

Определение навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотоизображения и инерциальных измерений

Антонов Д.А.^{1*}, Жарков М.В.^{1}, Кузнецов И.М.^{1***},
Лунев Е.М.^{2****}, Пронькин А.Н.^{1*****}**

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

²*Объединенная авиастроительная корпорация «Центр комплексирования»,
Авиационный переулок, 5, Москва, 125139, Россия*

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

***e-mail: mv_zharkov@mai.ru*

****e-mail: im_kuznetsov@mai.ru*

*****e-mail: e.m.lunev@gmail.com*

******e-mail: an.pronkin@gmail.com*

Аннотация

В статье предложен вариант комплексирования инерциальной навигационной системы (ИНС) и системы определения параметров ориентации и навигации на базе фотограмметрической обработки изображения искусственных наземных ориентиров (ФС) для использования на этапе посадки беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Представлены математические модели погрешностей ИНС и фотограмметрической системы, необходимые комплексной обработки информации. Приводятся результаты имитационного моделирования для анализа работоспособности и основных характеристик предложенных технических решений.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, инерциальная навигационная система, фотограмметрия, комплексная обработка информации, система посадки.

Постановка задачи

Одним из наиболее активно растущих секторов авиационной отрасли является сектор беспилотных авиационных систем. При этом БПЛА самолетного типа средней дальности пользуются повышенным спросом у потенциальных заказчиков в связи с привлекательным соотношением стоимости и функциональных возможностей.

Пилотажно-навигационный комплекс (ПНК) БПЛА указанного класса должен отвечать не только жестким требованиям к точности определения пилотажно-навигационных параметров, но и к обеспечению характеристик доступности, непрерывности и целостности навигационного обеспечения полета. При этом на массогабаритные характеристики, энергопотребление и, как правило, стоимость бортового оборудования ПНК накладываются ограничения, продиктованные спецификой БПЛА этого типа.

Для преодоления обозначенных ограничений в качестве первичных измерителей в составе ПНК БПЛА используются бюджетные и малогабаритные датчики и системы, а для удовлетворения требований к характеристикам ПНК его программное обеспечение функционирует на основе развитого математического аппарата комплексной обработки первичной информации [1]. При этом одним из наиболее сложных этапов полета с точки зрения требований к его навигационному

обеспечению является этап посадки. Возможность полной автоматизации управления БПЛА на этом этапе полета во-многом зависит от характеристик ПНК.

подавляющее большинство существующих систем обеспечения автоматической посадки БПЛА предполагает использование спутниковой навигационной системы (СНС) в комплексе с инерциальной навигационной системой [2]. Однако известно, что сигналы СНС подвержены помехам. Поэтому целесообразно исследовать возможности комплексирования инерциальной навигационной системы (ИНС) с системами, свободными от недостатков СНС, для анализа потенциальной точности определения навигационных параметров. В качестве такой системы в работе выбрана система определения параметров ориентации и навигации БПЛА на базе фотограмметрической обработки изображения искусственных наземных ориентиров [3, 4].

Система определения параметров ориентации и навигации БПЛА на базе фотограмметрической обработки изображения искусственных наземных ориентиров (фотограмметрическая система – ФС) в силу принципа своего действия обычно используется именно на этапе посадки. Для функционирования ФС используется изображение от камеры, которая, как правило, является частью полезной нагрузки БПЛА. Иллюстрация принципа действия ФС приведена на рисунке 1 (α - наклон линии глиссады, Γ – плоскость глиссады, перпендикулярная плоскости точки касания T).

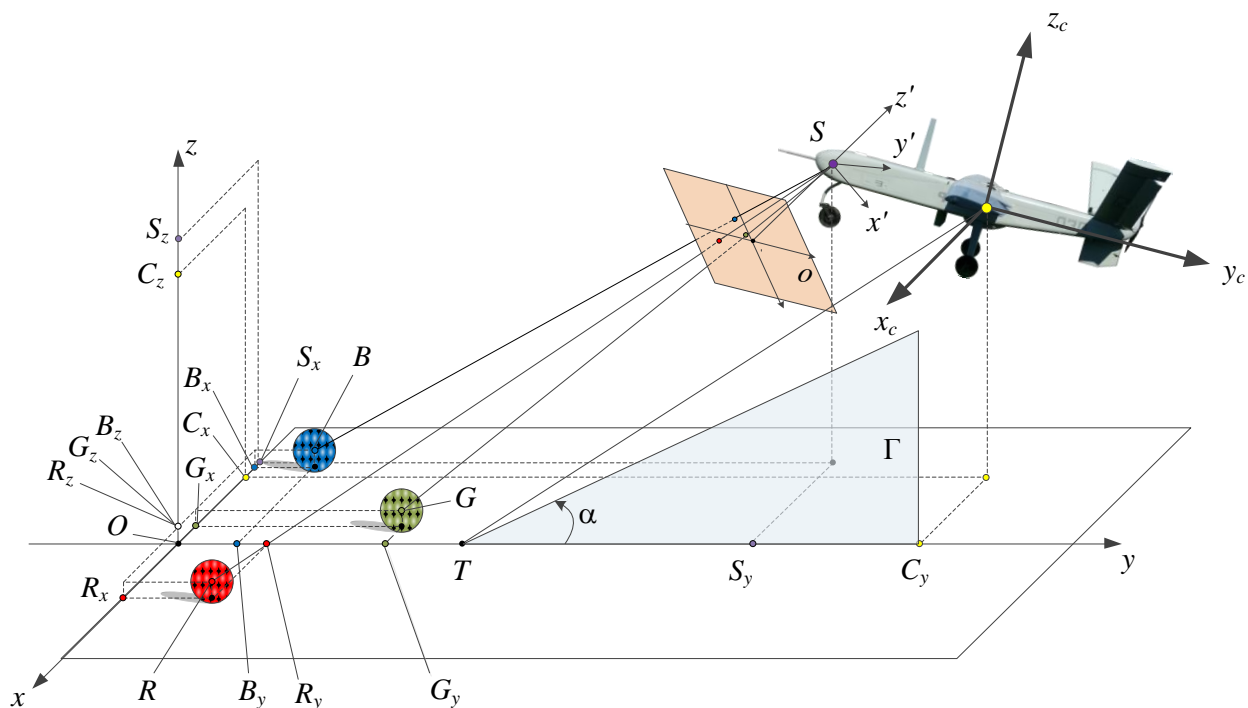


Рисунок 1 – Принцип действия системы определения параметров ориентации и навигации БПЛА на базе фотограмметрической обработки изображения искусственных наземных ориентиров

Камера БПЛА позволяет непрерывно получать изображение подстилающей поверхности, на которой расположены ориентиры. Координаты ориентиров известны в горизонтальной системе координат $Oxyz$. На основе изображения определяется относительное пространственное положение камеры $S (S_x, S_y, S_z)$ и ее угловое положение. Так как взаимное расположение системы координат камеры $Sx'y'z'$ и связанной системы координат $Cx_cy_cz_c$ известно, определяются углы курса, тангажа и крена, а также координаты БПЛА.

Для функционирования ФС на этапе посадки камера должна иметь возможность фиксировать изображение трех наземных ориентиров R, G и B (рисунок 1), координаты которых известны в системе координат, связанной с точкой

касания. Относительные координаты и угловое положение камеры могут быть вычислены с использованием метода, описанного в [3, 5, 6].

Для осуществления комплексной обработки навигационной информации, во-первых, необходимо описать математические модели погрешностей каждой из систем, подлежащих комплексированию, во-вторых, разработать математическое обеспечение комплексной обработки информации.

