка по позиционной информации позволяет оценить ошибки БИНС отделяемого ЛА по координатам и скоростям с точностью, превышающей требуемую в 2 раза. Это обусловлено сильной наблюдаемостью позиционных и скоростных ошибок БИНС отделяемого ЛА. В связи со слабой связью угловых погрешностей α , β , γ БИНС ЛА с позиционными измерениями ошибка оценивания угла курса ψ в течение всего времени моделирования сохраняет свое значение на уровне, близком к начальному (3°) и в 30 раз превышает максимально допустимое значение.

В случае выставки по угломерной информации связь ошибок БИНС в вычислении углов ориентации с вектором измерений сильная. Ошибки оценивания погрешностей в вычислении параметров ориентации за 1 секунду достигают приемлемого уровня точности.

Среди шести рассмотренных вариантов выставки, выставка по позиционной, скоростной и угломерной информации обладает лучшими показателями по точности и длительности выставки, что обусловлено наибольшей информативностью вектора измерений. Среди вариантов выставки по измерениям, содержащим два набора различных физических величин, наиболее эффективным является выставка по позиционной и угломерной информации. Это вызвано полной наблюдаемостью всех компонент вектора состояния системы. Достижимая точность определения начальных значений координат составляет 3 м, путевой скорости – 0,09 м/с, углов ориентации – 0.007° . Длительность выставки по приведенным параметрам занимает не более 1 минуты. Однако время «полной» выставки системы увеличивается в связи с длительным процессом оценивания дрейфов гироскопов и составляет 11 минут. Полная выставка включает оценку каждой из компонент вектора состояния системы с требуемой точностью.

Заключение

Проведенные исследования доказали работоспособность разработанной методики выставки (с учетом принятых допущений). Численное моделирование выявило ряд особенностей, с учетом которых сформулированы перспективные направления дальнейшей работы: проверка разработанных алгоритмов в режиме реального функционирования НС СН (снятие ограничения на ее ошибки в виде белого шума); исследование разработанных алгоритмов на устойчивость к неадекватности априорной информации (в частности, учет отличия шумов от белых, учет изгибных колебаний и пр.); разработка методов повышения устойчивости.

Библиографический список

- 1) Савинов Г.Ф. «Применение оптимальной фильтрации при построении навигационных комплексов», -М.: МАИ, 1980.
- 2) Липтон А. «Выставка инерциальных систем на подвижном основании», -М.: МАИ, 1971.
- 3) Веремеенко К.К., Красильщиков М.Н. и др. "Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий"/ Под ред. М.Н. Красильщикова и Г.Г. Себрякова. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 280 с. – ISBN 5-9221-0409-8.
- 4) Веремеенко К.К., Тихонов А.В. Навигационно-посадочный комплекс на основе спутниковой навигационной системы. «Радиотехника», №1, 1996, стр. 94...99
- 5) Дмитроченко Л.А., Гора В.П., Савинов Г.Ф., «Бесплатформенные инерциальные навигационные системы», -М.: МАИ, 1984.
- 6) Алешин Б. С., Афонин А. А., Веремеенко К.К. и др. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные навигационные технологии / Под ред. Алешина Б.С., Веремеенко К.К., Черноморского А.И. — М.: Физматлит, 2006. 424 с.
- 7) Веремеенко К.К., Желтов С.Ю. и др. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. / Под ред. М.Н. Красильщикова , Г.Г. Себрякова – М., Физматлит, 2009. – 556 с. – ISBN 978-59221-1168-3.
- 8) Дмитроченко Л.А., «Анализ точности автономных навигационных систем», - М.: МАИ, 1979.

Савельев Владимир Михайлович, инженер ФГУП «ГосНИИ авиационных систем», 125319, г. Москва, ул. Викторенко, 7,
аспирант Московского авиационного института (государственного авиационного института),
125993, г.Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское ш, 4;
тел.: 8(916)441-54-90; e-mail: vlad-sav@yandex.ru

Антонов Дмитрий Александрович, научный сотрудник Московского авиационного института (государственного технического университета).
МАИ, Волоколамское ш.,4 Москва, А-80, ГСП-3 125993;
тел.: (499) 158-43-59, e-mail:dmitry.antonov@transas.com