

Труды МАИ. 2024. № 138
Trudy MAI, 2024, no. 138

Научная статья
УДК 004.94

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182679>

СТАТИСТИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА ДАННЫХ БОРТОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ БЕСПИЛОТНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА ВЕРТОЛЕТНОГО ТИПА ПРИ ОСУЩЕСТВЛЕНИИ ПОСАДКИ

Павел Григорьевич Ермаков

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Москва, Россия

pavel-ermakov-1998@mail.ru

Аннотация. В текущей работе рассматривается задача счисления высоты беспилотного воздушного судна (БВС) вертолетного типа на этапе осуществления посадки. В качестве корректора высоты воздушного судна предложено использовать лазерный высотомер (ЛВ). Представлено описание функциональной схемы вертикального канала бортовой интегрированной навигационной системы БВС вертолетного типа. Была проведена верификация предложенного алгоритмического обеспечения счисления высоты БВС вертолетного типа при посадке на основе обработки данных летных экспериментов опытного образца.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная система на базе МЭМС, лазерный высотомер, фильтр Калмана

Для цитирования: Ермаков П.Г. Статистическая обработка данных бортовых навигационных систем беспилотного воздушного судна вертолетного типа при осуществлении посадки // Труды МАИ. 2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182679>

Original article

STATISTICAL DATA PROCESSING OF ON-BOARD NAVIGATION SYSTEMS OF THE UMANNED AERIAL VEHICLE HELICOPTER TYPE DURING LANDING

Pavel G. Ermakov¹

Moscow Aviation Institute (National Research University),

Moscow, Russia

pavel-ermakov-1998@mail.ru

Abstract. Today, the problem of an accuracy landing of the unmanned aerial vehicle (UAV) helicopter type using a strapdown inertial navigation system (SINS) based on micro-electro-mechanical systems (MEMS) arises. It is proposed to use a laser altimeter as a SINS based on MEMS corrector to satisfy international civil aviation organization's (ICAO) requirement for accuracy category III. This sensor uses infrared light to target an object and calculates the time it takes for the returned light. However, a laser altimeter contains abnormal altitude values, so

this requires additional procedure to solve this problem. In paper describes the algorithm based on the UAV's helicopter type climb rate to overcome this task. The description of the proposed optimal algorithm of determination of the UAV's helicopter type altitude based on Kalman filter is given. It's proposed to carry out the correction of the UAV's navigation parameters not only when synchronizing navigation systems as in the implementation of the traditional loosely coupled integration scheme but also when the following condition is satisfied – the absolute value of the UAV helicopter type altitude difference according to a laser altimeter data must not exceed the threshold depending on the UAV's rate of climb. To test the performance of the proposed algorithm the special software is constructed. The verification of the developed algorithm support of the vertical channel of the onboard integrated navigation system of the UAV helicopter type is completed. The value of probability of the UAV's helicopter type altitude error in interval of 30 cm (ICAO category III) greater than 95% based on simulation modelling of the proposed algorithm support of the vertical channel of the onboard integrated navigation system based on field experiments of the UAV helicopter type during landing process.

Keywords: MEMS-based strapdown inertial navigation system, laser altimeter, Kalman filter

For citation: Ermakov P.G. Statistical data processing of on-board navigation systems of the unmanned aerial vehicle helicopter type during landing. *Trudy MAI*, 2024, no. 138. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182679>

Введение

В предыдущих работах автора были рассмотрены вопросы, связанные с априорным планированием маршрута облета предполагаемых мест осуществления посадки БВС вертолетного типа в случае возникновения нештатной ситуации на борту воздушного судна [1 – 4]. Очевидно, что одним из факторов, влияющих на безопасность процесса посадки, является точность определения высоты летательного аппарата, особенно ввиду того положения, что современные БВС малого класса оснащаются микроэлектромеханическими (МЭМС) бесплатформенными инерциальными системами (БИНС) низкой категории точности. В качестве корректора инерциальной системы предлагается использовать лазерный высотомер, вычисляющий дальность до объекта на основе времени прихода отраженного лазерного излучения. Далее перейдем к рассмотрению математических моделей и алгоритмов обработки навигационной информации предложенных к использованию систем, рассматриваемых в рамках данной задачи.

1. Функциональная схема бортовой интегрированной навигационной системы БВС вертолетного типа

В данной работе в качестве архитектуры интеграции навигационных данных используется слабосвязанная архитектура, ядром которой является алгоритм калмановской фильтрации [5 - 9]. Функциональная схема предлагаемой бортовой интегрированной навигационной системы БВС вертолетного типа (вертикальный канал, посадка) в текущей статье графически представлена ниже (Рисунок 1).

