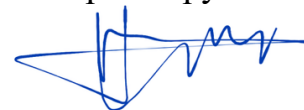


Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Горо Секу

Разработка алгоритмов повышения точности бортовых измерений в целях идентификации параметров моделей движения самолетов

Специальность 2.5.16.

«Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2025

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель

Корсун Олег Николаевич

доктор технических наук, профессор,
профессор федерального
государственного бюджетного
образовательного учреждения высшего
образования «Московский авиационный
институт (национальный
исследовательский университет)»

Официальные оппоненты

Селезнева Мария Сергеевна

доктор технических наук, профессор
кафедры «Технологии приборостроения»
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Ткаченко Олег Иванович

кандидат технических наук, начальник
отдела НИО-15 НИЦ БП ФАУ «ЦАГИ», г.
Жуковский

Ведущая организация

АО «Летно-исследовательский институт
имени М.М. Громова», г. Жуковский

Защита состоится «25» декабря 2025 г. в 17:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, а также на сайте:

https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=186327

Автореферат диссертации разослан «___» _____ 2025 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим высылать по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Отдел подготовки кадров высшей квалификации.

Ученый секретарь диссертационного совета
24.2.327.03, д.т.н., доцент



Старков А.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. В настоящее время моделирование задач динамики полета, математическое и полунатурное, играет важную роль на всех основных этапах жизненного цикла летательных аппаратов, таких как проектирование, испытания, эксплуатация. Эффективным средством получения точных и достоверных моделей, скорректированных по данным летных испытаний, являются методы теории идентификации систем. Современные методы идентификации параметров моделей движения летательных аппаратов, несмотря на высокую степень разработанности, обладают принципиальной зависимостью от точности используемых бортовых измерений. В связи с этим восстановление параметров полёта, компенсация возникающих погрешностей и разработка новых методов повышения точности оценивания параметров полёта приобретают ключевое значение для задач параметрической идентификации моделей движения самолётов. Современные самолеты используют высокоточные датчики, измерения которых характеризуются небольшими погрешностями. Однако эти погрешности становятся значительными при изменении условий полета, при дефектах или отказах датчиков. Кроме того, для БПЛА, где масса и энергопотребление критичны, минимизация числа датчиков при сохранении точности измерений является важной задачей.

В диссертационной работе рассматриваются как случайные, так и систематические погрешности. Восстановление параметров полета, устранение возникающих погрешностей и разработка новых методов улучшения оценки параметров полета имеет ключевое значение для параметрической идентификации моделей движения самолетов.

В работе предполагается применить теорию идентификации систем, алгоритмы комплексирования измерений и восстановления сигналов, а также использование нейронных сетей в задаче идентификации параметров, что особенно важно для БПЛА, где традиционные методы обработки данных могут быть недостаточно эффективными из-за ограниченного количества датчиков.

Степень проработанности темы. Вопросам оценки погрешностей и повышения точности бортовых измерений посвящен ряд работ. В работах О.Н. Корсуна с авторами О.П. Лысюк, П.А. Мотлич, С.В. Николаев, С.Г. Пушкин и А.В. Зиновьев рассматриваются проблемы комплексной оценки погрешностей и методы выявления систематических ошибок измерения ключевых параметров полета. Исследования авторов А.А. Иванов, В.В. Петров, а также зарубежных авторов L. Zhang, H. Wang, Q. Li и J. Smith, M. Brown освещают современные методы комплексирования и фильтрации бортовых измерений с использованием расширенного фильтра Калмана (EKF). В работе С.И. Сидорова и Д.А. Кузнецова исследуется применение нейронных сетей для анализа данных. Однако анализ выявляет нерешенные задачи, такие как проблема накопления ошибок в EKF, влияние систематических погрешностей на точность параметрической идентификации и потеря эффективности численного дифференцирования в условиях зашумленных данных. Это обуславливает необходимость разработки новых методов для дальнейшего повышения точности.

Объектом исследования выступает летательный аппарат и его математическая модель пространственного движения, описывающая взаимосвязь измеряемых бортовыми системами параметров и служащая основой для разработки алгоритмов обработки полетной информации, а также методы статического анализа данных, методы идентификации систем.

Предметом исследования является разработка алгоритмов обработки бортовых измерений, направленных на повышение точности параметрической идентификации модели движения ЛА.

Цель исследования. Цель работы состоит в повышении точности измерений параметров движения летательных аппаратов на основе комплексирования бортовых измерений, идентификации систематических погрешностей и применения нейронных сетей.

В рамках проекта и для достижения поставленной цели решаются следующие основные задачи:

- анализ существующих методов обработки бортовых измерений, в том числе сравнение различных вариантов калмановской фильтрации при оценивании параметра движения самолёта и сравнительный анализ метода сплайн-аппроксимации и метода фильтрации Калмана в задаче сглаживания полетных данных, а также анализ методов статического анализа данных, методов идентификации параметров, и анализ влияния систематических погрешностей на точность параметрической идентификации;
- разработка методов оценивания систематических погрешностей измерений угловых скоростей, перегрузок и углов ориентации;
- разработка методики улучшения идентификации аэродинамических параметров на основе расширенного фильтра Калмана;
- разработка методов восстановления и оценивания сигналов, характеризующих движение ЛА: разработка алгоритма восстановления систематических погрешностей дискретизации бортовых измерений и разработка метода численного дифференцирования для оценки углового ускорения на основе использования угла тангажа и угловой скорости;
- исследование метода выбора участков полета при анализе полетных данных, в частности, выбор с применением нейронных сетей наилучшего скользящего окна в задаче идентификации параметров;
- подтверждение работоспособности предложенных методов и алгоритмов по данным полета и стендового моделирования.

Методы исследования. В ходе исследования используются следующие методы: методы оптимизации, метод системного анализа, объектно-ориентированный подход, методы математического и полунатурного моделирования, а также программные пакеты PYTHON, EXCEL, MATLAB.

Научная новизна диссертационной работы.

В общем научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

- разработан метод оценивания систематических погрешностей измерения параметров полёта, основанный на сочетании уравнений динамики полёта и параметрической идентификации;

- разработан алгоритм коррекции погрешностей дискретизации бортовых измерений, обусловленных ограниченностью разрядной сетки;
- разработан алгоритм на основе расширенного фильтра Калмана с перекрывающимся скользящим окном, обеспечивающий совместную оценку состояния и аэродинамических параметров движения самолета;
- предложена методика определения оптимального скользящего окна с использованием нейронных сетей, обученных на смоделированных полетных данных, обеспечивающая наименьшую погрешность в задаче идентификации аэродинамических параметров;
- разработан метод численного дифференцирования для оценки углового ускорения на основе использования соотношений, определяемых уравнениями Эйлера.

Теоретическая значимость результатов исследования. Перечисленные выше научные результаты вносят существенный вклад в развитие теории оптимальной фильтрации и идентификации параметров, методов адаптивной обработки данных, численного анализа и коррекции систематических погрешностей за счёт разработки новых алгоритмов на основе различных вариантов фильтра Калмана, нейросетевых технологий, сплайнов Эрмита и других подходов.

Практическая значимость результатов исследования.

