

На правах рукописи
УДК 629.7.01



Моунг Хтанг Ом

**МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
КОЭФФИЦИЕНТОВ И СИЛЫ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЗДУШНЫХ
СУДОВ С УЧЕТОМ НЕБЛАГОПРИЯТНЫХ ФАКТОРОВ ЛЕТНОГО
ЭКСПЕРИМЕНТА**

Специальность 2.5.16.

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени

доктора технических наук

Москва – 2025

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

Научный консультант: - **Корсун Олег Николаевич**, доктор технических наук, профессор, Руководитель научно-образовательного центра Федерального автономного учреждения «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», профессор кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» МАИ.

Официальные оппоненты: - **Левицкий Сергей Владимирович**, доктор технических наук, профессор, ведущий инженер-конструктор Публичного акционерного общества «Яковлев»;

- **Неусыпин Константин Авенирович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой ИУ-1 «Автоматическое управление» Московского государственного технического университета имени Н. Э. Баумана;

- **Бронников Андрей Михайлович**, доктор технических наук, доцент, главный конструктор тематического направления Акционерного общества Московский научно-производственный комплекс «Авионика» имени О.В. Успенского.

Ведущая организация: - **Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации» (ГосНИИ ГА)**, ул. Михалковская, д. 67, корп. 1, г. Москва, Российская Федерация, 125438.

Защита состоится «12» февраля 2026 г. в 15:00 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, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: https://mai.ru/events/defence/doctor/?ELEMENT_ID=186392

Автореферат диссертации разослан «___» _____ 2025 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять 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: Повышение точности и достоверности математических моделей летательных аппаратов (ЛА) является критической задачей на всех этапах их жизненного цикла. Особое значение при этом имеет точность математических моделей, в первую очередь моделей аэродинамических коэффициентов и тяговых характеристик двигателей. Эффективным инструментом повышения точности и достоверности таких моделей являются методы идентификации систем на основе данных лётных испытаний.

Однако практическая реализация идентификации в условиях реальных лётных испытаний сопряжена с рядом фундаментальных проблем, а именно:

- систематические погрешности моделей, возникающие из-за несоответствия между принятыми математическими описаниями (самолёта, измерительных систем, шумов) и реальными физическими процессами, приводят к смещению оценок идентифицируемых параметров;
- некорректность задачи идентификации, обусловленная её чувствительностью к малым изменениям входных данных, что особенно критично при наличии систематических ошибок измерений.

Таким образом, имеет место фундаментальное противоречие, заключающееся в том, что классическая теория идентификации предполагает адекватность моделей измерений и внешней среды, в то время как практика лётных испытаний неизбежно связана с существенными систематическими погрешностями, неконтролируемыми атмосферными возмущениями, корреляцией помех с полезным сигналом и отказами датчиков. Это требует разработки новых методов и алгоритмов, обеспечивающих устойчивость процедуры идентификации к погрешностям измерений; минимизацию систематических смещений оценок параметров и повышение точности моделей в условиях ограниченного объёма экспериментальных данных. Решение этих задач представляет значительный научный и практический интерес как для развития теории идентификации динамических систем, так и для совершенствования методик лётных испытаний, что и определяет актуальность настоящего диссертационного исследования.

Степень разработанности: Анализ публикаций российских авторов, таких как А.В. Ефремов, В.Н. Овчаренко, Б.К. Поплавский, С.Г. Баженов, Ю.Б. Кулифеев, О.Н. Корсун и В.Н. Евдокименков, а также зарубежных авторов, включая Vladislav Klein (Владислав Кляйн), Ravindra Jategaonkar (Равиндра Джатегонкар), Jared A. Grauer (Джаред А. Грауэра) и Eugene A. Morelli (Юджина А. Морелли), позволил выявить основные особенности и обосновать комплекс методов и алгоритмов для идентификации параметров и оценки достоверности математических моделей воздушных судов на основе анализа полётных данных.

Несмотря на эти достижения, сохраняется потребность в эффективной системе методов, способной комплексно учитывать влияние неблагоприятных для идентификации факторов лётного эксперимента. Предлагаемое исследование восполняет этот пробел путём разработки, в рамках системного подхода, комплексной методологии, включающей: методы коррекции погрешностей измерений; алгоритмы восстановления аэродинамических углов при отказах датчиков; процедуры идентификации ветра и проверки согласованности аэрометрических параметров; метод отдельной идентификации тяги и сопротивления с оптимизацией тестовых воздействий; частотно-временной алгоритм для нелинейных систем; оригинальный подход к выявлению коррелированных помех.

