

Сравнительный анализ схем комплексирования информации бесплатформенных инерциальных навигационных систем беспилотных летательных аппаратов

Ермаков П.Г.*, Гоголев А.А.**

*Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем,
ГосНИИАС, ул. Викторенко, 7, Москва, 125319, Россия*

**e-mail: pavel-ermakov-1998@mail.ru*

***e-mail: kirbizz8@yandex.ru*

Статья поступила 03.02.2021

Аннотация

Серьезной проблемой современных беспилотных летательных аппаратов массой менее 500 кг является их низкая надежность ввиду существенных ограничений на массу информационно-управляющего комплекса, что в свою очередь ведет к применению микроэлектромеханических (МЭМС) датчиков, обладающих существенными уходами и дрейфами [1]. В данной статье приводится сравнительный анализ отдельной и слабосвязанной схем комплексирования на основе данных имитационного моделирования инерциально-измерительного модуля VN-100T и навигационных алгоритмов с целью повышения точности и надежности информационно-управляющего комплекса беспилотного летательного аппарата (БЛА).

Ключевые слова: имитационное моделирование, беспилотный летательный аппарат, навигационная система, отдельная схема комплексирования, слабосвязанная схема комплексирования, фильтр Калмана.

Введение

В настоящее время БЛА малой массы (до 500 кг) все чаще используются как в гражданских, так и в военных областях. Перспективными задачами в данных отраслях для БЛА являются: доставка грузов в удаленные районы, поиск терпящих бедствие людей, охрана частной территории, длительная разведка над вражеской территорией, осуществление бомбометания.

Из-за небольших габаритов рассматриваемых БЛА в настоящей статье появляются ограничения на применение инерциальных измерителей навигационной информации в виде линейных размеров и массы, следовательно, одной из проблем при автономном использовании БЛА является осуществление как можно более точной его навигации. По большей части современные БЛА оснащаются следующими измерителями навигационной информации: МЭМС акселерометрами / датчиками угловой скорости (ДУС), приемником глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), барометрическим высотомером, лазерным дальномером (высотомером), магнитометром и другими сенсорами различной физической природы [2].

В данной работе исследуется возможность повышения точности навигационного счисления угловой и пространственной ориентации БЛА за счет комплексирования

навигационной информации на основе отдельной и слабо связанной схемы комплексирования [3,4,5].

Стоит отметить, что основным измерителем в случае выбора вышеприведенного набора измерителей является БИНС, которая обладает высокой автономностью (не требует дополнительных внешних сигналов) и высокой частотой получения измерений (более 200 Гц). Однако с течением времени данная навигационная система начинает выработать ошибки в своем решении, появляющиеся в процессе двойного интегрирования показаний инерциальных измерителей, имеющих систематические и случайные аддитивные погрешности [6]. Например, за счет кратковременных дрейфов современных акселерометров / ДУСов ошибка в определении местоположения БЛА может достигать 4 км за час полета. Для повышения точности навигационного счисления используется корректирующая информация, поступающая с ГНСС – приемника и барометрического высотомера, которые также обладают рядом достоинств и недостатков. В случае ГНСС – приемника неоспоримым плюсом в его работе является относительно высокая точность позиционирования, независящая от времени работы устройства, но заметным недостатком выступает крайне низкая помехозащищенность, большие ошибки измерений в канале высоты и сравнительно низкая частота измерений (максимум 10 Гц) [7]. В случае барометрического высотомера имеем достоинство в виде стабильного измерения высоты полета БЛА на ограниченном участке земной поверхности, но в случае длительного перелета приходится

осуществлять перенастройку измерителя. Далее рассмотрим модели измерений приведенных выше навигационных измерителей.

Измерения ДУС

В наиболее упрощенном виде модель измерений ДУС выглядит следующим образом [8]:

$$\begin{cases} w_x^{\text{измерение}} = w_x + w_{0x} + w_{x\text{дрейф}} + \sigma_{w_x} \delta w_x; \\ w_y^{\text{измерение}} = w_y + w_{0y} + w_{y\text{дрейф}} + \sigma_{w_y} \delta w_y; \\ w_z^{\text{измерение}} = w_z + w_{0z} + w_{z\text{дрейф}} + \sigma_{w_z} \delta w_z; \end{cases} \quad (1)$$

где:

w_x, w_y, w_z – истинные значения проекций абсолютной угловой скорости БЛА на оси связанной С.К.;

w_{0x}, w_{0y}, w_{0z} – смещение нулевого сигнала ДУСов;

$w_{x\text{дрейф}}, w_{y\text{дрейф}}, w_{z\text{дрейф}}$ – дрейфы ДУСов;

$\sigma_{w_x}, \sigma_{w_y}, \sigma_{w_z}$ – СКО случайных аддитивных погрешностей ДУСов;

$\delta w_x, \delta w_y, \delta w_z$ – гауссовские белые шумы с нулевыми математическими ожиданиями и единичными интенсивностями.

Дрейфы ДУСов $w_{\text{дрейф}}$ представляются следующим стохастическим дифференциальным уравнением (марковский случайный процесс):

$$\delta \dot{w}_{\text{дрейф}} = -\frac{1}{\tau_{w_{\text{дрейф}}}} \delta w_{\text{дрейф}} + \sqrt{\frac{2}{\tau_{w_{\text{дрейф}}}}} \sigma_{w_{\text{дрейф}}} \nu; \quad (2)$$

где:

$\sigma_{w_{\text{дрейф}}}$ – СКО случайной погрешности (дрейфа) ДУСов;

$\tau_{w_{\text{дрейф}}}$ – время корреляции случайной погрешности (дрейфа) ДУСов;

v – гауссовский белый шум с единичной интенсивностью и нулевым математическим ожиданием.

Измерения акселерометров

По аналогии с моделью измерений ДУС модель измерений акселерометров будет иметь следующий вид [9]:

$$\begin{cases} a_x^{\text{измерение}} = a_x + a_{0x} + a_{x\text{дрейф}} + \sigma_{a_x} \delta a_x; \\ a_y^{\text{измерение}} = a_y + a_{0y} + a_{y\text{дрейф}} + \sigma_{a_y} \delta a_y; \\ a_z^{\text{измерение}} = a_z + a_{0z} + a_{z\text{дрейф}} + \sigma_{a_z} \delta a_z; \end{cases} \quad (3)$$

где:

a_x, a_y, a_z – истинные значения проекций линейного ускорения на оси связанной С.К.;

a_{0x}, a_{0y}, a_{0z} – смещение нулевого сигнала акселерометров;

$a_{x\text{дрейф}}, a_{y\text{дрейф}}, a_{z\text{дрейф}}$ – дрейфы акселерометров;

$\sigma_{a_x}, \sigma_{a_y}, \sigma_{a_z}$ – СКО случайных аддитивных погрешностей акселерометров;

$\delta a_x, \delta a_y, \delta a_z$ – гауссовские белые шумы с нулевыми математическими ожиданиями и единичными интенсивностями.

Дрейфы акселерометров $a_{x\text{дрейф}}, a_{y\text{дрейф}}, a_{z\text{дрейф}}$ моделируются стохастическим дифференциальным уравнением (3) с заданными СКО $\sigma_{a_{x\text{дрейф}}}, \sigma_{a_{y\text{дрейф}}}, \sigma_{a_{z\text{дрейф}}}$ и постоянными времени $\tau_{a_{x\text{дрейф}}}, \tau_{a_{y\text{дрейф}}}, \tau_{a_{z\text{дрейф}}}$.

Модель измерения барометрического высотомера

В упрощенной форме модель измерения барометрического высотомера примет следующий вид [10,11]:

$$H_{\text{баровысотомер}} = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{R\tau}{g}} \right] + \Delta H_{\text{дин.}} + \sigma_H \delta H; \quad (4)$$

где:

$P = P_0 \left[1 - \frac{\tau}{T_0} H \right]^{\frac{g}{R\tau}}$ – статическое давление;

P_0 – давление у поверхности Земли, $P_0 = 101325$ Па;

H – истинная высота полета БЛА, определяемая в ходе решения системы (15);

τ – температурный градиент, $\tau = 0.0065^\circ / \text{м}$;

T_0 – температура воздуха у поверхности Земли, $T_0 = 15^\circ$;

R – газовая постоянная воздуха $R = 29.27$ кгм / кг $^\circ$ С;

$\Delta H_{\text{дин}}$ – динамическая ошибка баровысотомера;

σ_H – СКО случайной аддитивной ошибки баровысотомера;

δH – гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием и единичной интенсивностью.