На основе проверки предложенных алгоритмов по данным моделирования получены следующие характеристики:

- метод оценивания систематических погрешностей параметров полёта обеспечивает идентификацию погрешности угловых скоростей и перегрузок с среднеквадратическим отклонением, не превышающим 0,0012 град/с в каналах угловых скоростей и 0,0423 в каналах перегрузок;
- алгоритм коррекции погрешностей дискретизации бортовых измерений восстанавливает погрешности с точностью 96–93% при случайных погрешностях в канале тангажа с среднеквадратическим отклонением 0.3–1°;
- разработанный алгоритм на основе расширенного фильтра Калмана с перекрывающимся скользящим окном повышает точность идентификации параметров ЛА, снижая погрешности оценок аэродинамических коэффициентов на 85% по сравнению со стандартным ЕКФ;
- применение разработанной методики с использованием нейронных сетей для определения наилучшего скользящего окна обеспечивает наименьшую погрешность при идентификации параметров модели ЛА с точностью до 94%;
- разработанный метод численного дифференцирования на основе использования угла тангажа и угловой скорости повышает точность оценки углового ускорения в условиях шумов на 11.76% по сравнению с традиционными методами численного дифференцирования.

Достоверность и обоснованность подтверждается путём проведения численного эксперимента, то есть реализации предложенных алгоритмов в виде программы для ЭВМ и обработки по этим алгоритмам экспериментальных данных, полученных путем стендового моделирования, сравнением оценок идентификации

с известными значениями, принятыми для моделирования, а также сравнением с известными результатами, опубликованными в отечественных и зарубежных источниках.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту

- метод оценивания систематических погрешностей параметров полёта, основанный на сочетании бортовых измерений, выполненных на заданных режимах полёта, уравнений динамики полёта и параметрической идентификации;
- алгоритм, обеспечивающий коррекцию погрешностей дискретизации, вызванных ограниченной разрядностью сетки;
- алгоритм на основе расширенного фильтра Калмана с перекрывающимся скользящим окном, обеспечивающий повышенную точность совместной оценки состояния и аэродинамических параметров модели движения самолёта в реальном времени;
- методика применения нейронных сетей для определения наилучшего скользящего интервала, обеспечивающего повышенную точность оценки аэродинамических параметров самолёта;
- метод численного дифференцирования на основе использования угла тангажа и угловой скорости, заданных в условиях шумов, позволяющий уменьшить погрешность оценки углового ускорения.

Апробация работы. Результаты исследований докладывались и обсуждались на: XLVIII международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения» (Москва, 2022г.); XLIX Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения» (Москва, 2023г.); 1-ой Международной научно-технической конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения» (Алушта, 2023г.); 2-ой Международной научно-технической конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения» (Алушта, 2023г.); 3-ой Международной научно-технической конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения» (Алушта, 2024г.).

Публикации. По теме диссертации опубликованы 12 печатных работ, 4 статьи из которых в изданиях, рекомендованных ВАК РФ, 1 статья – в изданиях, индексируемых в базе данных Scopus, 1 статья в материалах и трудах конференций, индексируемых в базе данных Scopus, а также сборниках тезисов докладов конференций. Кроме того, автор опубликовал 6 материалов в международных и всероссийских научно-технических конференциях.

Личный вклад автора диссертационной работы

Для достижения поставленной цели автор, руководствуясь рекомендациями научного руководителя, выполнял все основные работы по получению научных результатов, а именно:

- анализ существующих методов обработки бортовых измерений, в том числе сравнение различных вариантов калмановской фильтрации при оценивании параметра движения самолёта и сравнительный анализ метода сплайн-аппроксимации и метода фильтрации Калмана в задаче сглаживания полетных данных.

- анализ методов статического анализа данных, методов идентификации параметров, а также анализ влияния систематических погрешностей на точность параметрической идентификации.
- разработка методов оценивания систематических погрешностей измерений угловых скоростей, перегрузок и углов ориентации.
- разработка методики улучшения идентификации аэродинамических параметров на основе расширенного фильтра Калмана.
- разработка методов восстановления и оценивания сигналов, характеризующих движение ЛА: разработка алгоритма восстановления бортовых измерений при наличии систематических погрешностей дискретизации и разработка метода численного дифференцирования для оценки углового ускорения на основе использования угла тангажа и угловой скорости.
- исследование метода выбора участков полета при анализе полетных данных, в частности, выбор с применением нейронной сети наилучшего скользящего окна в задаче идентификации параметров.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, 4 глав, заключения, списка литературы. Текст диссертации изложен на 177 машинописных страницах, содержит 36 рисунков. Список литературы содержит 102 источника.

Во введении обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цель и задачи диссертационного исследования. Определены научная новизна, практическая значимость и теоретическая значимость полученных результатов. Приведены основные положения, выносимые на защиту, сведения об апробации результатов работы, а также описаны структура и объем работы.

В первой главе диссертации рассмотрены системы бортовых измерений современных и перспективных ЛА, выявлены их недостатки и достоинства, описаны методы для предварительной обработки полетных данных, а также представлены существующие методы обработки бортовых измерений.

В первом разделе второй главы рассматривается разработка метода оценивания систематических погрешностей измерений параметров полёта, включая угловые скорости, перегрузки и углы ориентации. Для повышения точности оценок систематических погрешностей предложен алгоритм, основанный на совместной обработке данных датчиков угловых скоростей, перегрузок и спутниковых измерений скорости.

Предлагаемый метод базируется на совместной обработке данных, поступающих от датчиков перегрузок, угловых скоростей и спутниковой навигационной системы (СНС).

Из общей модели пространственного движения самолета выделены следующие уравнения:

$$\begin{aligned}
\frac{d\alpha}{dt} &= \omega_z - \frac{1}{\cos\beta} \left[\left(\frac{a_x}{V} - \omega_y \sin\beta \right) \sin\alpha + \left(\frac{a_y}{V} + \omega_x \sin\beta \right) \cos\alpha \right], \\
\frac{d\beta}{dt} &= \frac{a_z}{V} \cos\beta - \left(\frac{a_x}{V} \sin\beta - \omega_y \right) \cos\alpha + \left(\frac{a_y}{V} \sin\beta + \omega_x \right) \sin\alpha, \\
\frac{dV}{dt} &= a_x \cos\alpha \cos\beta - a_y \sin\alpha \cos\beta + a_z \sin\beta,
\end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned}
a_x &= g(K_{nx}n_x + C_{n_x} - \sin\vartheta), \\
a_y &= g(K_{ny}n_y + C_{n_y} - \cos\vartheta \cos\gamma), \\
a_z &= g(K_{nz}n_z + C_{n_z} - \cos\vartheta \sin\gamma),
\end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned}
\frac{d\vartheta}{dt} &= (\omega_y + C_{\omega_y}) \sin\gamma + (\omega_z + C_{\omega_z}) \cos\gamma, \\
\frac{d\gamma}{dt} &= (\omega_x + C_{\omega_x}) - \operatorname{tg}\vartheta \left((\omega_y + C_{\omega_y}) \cos\gamma - (\omega_z + C_{\omega_z}) \sin\gamma \right), \\
\frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos\vartheta} \left((\omega_y + C_{\omega_y}) \cos\gamma - (\omega_z + C_{\omega_z}) \sin\gamma \right),
\end{aligned} \tag{3}$$

где n_x, n_y, n_z – проекции перегрузок на оси связанной системы координат, определяемые по измерениям бортовых датчиков перегрузок ЛА,

α, β – углы атаки и скольжения,

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости относительно связанных осей, рад/с,

ϑ, γ, ψ – углы тангажа, крена, рыскания,

V – скорость полета.

В приведенных уравнениях имеются постоянные погрешности измерений угловых скоростей $C_{\omega_x}, C_{\omega_y}, C_{\omega_z}$, а также постоянные составляющие погрешностей измерений перегрузок $C_{n_x}, C_{n_y}, C_{n_z}$ и коэффициенты мультипликативных погрешностей K_{nx}, K_{ny}, K_{nz} .