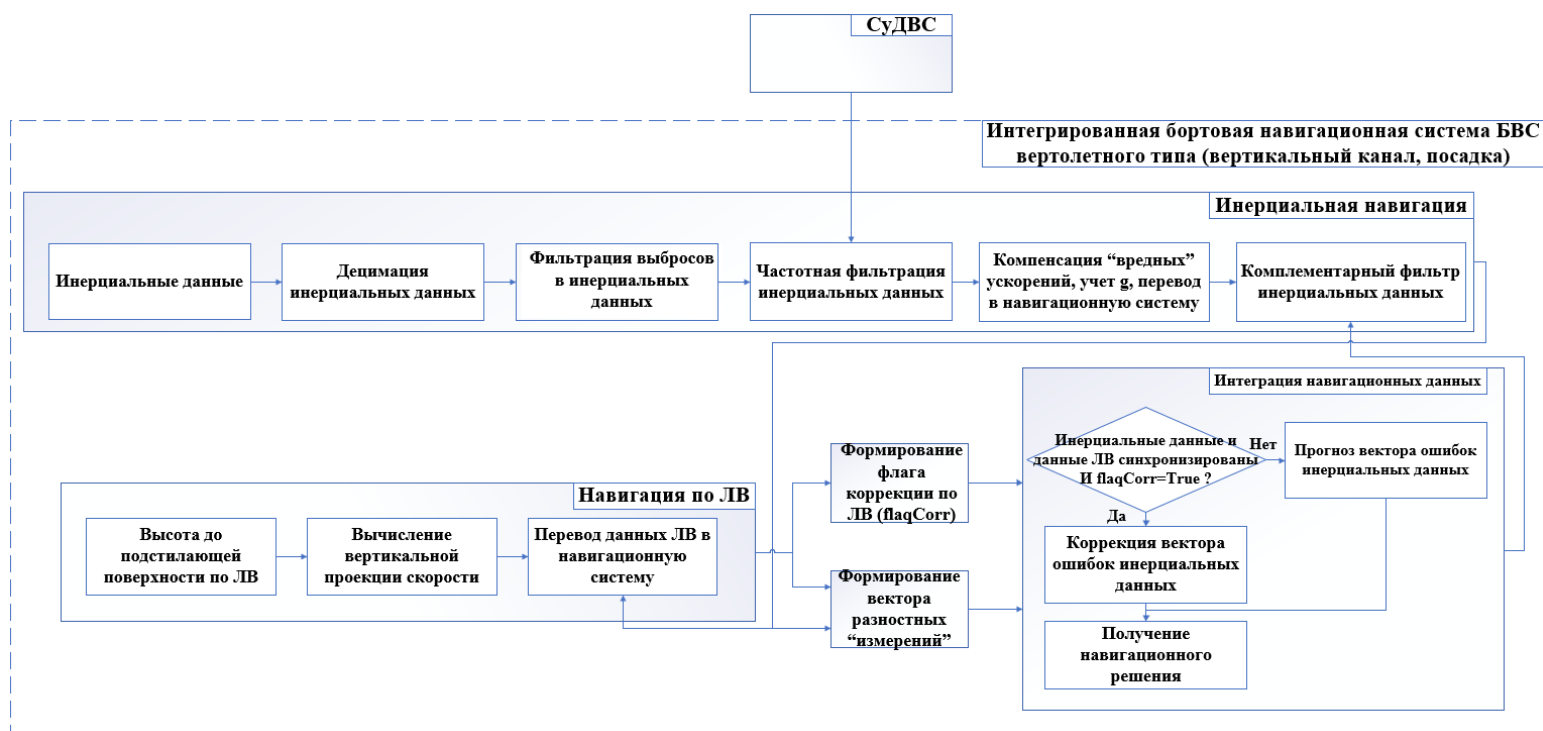


Рисунок 1 – Функциональная схема бортовой интегрированной навигационной системы БВС вертолетного типа (вертикальный канал, посадка)

Далее перейдем к рассмотрению работы некоторых функциональных блоков представленной схемы.

Частотная фильтрация инерциальных данных. Компенсация влияния собственных вибраций силовой установки и несущего винта БВС вертолетного типа в

показаниях инерциальных данных происходит на основе использования режекторных фильтров с частотами среза: $\frac{2\pi\Omega_{\text{раб}}}{60}$ и $\frac{2\pi\Omega_{\text{раб}}}{(n * 60)}$ ($\Omega_{\text{раб}}$ – рабочие обороты силовой установки БВС вертолетного типа, об/мин; n – передаточное число от вала силовой установки к несущему винту).

Комплементарный фильтр инерциальных данных. С учетом того факта, что в состав ошибок ускорений помимо систематической составляющей входят такие компоненты как: дрейф акселерометров, погрешности масштабных коэффициентов акселерометров, погрешности нелинейности акселерометров, погрешности перекоса осей чувствительности акселерометров, а модель их эволюции и статистические характеристики на практике не всегда известны (для их определения можно воспользоваться статистической обработкой экспериментальных показаний инерциальной системы, полученных в лабораторных условиях с помощью специальных инструментальных средств) [10 – 12], то предлагается компенсировать уход инерциального счисления, вызванный суммарным влиянием данных погрешностей на основе использования следующего фильтра (Рисунок 2).