Динамическая ошибка $\Delta H_{\text{дин}}$ моделируются стохастическим дифференциальным уравнением (3) с заданным СКО $\sigma_{H_{\text{дин}}}$ и временем корреляции $\tau_{H_{\text{дин}}}$.

Модель измерений многоканального ГНСС-приемника

В наиболее упрощенной форме модель измерений ГНСС – приемник имеет вид [12,13]:

$$\begin{cases} X_{\Gamma}^{GNSS} = X_{\Gamma} + \Delta X_{\Gamma}^{\text{НКА}} + \delta X_{\Gamma}; \\ Y_{\Gamma}^{GNSS} = Y_{\Gamma} + \Delta Y_{\Gamma}^{\text{НКА}} + \delta Y_{\Gamma}; \\ Z_{\Gamma}^{GNSS} = Z_{\Gamma} + \Delta Z_{\Gamma}^{\text{НКА}} + \delta Z_{\Gamma}; \\ V_{X_{\Gamma}}^{GNSS} = V_{X_{\Gamma}} + \Delta V_{X_{\Gamma}}^{\text{сист.}} + \delta V_{X_{\Gamma}}; \\ V_{Y_{\Gamma}}^{GNSS} = V_{Y_{\Gamma}} + \Delta V_{Y_{\Gamma}}^{\text{сист.}} + \delta V_{Y_{\Gamma}}; \\ V_{Z_{\Gamma}}^{GNSS} = V_{Z_{\Gamma}} + \Delta V_{Z_{\Gamma}}^{\text{сист.}} + \delta V_{Z_{\Gamma}}; \end{cases} \quad (5)$$

где:

$X_{\Gamma}, Y_{\Gamma}, Z_{\Gamma}, V_{X_{\Gamma}}, V_{Y_{\Gamma}}, V_{Z_{\Gamma}}$ – истинные координаты и проекции скорости движения

БЛА;

$\Delta X_{\Gamma}^{\text{НКА}}, \Delta Y_{\Gamma}^{\text{НКА}}, \Delta Z_{\Gamma}^{\text{НКА}}$ – погрешности в определении координат БЛА,

вызванные бортовой аппаратурой навигационного космического аппарата (НКА),

моделируемые случайными гауссовскими величинами с нулевыми математическими

ожиданиями и заданными СКО $\sigma_{X_{\Gamma}}^{\text{НКА}}, \sigma_{Y_{\Gamma}}^{\text{НКА}}, \sigma_{Z_{\Gamma}}^{\text{НКА}}$;

$\delta X_{\Gamma}, \delta Y_{\Gamma}, \delta Z_{\Gamma}$ – случайные аддитивные составляющие ошибок оценивания

компонент положения БЛА, моделируемые стохастическим дифференциальным

уравнением (3) с заданными СКО $\sigma_{X_{\Gamma}}, \sigma_{Y_{\Gamma}}, \sigma_{Z_{\Gamma}}$ и постоянными времени $\tau_{X_{\Gamma}}, \tau_{Y_{\Gamma}}, \tau_{Z_{\Gamma}}$;

$\Delta V_{X_{\Gamma}}^{\text{сист.}}, \Delta V_{Y_{\Gamma}}^{\text{сист.}}, \Delta V_{Z_{\Gamma}}^{\text{сист.}}$ – систематические погрешности определения проекций скорости БЛА, моделируемые случайными гауссовскими величинами с нулевыми математическими ожиданиями и заданными СКО $\sigma_{V_{X_{\Gamma}}^{\text{сист.}}}, \sigma_{V_{Y_{\Gamma}}^{\text{сист.}}}, \sigma_{V_{Z_{\Gamma}}^{\text{сист.}}}$.

$\delta V_{X_{\Gamma}}, \delta V_{Y_{\Gamma}}, \delta V_{Z_{\Gamma}}$ – случайные аддитивные составляющие ошибок оценивания компонент вектора скорости БЛА, моделируемые стохастическим дифференциальным уравнением (3) с заданными СКО $\sigma_{V_{X_{\Gamma}}}, \sigma_{V_{Y_{\Gamma}}}, \sigma_{V_{Z_{\Gamma}}}$ и постоянными времени $\tau_{V_{X_{\Gamma}}}, \tau_{V_{Y_{\Gamma}}}, \tau_{V_{Z_{\Gamma}}}$.

Далее перейдем к обсуждению самих схем комплексирования навигационной информации.

Раздельная схема комплексирования БИНС, барометрического высотомера и многоканального ГНСС-приемника

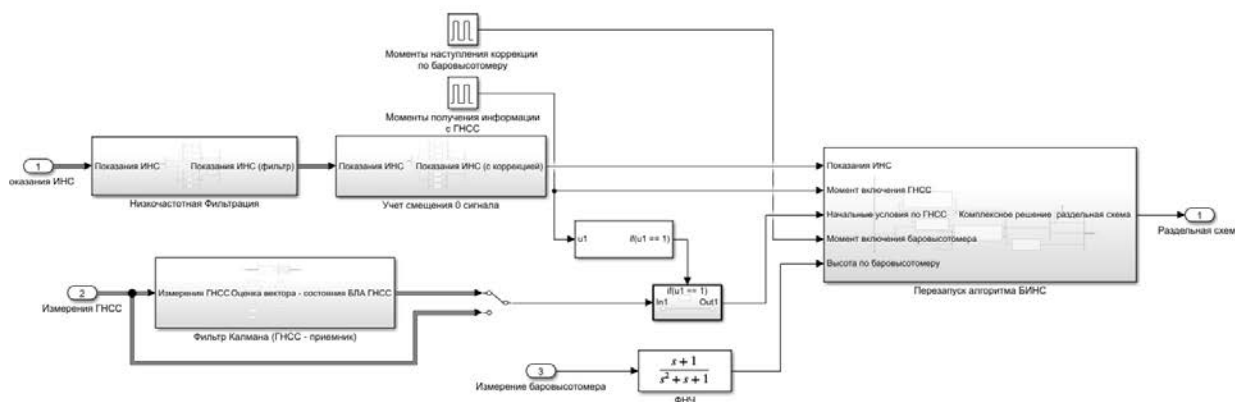


Рисунок 1 – Раздельная схема комплексирования БИНС, барометрического высотомера и ГНСС – приемника в MATLAB – Simulink

В данной схеме БИНС, барометрический высотомер и ГНСС – приемник независимо друг от друга вырабатывают навигационное решение. Для ограничения роста погрешностей БИНС используется периодический ее перезапуск с новыми

координатами и скоростями, получаемыми от ГНСС – –приемника, и, соответственно, высотой по баровысотомеру. Также для улучшения точности получаемого решения возможно использовать следующие алгоритмы обработки данных:

- Применение низкочастотной фильтрации к данным акселерометров и ДУСов [14,15];
- Учет смещения нулевого сигнала в показаниях акселерометров и ДУСов;
- Включение в состав ГНСС – приемника фильтра Калмана;
- Применение низкочастотного фильтра к измерениям барометрического высотомера [16].