В результате решения системы уравнений (1), (3) с учетом соотношений (2) определяются оценки углов атаки, скольжения, скорости, а также углов тангажа, крена и рыскания. Итак, уравнения (1), (3) с учетом (2) формируют модель объекта.

Проекция скорости в связанной системе координат ($V_{x_a}, V_{y_a}, V_{z_a}$) определяются путем умножения измеренных СНС трех составляющих скорости на матрицу преобразования координат из земной нормальной системы в связанную. Это позволяет получить оценки углов атаки и скольжения, основанные на спутниковых измерениях (4):

$$\begin{aligned}
\alpha_i(t_i) &= -\operatorname{arctg} \left(\frac{V_{y_a}(t_i)}{V_{x_a}(t_i)} \right), \\
\beta_i(t_i) &= \operatorname{arcsin} \left(\frac{V_{z_a}(t_i)}{V_a(t_i)} \right).
\end{aligned} \tag{4}$$

Оценка скорости по спутниковым измерениям вычисляется по формуле (5);

$$V_{\text{и}} = \sqrt{V_{x_a}^2 + V_{y_a}^2 + V_{z_a}^2}. \quad (5)$$

Модель наблюдений определяется уравнением (6):

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= \vartheta + \xi_{\vartheta}(t_i), \\ z_2(t_i) &= \gamma + \xi_{\gamma}(t_i), \\ z_3(t_i) &= \psi + \xi_{\psi}(t_i), \\ z_4(t_i) &= \alpha_{\text{и}}(t_i) + \xi_{\alpha}(t_i), \\ z_5(t_i) &= \beta_{\text{и}}(t_i) + \xi_{\beta}(t_i), \\ z_6(t_i) &= V_{\text{и}} + \xi_V(t_i), \end{aligned} \quad (6)$$

где $\alpha_{\text{и}}(t_i), \beta_{\text{и}}(t_i)$ и $V_{\text{и}}$ – оценки угла атаки, угла скольжения и скорости, определяемые по данным спутниковых измерений вектора скорости,

$\xi^T(t_i) = [\xi_{\vartheta}(t_i) \ \xi_{\gamma}(t_i) \ \xi_{\psi}(t_i) \ \xi_{\alpha}(t_i) \ \xi_{\beta}(t_i) \ \xi_V(t_i)]$ – случайные погрешности измерений (наблюдений).

Вектор оцениваемых параметров представляется следующим образом:

$$a^T = [C_{\omega_x} \ C_{\omega_y} \ C_{\omega_z} \ C_{n_x} \ C_{n_y} \ C_{n_z} K_{nx} \ K_{ny} \ K_{nz}]$$

Рассмотренные модели объекта и наблюдений допускают представление в обобщенной векторной форме:

$$y(t_i) = f(y(t_i), a, u(t_i)), \quad (7)$$

$$z(t_i) = h(y(t_i), a, u(t_i)) + \xi(t_i). \quad (8)$$

где $y(t), u(t)$ – векторы выходных и входных сигналов размерности n и m соответственно,

$z(t_i)$ – вектор наблюдений размерности r ,

a – вектор неизвестных параметров, подлежащий идентификации,

$\xi(t_i)$ – шум измерений.

Соответствующий функционал метода максимума правдоподобия представляется в следующей форме:

$$J(a) = \sum_{i=1}^N ((z(t_i) - h(y(t_i), a, u(t_i))))^T R^{-1}(t_i) ((z(t_i) - h(y(t_i), a, u(t_i)))), \quad (9)$$

для его минимизации предлагается использовать одну из модификаций классического метода Ньютона.

Для минимизации функционала $J(a)$ используется модификация метода Ньютона:

$$a_{k+1} = a_k - \left(\frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} \right)^{-1} \frac{dJ(a_k)}{da_k}, \quad (10)$$

где $\frac{dJ(a_k)}{da_k} = -2 \sum_{i=1}^N \frac{dz^T(t_i, a_k)}{da_k} \cdot R^{-1}(t_i) (z(t_i) - z(t_i, a_k)),$

$$\frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} \approx 2 \sum_{i=1}^N \frac{dz^T(t_i, a_k)}{da_k} \cdot R^{-1}(t_i) \frac{dz(t_i, a_k)}{da_k}.$$

Метод позволяет для всех рассмотренных маневров, кроме маневра «бочка», оценивать систематические погрешности угловых скоростей и перегрузок с

среднеквадратическим отклонением, не превышающим 0,0012 град/с в каналах угловых скоростей и 0,0423 в каналах перегрузок.

На рис.1 и в таблице 1 представлены рассчитанные с помощью предлагаемого метода систематические погрешности угловых скоростей и перегрузок для 9 оцениваемых параметров (добавлены аддитивные погрешности проекций перегрузок).