Модель погрешностей инерциальной навигационной системы

Для описания математической модели погрешностей инерциальной навигационной системы была использована модель, предложенная в [7]. Эта модель имеет следующий вид:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ (\Omega_Y^2 + \Omega_Z^2 - \omega_0^2) & (\dot{\Omega}_Z - \Omega_X \cdot \Omega_Y) & -(\dot{\Omega}_Y + \Omega_X \cdot \Omega_Z) & 0 & 2\Omega_Z & -2\Omega_Y \\ -(\dot{\Omega}_Z + \Omega_X \cdot \Omega_Y) & (\Omega_X^2 + \Omega_Z^2 - \omega_0^2) & (\dot{\Omega}_X - \Omega_Y \cdot \Omega_Z) & -2\Omega_Z & 0 & 2\Omega_X \\ (\dot{\Omega}_Y - \Omega_X \cdot \Omega_Z) & -(\dot{\Omega}_X + \Omega_Y \cdot \Omega_Z) & (\Omega_X^2 + \Omega_Y^2 + 2\omega_0^2) & 2\Omega_Y & -2\Omega_X & 0 \end{pmatrix} \cdot$$

$$\begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & n_z & -n_y \\ -n_z & 0 & n_x \\ n_y & -n_x & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \Delta n_x \\ \Delta n_y \\ \Delta n_z \end{pmatrix}; \quad \frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \Omega_Z & -\Omega_Y \\ -\Omega_Z & 0 & \Omega_X \\ \Omega_Y & -\Omega_X & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \delta \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta \Omega_x \\ \Delta \Omega_y \\ \Delta \Omega_z \end{pmatrix};$$

где 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 ; α, β, γ - угловые погрешности ориентации измерительного трёхгранника БИНС относительно вычисленного, компоненты

вектора угла малого поворота $\dot{\Theta} = [\alpha, \beta, \gamma]$; $\Delta n_{x,y,z}; \Delta \Omega_{x,y,z}$ - постоянные составляющие погрешностей акселерометров и гироскопов, приведённые к осям выбранной в качестве базовой системы координат; ω_0 - собственная частота колебаний ошибок БИНС, частота Шулера ($\omega_0 = 1,25 \cdot 10^{-3} \text{ c}^{-1}$); $\Omega_{x,y,z}, \dot{\Omega}_{x,y,z}$ - проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения выбранного трёхгранника и его производные; $n_{x,y,z}$ - проекции вектора кажущегося ускорения центра масс объекта.

Полная погрешность БИНС в определении углов ориентации может быть представлена через углы $\alpha_2, \beta_2, \gamma_2$ - ошибки ориентации вычисленного БИНС трёхгранника относительно идеального географического:

$$\alpha_2 = \alpha + \alpha_1, \beta_2 = \beta + \beta_1, \gamma_2 = \gamma + \gamma_1,$$

$$\alpha_1 = -\frac{x_2}{\rho_1}, \beta_1 = \frac{x_1}{\rho_2}, \gamma_1 = \frac{x_1}{\rho_2} \cdot \text{tg}(\varphi),$$

где $\alpha_1, \beta_1, \gamma_1$ погрешности ориентации вычисленного трёхгранника относительно базового за счет наличия ошибок определения координат точки места; φ - значение текущей широты; ρ_1, ρ_2 - радиусы кривизны, соответственно, меридионального и перпендикулярного ему сечений.

Связь приведенных ошибок ориентации БИНС и ошибок БИНС в определении углов крена, кура и тангажа может быть представлена следующим образом [7]:

$$\delta\gamma = \left(\frac{-\sin(\psi)}{\cos(\psi)} \right) \cdot \alpha_2 + \left(\frac{\cos(\psi)}{\cos(\psi)} \right) \cdot \beta_2,$$

$$\delta\psi = \left(\sin(\gamma) \cdot \cos(\psi) + \cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) \cdot \text{tg}(\psi) \right) \cdot \alpha_2 + \left(\sin(\gamma) \cdot \sin(\psi) - \cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) \cdot \text{tg}(\psi) \right) \cdot \beta_2 + \cos(\gamma) \cdot \gamma_2,$$

$$\delta v = (\cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) - \sin(\gamma) \cdot \sin(\psi) \cdot \operatorname{tg}(v)) \cdot \alpha_2 + (\cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) + \sin(\gamma) \cdot \cos(\psi) \cdot \operatorname{tg} v) \cdot \beta_2 - \sin \gamma \cdot \gamma_2,$$

где ψ, v, γ - идеальные значения текущих углов истинного курса, тангажа и крена; $\delta\psi, \delta v, \delta\gamma$ - погрешности определения углов ориентации алгоритма БИНС.

Приведение инструментальных ошибок гироскопов и акселерометров производится по следующим формулам:

$$\begin{aligned} \Delta n_x &= C_{11} \cdot \Delta n_1 + C_{12} \cdot \Delta n_2 + C_{13} \cdot \Delta n_3 \\ \Delta n_y &= C_{21} \cdot \Delta n_1 + C_{22} \cdot \Delta n_2 + C_{23} \cdot \Delta n_3, \\ \Delta n_z &= C_{31} \cdot \Delta n_1 + C_{32} \cdot \Delta n_2 + C_{33} \cdot \Delta n_3 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta \Omega_x &= C_{11} \cdot \Delta \Omega_1 + C_{12} \cdot \Delta \Omega_2 + C_{13} \cdot \Delta \Omega_3 \\ \Delta \Omega_y &= C_{21} \cdot \Delta \Omega_1 + C_{22} \cdot \Delta \Omega_2 + C_{23} \cdot \Delta \Omega_3, \\ \Delta \Omega_z &= C_{31} \cdot \Delta \Omega_1 + C_{32} \cdot \Delta \Omega_2 + C_{33} \cdot \Delta \Omega_3 \end{aligned}$$

где C_{ij} - элементы матрицы направляющих косинусов между связанной с БПЛА системой координат и выбранной вращающейся системой координат.

Модели погрешностей акселерометров и гироскопов при оценке потенциальной точности комплексной системы БИНС-ФС могут быть представлены в виде:

$$\delta \Omega_i = \Delta \Omega_i + \delta \Omega_i^{\text{noise}}, \quad \delta n_i = \Delta n_i + \delta n_i^{\text{noise}},$$

где $\delta \Omega_i^{\text{noise}}, \delta n_i^{\text{noise}}$ - шумовые составляющие погрешностей, описываемые случайным гауссовским процессом типа “белого шума” с нулевым средним и известной интенсивностью; $i = 1, 2, 3$ - номер гироскопа или акселерометра.

Модель погрешностей фотограмметрической системы

Ниже приводится модель погрешностей системы определения параметров ориентации и навигации БПЛА на базе фотограмметрической обработки изображения искусственных наземных ориентиров для использования в алгоритмах комплексной обработки. Построение модели осуществлялось на основе результатов экспериментальных исследований погрешностей такой системы [5].

В ходе исследований была выявлена практически линейная зависимость погрешностей определения навигационных параметров от дальности до наземных ориентиров. Для иллюстрации этого факта на рисунке 2 для примера приведена погрешность определения одной из координат фотограмметрической системой в зависимости от времени приближения к точке касания взлетно-посадочной полосы. Коэффициенты линейной зависимости для разных навигационных параметров приведены в таблице 1. Диапазон дальностей, для которых применима приведенная математическая модель – от 0 до 1000 метров.