Слабосвязанная схема комплексирования БИНС, барометрического высотомера и многоканального ГНСС-приемника

В данной схеме сигналы БИНС, барометрического высотомера и ГНСС – –приемника объединяются по схеме компенсации. Суть данного метода состоит в следующем: сигнал об одном и том же навигационном параметре от двух измерителей подается на вычитающее устройство, затем полученная разность подается на вход оптимального фильтра; далее сигнал, сформированный на выходе фильтра, поступает на другое вычитающее устройство, на которое также идет навигационная информация от нуждающегося в коррекции своего решения измерителя. Таким образом, “центром” данной комплексной навигационной системы является оптимальный фильтр Калмана,

Ниже представлены уравнения работы оптимального фильтра Калмана [20]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \hat{X}_{k|k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1}; \\ P_{k|k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + G_{k-1} Q_{k-1} G_{k-1}^T; \\ K_k = P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1}; \\ \hat{X}_k = \hat{X}_{k|k-1} + K_k (Y_k - H_k \hat{X}_{k|k-1}); \\ P_k = (I - K_k H_k) P_{k|k-1}; \end{array} \right. \quad (6)$$

где:

\hat{X}_k – оценка вектора состояния системы на шаге k , размер $[n \times 1]$;

\hat{X}_{k-1} – оценка вектора состояния на шаге $k - 1$;

$\hat{X}_{k|k-1}$ – прогноз вектора состояния системы на шаге k по оценке состояния с учетом предыдущего шага $k - 1$;

P_k – скорректированное значение апостериорной ковариационной матрицы на шаге k , размер $[n \times n]$;

P_{k-1} – скорректированное значение апостериорной ковариационной матрицы на шаге $k - 1$;

$P_{k|k-1}$ – прогнозное значение апостериорной ковариационной матрицы;

$\Phi_{k,k-1}$ – переходная матрица системы, размер $[n \times n]$;

G_{k-1} – матрица шумов системы, размер $[n \times l]$;

Q_{k-1} – ковариационная матрица шумов системы, размер $[l \times l]$;

K_k – матрица коэффициентов усиления Калмана, размер $[n \times r]$;

H_k – матрица измерений, размер $[r \times n]$;

R_k – ковариационная матрица измерений, размер $[r \times r]$;

Y_k – вектор измерений, размер $[r \times 1]$;

I – единичная матрица, размер $[n \times n]$.

Применительно к текущей задаче вектора и матрицы, присутствующие в уравнениях фильтра Калмана примут следующий вид:

Вектор состояния $\Delta \hat{X}$ запишется как:

$$\Delta \hat{X}_{22 \times 1} = (\Delta \hat{X}_{3 \times 1}^{\text{положение}} \Delta \hat{X}_{3 \times 1}^{\text{скорость}} \Delta \hat{X}_{3 \times 1}^{\text{ориентация}} \Delta \hat{X}_{6 \times 1}^{\text{акселерометры}} \Delta \hat{X}_{6 \times 1}^{\text{ДУСы}} \Delta \hat{H}_{\text{дин.}})^T; \quad (7)$$

где:

$\Delta \hat{X}_{3 \times 1}^{\text{положение}} = (\Delta \hat{X}_{\Gamma} \Delta \hat{Y}_{\Gamma} \Delta \hat{Z}_{\Gamma})^T$ – вектор оценок ошибок определения координат БЛА (БИНС);

$\Delta \hat{X}_{3 \times 1}^{\text{скорость}} = (\Delta \hat{V}_{X_{\Gamma}} \Delta \hat{V}_{Y_{\Gamma}} \Delta \hat{V}_{Z_{\Gamma}})^T$ – вектор оценок ошибок определения проекций скорости БЛА (БИНС);

$\Delta \hat{X}_{3 \times 1}^{\text{ориентация}} = (\Delta \hat{\gamma} \Delta \hat{\psi} \Delta \hat{\theta})^T$ – вектор оценок ошибок определения углов ориентации (БИНС);

$\Delta \hat{X}_{6 \times 1}^{\text{акселерометры}} = (\Delta \hat{a}_{0x} \Delta \hat{a}_{0y} \Delta \hat{a}_{0z} \Delta \hat{a}_{\text{х дрейф}} \Delta \hat{a}_{\text{у дрейф}} \Delta \hat{a}_{\text{з дрейф}})^T$ – вектор оценок инструментальных ошибок акселерометров;

$\Delta \hat{X}_{6 \times 1}^{\text{ДУСы}} = (\Delta \hat{w}_{x0} \Delta \hat{w}_{y0} \Delta \hat{w}_{z0} \Delta \hat{w}_{\text{х дрейф}} \Delta \hat{w}_{\text{у дрейф}} \Delta \hat{w}_{\text{з дрейф}})^T$ – вектор оценок инструментальных ошибок ДУСов;

$\Delta \hat{H}_{\text{дин.}}$ – оценка динамической ошибки барометрического высотомера.

Переходная матрица системы Φ примет вид:

$$\Phi_{22 \times 22} = \begin{pmatrix} \Phi_{3 \times 3}^1 & \Phi_{3 \times 3}^2 & 0_{3 \times 3} & \Phi_{3 \times 3}^3 & \Phi_{3 \times 3}^4 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0 \\ 0_{3 \times 3} & \Phi_{3 \times 3}^5 & \Phi_{3 \times 3}^6 & \Phi_{3 \times 3}^7 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0 \\ 0_{3 \times 3} & \Phi_{3 \times 3}^8 & \Phi_{3 \times 3}^9 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \Phi_{3 \times 3}^{10} & \Phi_{3 \times 3}^{11} & 0 \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} dt & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0 \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \Phi_{3 \times 3}^{12} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0 \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} dt & 0_{3 \times 3} & 0 \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \Phi_{3 \times 3}^{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Phi_{1 \times 1}^{14} \end{pmatrix}; \quad (8)$$

где:

$$\Phi_{3 \times 3}^1 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

$$\Phi_{3 \times 3}^2 = \begin{pmatrix} dt & 0 & 0 \\ 0 & dt & 0 \\ 0 & 0 & dt \end{pmatrix};$$

$$\Phi_{3 \times 3}^3 = D_{xyz}^{X_\Gamma Y_\Gamma Z_\Gamma} \frac{dt^2}{2};$$

$$\Phi_{3 \times 3}^4 = -D_{xyz}^{X_\Gamma Y_\Gamma Z_\Gamma} \frac{dt^2}{2};$$

$$\Phi_{3 \times 3}^5 = dt \begin{pmatrix} -\frac{\Delta \hat{V}_{Y_\Gamma}}{R_1} & -\frac{\Delta \hat{V}_{X_\Gamma}}{R_1} & -\frac{\Delta \hat{V}_{Z_\Gamma} \operatorname{tg}(\hat{\varphi})}{R_2} - 2 \operatorname{us}(\hat{\varphi}) \\ -\frac{\Delta \hat{V}_{X_\Gamma} \operatorname{tg}(\hat{\varphi})}{R_2} & \frac{1}{dt} & \frac{\Delta \hat{V}_{Z_\Gamma}}{R_2} - 2 \operatorname{uc}(\hat{\varphi}) \\ \frac{\Delta \hat{V}_{Z_\Gamma} \operatorname{tg}(\hat{\varphi})}{R_2} + 2 \operatorname{us}(\hat{\varphi}) & 2 \operatorname{uc}(\hat{\varphi}) & \frac{\Delta \hat{V}_{X_\Gamma}}{R_2} - \frac{\Delta \hat{V}_{Y_\Gamma}}{R_1} \end{pmatrix};$$

$$\Phi_{3 \times 3}^6 = dt \begin{pmatrix} \frac{1}{dt} & -a_{Z_\Gamma} & a_{Y_\Gamma} \\ a_{Z_\Gamma} & \frac{1}{dt} & -a_{X_\Gamma} \\ -a_{Y_\Gamma} & a_{X_\Gamma} & \frac{1}{dt} \end{pmatrix};$$

$$\Phi_{3 \times 3}^7 = D_{xyz}^{X_\Gamma Y_\Gamma Z_\Gamma} dt;$$

$$\Phi_{3 \times 3}^8 = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \frac{dt}{R_1} \\ 0 & 0 & \frac{\operatorname{tg}(\hat{\varphi}) dt}{R_2} \\ -\frac{dt}{R_1} & 0 & 0 \end{pmatrix};$$

$$\Phi_{3 \times 3}^9 = dt \begin{pmatrix} \frac{1}{dt} & -\frac{\Delta \hat{V}_{X_\Gamma}}{R_1} & -\frac{\Delta \hat{V}_{Z_\Gamma} \operatorname{tg}(\hat{\varphi})}{R_2} \\ \frac{\Delta \hat{V}_{X_\Gamma}}{R_1} & \frac{1}{dt} & \frac{\Delta \hat{V}_{Z_\Gamma}}{R_1} \\ \frac{\Delta \hat{V}_{Z_\Gamma} \operatorname{tg}(\hat{\varphi})}{R_2} & -\frac{\Delta \hat{V}_{Z_\Gamma}}{R_1} & \frac{1}{dt} \end{pmatrix};$$