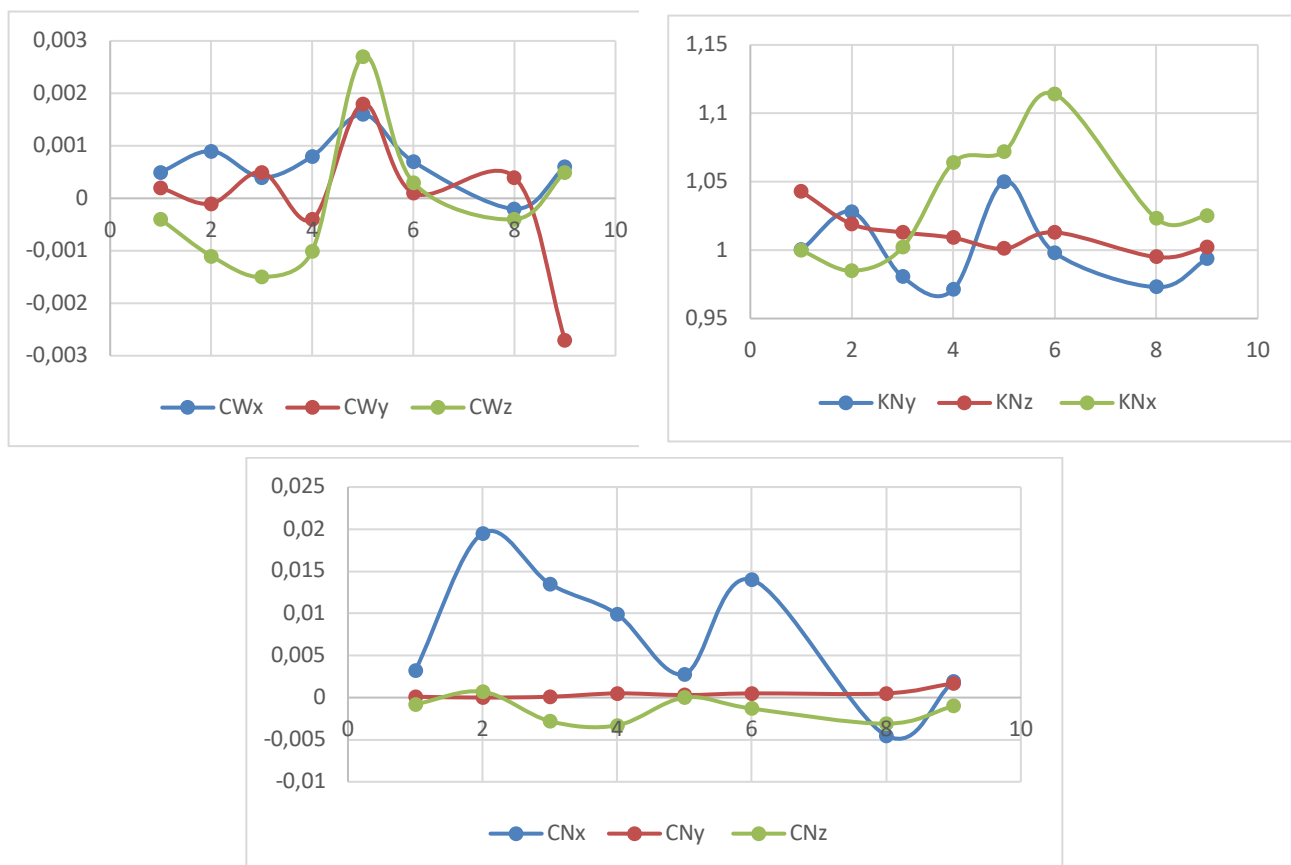


Рисунок 1 - Результаты оценивания параметров

Таблица 1- Результаты применения метода для 9 участков полета

параметры	Оцениваемые погрешности								
	CWx	CWy	CWz	KNy	KNz	KNx	CNx	CNy	CNz
Истинные значения	0	0	0	1	1	1	0	0	0
Математ. ожидание	0,0007	0,0000	-0,0001	0,9993	1,0119	1,0362	0,0125	0,0005	-0,0015
СКО	0,0005	0,0012	0,0012	0,0257	0,0138	0,0423	0,0137	0,0005	0,0014

Анализ данных, представленных в таблицах 1 позволяет сделать вывод о хорошей сходимости заданных в пилотажно-навигационном стенде и полученных с помощью метода погрешностей угловых скоростей и перегрузок.

Для 9 моделируемых участков полета получено:

- для аддитивных погрешностей угловых скоростей среднее квадратическое отклонение не превысило 0,0012 °/с, математическое ожидание находится в пределах от -0,0001 до 0,0007 °/с;

- для коэффициентов мультипликативных погрешностей перегрузок среднее квадратическое отклонение не превысило 0,0423, математическое ожидание находится в пределах от 0,9993 до 1,0362;
- для аддитивных погрешностей перегрузок среднее квадратическое отклонение не превысило 0,0137, математическое ожидание находится в пределах от -0,0015 до 0,0125;

Первый раздел второй главы посвящен разработке алгоритма восстановления случайных и систематических погрешностей, возникающих при дискретизации бортовых измерений. Для повышения точности оценок параметров необходимо учитывать как шум измерений, так и систематические погрешности.

Предлагаемым алгоритмом является двухэтапный адаптивный алгоритм восстановления сигналов. Он основан на комбинации дискретного анализа особенностей искажения и адаптивной сплайн-аппроксимации:

Этап 1: Детектирование и первичное восстановление сигнала

Для искаженного сигнала $f(x_i)$ для дискретных моментов времени T_i вычисляется оценка производная:

$$Dx_i = \frac{f(x_{i+1}) - f(x_i)}{\Delta t}, \quad \Delta t = T_{i+1} - T_i. \quad (11)$$

Критерий выявления точки, в которой проявляется погрешность дискретизации:

$$|Dx_i| > \epsilon, \quad (12)$$

где ϵ — заданное пороговое значение.

Выполнение условия (12) означает, что в данной точке происходит ступенчатое изменение (скачок) сигнала, обусловленное погрешностью дискретизации. В этом случае точка $(T_i, f(x_i))$ включается в набор восстанавливаемых точек. По окончании первого этапа точки соединяются линейно, образуя первично восстановленный сигнал f_{rec}^1 . При этом сохраняются ключевые особенности исходного сигнала.

Этап 2: Адаптивное сглаживание кубическими сплайнами

Кубический сплайн $S(x)$ на интервале $[x_j, x_{j+1}]$ задается кусочно-полиномиальной функцией:

$$S_j(x) = a_j(x - x_j)^3 + b_j(x - x_j)^2 + c_j(x - x_j) + d_j, \quad (13)$$

где $x \in [x_j, x_{j+1}]$,

a_j, b_j, c_j, d_j — коэффициенты сплайна на j -м отрезке,

x_j — узлы интерполяции (опорные точки T_i из этапа 1).

На основе восстановленных точек $\{(T_i, f(x_i))\}$ строится кубический сплайн $S(x)$, минимизирующий функционал:

$$J(s) = \sum_{i=1}^N (f(x_i) - S(T_i))^2 + \lambda (S''(T_i))^2 dx, \quad (14)$$

где λ — параметр регуляризации, контролирующий гладкость.

Предложенный алгоритм коррекции случайных и систематических погрешностей дискретизации бортовых измерений восстанавливает систематические погрешности с точностью 98% (при незначительных случайных

погрешностях с СКО 0.01 градуса) и 96–93% (при случайных погрешностях, имеющих СКО 0.3–1°).

На рисунок 2 представлены результаты восстановления угла тангажа в случаях погрешностей дискретизации ((a)-присутствие незначительных случайных погрешностей, (b)- присутствие случайных погрешностей (0,5 градуса))

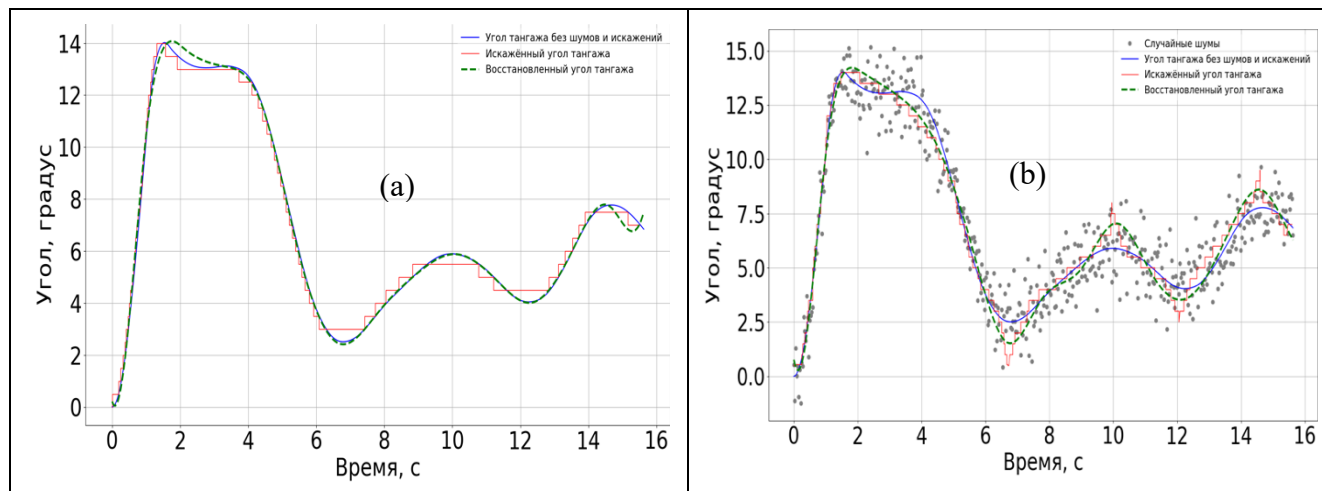


Рисунок 2 - Восстановление погрешностей дискретизации

Значения СКО рассогласований искаженного и восстановленного сигналов от истинного сигнала, заданного при моделировании, характеризующие точность предложенного алгоритма, представлены в таблице 2

Таблица 2 - Оценка точности алгоритма

СКО шума(градус)	СКО искаженного сигнала(градус)	СКО восстановленного сигнала(градус)
0,3	4,608	0,210
0,4	5,117	0,268
0,5	6,038	0,260
0,6	6,379	0,333
0,8	6,832	0,473
1,0	6,960	0,482

Результаты исследования демонстрируют четкую зависимость между уровнем шума (СКО от 0,3 до 1,0 град) и точностью восстановления сигнала алгоритмом. При минимальной случайной погрешности (0,3 град) алгоритм обеспечивает удовлетворительную точность (СКО рассогласований 0,21 град), что в 22 раза точнее необработанного сигнала (СКО 4,61 град). С ростом уровня шумов (погрешностей измерений) уровня СКО 1,0 градус точность уменьшается: СКО возрастает до 0,48 градуса, хотя даже в этих условиях метод в 14 раз точнее искаженного сигнала. Разработанный алгоритм обеспечивает более точную обработку данных бортовых измерений, что особенно важно при анализе результатов летных испытаний.