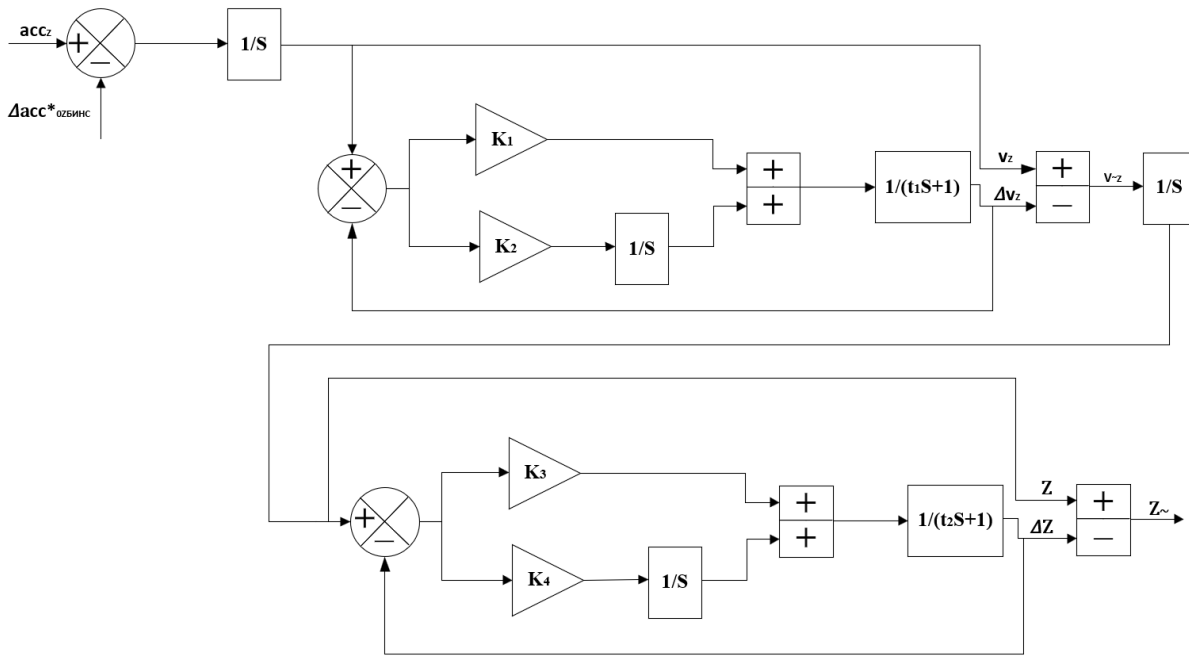


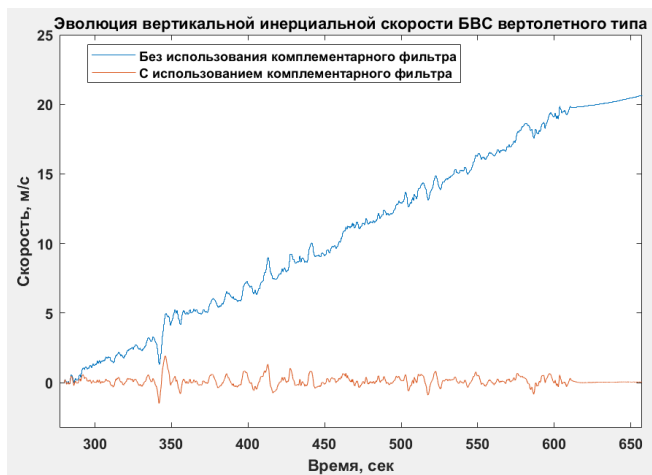
Рисунок 2 – Схематичное представление комплементарного фильтра инерциальных данных

Обозначения на представленном выше рисунке:

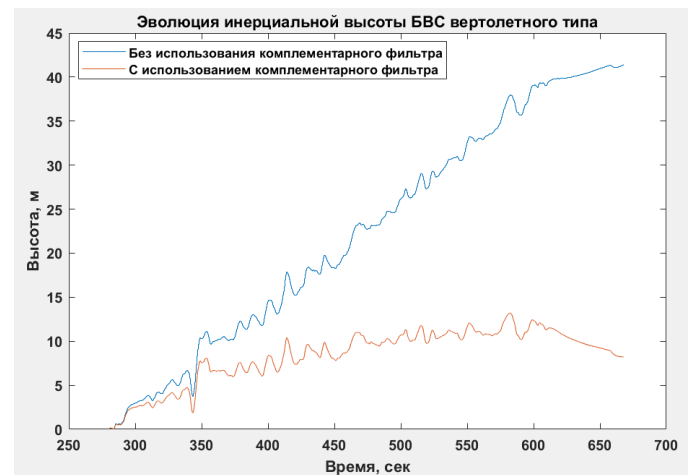
Δv_z – поправка к вычисляемой инерциальной вертикальной проекции вектора скорости воздушного судна на текущей итерации работы комплементарного фильтра, м/с; Δv_z – поправка к вычисляемой инерциальной вертикальной проекции вектора скорости воздушного судна, м/с; $v_{\sim z}$ – скорректированное значение инерциальной вертикальной проекции вектора скорости воздушного судна, м/с; $\Delta acc_{0zБИНС}^*$ – скорректированное значение оценки ошибки нулевого смещения вертикальной проекции вектора ускорения БВС вертолетного типа, м/с²; K_1, K_2 – коэффициенты комплементарного фильтра (по вертикальной скорости); τ_1 – постоянная времени апериодического звена, с; ΔZ – поправка к вычисляемой инерциальной высоте воздушного судна, м; Z_{\sim} – скорректированное значение инерциальной высоты БВС

вертолетного типа, м; K_3, K_4 – коэффициенты комплементарного фильтра (по высоте); τ_2 – постоянная времени апериодического звена, с; s – оператор дифференцирования.

Пример обработки представленного выше комплементарного фильтра на основе использовании инерциальных данных, полученных в ходе летных испытаний опытного образца БВС вертолетного типа представлен ниже (Рисунок 3).



А)



Б)

Рисунок 3 – Графическая интерпретация результата функционирования комплементарного фильтра инерциальных данных

А) – Инерциальная вертикальная проекция скорости БВС вертолетного типа

Б) – Инерциальная высота БВС вертолетного типа

Формирование флага коррекции по ЛВ (flagCorr). Исходя из того, что в показании

лазерного высотомера возможно присутствие аномальных выбросов, предлагается корректировать вектор ошибок инерциального счисления не только при синхронизации навигационных данных, но и при формировании *flagCorr* следующим образом (Рисунок 4).