$$\Phi_{3 \times 3}^{10} = D_{xyz}^{X_\Gamma Y_\Gamma Z_\Gamma} dt;$$

$$\Phi_{3x3}^{11} = D_{xyz}^{X_\Gamma Y_\Gamma Z_\Gamma} dt;$$

$$\Phi_{3x3}^{12} = \begin{pmatrix} 1 - \frac{dt}{\tau_{a_x \text{ дрейф}}} & 0 & 0 \\ 0 & 1 - \frac{dt}{\tau_{a_y \text{ дрейф}}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 - \frac{dt}{\tau_{a_z \text{ дрейф}}} \end{pmatrix};$$

$$\Phi_{3x3}^{13} = \begin{pmatrix} 1 - \frac{dt}{\tau_{w_x \text{ дрейф}}} & 0 & 0 \\ 0 & 1 - \frac{dt}{\tau_{w_y \text{ дрейф}}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 - \frac{dt}{\tau_{w_z \text{ дрейф}}} \end{pmatrix};$$

$$\Phi_{1x1}^{14} = 1 - \frac{dt}{\tau_{H_{\text{дин}}}};$$

$D_{xyz}^{X_\Gamma Y_\Gamma Z_\Gamma}$ – переходная матрица от приборной системы координат к навигационному базису [21];

$a_{X_\Gamma}, a_{Y_\Gamma}, a_{Z_\Gamma}$ – проекции линейного ускорения БЛА на оси географического трехгранника;

$\hat{\varphi}$ – оценка широты местоположения БЛА, вычисляемая по следующей формуле:

$$\hat{\varphi}_k = \hat{\varphi}_{k-1} + \frac{(V_{X_\Gamma k}^{\text{БИНС}} - \Delta \hat{V}_{X_\Gamma k-1}) dt}{R_1};$$

dt – время дискретизации фильтра.

Матрица шумов системы G запишется как:

$$G_{22x13} = \begin{pmatrix} 0_{3x13} \\ G_{3x3}^1 & 0_{3x9} & 0_{3x1} \\ 0_{3x6} & G_{3x3}^2 & 0_{3x4} \\ 0_{3x3} & 0_{3x13} & 0_{3x7} \\ 0_{3x9} & G_{3x3}^3 & 0_{3x1} \\ 0_{1x11} & 0_{3x13} & 1 \end{pmatrix}; \quad (10)$$

где:

$$G_{3x3}^1 = G_{3x3}^2 = \begin{pmatrix} dt & 0 & 0 \\ 0 & dt & 0 \\ 0 & 0 & dt \end{pmatrix}; \quad G_{3x3}^3 = G_{3x3}^4 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Ковариационная матрица шумов системы Q имеет вид:

$$Q_{13x13} = \text{diag} \left(Q_{3x3}^1 Q_{3x3}^2 Q_{3x3}^3 Q_{3x3}^4 2 \frac{\sigma_{H_{\text{дин.}}}^2}{\tau_{H_{\text{дин.}}}} \right); \quad (11)$$

где:

$$Q_{3x3}^1 = \begin{pmatrix} \sigma_{a_x}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{a_y}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{a_z}^2 \end{pmatrix}; \quad Q_{3x3}^2 = dt \begin{pmatrix} 2 \frac{\sigma_{a_x \text{ дрейф}}^2}{\tau_{a_x \text{ дрейф}}} & 0 & 0 \\ 0 & 2 \frac{\sigma_{a_y \text{ дрейф}}^2}{\tau_{a_y \text{ дрейф}}} & 0 \\ 0 & 0 & 2 \frac{\sigma_{a_z \text{ дрейф}}^2}{\tau_{a_z \text{ дрейф}}} \end{pmatrix};$$

$$Q_{3x3}^3 = \begin{pmatrix} \sigma_{w_x}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{w_y}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{w_z}^2 \end{pmatrix}; \quad Q_{3x3}^4 = dt \begin{pmatrix} 2 \frac{\sigma_{w_x \text{ дрейф}}^2}{\tau_{w_x \text{ дрейф}}} & 0 & 0 \\ 0 & 2 \frac{\sigma_{w_y \text{ дрейф}}^2}{\tau_{w_y \text{ дрейф}}} & 0 \\ 0 & 0 & 2 \frac{\sigma_{w_z \text{ дрейф}}^2}{\tau_{w_z \text{ дрейф}}} \end{pmatrix}.$$

Матрица измерений H примет вид:

$$H_{6x22} = (H_{6x6}^1 \quad 0_{6x15} \quad H_{6x1}^2); \quad (12)$$

где:

$$H_{6x6}^1 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

$$H_{6 \times 1}^2 = \begin{pmatrix} 0 \\ -1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Матрица ковариации измерений R запишется как:

$$R_{6 \times 6} = \text{diag}(\sigma_{X_\Gamma}^2, \sigma_H^2, \sigma_{Z_\Gamma}^2, \sigma_{V_{X_\Gamma}}^2, \sigma_{V_{Y_\Gamma}}^2, \sigma_{V_{Z_\Gamma}}^2). \quad (13)$$

Вектор измерений Y имеет вид:

$$Y_{6 \times 1} = \begin{pmatrix} X_\Gamma^{\text{БИНС}} - X_\Gamma^{\text{ГНСС}} \\ Y_\Gamma^{\text{БИНС}} - H_{\text{баровысотомер}} \\ Z_\Gamma^{\text{БИНС}} - Z_\Gamma^{\text{ГНСС}} \\ V_{X_\Gamma}^{\text{БИНС}} - V_{X_\Gamma}^{\text{ГНСС}} \\ V_{Y_\Gamma}^{\text{БИНС}} - V_{Y_\Gamma}^{\text{ГНСС}} \\ V_{Z_\Gamma}^{\text{БИНС}} - V_{Z_\Gamma}^{\text{ГНСС}} \end{pmatrix}. \quad (14)$$

Параметры имитационного моделирования

При реализации программного комплекса были взяты характеристики измерителей навигационной информации из технического паспорта инерциальной навигационной системы $VN - 100$ [22]:

➤ Параметры модели акселерометров БИНС:

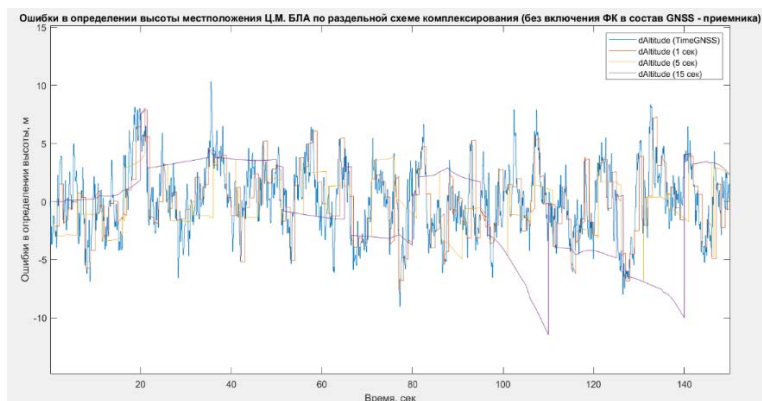
- $a_{0x} = a_{0y} = a_{0z} = 4 * 10^{-4} [\text{м} / \text{сек}^2]$ – смещение нулевого сигнала акселерометра;
- $\sigma_{a_{x\text{дрейф}}} = \sigma_{a_{y\text{дрейф}}} = \sigma_{a_{z\text{дрейф}}} = 1 * 10^{-4} [\text{м} / \text{сек}^2]$ – СКО дрейфа акселерометра;