В втором разделе второй главы выполняется сравнительный анализ двух распространенных вариантов фильтрации Калмана - расширенного фильтра Калмана (EKF) и сигматочечного фильтра Калмана (UKF). Цель данного исследования - выяснить какой вариант фильтров наиболее подходит в зависимости от типа решаемой задачи. На основе проведенного сравнения была разработана методика определения эффективности оценок, а также даны рекомендации по выбору варианта фильтра Калмана в зависимости от типа решаемой задачи.

По результатам выполнения данной задачи автор пришел к выводу, что при оценке сигнала эффективность UKF ухудшается, когда точность априорных знаний о шуме процесса снижается, в то время как эффективность оценки EKF становится лучше. Результат исследования позволяет выбрать EKF как более стабильный и вариант для выполнения задачи в третьем разделе второй главы.

Третий раздел второй главы посвящена разработке алгоритма идентификации аэродинамических параметров самолёта на основе расширенного фильтра Калмана с перекрывающимся скользящим окном (SW-EKF=Sliding Window Extended Kalman Filter). Для повышения точности оценок необходимо учитывать как нелинейность аэродинамических характеристик, так и изменчивость параметров в процессе полёта. Это достигается за счёт модификации классического подхода EKF путём введения адаптивного скользящего окна с перекрытием, что позволяет снизить влияние шумов измерений, улучшить сходимость оценок и обеспечить плавность переходов между временными интервалами. В рамках главы предложен метод, сочетающий преимущества расширенного фильтра Калмана с механизмом последовательного перекрывающегося обновления данных, что обеспечивает более точное и устойчивое определение аэродинамических коэффициентов в различных режимах полёта.

Алгоритм SW-EKF состоит из двух этапов: инициализация и обновление скользящего окна.

Этап 1: Инициализация (первое окно)

1. Инициализация состояния и ковариационной матрицы:

$$\hat{x}_0^1 = x_{\text{init}}, \quad P_0^1 = P_{\text{init}} \quad (15)$$

где P_{init} — диагональная матрица с начальными дисперсиями для параметров состояния и аэродинамических параметров.

2. Запуск стандартного расширенного фильтра Калмана (EKF) для первых N шагов: для $k = 1$ до N :

- **предсказание** (аналогично EKF):

$$\hat{x}_{k|k-1}^{(1)} = f\left(\hat{x}_{k-1|k-1}^{(1)}, u_{k-1}\right), \quad (16)$$

$$P_{k|k-1}^{(1)} = F_{k-1}^{(1)} P_{k-1|k-1}^{(1)} \left(F_{k-1}^{(1)}\right)^T + Q. \quad (17)$$

- **обновление** (аналогично EKF):

$$K_k^{(1)} = P_{k|k-1}^{(1)} \left(H_k^{(1)}\right)^T \left(H_k^{(1)} P_{k|k-1}^{(1)} \left(H_k^{(1)}\right)^T + R\right)^{-1}, \quad (18)$$

$$\hat{x}_{k|k}^{(1)} = \hat{x}_{k|k-1}^{(1)} + K_k^{(1)} \left(z_k - h\left(\hat{x}_{k|k-1}^{(1)}\right)\right), \quad (19)$$

$$P_{k|k}^{(1)} = \left(I - K_k^{(1)} H_k^{(1)} \right) P_{k|k-1}^{(1)}. \quad (20)$$

- **сохранение оценок для первого окна:**

$$X_1 = \{\hat{x}_1^1, \hat{x}_2^1, \dots, \hat{x}_N^1\}, \quad P_1 = \{P_1^1, P_2^1, \dots, P_N^1\}. \quad (21)$$

Этап 2: Обновление скользящего окна

Для каждого нового окна w выполняется сдвиг на $S = N/2$ шагов выполняется дальше выполняются предсказание, обновление и сохранение, как для первого окна, после чего и сдвигаем окно на S шагов и повторяем.

Результаты исследования показывают, что все варианты алгоритма SW-EKF обеспечивают высокую точность оценки линейных коэффициентов (C_{x0} , C_{y0} , $C_{y\alpha}$, $C_{y\delta v}$) с ошибками менее 2%, однако наибольшие трудности возникают при оценке квадратичного коэффициента $C_{x\alpha^2}$, где ошибки достигают 25% для малого окна; метод со средним окном (30 отсчётов) демонстрирует наилучший баланс точности по всем параметрам, тогда как стандартный EKF показывает наибольшие отклонения, особенно для $C_{x\alpha^2}$ (средняя относительная ошибка оценивания 112,5%), хотя и обеспечивает достаточно точную оценку для коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления при нулевом угле атаки.

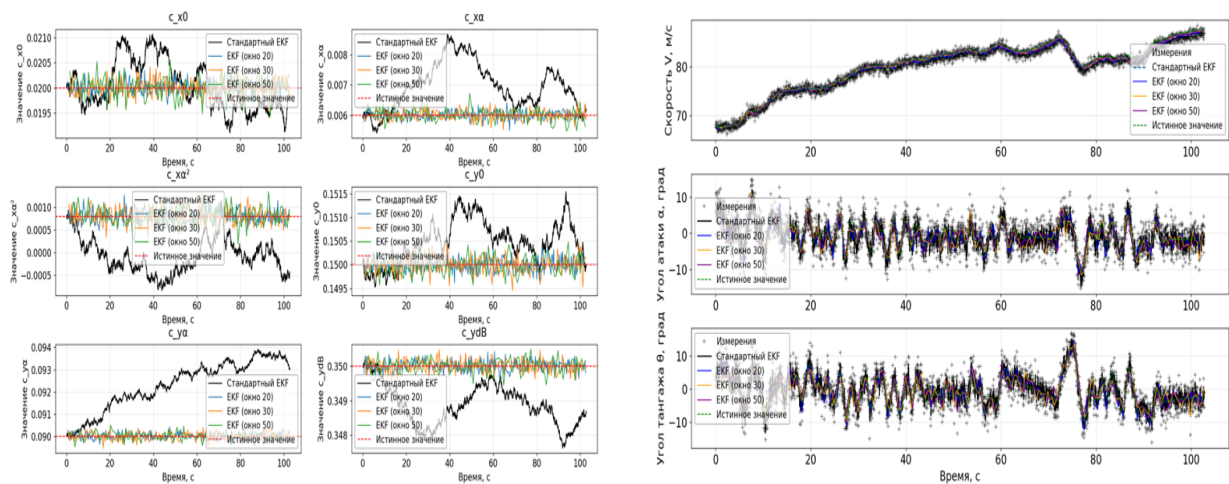


Рисунок 3 - Оцененные параметры и состояния: сравнение стандартного и адаптивного SW-EKF

В таблице 3 представлены итоговые оценки аэродинамических параметров для каждого метода и их относительные отклонения от истинных значений.