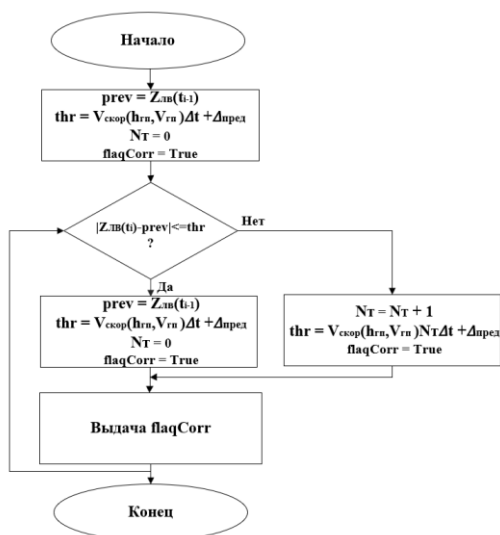
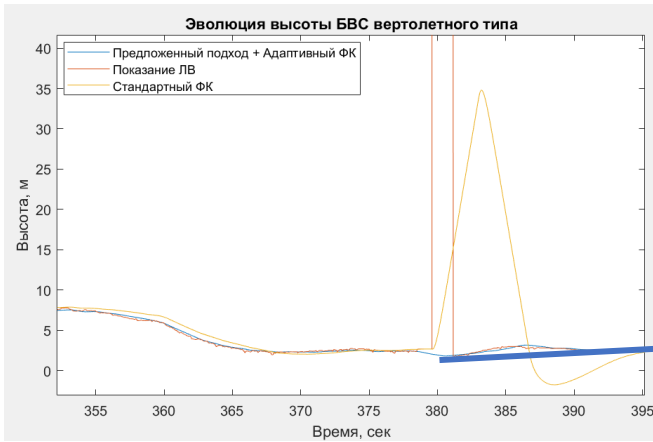


Рисунок 4 – Блок -схема алгоритма формирования флага *flagCorr*

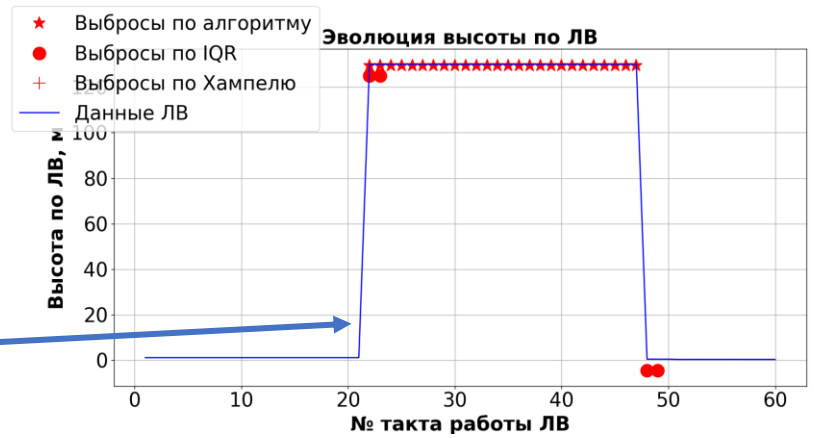
Обозначения на представленной выше блок-схеме:

prev – показание ЛВ на предыдущем такте его функционирования; *thr* – текущий порог, при превышении которого будет фиксироваться выброс в показании ЛВ, м; $V_{\text{скор}}(h_{\text{ГП}}, V_{\text{ГП}})$ – текущее значение скороподъемности БВС вертолетного типа в зависимости от высоты ($h_{\text{ГП}}$) и скорости ($V_{\text{ГП}}$) горизонтального полета, м/с; $\Delta_{\text{пред}}$ – предельное значение ошибки вычисления высоты по ЛВ, м; Δt – время дискретизации ЛВ; N_T – количество тактов присутствия аномального выброса в данных ЛВ; *flagCorr* – флаг проведения коррекции по данным ЛВ (логическая переменная).

Далее показан графический фрагмент, иллюстрирующий работоспособность предложенного алгоритма по фиксации аномальных всплесков данных ЛВ по сравнению с используемыми подходами в аналогичных задачах фильтрации выбросов – межквартильный интервал (IQR) и фильтр Хампеля [14 - 21] (Рисунок 5).



А)



Б)

Рисунок 5 – Графическая интерпретация работы предложенного алгоритма фильтрации аномальных всплесков данных ЛВ

А) – Укрупненный фрагмент эволюции высоты БВС вертолетного типа

Б) – Результат работы алгоритма фиксации аномальных всплесков в показании ЛВ
Формирование вектора разностных “измерений”. Подробнее распишем процесс

формирования вектора ΔY_c на этапе коррекции c . Структура вектора ΔY_c представлена ниже:

$$\Delta Y_c = \begin{pmatrix} Z_{\sim} - Z_{ЛВ} \\ v_{\sim Z} - V_{ZЛВ} \end{pmatrix};$$

где: $Z_{ЛВ}$ – высота до подстилающей поверхности по ЛВ, м; $V_{ZЛВ}$ – вертикальная проекция вектора скорости БВС вертолетного типа по данным ЛВ, м/с.