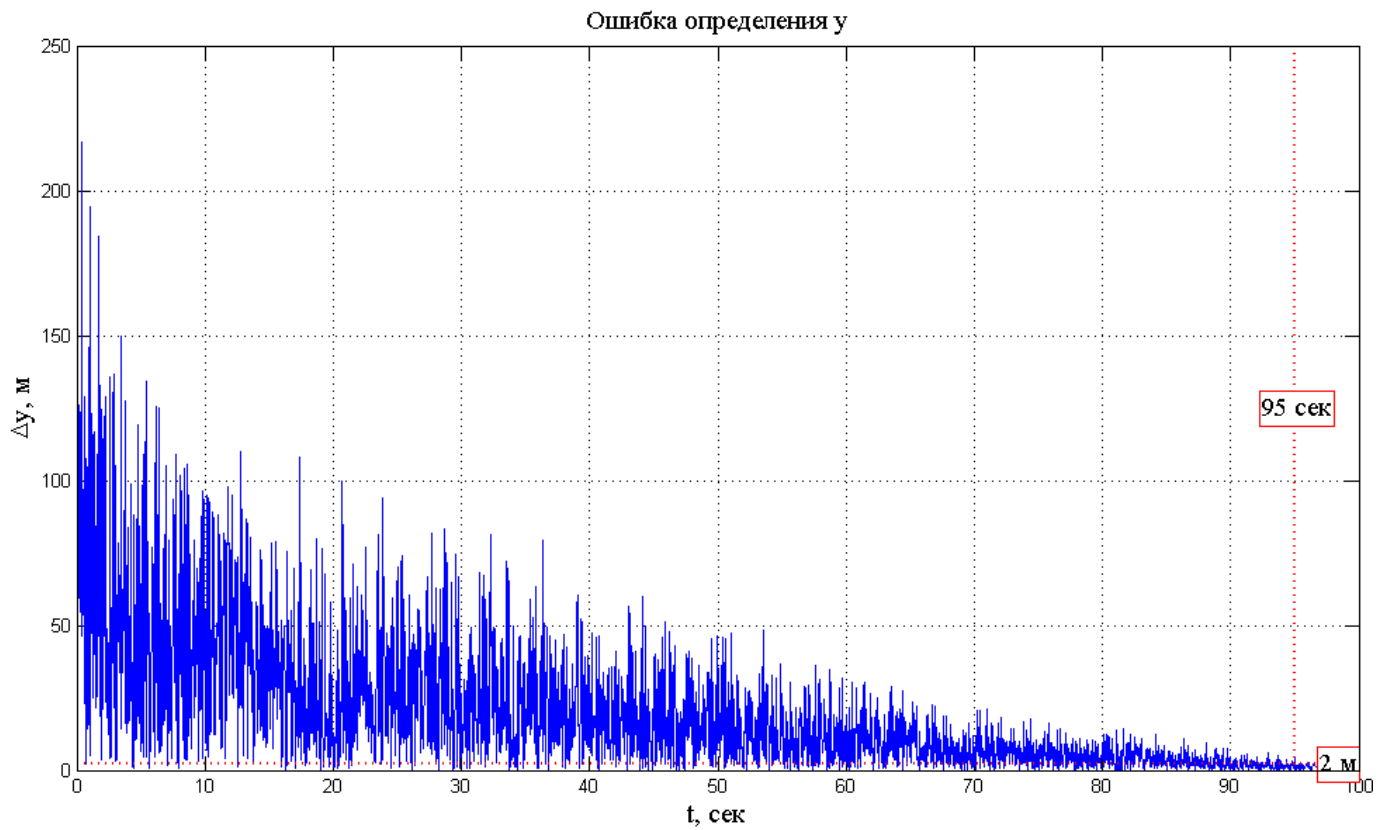


Рисунок 2 – Погрешность определения одной из координат
фотограмметрической системой

Погрешность определения навигационных параметров и параметров ориентации в ФС на постоянной дальности от наземных ориентиров были представлены в виде случайной составляющей с нормальным гауссовым распределением – белыми шумами с интенсивностями, приведенными в таблице 1.

Таблица 1 – Погрешности фотограмметрической системы

№ п/п	Погрешность	Коэффициент ухудшения точности в зависимости от дальности	Интенсивность шума на максимальном удалении	Интенсивнос ть шума на минимально м удалении
1	Горизонтальных координат	0,58	60 м	2 м
2	Высоты	0,435	45 м	1,5 м
3	Угла тангажа	0,014	1,5 град.	0,1 град.
4	Угла крена	0,025	3 град.	0,5 град.
5	Угла курса	0,0175	2 град.	0,25 град.

Комплексная обработка информации ИНС и ФС

Для комплексной обработки информации ИНС и ФС использована слабосвязанная схема комплексирования на основе оптимального фильтра Калмана [8]. В слабосвязанной схеме бесплатформенная ИНС (БИНС) и фотограмметрическая система (ФС) вырабатывают независимые решения. В связующем блоке фильтр Калмана на основании разности показаний БИНС и ФС формирует оценку вектора состояния, в который входят погрешности БИНС в определении навигационных параметров и инструментальные погрешности инерциального измерительного блока (ИИБ). Оценка вектора состояния

используется для коррекции БИНС и компенсации инструментальных погрешностей ИИБ (рисунок 3).

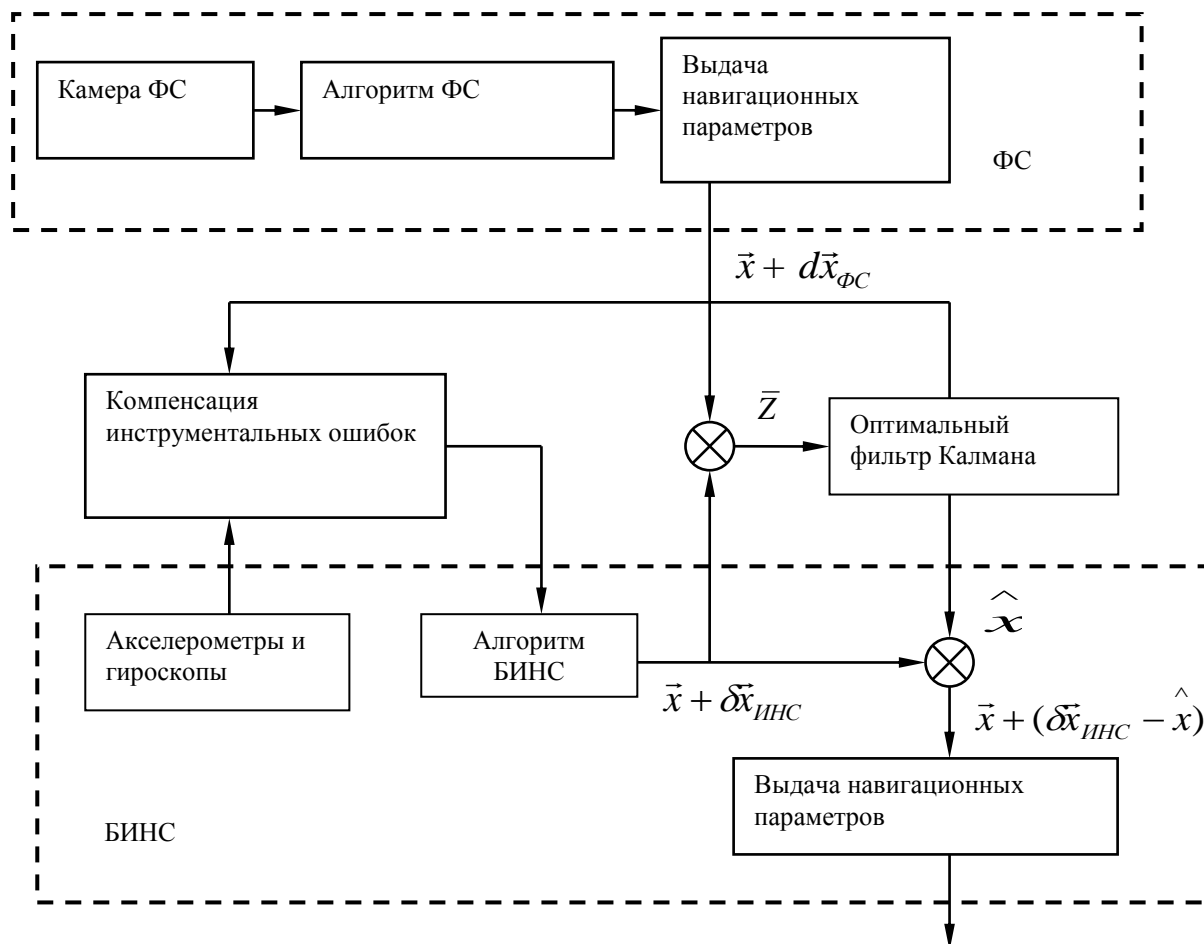


Рисунок 3 – Структурная схема слабосвязанной схемы комплексирования БИНС и ФС

Оптимальный фильтр Калмана возможно применять при описании системы в пространстве состояний. Полная модель должна быть представлена уравнениями состояния и уравнениями измерений:

$$\begin{cases} \dot{\bar{X}} = F\bar{X} + B\bar{U} + G\bar{W} \\ \bar{Z} = H\bar{X} + \bar{V} \end{cases}$$

где \bar{X} - вектор состояния; \bar{U} - вектор управления; \bar{W} - вектор шумов системы; \bar{V} - вектор шумов измерений; F - матрица динамики системы; B - матрица управления; G - матрица шумов системы; H - матрица измерений; \bar{Z} - вектор измерений.