- $\tau_{a_x \text{ дрейф}} = \tau_{a_y \text{ дрейф}} = \tau_{a_z \text{ дрейф}} = 50$ [сек] – время корреляции дрейфа акселерометра;
 - $\sigma_{a_x} = \sigma_{a_y} = \sigma_{a_z} = 2,26 * 10^{-2}$ [м / сек²] – СКО случайных аддитивных погрешностей акселерометров;
- Параметры модели датчиков угловых скоростей БИНС:
- $w_{0x} = w_{0y} = w_{0z} = 5 * 10^{-5}$ [рад / сек] – смещение нулевого сигнала ДУСов;
 - $\sigma_{w_x \text{ дрейф}} = \sigma_{w_y \text{ дрейф}} = \sigma_{w_z \text{ дрейф}} = 1 * 10^{-4}$ [м / сек²] – СКО дрейфа ДУСов;
 - $\tau_{w_x \text{ дрейф}} = \tau_{w_y \text{ дрейф}} = \tau_{w_z \text{ дрейф}} = 100$ [сек] – время корреляции дрейфа ДУСов;
 - $\sigma_{w_x} = \sigma_{w_y} = \sigma_{w_z} = 10^{-3}$ [рад / сек] – СКО случайных аддитивных погрешностей ДУСов;
- Параметры модели БИНС:
- Частота работы: 400 [Гц];
- Параметры многоканального приемника – ГНСС:
- Частота работы: 10 [Гц];
 - $\sigma_{X_{\Gamma}}^{\text{НКА}} = \sigma_{Y_{\Gamma}}^{\text{НКА}} = \sigma_{Z_{\Gamma}}^{\text{НКА}} = 2$ [м] – СКО погрешности в определении координат, вносимые бортовой аппаратурой НКА;

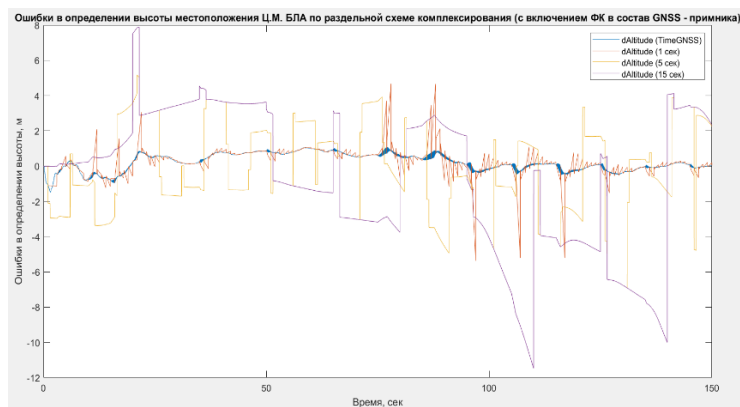
- $\sigma_{X_{\Gamma}} = \sigma_{Y_{\Gamma}} = \sigma_{Z_{\Gamma}} = 10$ [м] – СКО случайных аддитивных ошибок координат местоположения БЛА;
 - $\tau_{X_{\Gamma}} = \tau_{Y_{\Gamma}} = \tau_{Z_{\Gamma}} = 1$ [сек] – время корреляции случайной аддитивной ошибки оценивания координат;
 - $\sigma_{V_{X_{\Gamma}}^{\text{сист.}}} = \sigma_{V_{Y_{\Gamma}}^{\text{сист.}}} = \sigma_{V_{Z_{\Gamma}}^{\text{сист.}}} = 0.01$ [м / сек] – СКО систематической погрешности определения компонент вектора скорости БЛА;
 - $\sigma_{V_{X_{\Gamma}}} = \sigma_{V_{Y_{\Gamma}}} = \sigma_{V_{Z_{\Gamma}}} = 0.1$ [м / сек] – СКО случайных аддитивных ошибок оценивания проекций вектора скорости БЛА;
 - $\tau_{V_{X_{\Gamma}}} = \tau_{V_{Y_{\Gamma}}} = \tau_{V_{Z_{\Gamma}}} = 1$ [сек] – время корреляции случайной аддитивной ошибки оценивания компонент вектора скорости;
- Параметры барометрического высотомера:
- Частота работы: 100 [Гц];
 - $\sigma_{H_{\text{дин}}} = 0.3$ [м] – СКО динамической ошибки баровысотомера;
 - $\tau_{H_{\text{дин}}} = 3$ [сек] – время корреляции динамической ошибки баровысотомера;
 - $\sigma_H = 10$ [м] – СКО случайной аддитивной ошибки баровысотомера;
- Время моделирования – 150 [сек].

Результаты моделирования

Эксперимент №1: В данном сеансе работы программного комплекса проводилось моделирование схем комплексирования при исправном функционировании всех навигационных измерителей (коррекция высоты по сигналу ГНСС – приемника).



А)



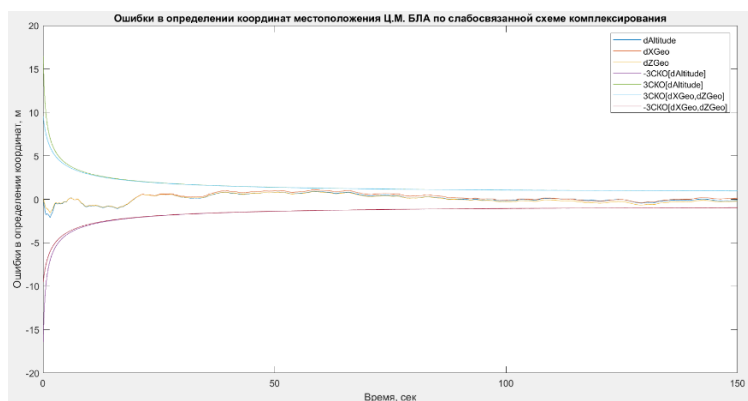
Б)

Рисунок 3 – Ошибки в определении высоты БЛА по раздельной схеме комплексирования

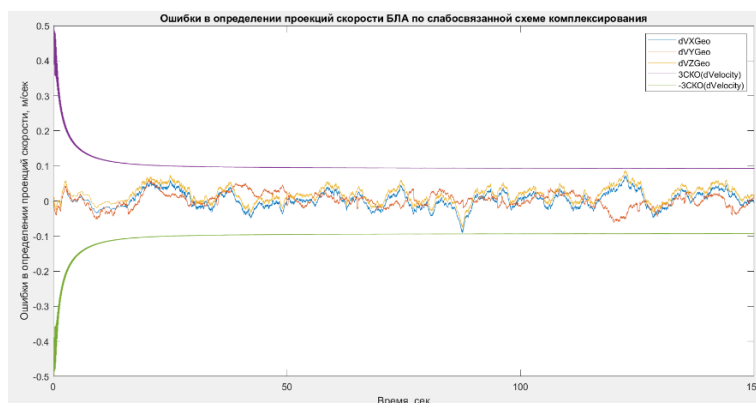
А) – с включением фильтра Калмана в состав ГНСС –приемника

Б) – без включения фильтра Калмана в состав ГНСС –приемника

Как видно из вышеприведенных результатов, наличие в составе ГНСС –приемника алгоритма оптимальной фильтрации позволяет получать довольно точное определение высоты местоположения БЛА при высокой частоте перезапуска раздельной схемы комплексирования.