Получение $V_{ZЛВ}$ происходит следующим образом:

1. Численное вычисление производной высоты ЛВ $Z'_{ЛВ}$:

$$Z'_{ЛВ} = \frac{Z_{ЛВ}(t_i) - Z_{ЛВ}(t_{i-1})}{\Delta t};$$

где: $Z_{ЛВ}(t_i)$ – текущее показание лазерного высотомера, м; $Z_{ЛВ}(t_{i-1})$ – показание лазерного высотомера на предыдущем такте, м;

2. Ограничение вычисленной производной $Z'_{ЛВ\text{ огр.}}$:

$$Z'_{ЛВ\text{ огр.}} = \begin{cases} R\Delta t_{ЛВ} + Z'_{ЛВ}, Z'_{ЛВ} > R; \\ F\Delta t_{ЛВ} + Z'_{ЛВ}, Z'_{ЛВ} < F; \\ Z'_{ЛВ}, \text{ иначе;} \end{cases}$$

где: R – ограничение скорости изменения производной “сверху”; F – ограничение скорости изменения производной “снизу”;

3. Сглаживание ограниченной вычисленной производной $V_{ZЛВ}$:

$$V_{ZЛВ} = \frac{Z'_{ЛВ\text{ огр.}}}{tS + 1};$$

где: t – постоянная времени апериодического звена, с.

Алгоритм интеграции навигационных данных. Вектор оцениваемых параметров в данном исследовании запишется как:

$$\Delta X = (\Delta Z_{БИНС} \Delta v_{ZБИНС} \Delta acc_{0ZБИНС})^T;$$

где: $\Delta Z_{БИНС}$ – ошибка инерциального счисления высоты БВС вертолетного типа, м; $\Delta v_{ZБИНС}$ – ошибка инерциального счисления вертикальной проекции вектора скорости БВС вертолетного типа, м/с; $\Delta acc_{0ZБИНС}$ – ошибка смещения нулевого сигнала акселерометра по вертикальной проекции вектора ускорения БВС вертолетного типа, м/с².

С учетом того, что ковариационная матрица ошибок ЛВ неизвестна и ее компоненты не являются постоянными во времени величинами, в текущей работе предлагается использовать инновационную ковариационную адаптацию фильтра

Калмана, в которой ковариационная матрица ошибок ЛВ R_c на этапе коррекции c и апостериорная ковариационная матрица \hat{P}_k на этапе прогноза k запишутся как [13]:

$$R_c = \frac{\text{tr} \left\{ \frac{1}{N-1} \sum_{j=1}^N (\Delta Y_c - H \Delta \hat{X}_k)_j (\Delta Y_c - H \Delta \hat{X}_k)_j^T \right\}}{\text{tr} \{ H \hat{P}_{k-1} H^T + R_{c-1} \}} R_{c-1};$$

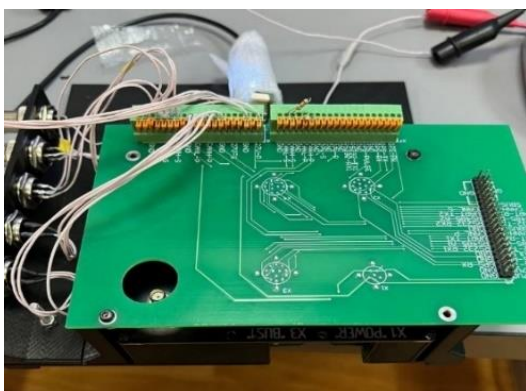
где: \hat{P}_{k-1} – значение апостериорной ковариационной матрицы на этапе прогноза $k-1$; N – количество тактов вычисления ковариационной матрицы ошибок ЛВ; j – текущий такт вычисления ковариационной матрицы ошибок ЛВ; H – матрица Якоби; $\text{tr}\{ \}$ – операция вычисления следа матрицы;

$$\hat{P}_k = \max \left(1, \frac{\text{tr} \left\{ \frac{1}{N-1} \sum_{j=1}^N (\Delta Y_c - H \Delta \hat{X}_k)_j (\Delta Y_c - H \Delta \hat{X}_k)_j^T \right\}}{\text{tr} \{ H \hat{P}_{k-1} H^T + R_c \}} \right) (\Phi P_c^* \Phi^T + G Q G^T);$$

Φ – переходная матрица; P_c^* – скорректированное значение апостериорной ковариационной матрицы на этапе коррекции c ; G – матрица измерительных шумов инерциальных данных; Q – ковариационная матрица измерительных шумов инерциальных данных.

2. Результаты обработки алгоритмического обеспечения вертикального канала бортовой интегрированной навигационной системы

Внешний вид используемых навигационных систем представлен ниже (Рисунок б).



А)



Б)

Рисунок б – Внешний вид используемых навигационных систем

А) – БИНС на базе МЭМС

Б) – Лазерный высотомер

Некоторые технические характеристики представленных навигационных систем приведены ниже (Таблица 1 – 2).

Таблица 1- Технические характеристики БИНС на базе МЭМС

Точность определения угла крена/тангажа, град	СКО случайной ошибки ускорения, м/с ²	СКО случайной ошибки угловой скорости, град/с	Частота обновления навигационного решения, Гц	Масса, г
0,5	0,0004	0,002	400	15

Таблица 2- Технические характеристики лазерного высотомера

Разрешающая способность, см	Ошибка вычисления высоты, см	Предельное значение вычисления дальности, м	Частота обновления навигационного решения, Гц	Масса, г
1	10 (70% отраженного лазерного излучения при 20°C)	130 (земная поверхность)	20	30

Далее приведены результаты обработки предложенного в текущей статье алгоритмического обеспечения бортовой интегрированной навигационной системы БВС вертолетного типа в случае определения высоты воздушного судна над подстилающей поверхностью на основе обработки данных летных экспериментов опытного образца (Рисунок 7 – 9, Таблица 3).