Вектор состояния \bar{X} при предложенной схеме комплексирования имеет вид:

$$\bar{X}^T = [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4 \quad x_5 \quad x_6 \quad \alpha \quad \beta \quad \gamma \quad \Delta\Omega_1 \quad \Delta\Omega_2 \quad \Delta\Omega_3 \quad \Delta n_1 \quad \Delta n_2 \quad \Delta n_3].$$

Матрица динамики системы F , соответствующая принятым вектору состояния и математической модели погрешностей БИНС, может быть записана следующим образом:

$$F = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & F_{13} \\ 0_{3 \times 6} & F_{22} & F_{23} \\ 0_{6 \times 6} & 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 6} \end{bmatrix},$$

где

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

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

$$F_{22} = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_z & -\Omega_y \\ -\Omega_z & 0 & \Omega_x \\ \Omega_y & -\Omega_x & 0 \end{bmatrix}; F_{23} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ 0 & 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ 0 & 0 & 0 & C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix}.$$

При этом вектор шумов системы \bar{W} :

$$\bar{W}^T = \{\delta\Omega_1^{\text{noise}}, \delta\Omega_2^{\text{noise}}, \delta\Omega_3^{\text{noise}}, \delta n_1^{\text{noise}}, \delta n_2^{\text{noise}}, \delta n_3^{\text{noise}}\}.$$

Матрица G имеет вид:

$$G = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ 0 & 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ 0 & 0 & 0 & C_{13} & C_{32} & C_{33} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Вектор измерений \bar{Z} формируется как разность показаний БИНС и ФС:

$$\bar{Z}^T = [x_1 - dx_{\Phi C} \quad x_2 - dy_{\Phi C} \quad dy_{ИНС} - dy_{\Phi C} \quad dJ_{ИНС} - dJ_{\Phi C} \quad dg_{ИНС} - dg_{\Phi C}]$$

где $dx_{\Phi C}$, $dy_{\Phi C}$ – ошибки в определении горизонтальных координат; $dy_{\Phi C}$, $dy_{ИНС}$ – ошибки в определении угла курса ФС и ИНС, соответственно; $du_{\Phi C}$, $dJ_{ИНС}$ – ошибка в определении угла тангажа ФС и ИНС, соответственно; $dg_{\Phi C}$, $dg_{ИНС}$ – ошибка в определении угла крена ФС и ИНС, соответственно.

При выбранном векторе измерений вектор шумов измерений \bar{V} примет вид:

$$\bar{V}^T = [dx_{\Phi C} \quad dy_{\Phi C} \quad dy_{\Phi C} \quad dJ_{\Phi C} \quad dg_{\Phi C}].$$

Таким образом, приведенные выше математические модели погрешностей ИНС и ФС в совокупности со схемой и математическими соотношениями для осуществления комплексирования являются основой для построения комплексной навигационной системы ИНС-ФС.

Исследование характеристик комплексной системы

Исследование характеристик комплексной системы осуществлялось методом имитационного моделирования (структура программного комплекса имитационного моделирования приведена на рисунке 4). Точность комплексной системы, работающей на основе предложенных технических решений, определяется в первую очередь точностью оценивания вектора состояния в ОФК. Таким образом, сравнив оценку вектора состояния с точными значениями искомых ошибок, можно судить о точностных характеристиках комплексной системы. Кроме того, для того чтобы сделать вывод о работоспособности предложенной схемы комплексирования необходимо оценивать качество самого процесса фильтрации. Исходя из этого, при разработке программного комплекса, моделированию были подвергнуты следующие процессы:

- моделирование траектории движения БПЛА – для обеспечения информацией о проекциях вектора кажущегося ускорения n , вектора абсолютной угловой скорости Ω , линейной скорости U , высоты полета h , истинного курса ψ , дальности до наземных ориентиров и другим параметрам;
- моделирование ошибок БИНС и фотограмметрической системы (в том числе ошибки вычисления параметров ориентации);
- построение измерений как разности ошибок БИНС и ФС;
- оптимальное оценивание вектора состояния комплекса;
- сравнение полученных оценок ОФК и реальных ошибок подсистем;

- оценивание качества фильтрации.

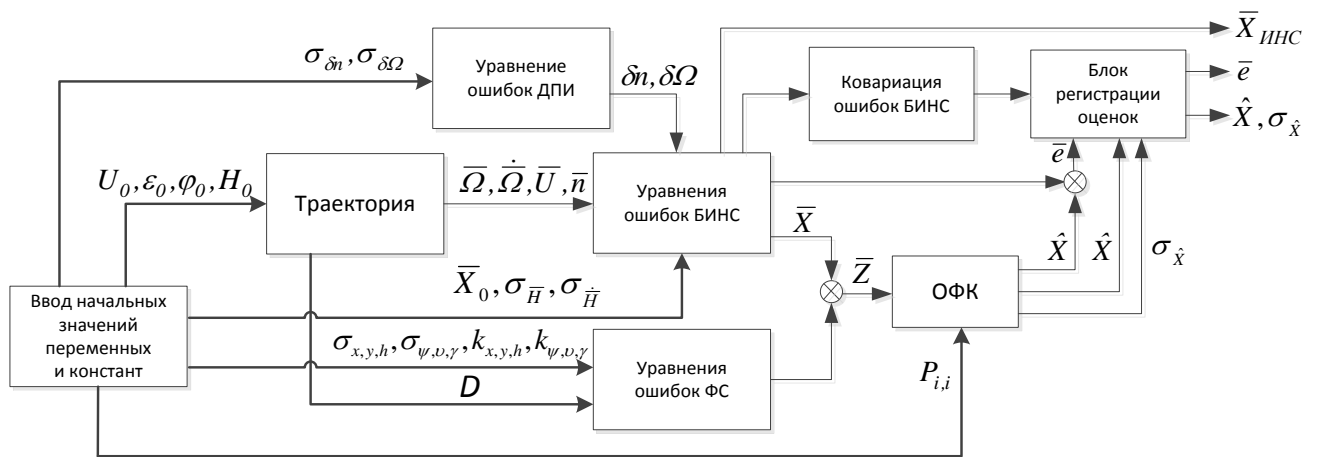


Рисунок 4 – Структура программного комплекса имитационного моделирования

Моделирование проводилось с использованием траектории захода БПЛА на посадку по глиссаде. Максимальное удаление от ВПП – 1000 м. Ниже приведены результаты исследования, проведенного по двум сценариям. Сценарий 1 предусматривает использование гироскопов (датчиков угловой скорости – ДУС), точность которых соответствует современным микроэлектромеханическим системам (постоянный и случайный дрейфы – 1 град./ час), а сценарий 2 – волоконно-оптических гироскопов (постоянный и случайный дрейфы – 0,1 град./ час). Оба сценария предполагают наличие в составе БИНС акселерометров с постоянной и случайной погрешностью $0,01 \text{ м/с}^2$. Выбор такого состава датчиков продиктован спецификой задачи – навигация беспилотных ЛА малого и среднего класса.