А)

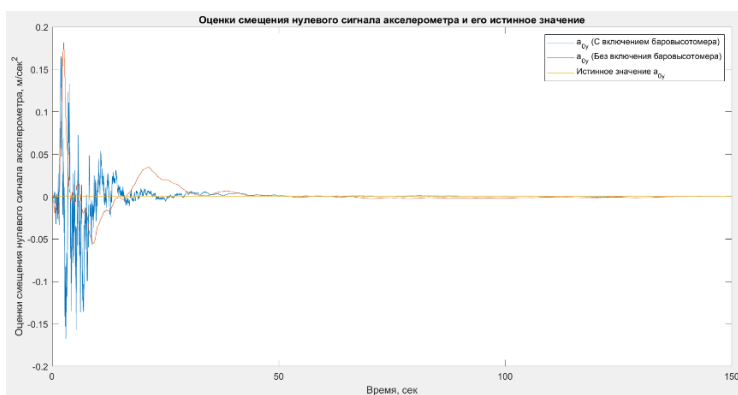


Б)

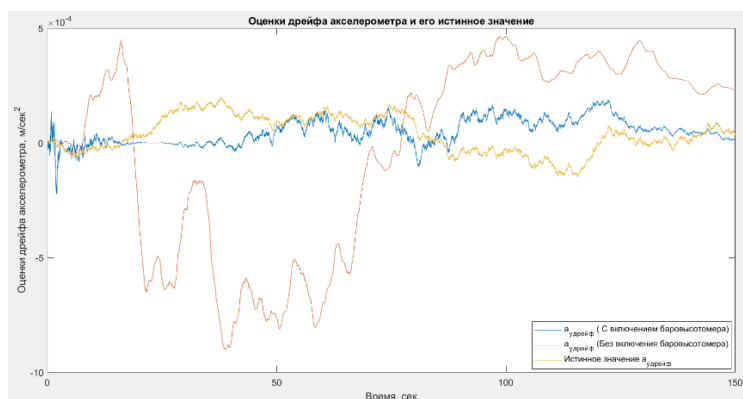
Рисунок 4 – Ошибки в определении координат местоположения и проекций скорости БЛА по слабосвязанной схеме комплексирования

В случае исправного функционирования всех навигационных измерителей, когда вектор измерений Y имеет структуру как в (14), ошибки в определении координат и проекций скорости БЛА находятся в пределах ± 3 СКО ошибок их оценивания, т.е. происходит оптимальное оценивание погрешностей БИНС, что позволяет компенсировать уходы данной навигационной системы.

Кроме того, при наличии в вертикальном канале такого измерителя как барометрический высотомер возможно проводить оценивание систематических ошибок акселерометров/ДУСов более точно, чем при измерении высоты только с помощью БИНС и ГНСС –приемника.



А)



Б)

Рисунок 5 – Оценки погрешностей акселерометра (вертикальный канал)

А) – Оценки и истинное значение смещения нулевого сигнала акселерометра

Б) – Оценки и истинное значение дрейфа акселерометра

Из – за того, что погрешности акселерометров и ДУСов являются ненаблюдаемыми, точно получить их оценки весьма затруднительно. Однако, варьируя значениями дисперсий в ковариационной матрице измерений R (13), возможно добиться более точной выработки фильтром Калмана оценок компонент вектора состояния.

На основе приведенных выше результатов можно сделать некоторые замечания:

- Оценка нулевого сигнала акселерометра начинает сходиться быстрее к истинному значению при использовании корректирующей информации в вертикальном канале от барометрического высотомера – 50 сек. против 110 сек. в случае использования коррекции высоты с помощью ГНСС – приемника;

- Оценка дрейфа акселерометра начинает проявлять схожее поведение с истинным значением в районе 40 сек. в том случае, когда корректирующей информацией по высоте является сигнал барометрического высотомера.

Эксперимент №2: В текущем сеансе работы программного комплекса проводилось моделирование схем комплексирования при кратковременном пропадании сигналов ГНСС.

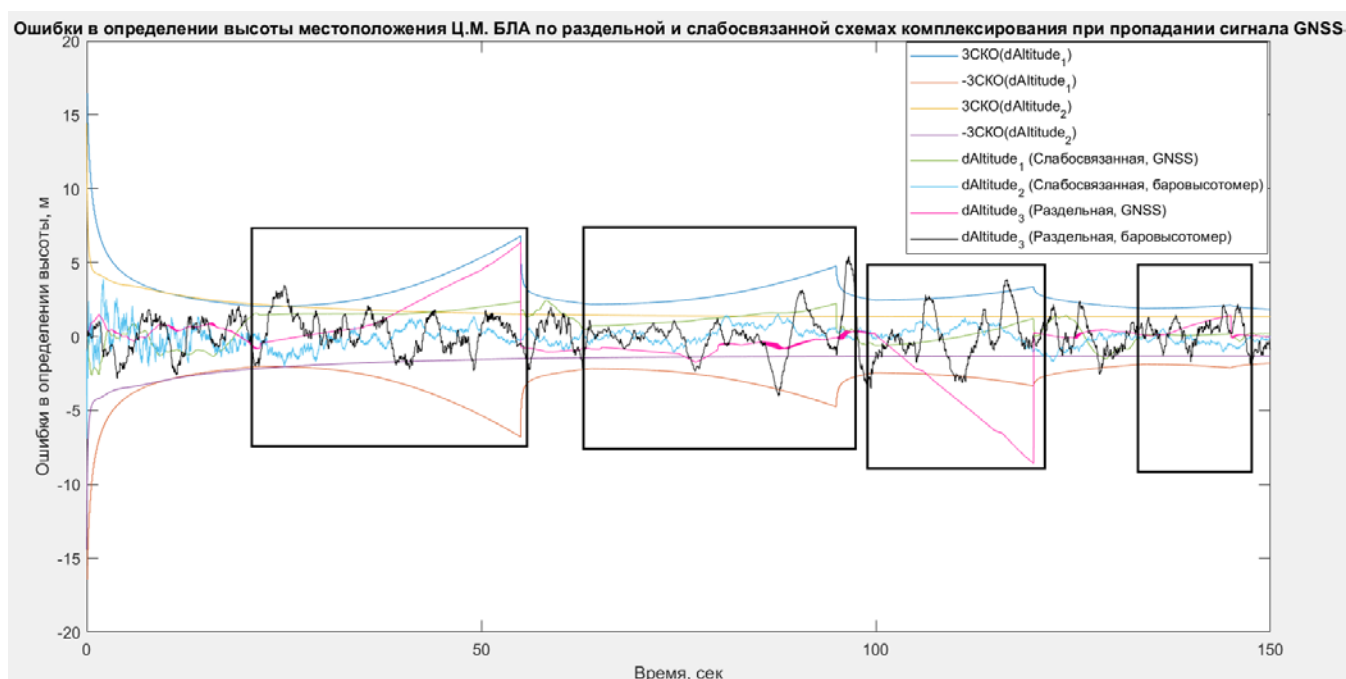


Рисунок 6 – Ошибки в определении высоты местоположения БЛА по раздельной и слабосвязанной схемах комплексирования в условиях пропадания сигнала ГНСС

На вышеприведенном графике черными областями выделены те временные отрезки, при которых коррекция получаемого навигационного решения по сигналам ГНСС — приемника не проводилась.

Временные интервалы, при которых не было коррекции по ГНСС:

- *Интервал №1* – продолжался с 22 по 55 секунду, в момент потери сигнала ГНСС БЛА совершал маневр – подъем с текущей высоты – 25 метров на высоту 34 метра;
- *Интервал №2* – продолжался с 64 по 95 секунду, в момент потери сигнала ГНСС БЛА совершал горизонтальный полет на высоте 30 метров;
- *Интервал №3* – продолжался с 100 по 120 секунду, в момент потери сигнала ГНСС БЛА совершал маневр – спуск с текущей высоты – 80 метров на высоту 60 метров;
- *Интервал №4* – продолжался со 135 по 145 секунду, в момент потери сигнала ГНСС БЛА совершал горизонтальный полет на высоте 10 метров.

Раздельная схема комплексирования (коррекция высоты по сигналу ГНСС):

На основе полученных результатов работы данной архитектуры можно сделать следующие выводы:

- На тех вышеуказанных временных интервалах, где БЛА совершал маневр (подъем / спуск на заданную высоту), ошибка в определении высоты местоположения БЛА схожа с аналогичной погрешностью БИНС;
- В случае же выполнения горизонтального полета БЛА погрешность в определении высоты имеет сравнительно медленную тенденцию к росту, чем при маневрировании.

Раздельная схема комплексирования (коррекция высоты по сигналу барометрического высотомера):

Ошибка в определении высоты местоположения БЛА находится в пределах ± 2 м, когда не пропадает сигнал ГНСС – приемника, в противном случае – наблюдается возрастание амплитуды ошибки вследствие отсутствия коррекции вертикальной составляющей проекции скорости БЛА.