Научная проблема заключается в необходимости преодоления фундаментального противоречия между требованиями высокой точности и достоверности результатов идентификации аэродинамических характеристик и тяги двигателей по данным лётных испытаний и принципиальной сложностью достижения этой точности в рамках существующего методологического аппарата в условиях действия комплекса неблагоприятных для проведения идентификации факторов лётного эксперимента. Причина указанного противоречия заключается в априорных отличиях моделей летательного аппарата, системы бортовых измерений, воздушной среды от реальных объектов. Это противоречие проявляется в смещении оценок прежде всего из-за систематических погрешностей и коррелированных с полезным сигналом помех; в принципиальной некорректности задачи отдельной идентификации сил тяги и сопротивления. Следует отметить, что источником систематических рассогласований между выходными сигналами моделей идентификации и реальными объектами могут быть не только собственно погрешности измерений, но и структурные несоответствия моделей идентификации, например, аэродинамике самолета, а также неверные модели воздушной среды, например, ветер и статические характеристики атмосферы. Таким образом, проблема имеет системный характер и требует нового методологического подхода.

Целью настоящей диссертационной работы является разработка и теоретическое обоснование комплексной системы методов и алгоритмов идентификации, обеспечивающей определение аэродинамических коэффициентов и силы тяги двигателей в условиях воздействия неблагоприятных факторов лётного эксперимента.

Объект исследования: Объектом исследования является процесс идентификации параметров математической модели пространственного движения летательного аппарата в условиях воздействия комплекса неблагоприятных факторов лётного эксперимента.

Предмет исследования: Предметом исследования являются методы и алгоритмы идентификации, обеспечивающие повышение точности и достоверности оценивания параметров математической модели движения самолета и состояния среды (включая аэродинамические коэффициенты, силу тяги и сопротивление, проекции скорости ветра, атмосферные параметры) в условиях систематических погрешностей измерений, атмосферных возмущений, коррелированных помех и отказов датчиков.

Научная новизна результатов: В ходе исследования получены следующие результаты, обладающие существенной новизной и представляющие собой решение сформулированной научной проблемы:

- разработан алгоритм обнаружения динамических погрешностей бортовых измерений летательных аппаратов, использующий параметрическую идентификацию и основанный на априорно верном утверждении, что корректные измерения основных параметров полета должны удовлетворять уравнениям пространственного движения самолета как твердого тела;
- разработан алгоритм определения трёх проекций скорости ветра в реальном масштабе времени, основанный на интеграции данных спутниковой навигации и бортовых датчиков аэродинамических углов;
- разработан алгоритм восстановления углов атаки и скольжения при отказах или отсутствии датчиков аэродинамических углов, то есть углов атаки и скольжения, на основе интеграции данных навигационной системы (три проекции скорости в земной нормальной системе координат, углы ориентации) и априорных значений коэффициентов аэродинамических сил с использованием параметрической идентификации;
- предложен метод раздельной идентификации силы тяги двигателей и силы аэродинамического сопротивления самолета на основе данных летных испытаний, не требующий использования газодинамических моделей двигателя или дополнительных датчиков, в котором применяется специальный алгоритм сглаживания для подавления влияния случайных погрешностей измерений;
- предложен алгоритм формирования тестового входного сигнала для задачи раздельного определения силы тяги двигателей и силы аэродинамического сопротивления, использующий оптимальное управление;
- разработан метод идентификации параметров нелинейных динамических систем, сочетающий моделирование во временной области с минимизацией функционала в частотной области, что позволяет эффективно снижать влияние погрешностей с известными частотными свойствами;

- разработан алгоритм обнаружения коррелированных помех при параметрической идентификации нелинейных динамических систем, создающих смещения оценок идентификации, основанный на специальном приеме - имитации сдвига входного сигнала во времени.