Таблица 3 - Итоговые оценки аэродинамических параметров

Параметр	Истинное значение	Стандартный EKF	Окно 20	Окно 30	Окно 50
C_{x0}	0,0200	0,0204 (2%)	0,0201(0,5%)	0,0200(0%)	0,0203(1,5%)
$C_{x\alpha}$	0,0060	0,0050 (16,7%)	0,0059(1,7%)	0,0059(1,7%)	0,0056(6,7%)
$C_{x\alpha^2}$	0,0008	0,0017 (112,5%)	0,0010(25%)	0,0008(0%)	0,0009(12,5%)
C_{y0}	0,1500	0,1506(0,4%)	0,1500(0%)	0,1502(0,13%)	0,1500(0%)
$C_{y\alpha}$	0,0900	0,0923(2,6%)	0,0903(0,3%)	0,0898(0,2%)	0,0899(0,1%)

Из данных таблицы 3 и рисунка 3 можно сделать следующие выводы:

1. Все методы SW-EKF демонстрируют высокую точность оценки коэффициентов (C_{x0} , C_{y0} , $C_{y\alpha}$), с ошибками менее 2% для SW-EKF методов;
2. Наибольшие трудности вызывает оценка квадратичного коэффициента $C_{x\alpha^2}$, где ошибки достигают 25% для малого окна.
3. Метод со средним окном (30 отсчетов) показывает наилучший баланс точности по всем параметрам;
4. Стандартный EKF демонстрирует наибольшие отклонения, особенно для $C_{x\alpha^2}$ (ошибка 1125%). Это обусловлено отсутствием механизма накопления и обработки данных во временном окне. Однако данный алгоритм демонстрирует по среднему наиболее точную оценку кинематических параметров - скорости полета (V), угла тангажа (θ) и угла атаки α .

Четвертый раздел второй главы посвящен сравнительному анализу сплайн-аппроксимации и фильтрации Калмана в задаче сглаживания полетных данных. Результаты четвертого раздела позволили разработать алгоритм численного дифференцирования для оценивания углового ускорения на основе комбинации измерений угла тангажа и угловой скорости **в пятом разделе второй главы**. Этот новый алгоритм основан на методе комплексирования информации от различных датчиков. Оценка производных устойчивости и управляемости важна для летных испытаний, моделирования воздушного судна и проектирования систем управления. Повышение точности оценок производных в условиях шума всегда остается актуальной задачей. С этой целью разработанный метод позволяет вычислять вторую производную, используя метод комплексирования измерений от датчиков. Это обеспечивает подавление вычислительной ошибки.

Пусть требуется аппроксимировать некоторую скалярную функцию, определенную на интервале $x \in [x_1, x_M]$. Пусть на этом интервале заданы M значений $x_j, j = 1, 2 \dots M$, которые называются узлами сплайна. Тогда для точки, принадлежащей отрезку $[x_i, x_{i+1}]$, значение аппроксимирующего сплайна рассчитывается по формуле:

$$S(x) = \varphi_1(t)f_i + \varphi_2(t)f_{i+1} + \varphi_3(t)h_i f'_i + \varphi_4(t)h_i f'_{i+1}, \quad (22)$$

где $f_i = f(x_i)$, $f'_i = f'(x_i)$, $f_{i+1} = f(x_{i+1})$, $f'_{i+1} = f'(x_{i+1})$,

$$\begin{aligned} \varphi_1(t) &= (1-t)^2(1+2t), & \varphi_2(t) &= t^2(3-2t), & \varphi_3(t) &= t(1-t)^2, \\ \varphi_4(t) &= -t^2(1-t), & h_i &= x_{i+1} - x_i, & t &= \frac{x-x_i}{h_i}. \end{aligned}$$

Для применения предложенного сплайн-метода выполняется преобразование по формуле (22) и тогда получается метод оценки второй производной (23):

$$y''(x) = \frac{2\alpha_2}{h_i^2} + 6\alpha_3 \frac{(x-x_i)}{h_i^3}, \quad (23)$$

$$\text{где } \begin{cases} \alpha_0 = f_i \\ \alpha_1 = f'_i h_i \\ \alpha_2 = -3f_i + 3f_{i+1} - 2f'_i h_i - f'_{i+1} h_i \\ \alpha_3 = 2f_i - 2f_{i+1} + f'_i h_i + f'_{i+1} h_i \end{cases}$$

Далее в перспективе сравнения рассмотрим метод центральных разностей для вычисления углового ускорения (ω_z') при заданной угловой скорости (ω_z):

$$\omega_z'(t_i) = \frac{\omega_z(t_{i+1}) - \omega_z(t_{i-1}))}{2\Delta t}, \quad (24)$$

где Δt – время дискретизации.

С целью сравнить результаты предложенного метода с традиционными методами выполнились вычисления углового ускорения используя следующие методы и параметры:

- **предложенный метод на основе сплайн-аппроксимации:** 50 узлов, степень полинома 3;
- **метод Поплавского:** длина окна $m = 11$ и $m = 15$. При оценке первой производной $y(t)$ используются аппроксимирующие многочлены k -й степени:

$$S = \sum_{j=-m}^m b_j y(t_i), \quad (25)$$

где $b_j = \frac{5[5(3m^4+6m^3-3m+1)j-7(3m^2+3m-1)j^3]}{h(m^2-1)m(m+2)(4m^2-1)(2m+3)},$

m – количество точек на скользящем интервале,

h – время выборки.

- **метод конечных разностей:** метод центральных разностей.

Два аспекта, которые не были рассмотрены в традиционных методах, мотивируют настоящее исследование. Во-первых, традиционные методы используют только угловую скорость для оценки соответствующего ускорения. Если имеется наличие случайных погрешностей в угловой скорости, то оценка углового ускорения повреждается погрешностями. Во-вторых, точность оценки производной в условиях шумов может быть значительно повышена, если используется более полная информация как об угловом положении, так и об угловой скорости. Результаты, полученные в частотной области в данном разделе, показали, что все рассматриваемые методы вызывают значительное усиление высокочастотных шумов. Особенно метод конечных разностей показал полную непригодность для практического применения.

Результаты, полученные при оценивании углового ускорения по тангажу временной области, представлены на рисунок 4. В данной задаче параметр скользящего окна, используемого в методе Поплавского, $m = 11$, что соответствует длительности окна $T_{окна} = 2mh = 2 \cdot 11 \cdot (1/16) \approx 1,4$ с.