Слабосвязанная схема комплексирования (коррекция высоты по сигналу ГНСС):

Касательно данного варианта комплексирования навигационной информации по приведенным выше результатам можно сделать следующее замечание:

При осуществлении полета БЛА на указанных выше временных интервалах ошибка определения высоты претерпевает изменение. Погрешность местоположения по высоте примерно еще 15 – 20 сек. после потери корректирующего сигнала ГНСС остается на приемлемом уровне из – за учета в уравнениях прогноза фильтра Калмана систематических ошибок акселерометров / ДУСов, но по истечении данного временного интервала точность комплексного решения начинает проявлять тенденцию к уменьшению.

Слабосвязанная схема комплексирования (коррекция высоты по сигналу барометрического высотомера):

Вертикальный канал в случае включения баровысотомера характеризуется высокой точностью и надежностью получаемого комплексного решения из – за своей независимости от корректирующего сигнала ГНСС.

Особенность работы схемы	Раздельная схема				Слабосвязанная схема	
	Корр. высоты: сигнал ГНСС Частота перез.: 10 Гц	Корр. высоты: сигнал ГНСС Частота перез.: 0,2 Гц	Корр. высоты: сигнал баров. Частота перез.: 10 Гц	Корр. высоты: сигнал баров. Частота перез.: 0,2 Гц	Корр. высоты: сигнал ГНСС	Корр. высоты: сигнал баров.
СКО, м	0,73	2,9	1,67	2,59	0,6	0,57

Таблица 1 – Статистические характеристики полученных комплексных решений

Список сокращений, используемых в Таблице 1:

Корр. – коррекция;

Баров. – баровысотомер;

Перез. – перезапуск.

Заключение

Таким образом, подводя итог вышесказанному, можно сделать следующие
выводы:

- 1) Предложена структура раздельной схемы комплексирования БИНС/ ГНСС, в которой кроме периодического перезапуска БИНС с начальными условиями от ГНСС –приемника присутствует оптимальная фильтрация показаний данного

устройства, а также алгоритмы предварительной обработки данных чувствительных элементов БИНС. Стоит отметить, что значение СКО получаемого навигационного решения в случае коррекции по сигналам ГНСС напрямую зависит от качества приема самого сигнала в момент перезапуска схемы;

- 2) Разработан алгоритм комплексирования данных навигационных измерителей по слабосвязанной схеме, основным достоинством которого является использование в вертикальном канале барометрического высотомера, обеспечивающего приемлемую точность, а также, что не мало важно – надежность комплексного решения при потере корректирующих сигналов ГНСС – приемника;
- 3) На основе описанных алгоритмов был реализован программный комплекс, позволяющий проводить имитационное моделирование комплексных систем навигации при различных режимах их работы и в условиях неполной информации об измерениях. По полученным результатам возможно оценивать точность получаемого решения.

Библиографический список

1. Zakriya Mohammed, Ibrahim (Abe) M. Elfadel, Mahmoud Rasras. Monolithic Multi Degree of Freedom (MDoF) Capacitive MEMS Accelerometers // Micromachines, 16 November 2018, vol. 9, no. 11. DOI: [0.3390/mi9110602](https://doi.org/10.3390/mi9110602)

2. Гоголев А.А., Горобинский М.А. Определение собственного положения микробеспилотного летательного аппарата в условиях замкнутого пространства // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=97029>
3. Красильщиков М.Н., Серебряков Г.Г. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 556 с.
4. Савельев В.М., Антонов Д.А. Выставка бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата на подвижном основании // Труды МАИ. 2011. № 45. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=25497&PAGEN_2=2
5. Колосовская Т.П. Субоптимальный алгоритм оценивания и параметрической идентификации для навигационных систем летательных аппаратов и других подвижных объектов на основе информации магнитного поля Земли // Труды МАИ. 2016. № 88. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=70666>
6. Alex G Quinchia, Gianluca Falco, Emanuela Falletti, Fabio DAVIS. A Comparison between different error modeling of MEMS applied to GPS / INS integrated systems // Sensors (Basel), 24 July 2013, vol. 13, no. 3, pp. 9549 – 9588. DOI:[10.3390/s130809549](https://doi.org/10.3390/s130809549)
7. Calogero Cristodaro, Laura Ruotsalainen, Fabio DAVIS. Benefits and Limitations of the Record and Replay Approach for GNSS Receiver Performance Assessment in Harsh Scenarios // Sensors, 7 July 2018, vol. 18, no. 7. DOI: [10.3390/s18072189](https://doi.org/10.3390/s18072189)

8. Liu Hong Dan, Shu Xiong Ying, Li Xi Sheng. Application Of Strongly Tracking Kalman Filter In MEMS Gyroscope Bias Compensation // 6th International Conference on Advanced Materials and Computer Science, ISAMCS 2017. DOI: [10.23977/icamcs.2017.1004](https://doi.org/10.23977/icamcs.2017.1004)
9. Accelerometer Errors, 9 July 2015. URL: <http://kionixfs.kionix.com/en/document/AN012%20Accelerometer%20Errors.pdf>
10. Vlada Sokolović, Goran Dikić, Rade Stančić. Adaptive Error Damping in the Vertical Channel of the Ins/Gps/Baro – Altimeter Integrated Navigation System // Scientific Technical Review, 2014, vol. 64, no. 2, pp. 14 – 20.
11. Alberto Manero Contreras, Chingiz Hajiyev. Fault Tolerant Integrated Barometric-Inertial GPS Altimeter // 7th European conferences for aeronautics and aerospace science (EUCASS), 2017. DOI: [10.13009 / EUCASS2017 – 62](https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-62)
12. Tang. Pham Van, Thang Nguyen Van, Duc Anh Nguyen, Trinh Chu Duc. 15 – State Extended Kalman Filter Design for INS / GPS Navigation System // Journal of Automation and Control Engineering, January 2015, vol. 3, no. 2, pp. 109 -114. DOI: [10.12720/joace.3.2.109-114](https://doi.org/10.12720/joace.3.2.109-114)
13. Beard & McLain. Small Unmanned Aircraft, Princeton University Press, 2012. URL: <https://uavbook.byu.edu/doku.php>
14. Yan Chen, Dan Li, Yanhai Li, Xiaoyuan Ma. Use Moving Average Filter to Reduce Noises in Wearable PPG During Continuous Monitoring // EAI International Conference on Wearables in Healthcare, Budapest, Hungary, vol. eHealth 2016, LNICST 181, pp. 193 – 203. DOI: [10.1007/978-3-319-49655-9_26](https://doi.org/10.1007/978-3-319-49655-9_26)

15. Mushfiqul Alam, Jan Rohac. Adaptive Data Filtering of Inertial Sensors with Variable Bandwidth // Sensors, February 2015, vol. 15, no. 2, pp. 3282 - 3298. DOI: [10.3390/s150203282](https://doi.org/10.3390/s150203282)
16. Paola Pierleoni, Alberto Belli, Lorenzo Maurizi, Lorenzo Palma. A Wearable Fall Detector for Elderly People Based on AHRS and Barometric Sensor // Sensors, September 2016, vol. 16, no. 17, pp. 1 - 1. DOI: [10.1109/JSEN.2016.2585667](https://doi.org/10.1109/JSEN.2016.2585667)
17. Wenjiao Xiao, Zgu, Yu. An Unconventional Multiple Low-Cost IMU and GPS-Integrated Kinematic Positioning and Navigation Method Based on Singer Model // Sensors, October 2019, vol. 19, no. 19. DOI: [10.3390/s19194274](https://doi.org/10.3390/s19194274)
18. Веремеенко К.К., Галай И.А. Разработка алгоритма калибровки инерциальной навигационной системы на двухосном испытательном стенде // Труды МАИ. 2013. № 63. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=36139>
19. Кузнецов И.М., Пронькин А.Н., Веремеенко К.К. Навигационный комплекс аэропортового транспортного средства // Труды МАИ. 2011. № 47. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26966>
20. Vishal Awasthi, Krishna Raj. A Comparison of Kalman Filter and Extended Kalman Filter in State Estimation // International Journal of Electronics Engineering, 2011, vol. 3, no. 1, pp. 67 – 71.
21. Logah Perumal. Representing Rotation in Simulink using Quaternion // Applied Mathematics & Information Science, 1 April 2014, vol. 8, no. 1L, pp. 267 – 272. DOI: [10.12785/amis/081L34](https://doi.org/10.12785/amis/081L34)

22. VectorNav Embedded Navigation Solutions. VN – 100 User Manual. URL:

<https://www.eol.ucar.edu/system/files/VN100manual.pdf>

Comparative analysis of information integration architectures of strapdown inertial navigation systems for unmanned aerial vehicles

Ermakov P.G.*, Gogolev A.A.**

*State Institute of Aviation Systems,
7, Victorenko str., Moscow, 125319, Russia*

**e-mail: pavel-ermakov-1998@mail.ru*

***e-mail: kirbizz8@yandex.ru*

Abstract

The article describes a comparative analysis of separate and loosely coupled architectures of navigation information integration in the case of the following sensors application:

- inertial sensors based on micro-electro-mechanical systems (MEMS) technologies comprising accelerometers measuring proper acceleration, and gyros, measuring rotation speed of a body;
- barometer, measuring air pressure under certain conditions; and, finally,
- GNSS-receiver forming information on position and velocity of the unmanned aerial vehicle (UAV).