Сценарий 1

На рисунке 5 показаны результаты моделирования ошибки оценки определения координат по широте и долготе и среднеквадратическое отклонение (СКО) ошибок оценивания. Из графиков видно, что основное оценивание заканчивается на 10 секунде. В установившемся режиме ошибка оценки широты находится на уровне 3 метров, СКО ошибки сходится к значению 7 метров. Ошибка оценки по долготе находится на уровне 10 метров, СКО ошибки сходится к 8 метрам на 100 секунде.

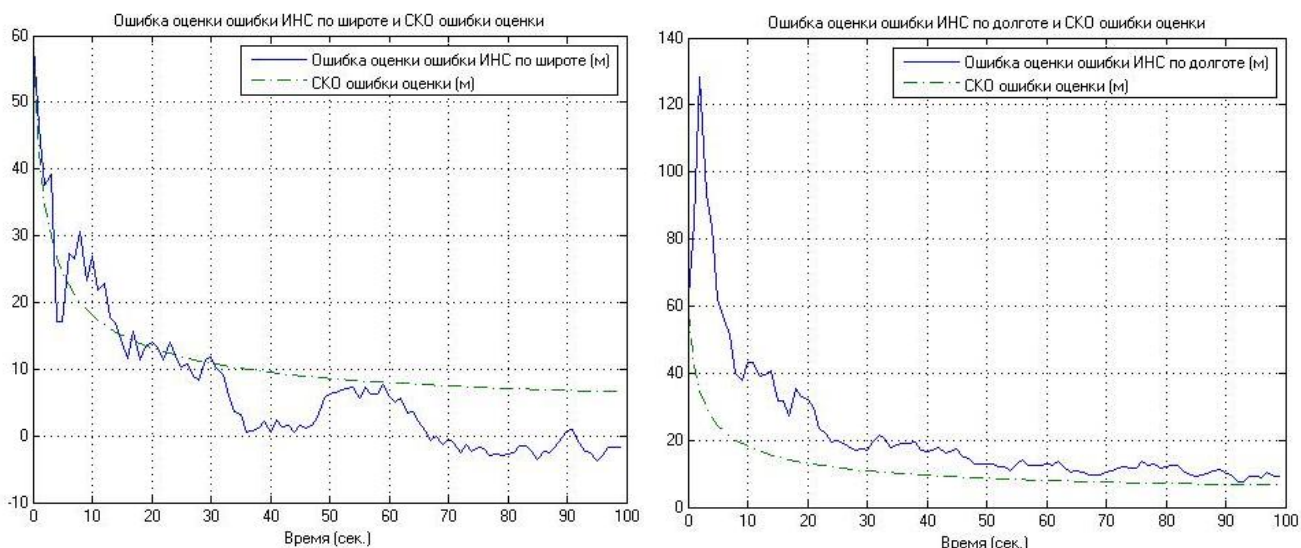


Рисунок 5 – Ошибки оценки определения координат по широте и долготе и СКО ошибок оценивания

На рисунке 6 приведена ошибка оценки определения северной и восточной составляющей путевой скорости и СКО ошибок оценивания. СКО ошибки оценивания для северной составляющей путевой скорости после 10 секунды значительно не меняется, для восточной составляющей путевой скорости – после 40 секунды. В установившемся режиме ошибка оценки северной составляющей путевой скорости находится на уровне 0,05 м/с, СКО ошибки сходится к значению

0,1 м/с. Ошибка оценки восточной составляющей путевой скорости находится на уровне 0,2 м/с, СКО ошибки сходится к 0,2 метрам на 100 секунде.

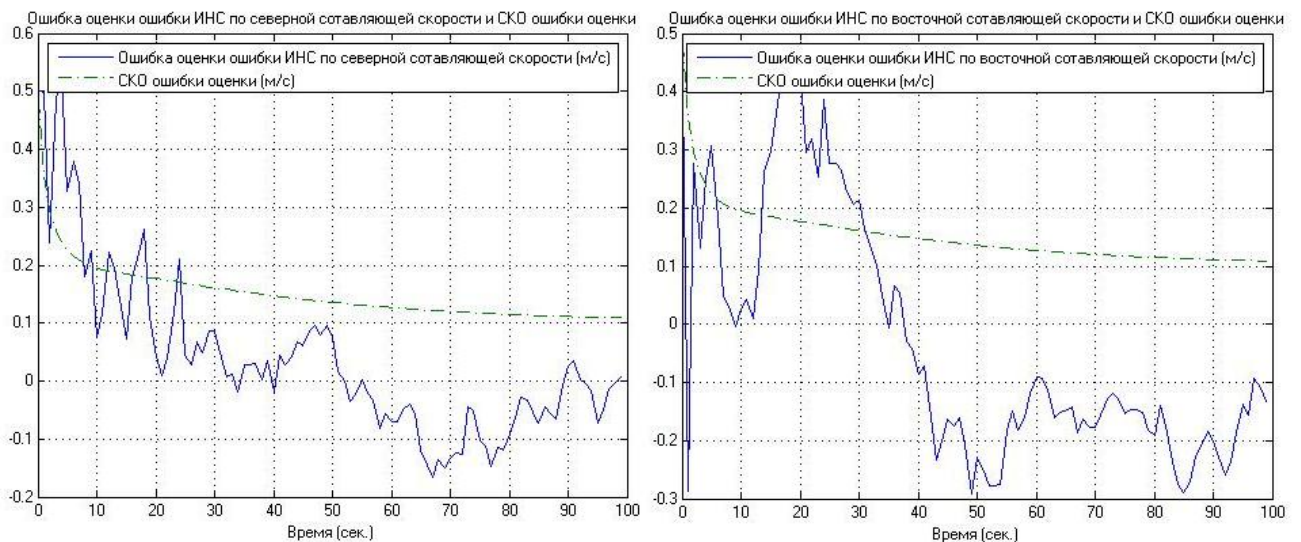


Рисунок 6 – Ошибки оценки определения северной и восточной составляющей путевой скорости и СКО ошибок оценивания

На рисунке 7 показаны ошибки построения базового трехгранника по углам α и γ и СКО ошибок оценивания этих углов. СКО ошибок оценивания углов с практической точки зрения не меняется существенно после 5 секунд. В установившемся режиме ошибка оценки углов α , γ находится на уровне 0,1 градуса, СКО ошибки также сходится к значению 0,1 градуса.

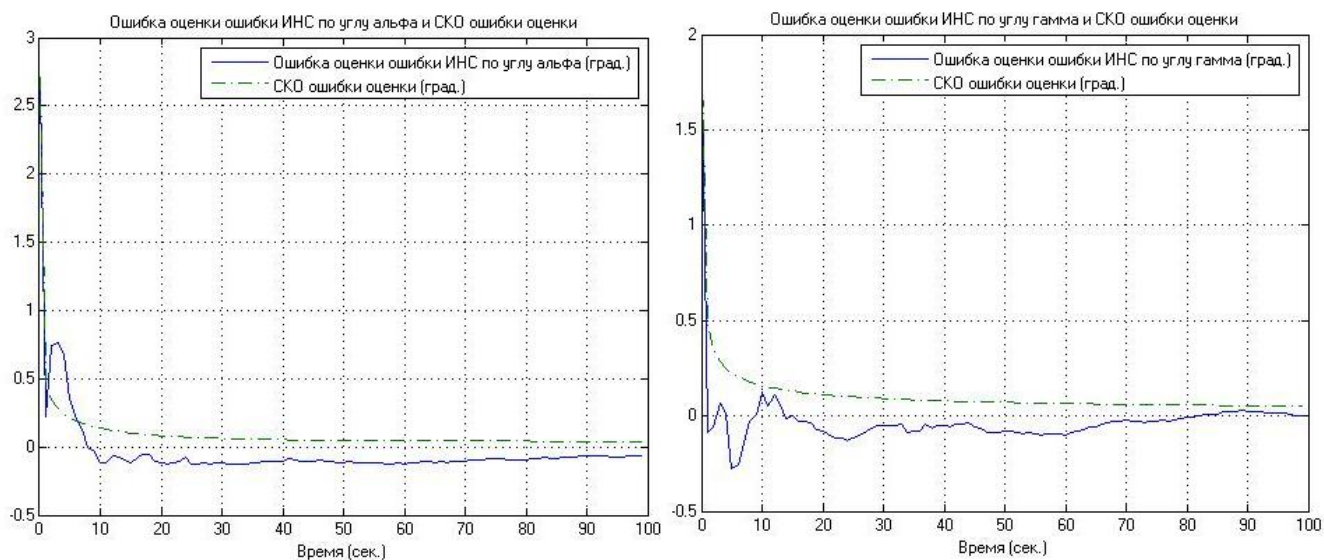


Рисунок 7 – Ошибки построения базового трехгранника по углам α , γ и СКО ошибок оценивания этих углов