А)



Б)



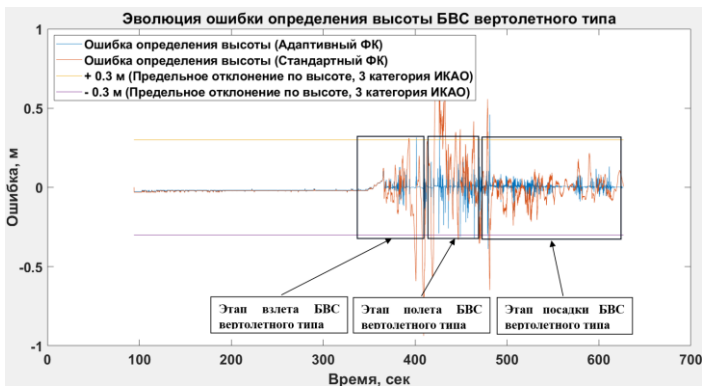
В)

Рисунок 7 – Результаты обработки алгоритмического обеспечения счисления высоты БВС вертолетного типа (Летные данные №1)

А) – График эволюции ошибки определения высоты БВС вертолетного типа

Б) – Фрагмент полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний

В) – Траектория полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний (Google Earth)



А)



Б)



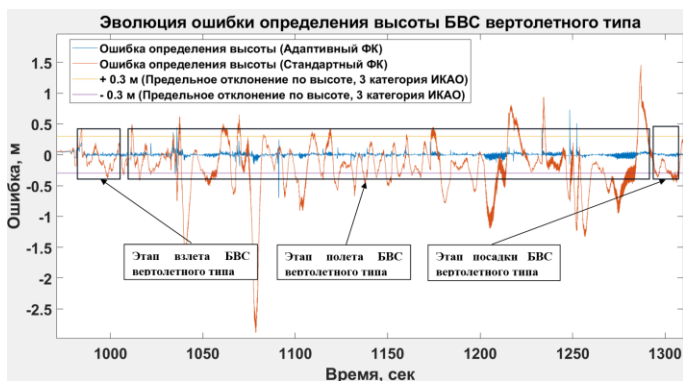
В)

Рисунок 8 – Результаты обработки алгоритмического обеспечения счисления высоты БВС вертолетного типа (Летные данные №2)

А) – График эволюции ошибки определения высоты БВС вертолетного типа

Б) – Фрагмент полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний

В) – Траектория полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний (Google Earth)



А)



Б)



Рисунок 9 – Результаты обработки алгоритмического обеспечения счисления высоты БВС вертолетного типа (Летные данные №3)

А) – График эволюции ошибки определения высоты БВС вертолетного типа

Б) – Фрагмент полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний

В) – Траектория полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний (Google Earth)

Таблица 3– Результаты обработки предложенного алгоритмического обеспечения

Гистограмма распределения ошибки определения высоты (этап посадки БВС вертолетного типа)	Точностные характеристики ошибки определения высоты, см (с учетом отбраковки выбросов)		Наличие всплесков в показании лазерного высотомера	Вероятность попадания ошибки в интервал ± 30 см (ИКАО, 3 категория точности)	
	Стандартный ФК	Адаптивный ФК		Стандартный ФК	Адаптивный ФК
		$M_{\Delta h} = 6,3;$ $\sigma_{\Delta h} = 19,5;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 57;$ $\delta_{\Delta h}^- = -66;$	$M_{\Delta h} = 4,1;$ $\sigma_{\Delta h} = 7,5;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 45;$ $\delta_{\Delta h}^- = -40;$	Да	79,1 %
	$M_{\Delta h} = 8,12;$ $\sigma_{\Delta h} = 12,5;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 32;$ $\delta_{\Delta h}^- = -44;$	$M_{\Delta h} = 3,25;$ $\sigma_{\Delta h} = 6,53;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 8;$ $\delta_{\Delta h}^- = -9,5;$	Нет	92,6 %	100 %
	$M_{\Delta h} = 5,6;$ $\sigma_{\Delta h} = 46,3;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 90;$ $\delta_{\Delta h}^- = -110.$	$M_{\Delta h} = 4,24;$ $\sigma_{\Delta h} = 7,84;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 44;$ $\delta_{\Delta h}^- = -49.$	Да	65,9 %	96,5 %

Заключение

Принимая во внимание материал текущей статьи, можно сделать следующие выводы:

1. Разработано алгоритмическое обеспечение бортовой интегрированной навигационной системы БВС вертолетного типа применительно к счислению высоты воздушного судна над подстилающей поверхностью на этапе осуществления посадки.
2. Создано специальное программно-математическое обеспечение (ПМО), которое осуществляет моделирование процесса функционирования предложенной бортовой интегрированной навигационной системы вертикального канала БВС вертолетного типа. ПМО *“Программа для обработки инерциальных данных на базе МЭМС и лидара БВС вертолетного типа”* зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ (Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024614592. Заявка № 2024613225 от 19.02.2024. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 27.02.2024).
3. На основе проведенной отработки специального ПМО с использованием данных натуральных экспериментов опытного образца вероятность попадания ошибки счисления высоты на этапе посадки воздушного судна в интервал ± 30 см (3 категория точности ИКАО) составила более 95%.