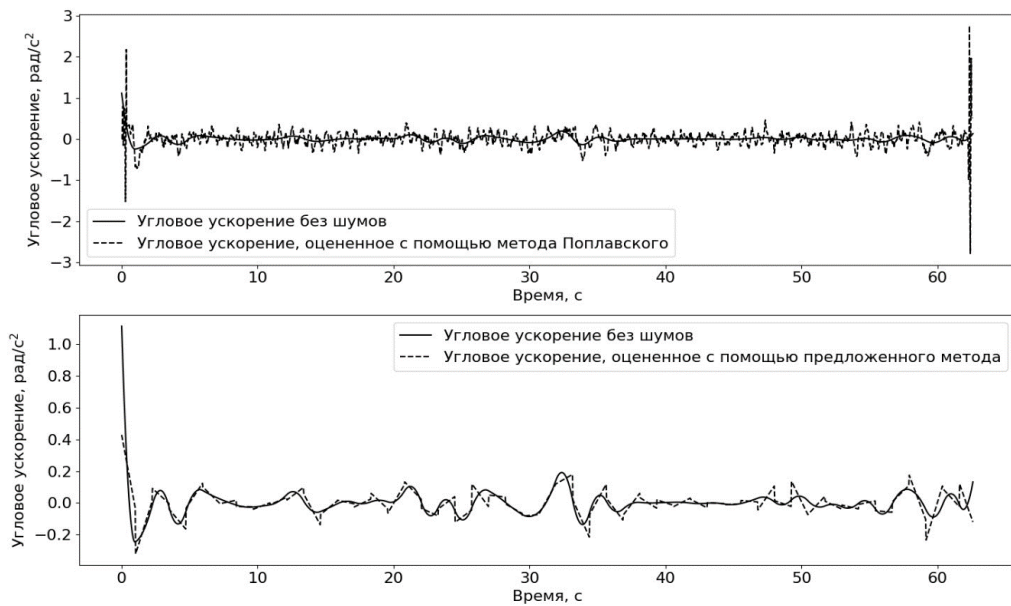


Рисунок 4 - Истинные значения углового ускорения по тангажу и оценки, полученные предложенным методом и методом Поплавского

Значения среднеквадратического отклонения (С.К.О), оценивающие эффективность предложенного метода и метода Поплавского, представлены в таблице 4.

Таблица 4 - Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и расчетными сигналами

$m = 11$		
№	Описание параметра	С.К.О ($рад/c^2$)
1	Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и сигналом, оцененным предложенным методом	0,0667691836
2	Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и сигналом, оцененным методом Поплавского	0,1641018843

Согласно результатам, представленным в таблице 4, очевидно, что предложенный метод проявляет лучшую эффективность, чем метод Поплавского. Следует отметить, что среднеквадратические отклонения оцененного углового ускорения по тангажу при применении предложенного метода, представленные в таблице 4, рассчитаны с использованием всего интервала обработки. Согласно рисунку 4, очевидно, что метод Поплавского недостаточно эффективен для получения точных производных в граничных точках. Поэтому при сравнении методов, представленных в таблице, были отброшены m точек, прилегающих к левой и правой границам интервала обработки.

В случае, когда длительность скользящего окна, используемого в методе Поплавского, равна примерно 2 с, что соответствует значению параметра $m = 15$. Значения среднеквадратического отклонения, оценивающие эффективность предложенного метода и метода Поплавского, представлены в таблице 5.

Таблица 5 - Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и расчетными сигналами.

$m = 15$		
№	Описание параметра	С.К.О ($\text{рад} / \text{с}^2$)
1	Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и сигналом, оцененным предложенным методом	0,0664919508
2	Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и сигналом, оцененным методом Поплавского	0,1251137621

Согласно результатам, представленным в таблице 5, очевидно, что метод Поплавского сглаживает зашумлённый сигнал лучше благодаря увеличению размера скользящего окна, однако предложенный метод все же сохраняет преимущество.

Третья глава посвящена определению длительности скользящего окна в задаче идентификации параметров движения летательного аппарата (ЛА) с использованием нейронных сетей. Идентификация параметров движения ЛА является важной задачей для обеспечения точности управления и анализа динамики ЛА. В данной главе предложен подход, который сочетает в себе метод скользящего окна, принципы анализа больших данных и нейронные сети для повышения точности оценок и минимизации погрешностей.

Одной из ключевых проблем при применении метода скользящего окна в задаче идентификации параметров движения ЛА является выбор оптимальной длительности окна. Неправильный выбор может привести к значительным погрешностям в оценках параметров. Для решения этой задачи в работе применяются нейронные сети, которые анализируют данные и определяют наилучшую длину скользящего окна, обеспечивающую минимальную погрешность при идентификации параметров.

Математические основы методологии:

1. Временной ряд измерений:

$$Z_t = [V_t, \alpha_t, \theta_t]^T \in \mathbb{R}^3, \quad t = 1, \dots, T, \quad (26)$$

где V_t — воздушная скорость,

α_t — угол атаки,

θ_t — угол тангажа,

T — общее количество отсчётов.

2. Алгоритм SW EKF: для каждого размера окна $w \in W = \{10, 15, 20, 25, 30\}$:

$$(\hat{X}_t^w, P_t^w) = \text{EKF}(Z_{t-w+1:t}, \hat{X}_{t-1}^w, P_{t-1}^w). \quad (27)$$

3. Метрика ошибки:

Абсолютная ошибка:

$$\epsilon_t^w = \|\hat{X}_t^w - X_t^{\text{true}}\|_2. \quad (28)$$

Обобщённая ошибка (при неизвестных начальных значениях параметров):

$$\epsilon_t^w = \sqrt{\text{trace}(P_t^w)} = \left(\sum_{i=1}^n P_t^w[i, i] \right)^{1/2}. \quad (29)$$

4. Определение оптимального окна: для $t \geq L$ (где $L = 64$):

$$w_t^* = \underset{w}{\operatorname{argmin}} \bar{\epsilon}_t^w. \quad (30)$$

5. Обучающая выборка:

$$\mathcal{D} = \{(F_t, w_{t+L}^*)\}_{t=L}^{T-L-w_{\max}},$$

где $F_t \in \mathbb{R}^{L \times 3}$ — матрица признаков (история измерений).

6. Архитектура модели: сверточная нейронная сеть.

Результаты на рисунок 5 подтверждают возможность эффективного использования машинного обучения для оптимизации параметров SW-EKF, в частности, выбора размера скользящего окна обработки данных. Полученные результаты открывают новые возможности для совершенствования алгоритмов обработки данных летных экспериментов.

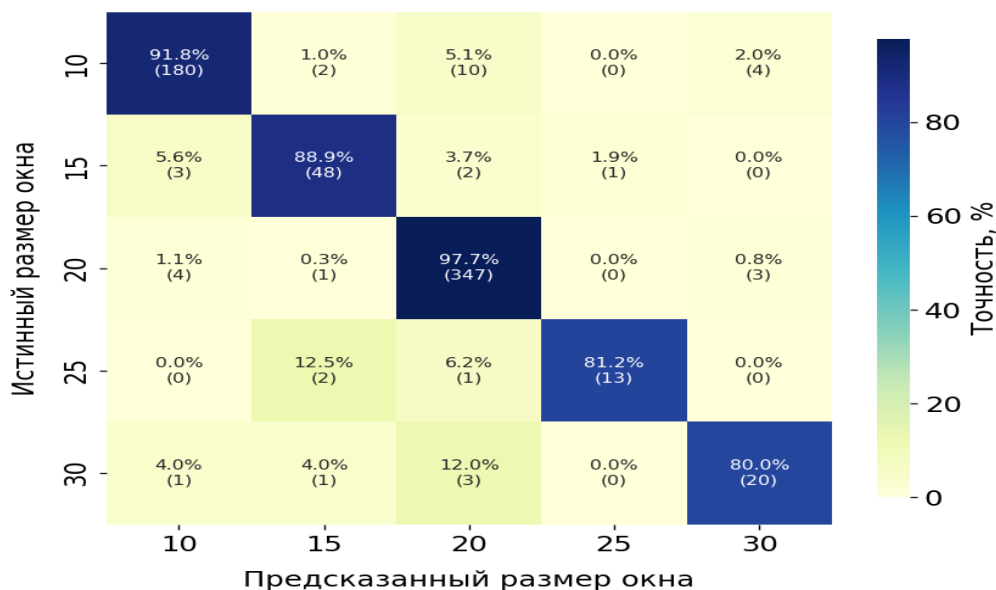


Рисунок 5 - Матрица ошибок (Точность в % с количеством случаев)

Анализ матрицы ошибок показывает, что наилучшая точность достигнута для окна размером 20 (97.7% правильных классификаций).