На рисунке 8 приводятся результаты моделирования процесса оценки погрешностей гироскопов и СКО ошибок оценивания. Анализ результатов позволяет сделать вывод, что процесс оценивания затянут во времени. На заключительном этапе моделирования ошибка оценивания дрейфа уменьшается с 1 град/час до 0,2 град/час для гироскопа №1. СКО ошибки оценки дрейфа уменьшается с 1 град/час до 0,9 град/час. В условиях проведенного моделирования дрейф азимутального гироскопа №2 не оценивается.

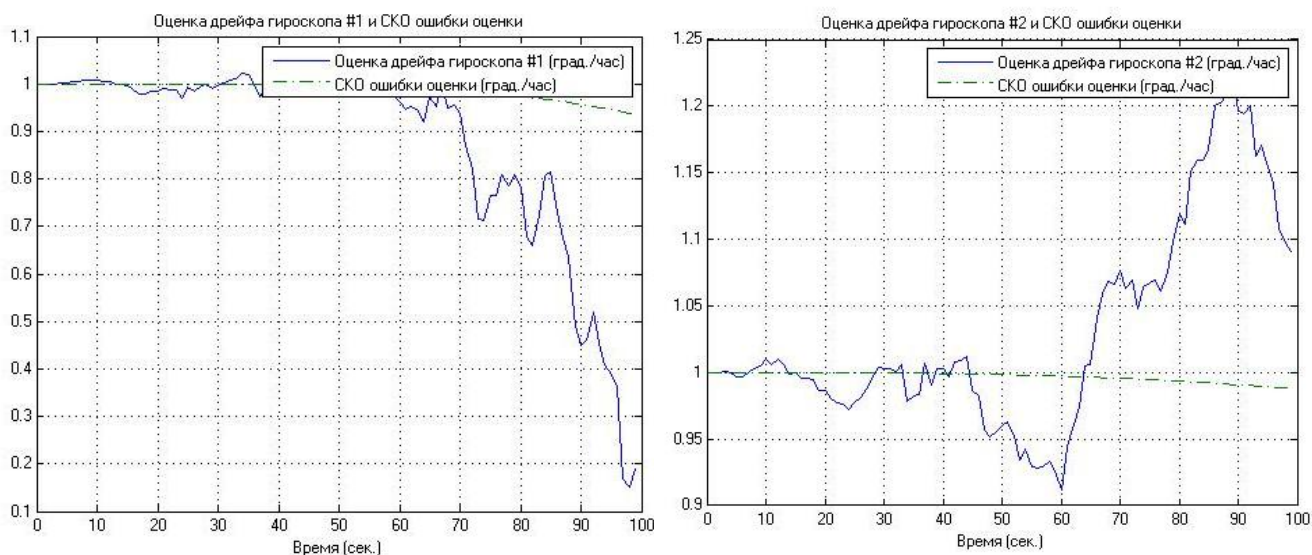


Рисунок 8 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих дрейфов ДУС

На рисунке 9 изображены результаты моделирования процесса оценки постоянных составляющих ошибок акселерометров. Процесс оценивания также, как и в случае с гироскопами, затянут во времени. Оценивание постоянных составляющих ошибок акселерометров уменьшается с $0,01 \text{ м/с}^2$ до $0,004 \text{ м/с}^2$ для акселерометра №1. СКО ошибки оценки уменьшается с $0,01 \text{ м/с}^2$ до $0,007 \text{ м/с}^2$. В условиях проведенного моделирования постоянная составляющая ошибки акселерометра №2 не оценивается.

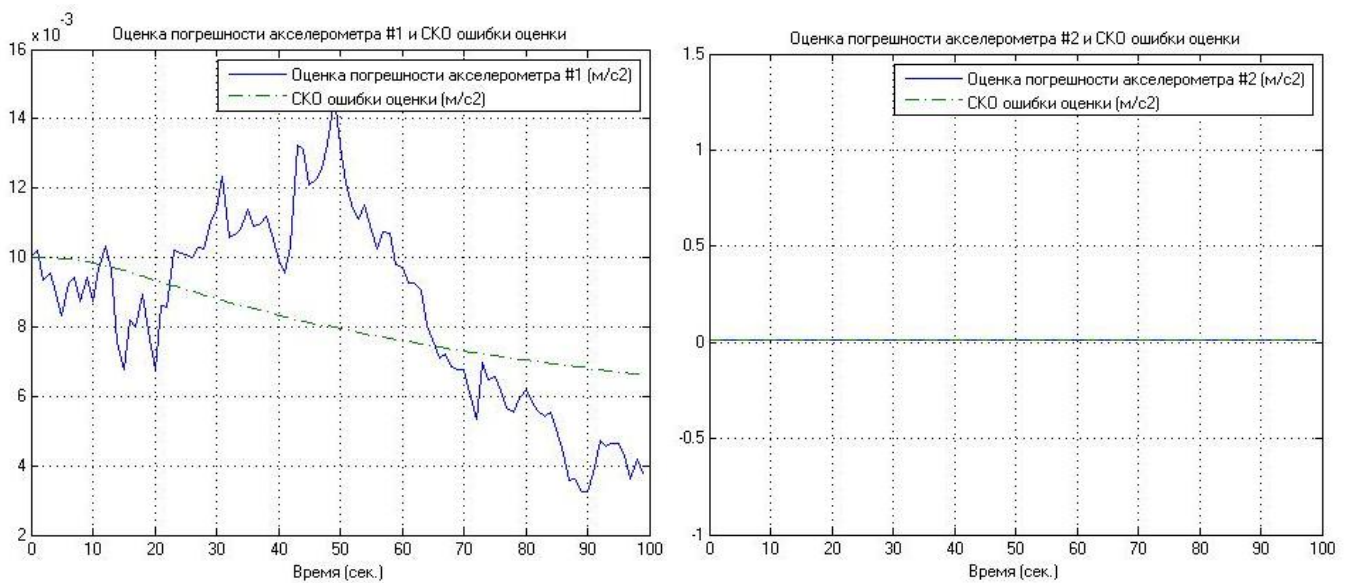


Рисунок 9 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих ошибок акселерометров

Сценарий 2

На рисунке 10 показаны ошибки оценки определения координат по широте и долготе и СКО ошибок оценивания. После 25 секунды СКО ошибок оценивания значительно не меняется. В установившемся режиме ошибка оценки широты находится на уровне 5 метров, СКО ошибки сходится к значению 7 метров. Ошибка оценки по долготе находится на уровне 15 метров, СКО ошибки сходится к 8 метрам на 100 секунде.