Список источников

1. Ермаков П.Г., Евдокименков В.Н., Гоголев А.А. Определение угла наклона необорудованной посадочной площадки беспилотного воздушного судна вертолетного типа на основе информации цифровой карты местности // Труды МАИ. 2023. № 132. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176860>. DOI: [10.34759/trd-2023-132-23](https://doi.org/10.34759/trd-2023-132-23)
2. Евдокименков В.Н., Ермаков П.Г., Гоголев А.А. Построение оптимального маршрута облета необорудованных вертодромов // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2023. № 12. С. 3-10. DOI: [10.14489/vkit.2023.12.pp.003-010](https://doi.org/10.14489/vkit.2023.12.pp.003-010)
3. Ермаков П.Г. Определение угла наклона необорудованной посадочной площадки беспилотного воздушного судна вертолетного типа на основе априорной информации цифровой карты местности // XLIX Международная молодежная научная конференция “Гагаринские чтения - 2023”: тезисы докладов. - М.: Изд-во “Перо”, 2023. С. 510–511.
4. Ермаков П.Г. Построение оптимального маршрута облета необорудованных вертодромов // 22-я Международная конференция “Авиация и космонавтика” (20-24 ноября 2023): тезисы докладов. – М.: Изд-во “Перо”, 2023. С. 238.
5. Красильщиков М.Н., Себряков Г.Г. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. – М.: Физматлит, 2009. – 556 с.
6. Ермаков П.Г., Гоголев А.А. Сравнительный анализ схем комплексирования информации бесплатформенных инерциальных навигационных систем беспилотных

- летательных аппаратов // Труды МАИ. 2021. № 117. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=156253>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-11](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-11)
7. Gogolev A.A., Ermakov P.G. Algorithm for Integrating Data from the Autonomous Inertial Navigation Systems of Drones // Russian Engineering Research, 2022, vol. 42, pp. 936-938. DOI: [10.3103/S1068798X22090106](https://doi.org/10.3103/S1068798X22090106)
8. Овакимян Д.Н., Зеленский В.А., Капалин М.В., Ерескин И.С. Исследование методов и разработка алгоритмов комплексирования навигационной информации // Труды МАИ. 2023. № 132. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176849>. DOI: [10.34759/trd-2023-132-16](https://doi.org/10.34759/trd-2023-132-16)
9. Гоголев А.А., Горобинский М.А. Определение собственного положения микробеспилотного летательного аппарата в условиях замкнутого пространства // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=97029>. DOI: [10.34759/trd-2018-101-28](https://doi.org/10.34759/trd-2018-101-28)
10. Вялков А.В., Вялкова Т.П. Калибровка MEMS-датчиков инерциальных модулей с использованием ручного стенда // Гироскопия и навигация. 2023. Т. 31. № 2 (121). С. 26–50.
11. Эспиноза Валлес А.С. Методика стендовой калибровки микроэлектромеханических гироскопов на базе робота-манипулятора // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 190–197. DOI: [10.34579/vst-2023-190-197](https://doi.org/10.34579/vst-2023-190-197)

12. Аксенов В.В. Инструментальные средства для экспериментального построения модели погрешностей МЭМС акселерометра // Инженерный вестник Дона. 2020. № 11. URL: <http://www.ivdon.ru/ru/magazine/archive/n11y2020/6675>
13. Dah-Jing Jwo, F.Chung, Tsu-Pin Weng. Adaptive Kalman Filter for Navigation Sensor Fusion // Sensor Fusion and Its Applications, Ciza Thomas, 2010, pp. 488. DOI: [10.5772/9957](https://doi.org/10.5772/9957)
14. Hampel Frank R.A General Qualitative Definition of Robustness // The Annals of Mathematical Statistics, 1971, vol. 42, no. 6, pp. 1887–1896. URL: <https://www.jstor.org/stable/2240114>
15. Blázquez-García A., Conde A., Mori U., Lozano J.A. A Review on Outlier/Anomaly Detection in Time Series Data // ACM Computing Surveys, 2021, vol. 54, no. 3, pp. 1-33. DOI: [10.1145/3444690](https://doi.org/10.1145/3444690)
16. Gallegos-Funes F.J., Ponomaryov V.I. Real-time image filtering scheme based on robust estimators in presence of impulsive noise // Real-Time Imaging, 2004, vol. 10, no. 2, pp. 69–80. DOI: [10.1016/j.rti.2004.02.002](https://doi.org/10.1016/j.rti.2004.02.002)
17. Pearson R.K. Outliers in process modeling and identification // IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2002, vol. 10, no. 1, pp. 55–63. DOI: [10.1109/87.974338](https://doi.org/10.1109/87.974338)
18. Bhowmik S., Jelfs B., Arjunan S.P., Kumar D.K. Outlier Removal in Facial Electromyography through Hampel Filtering Technique // IEEE Life Sciences Conference (LSC), 2017, pp. 258–261. DOI: [10.1109/LSC.2017.8268192](https://doi.org/10.1109/LSC.2017.8268192)
19. Saradjian M.R., Akhoondzadeh M. Thermal anomalies detection before strong earthquakes ($M > 6.0$) using interquartile, wavelet and Kalman filter methods // Natural

Hazards and Earth System Sciences, 2011, vol. 11, no. 4, pp. 1099-1108. DOI: [10.5194/nhess-11-1099-2011](https://doi.org/10.5194/nhess-11-1099-2011)

20. Zarchi A.K., Sarajian M.R. Fault distance – based approach in thermal anomaly detection before strong Earthquakes // Natural Hazards and Earth System Sciences, 2020. DOI: [10.5194/nhess-2020-391](https://doi.org/10.5194/nhess-2020-391)

21. Osborne Jason W., Overbay Amy. The power of outliers (and why researchers check for them) // Practical Assessment, Research and Evaluation, 2004, vol. 9. DOI: [10.7275/qf69-7k43](https://doi.org/10.7275/qf69-7k43)

References

1. Ermakov P.G., Evdokimenkov V.N., Gogolev A.A. *Trudy MAI*, 2023, no. 132. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176860>. DOI: [10.34759/trd-2023-132-23](https://doi.org/10.34759/trd-2023-132-23)

2. Evdokimenkov V.N., Ermakov P.G., Gogolev A.A. *Vestnik komp'yuternykh i informatsionnykh tekhnologii*, 2023, no. 12, pp. 3-10. DOI: [10.14489/vkit.2023.12.pp.003-010](https://doi.org/10.14489/vkit.2023.12.pp.003-010)

3. Ermakov P.G. *XLIX Mezhdunarodnaya molodezhnaya nauchnaya konferentsiya "Gagarinskie chteniya - 2023"*: tezisy dokladov. Moscow, Izd-vo "Pero", 2023, pp. 510–511.