В четвертой главе собраны результаты экспериментальных исследований разработанных в данной диссертации алгоритмов и методов. Основные результаты этой главы представлены выше, сразу после описания соответствующих алгоритмов и методов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Оценивание аэродинамических параметров является одним из важнейших инструментов определения характеристик современных самолетов на этапах испытаний и эксплуатации.
2. В диссертации получены следующие основные научные и практические результаты:
 - метод оценивания систематических погрешностей параметров полёта, основанный на комплексировании бортовых измерений, с использованием уравнений динамики полёта и параметрической идентификации;

- разработан алгоритм коррекции случайных и систематических погрешностей, обусловленных дискретизацией (ограничением разрядной сетки) бортовых измерений;
 - алгоритм на основе расширенного фильтра Калмана с перекрывающимся скользящим окном, обеспечивающий совместную оценку состояния и аэродинамических параметров;
 - предложена методика определения оптимального скользящего окна с использованием нейронной сети, обученной на смоделированных данных при выполнении типовых манёвров, обеспечивающая наименьшую погрешность в задаче идентификации аэродинамических параметров.
 - метод численного дифференцирования для оценки углового ускорения на основе использования измерений угла тангажа и угловой скорости.
3. Метод оценивания погрешностей обеспечивает идентификацию погрешности угловых скоростей и перегрузок с среднеквадратическим отклонением, не превышающим 0,0012 град/с в каналах угловых скоростей и 0,0423 в каналах перегрузок.
 4. В практике обработки материалов летных испытаний самолета, в связи с необходимостью идентификации и восстановления систематических погрешностей, разработан алгоритм коррекции погрешностей дискретизации бортовых измерений, вызванных ограниченной разрядностью сетки. Алгоритм восстанавливает погрешности с точностью 98% (при незначительных случайных погрешностях) и 96–93% (при случайных погрешностях в канале тангажа с СКО 0.3–1°).
 5. Алгоритм на основе расширенного фильтра Калмана с перекрывающимся скользящим окном повышает точность идентификации параметров ЛА, снижая погрешности оценок аэродинамических коэффициентов на 85% по сравнению со стандартным ЕKF;
 6. Применение разработанной методики с использованием нейронных сетей для определения наилучшего скользящего окна обеспечивает наименьшую погрешность при идентификации параметров модели ЛА с точностью до 94%;
 7. Разработанный метод численного дифференцирования на основе комплексирования угла тангажа и угловой скорости обеспечивает снижение вычислительной ошибки при оценивании углового ускорения по сравнению с традиционными методами оценивания производных, что важно для повышения точности идентификации параметров момента тангажа. Предложенный метод снижает среднеквадратическую ошибку на 46.9% по сравнению с известными методами при условиях высоких зашумленных измерений угловой скорости и угла тангажа.
 8. Моделирование выполнялось путем разработки программ на языке программирования высокого уровня, а также путем использования стандартных функций, доступных в таких распространенных программных комплексах, как Excel и Python.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Научные статьи в рецензируемых научных журналах, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации по специальности 2.5.16

1. Korsun O.N, Om M.H, Goro S. Analysis of the Effects of Numerical Differentiation Methods on the Estimation of Longitudinal Stability and Control Derivatives of the Aircraft Mathematical Model // RUDN Journal of Engineering Research. - 2024. - Vol. 25. - № 3. - P. 203-215. doi: [10.22363/2312-8143-2024-25-3-203-215](https://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-3-203-215).
2. Корсун О.Н, Горо С., Ом М.Х. Метод оценивания углового ускорения по тангажу на основе анализа измерений угла и угловой скорости тангажа // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. - 2024. - Т.23. - № 3. - С. 58-68. - DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-58-68.
3. Корсун О.Н, Горо С., Ом М.Х. Сравнение подходов фильтрации Калмана при оценивании параметра движения самолета//Мехатроника, автоматизация, управление - 2023. - № 24(11). - С. 590-597. – URL: <https://doi.org/10.17587/mau.24.590-597>.

Научные статьи в рецензируемых научных журналах, включенных в международные системы цитирования (Scopus) и приравниваемых к перечню ВАК категории К1

4. Korsun O.N, Goro S., Om M.H. Comparison between filtering approach and spline approximation method in smoothing flight data// Aerospace systems. - 2023.- № 6. - P. 473-480. - URL: <https://doi.org/10.1007/s42401-023-00201-0>.

Статьи в материалах международных конференций - в изданиях, включенных в международные системы цитирования (Web of Science, Scopus)

5. Dhiman Gaurav, Goro Sekou and Moung Htang Om. Synthesis of Control Law Based on Nonlinear Dynamic Inversion for Supersonic Aircraft in Presence of Noise and Uncertainties// E3S Web of Conferences. - 2023. - № 06005(446). - URL: <https://doi.org/10.1051/e3sconf/202344606005>

Статьи в других рецензируемых изданиях Перечня ВАК

6. Бейсеев С.А., Наукенова А.С., Корсун О.Н., Ивахнюк Г.К., Тулекбаева А.К., С. Горо. Совершенствование организации метрологического обеспечения на основе методов исследования операций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. - 2022. № 2 (139). - С. 60-78.

Материалы международных и всероссийских конференций

7. Горо С., Корсун О.Н. Выбор скользящего окна с использованием сверточной нейронной сети для точной оценки тяги двигателя // Сборник тезисов тезисов 3-ой Международной научно-технической конференции “Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения”. - 26-30 августа 2024 года. - Москва.: Изд-во «Перо», 2024.- С. 101-103.
8. Горо С., Корсун О.Н. Разработка алгоритма восстановления дискретизированных систематических ошибок // Сборник тезисов тезисов 3-ой Международной научно-технической конференции “Скоростной

- транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения”. - 26-30 августа 2024 года. - Москва.: Изд-во «Перо», 2024. - С. 92-95.
9. Goro Sekou, Dhiman. A comparison between unscented Kalman filter and spline approximation method in smoothing the flight data // Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLIX Гагаринские чтения. - 11-14 апреля 2023 г. - Москва.: Изд-во «Перо», 2023. - С.888-889.
 10. Дхиман г., Горо с. Сравнение эффективности различных методов управления сверхзвуковым самолетом при наличии шума и неопределенностей //Сборник тезисов работ 2-ой Международной научно-технической конференции “Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения”. 29 августа-3 сентября 2023 г.- Москва.: Изд-во «Перо», 2023. - С. 201-204.
 11. Goro Sekou, Dhiman Gaurav, Quispe Mendoza. Improving the design and control of drones used on farms // Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII Гагаринские чтения. - 12-15 апреля 2022 г. - Москва.: Изд-во «Перо», 2022. - С.805-806. - URL: <https://gagarin.mai.ru/files/2022/abstracts2022.pdf>
 12. Горо С., Корсун О.Н. Сравнительный анализ сплайн-аппроксимации и Калмановской фильтрации в задаче сглаживания полетных данных // Сборник тезисов работ 1-ой Международной научно-технической конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения». - 29 августа-9 сентября 2022 г. - Москва.: Изд-во «Перо», 2022. - С. 14-15.