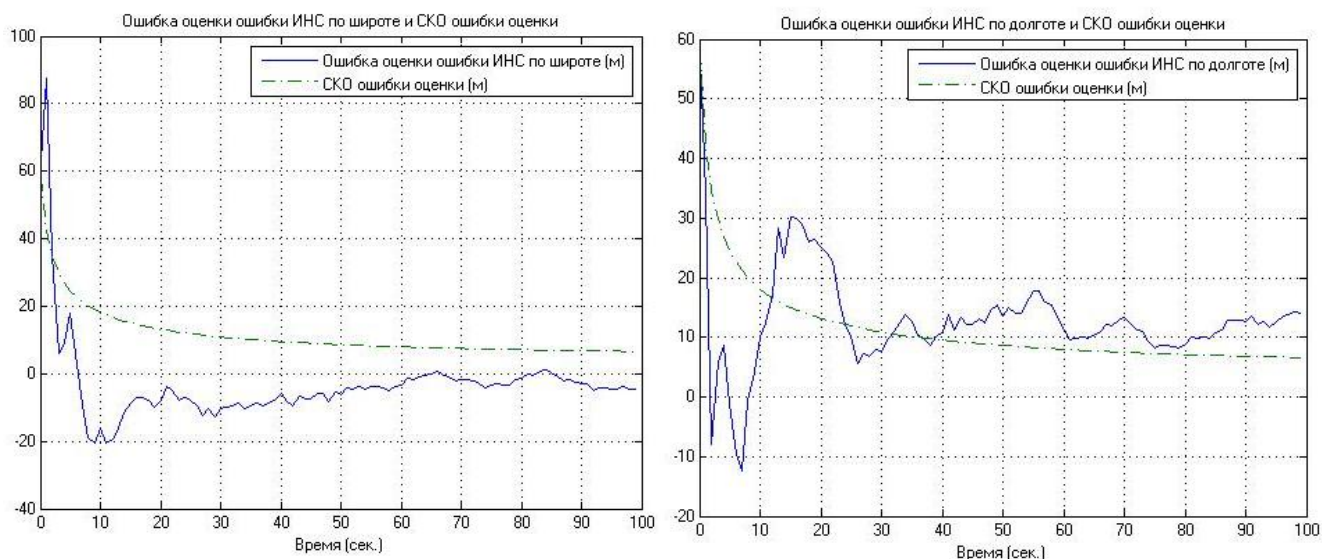


Рисунок 10 – Ошибки оценки определения координат по широте и долготе и СКО ошибок оценивания

На рисунке 11 представлены ошибки оценки определения северной и восточной составляющей путевой скорости и СКО ошибок оценивания. С практической точки зрения СКО ошибок оценивания уже после первых трех секунд существенно не меняется. В установившемся режиме ошибка оценки находится на уровне 0,1 м/с, СКО ошибки также сходится к значению 0,1 м/с.

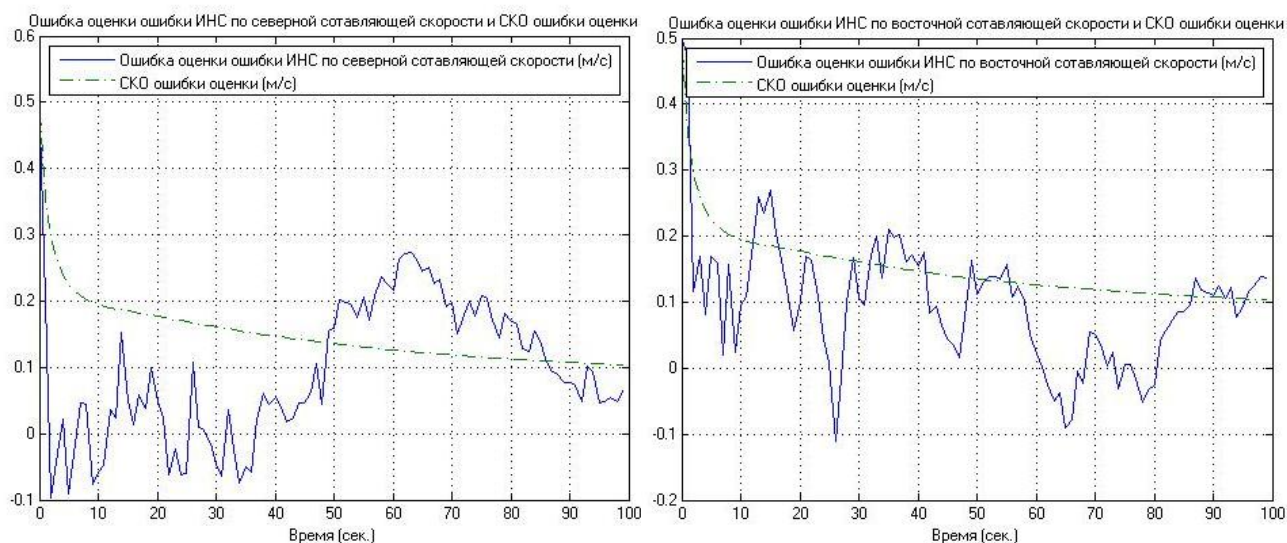


Рисунок 11 – Ошибки оценки определения северной и восточной составляющей путевой скорости и СКО ошибок оценивания

На рисунке 12 показаны ошибки построения базового трехгранника по углам α , γ и СКО ошибок оценивания этих углов. СКО ошибок оценивания углов сходится к установившемуся значению после 5 секунд. В установившемся режиме ошибка оценки углов α , γ находится на уровне 0,1 градуса, СКО ошибки также сходится к значению 0,1 градуса.

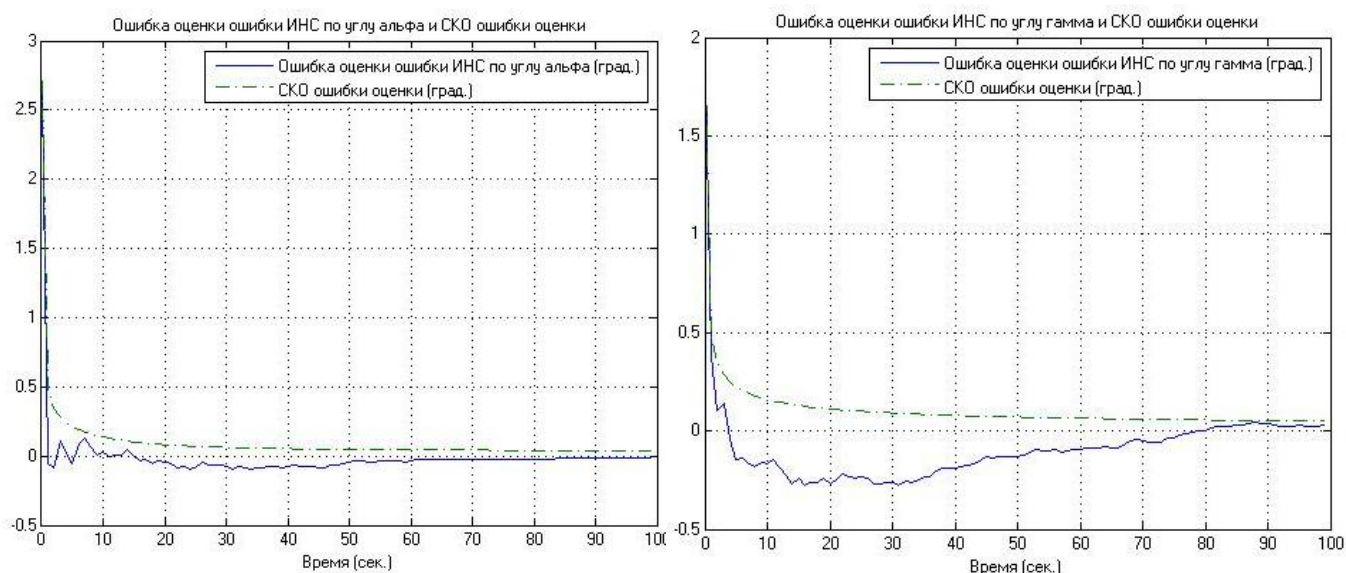


Рисунок 12 – Ошибки построения базового трехгранника по углам α , γ и СКО ошибок оценивания этих углов

На рисунке 13 показаны ошибки оценки показаний гироскопов и СКО ошибок оценивания. В условиях проведенного моделирования дрейф гироскопов №1 и №2 не оценивается.