4. Ermakov P.G. *22-ya Mezhdunarodnaya konferentsiya "Aviatsiya i kosmonavtika"*: tezisy dokladov. Moscow, Izd-vo "Pero", 2023, pp. 238.

5. Krasil'shchikov M.N., Sebryakov G.G. *Sovremennye informatsionnye tekhnologii v zadachakh navigatsii i navedeniya bespilotnykh manevrennykh letatel'nykh apparatov* (Modern information technologies in the tasks of navigation and guidance of unmanned maneuverable aerial vehicles), Moscow, Fizmatlit, 2009, 556 p.

6. Ermakov P.G., Gogolev A.A. *Trudy MAI*, 2021, no. 117. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=156253>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-11](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-11)
7. Gogolev A.A., Ermakov P.G. Algorithm for Integrating Data from the Autonomous Inertial Navigation Systems of Drones, *Russian Engineering Research*, 2022, vol. 42, pp. 936-938. DOI: [10.3103/S1068798X22090106](https://doi.org/10.3103/S1068798X22090106)
8. Ovakimyan D.N., Zelenskii V.A., Kapalin M.V., Ereskin I.S. *Trudy MAI*, 2023, no. 132. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176849>. DOI: [10.34759/trd-2023-132-16](https://doi.org/10.34759/trd-2023-132-16)
9. Gogolev A.A., Gorobinskii M.A. *Trudy MAI*, 2018, no. 101. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=97029>. DOI: [10.34759/trd-2018-101-28](https://doi.org/10.34759/trd-2018-101-28)
10. Vyalkov A.V., Vyalkova T.P. *Giroskopiya i navigatsiya*, 2023, vol. 31, no. 2 (121), pp. 26–50.
11. Espinoza Valles A.S. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 190–197. DOI: [10.34579/vst-2023-190-197](https://doi.org/10.34579/vst-2023-190-197)
12. Aksenov V.V. *Inzhenernyi vestnik Dona*, 2020, no. 11. URL: <http://www.ivdon.ru/ru/magazine/archive/n11y2020/6675>
13. Dah-Jing Jwo, F.Chung, Tsu-Pin Weng. Adaptive Kalman Filter for Navigation Sensor Fusion, *Sensor Fusion and Its Applications*, Ciza Thomas, 2010, pp. 488. DOI: [10.5772/9957](https://doi.org/10.5772/9957)
14. Hampel Frank R.A General Qualitative Definition of Robustness, *The Annals of Mathematical Statistics*, 1971, vol. 42, no. 6, pp. 1887–1896. URL: <https://www.jstor.org/stable/2240114>

15. Blázquez-García A., Conde A., Mori U., Lozano J.A. A Review on Outlier/Anomaly Detection in Time Series Data, *ACM Computing Surveys*, 2021, vol. 54, no. 3, pp. 1-33. DOI: [10.1145/3444690](https://doi.org/10.1145/3444690)
16. Gallegos-Funes F.J., Ponomaryov V.I. Real-time image filtering scheme based on robust estimators in presence of impulsive noise, *Real-Time Imaging*, 2004, vol. 10, no. 2, pp. 69–80. DOI: [10.1016/j.rti.2004.02.002](https://doi.org/10.1016/j.rti.2004.02.002)
17. Pearson R.K. Outliers in process modeling and identification, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2002, vol. 10, no. 1, pp. 55–63. DOI: [10.1109/87.974338](https://doi.org/10.1109/87.974338)
18. Bhowmik S., Jelfs B., Arjunan S.P., Kumar D.K. Outlier Removal in Facial Electromyography through Hampel Filtering Technique, *IEEE Life Sciences Conference (LSC)*, 2017, pp. 258–261. DOI: [10.1109/LSC.2017.8268192](https://doi.org/10.1109/LSC.2017.8268192)
19. Saradjian M.R., Akhoondzadeh M. Thermal anomalies detection before strong earthquakes ($M > 6.0$) using interquartile, wavelet and Kalman filter methods, *Natural Hazards and Earth System Sciences*, 2011, vol. 11, no. 4, pp. 1099-1108. DOI: [10.5194/nhess-11-1099-2011](https://doi.org/10.5194/nhess-11-1099-2011)
20. Zarchi A.K., Sarajian M.R. Fault distance – based approach in thermal anomaly detection before strong Earthquakes, *Natural Hazards and Earth System Sciences*, 2020. DOI: [10.5194/nhess-2020-391](https://doi.org/10.5194/nhess-2020-391)
21. Osborne Jason W., Overbay Amy. The power of outliers (and why researchers check for them), *Practical Assessment, Research and Evaluation*, 2004, vol. 9. DOI: [10.7275/qf69-7k43](https://doi.org/10.7275/qf69-7k43)

Статья поступила в редакцию 03.07.2024

Одобрена после рецензирования _07.07.2024

Принята к публикации 25.10.2024

The article was submitted on 03.07.2024; approved after reviewing on 07.07.2024; accepted for publication on 25.10.2024