Let us pay attention to the fact that the MEMS-based inertial sensors exhibit large errors that can be compensated using data on the position (latitude and longitude) and velocity of the UAV from the GNSS-receiver, as well as on the altitude, being updated by the barometer using hypsometric expression. However, navigation information about the UAV from inertial system

is basic since it possesses a high refresh rate and property of independence on the external interference.

In the case of a separate integration architecture, the algorithm of the strapdown inertial navigation system restarts with new initial conditions for the UAV position and velocity from the GNSS-receiver and barometer, respectively. This approach requires minimal hardware and software costs, though the precision of the integrated navigation solution herewith is getting worse with the restart time increasing.

A loosely coupled integration architecture employs the integrated Kalman filter to evaluate the UAV coordinates, velocity and orientation, as well as systematic errors of accelerometers and angular rate sensors. Computed estimates of the inertial system errors are being subtracted from its indications for errors compensation. Thus, this approach is being characterized by high precision and reliability of navigation solution, but, at the same time, tuning integrated Kalman filter is not a trivial task.

Keywords: simulation modelling, unmanned aerial vehicle, navigation system, separate integration architecture, loosely coupled integration architecture, Kalman filter.

References

1. Zakriya Mohammed, Ibrahim (Abe) M. Elfadel, Mahmoud Rasras. Monolithic Multi Degree of Freedom (MDoF) Capacitive MEMS Accelerometers, *Micromachines*, 16 November 2018, vol. 9, no. 11. DOI: [0.3390/mi9110602](https://doi.org/10.3390/mi9110602)

2. Gogolev A.A., Gorobinskii M.A. *Trudy MAI*, 2018, no. 101. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=97029>
3. Krasil'shchikov M.N., Serebryakov G.G. *Sovremennye informatsionnye tekhnologii v zadachakh navigatsii i navedeniya bespilotnykh manevrennykh letatel'nykh apparatov* (State-of-the-art information technologies in the tasks of navigation and guidance of unmanned maneuverable aerial vehicles), Moscow, FIZMATLIT, 2009, 556 p.
4. Savel'ev V.M., Antonov D.A. *Trudy MAI*, 2011, no. 45. URL: http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=25497&PAGEN_2=2
5. Kolosovskaya T.P. *Trudy MAI*, 2016, no. 88. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=70666>
6. Alex G Quinchia, Gianluca Falco, Emanuela Falletti, Fabio Dovis. A Comparison between different error modeling of MEMS applied to GPS / INS integrated systems, *Sensors* (Basel), 24 July 2013, vol. 13, no. 3, pp. 9549 – 9588. DOI: [10.3390/s130809549](https://doi.org/10.3390/s130809549)
7. Calogero Cristodaro, Laura Ruotsalainen, Fabio Dovis. Benefits and Limitations of the Record and Replay Approach for GNSS Receiver Performance Assessment in Harsh Scenarios, *Sensors*, 7 July 2018, vol. 18, no. 7. DOI: [10.3390/s18072189](https://doi.org/10.3390/s18072189)
8. Liu Hong Dan, Shu Xiong Ying, Li Xi Sheng. Application Of Strongly Tracking Kalman Filter In MEMS Gyroscope Bias Compensation, *6th International Conference on Advanced Materials and Computer Science*, ISAMCS 2017. DOI: [10.23977/icamcs.2017.1004](https://doi.org/10.23977/icamcs.2017.1004)
9. *Accelerometer Errors*, 9 July 2015. URL: <http://kionixfs.kionix.com/en/document/AN012%20Accelerometer%20Errors.pdf>

10. Vlada Sokolović, Goran Dikić, Rade Stančić. Adaptive Error Damping in the Vertical Channel of the Ins/Gps/Baro – Altimeter Integrated Navigation System, *Scientific Technical Review*, 2014, vol. 64, no. 2, pp. 14 – 20.
11. Alberto Manero Contreras, Chingiz Hajiyev. Fault Tolerant Integrated Barometric-Inertial GPS Altimeter, *7th European conferences for aeronautics and aerospace science (EUCASS)*, 2017. DOI: [10.13009 / EUCASS2017 – 62](https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-62)
12. Tang. Pham Van, Thang Nguyen Van, Duc Anh Nguyen, Trinh Chu Duc. 15 – State Extended Kalman Filter Design for INS / GPS Navigation System, *Journal of Automation and Control Engineering*, January 2015, vol. 3, no. 2, pp. 109 -114. DOI: [10.12720/joace.3.2.109-114](https://doi.org/10.12720/joace.3.2.109-114)
13. Beard & McLain. *Small Unmanned Aircraft*, Princeton University Press, 2012. URL: <https://uavbook.byu.edu/doku.php>
14. Yan Chen, Dan Li, Yanhai Li, Xiaoyuan Ma. Use Moving Average Filter to Reduce Noises in Wearable PPG During Continuous Monitoring, *EAI International Conference on Wearables in Healthcare*, Budapest, Hungary, vol. eHealth 2016, LNICST 181, pp. 193 – 203. DOI: [10.1007/978-3-319-49655-9_26](https://doi.org/10.1007/978-3-319-49655-9_26)
15. Mushfiqul Alam, Jan Rohac. Adaptive Data Filtering of Inertial Sensors with Variable Bandwidth, *Sensors*, February 2015, vol. 15, no. 2, pp. 3282 - 3298. DOI: [10.3390/s150203282](https://doi.org/10.3390/s150203282)
16. Paola Pierleoni, Alberto Belli, Lorenzo Maurizi, Lorenzo Palma. A Wearable Fall Detector for Elderly People Based on AHRS and Barometric Sensor, *Sensors*, September 2016, vol. 16, no. 17, pp. 1 - 1. DOI: [10.1109/JSEN.2016.2585667](https://doi.org/10.1109/JSEN.2016.2585667)

17. Wenjiao Xiao, Zgu, Yu. An Unconventional Multiple Low-Cost IMU and GPS-Integrated Kinematic Positioning and Navigation Method Based on Singer Model, *Sensors*, October 2019, vol. 19, no. 19. DOI: [10.3390/s19194274](https://doi.org/10.3390/s19194274)
18. Veremeenko K.K., Galai I.A. *Trudy MAI*, 2013, no. 63. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=36139>
19. Kuznetsov I.M., Pron'kin A.N., Veremeenko K.K. *Trudy MAI*, 2011, no. 47. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26966>
20. Vishal Awasthi, Krishna Raj. A Comparison of Kalman Filter and Extended Kalman Filter in State Estimation, *International Journal of Electronics Engineering*, 2011, vol. 3, no. 1, pp. 67 – 71.
21. Logah Perumal. Representing Rotation in Simulink using Quaternion, *Applied Mathematics & Information Science*, 1 April 2014, vol. 8, no. 1L, pp. 267 – 272. DOI: [10.12785/amis/081L34](https://doi.org/10.12785/amis/081L34)
22. *VectorNav Embedded Navigation Solutions. VN – 100 User Manual*. URL: <https://www.eol.ucar.edu/system/files/VN100manual.pdf>