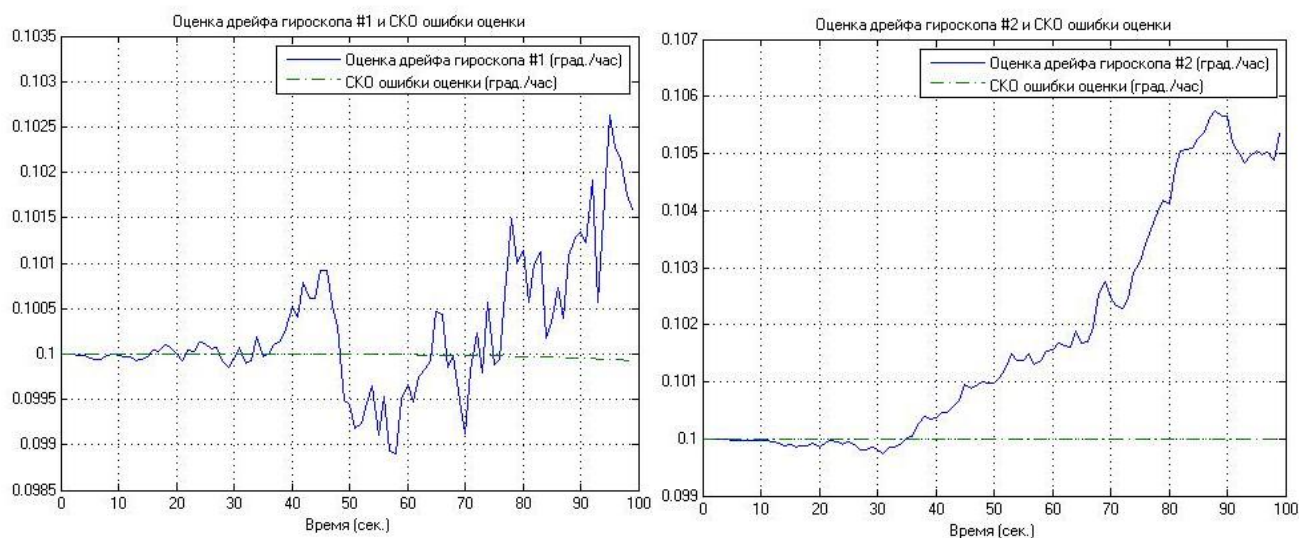


Рисунок 13 – Ошибки оценки и SKO ошибок оценок постоянных составляющих дрейфов ДУС

На рисунке 14 изображены ошибки оценки постоянных составляющих ошибок акселерометров. Процесс оценивания затянут во времени. Для акселерометра №1 ошибка оценки постоянных составляющих погрешностей акселерометров уменьшается с $0,01 \text{ м/с}^2$ до $0,004 \text{ м/с}^2$, а SKO ошибки оценки уменьшается с $0,01 \text{ м/с}^2$ до $0,007 \text{ м/с}^2$. В условиях проведенного моделирования постоянная составляющая ошибки акселерометра №2 не оценивается.

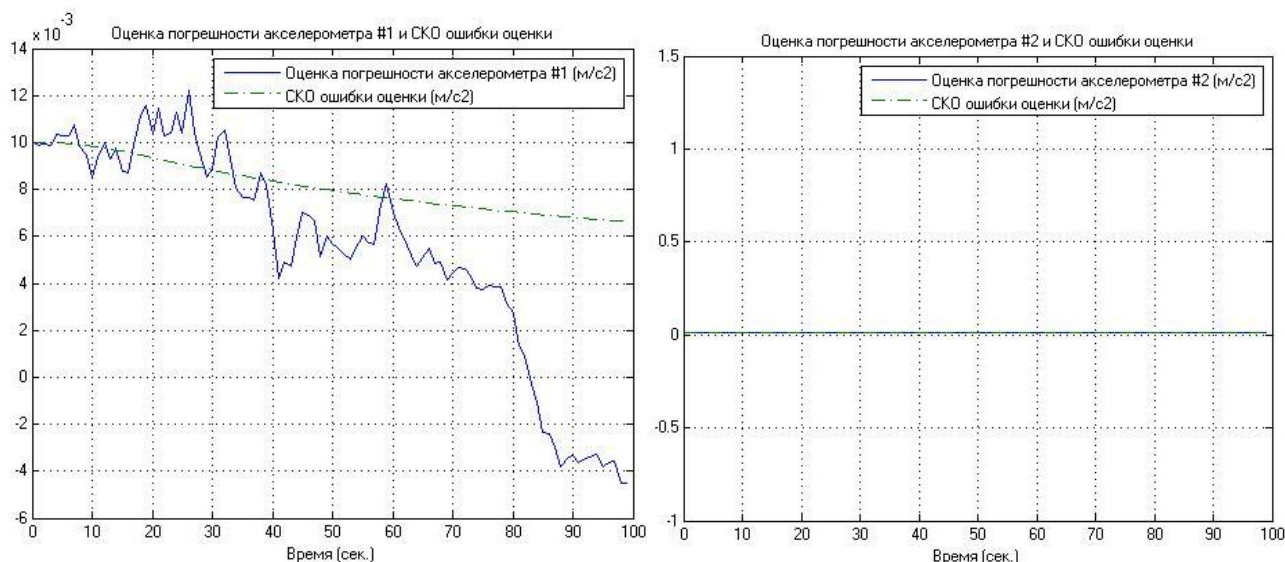


Рисунок 14 – Ошибки оценки показаний акселерометров и СКО ошибок оценивания

Заключение

В работе предложена схема и основные математические соотношения для комплексирования бесплатформенной инерциальной навигационной системы и системы определения параметров ориентации и навигации БПЛА на базе фотограмметрической обработки изображения искусственных наземных ориентиров. Использование в качестве корректора БИНС фотограмметрической системы повышает информационную избыточность пилотажно-навигационного комплекса БПЛА при возможных потерях сигналов спутниковых навигационных систем, что особенно важно на этапе посадки. Кроме того, фотограмметрическая система позволяет получать информацию о параметрах ориентации БПЛА, что значительно улучшает характеристики ПНК в определении углов курса, тангажа и крена.

Приведенные результаты имитационного моделирования демонстрируют работоспособность предложенного подхода к построению системы. Точность определения параметров ориентации находится на теоретически ожидаемом уровне. Важным результатом исследования можно назвать выявленный факт незначительного влияния точности гироскопов (в выбранном диапазоне их точности) на точность оценки вектора состояния при работе системы в комплексном режиме.

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках
научного проекта № 14-08-01080 а.*

Библиографический список

1. Алёшин Б.С., Афонин А.А., Веремеенко К.К. и др. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006, - 421 с.

2. Алешин Б.С., Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Зимин Р.Ю., Жарков М.В., Кузнецов И.М., Пронькин А.Н. Малогабаритный интегрированный навигационно-посадочный комплекс // Труды МАИ, 2012, № 54:
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29692>

3. Лунев Е.М. Повышение точности определения навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотограмметрических измерений на

этапе посадки // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 150–159.

4. Кузнецов А.Г. Автоматизация процесса посадки малогабаритного беспилотного летательного аппарата в особых ситуациях // Труды МАИ, 2011, № 45: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25425>

5. Лунев Е.М. Исследование сходимости нового алгоритма определения навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотоизображения // Труды МАИ, 2010, № 45 http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25431&PAGEN_2=2

6. Лунев Е.М., Павлова Н.В. Программно-алгоритмическое обеспечение для определения навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотоизображения // Вестник Московского авиационного института. 2009.Т. 16. № 6. С. 111–119.

7. Веремеенко К.К., Желтов С.Ю., Ким Н.В., и др. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 556 с.

8. Степанов О.А. Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации // Гироскопия и навигация. 2002. № 1 (36). С. 23-45