Теоретическая значимость: Теоретическая значимость работы заключается в развитии методов параметрической идентификации для условий, характеризующихся систематическими погрешностями измерений, коррелированными помехами и отказами датчиков, что расширяет возможности практического применения теории идентификации в условиях лётного эксперимента. Полученные в работе следующие научные результаты вносят вклад в развитие теории идентификации моделей летательных аппаратов по полетным данным:

- сформулированы основы нового методологического подхода к построению алгоритмов идентификации, устойчивых к систематическим погрешностям измерений и коррелированным помехам. В отличие от классических методов, ориентированных на уменьшение влияния случайных погрешностей, предложенная методология направлена на подавление систематических смещений оценок, что является существенно новой задачей;
- разработана и обоснован новый метод частотно-временной идентификации нелинейных динамических систем, сочетающая моделирование во временной области с минимизацией целевого функционала в частотной области. Данный подход расширяет теоретический аппарат идентификации за счёт эффективного учёта априорной информации о спектральных характеристиках шумов и погрешностей;
- впервые сформулирована и решена задача обнаружения коррелированных помех — фундаментальной причины смещения оценок, ранее не получавшей системного решения. Предложенный алгоритм на основе «искусственного временного сдвига входного сигнала» представляет собой новый класс методов диагностики моделей и вносит вклад в теорию планирования эксперимента и анализа чувствительности;
- предложена методика решения известной некорректной задачи отдельной идентификации сил тяги и аэродинамического сопротивления, позволяющая получать оценки без привлечения газодинамических моделей двигателя за счёт использования оптимальных тестовых воздействий. Данный подход вносит важный практический вклад в методику лётных испытаний, обеспечивая возможность отдельного определения сильно коррелированных параметров.

Практическая значимость: Практическая значимость работы определяется завершённостью, готовностью к внедрению разработанных методов и алгоритмов. Ключевые результаты, внедрение которых обеспечивает значительный практический эффект, заключаются в разработке комплекса алгоритмов, обеспечивающих обнаружение динамических погрешностей бортовых измерений, оценку скорости ветра, восстановление аэродинамических углов при отказах датчиков и проверку корректности аэрометрических данных. Это позволяет исключить возможные погрешности на этапе предварительной обработки данных, уменьшить объёмы испытаний и повысить достоверность последующего анализа;

Методология и методы исследования: В работе использованы методы динамики полёта, теории управления, теории идентификации динамических систем, оптимизации, математической статистики.

Личный вклад автора: В ходе выполнения диссертационных исследований автор, в тесном взаимодействии с научным консультантом, самостоятельно и системно выполнил все ключевые этапы работы, включающие: глубокий анализ современного состояния научной проблемы, существующих моделей, методов и алгоритмов; формулировку направлений исследования и постановку конкретных исследовательских задач; разработку оригинальных алгоритмов идентификации с их последующей реализацией в программном обеспечении; проведение подробных численных экспериментов и всесторонний анализ полученных результатов; подготовку и оформление докладов, научных статей на русском и английском языках, а также презентационных материалов; активное участие в научных конференциях.

Автор выражает глубокую признательность своему научному консультанту, доктору технических наук, профессору Корсуну Олегу Николаевичу, за всестороннюю поддержку и ценные рекомендации.

Положения, выносимые на защиту: На защиту выносятся следующие положения, отражающие основные научные результаты диссертационного исследования:

- правила практического выполнения идентификации параметров воздушного судна по полётным данным с учётом влияния неблагоприятных факторов лётного эксперимента;
- алгоритм обнаружения динамических погрешностей бортовых измерений летательных аппаратов, основанный на параметрической идентификации и комплексной обработке полетных данных, основанный на уравнениях пространственного движения твёрдого тела;
- алгоритм оценивания трёх проекций скорости ветра, основанный на параметрической идентификации с использованием данных, полученных от спутниковой навигационной системы и бортовых датчиков, при котором

применение скользящего окна малой длительности позволяет получить оценки в квазиреальном масштабе времени;

- алгоритм восстановления аэродинамических углов при отказах или отсутствии датчиков углов атаки и скольжения на основе интеграции данных навигационной системы (три проекции скорости, углы ориентации) и априорных значений коэффициентов аэродинамических сил с использованием параметрической идентификации;
- методические рекомендации по определению скоростного напора, основанная на сравнении двух методов определения плотности воздуха в летных экспериментах: использования стандартной атмосферы и бортовых измерений статического давления и температуры;
- метод раздельной идентификации силы тяги двигателей и силы аэродинамического сопротивления самолета на основе данных летных испытаний, не требующий использования газодинамических моделей двигателя или дополнительных датчиков, при котором предлагается специальный тестовый маневр и алгоритм сглаживания случайных погрешностей измерений для повышения обусловленности задачи идентификации и улучшения точности оценок;
- алгоритм формирования тестового манёвра, основанный на применении методов оптимального управления, обеспечивающий высокую точность раздельной оценки сил тяги двигателей и аэродинамического сопротивления (погрешность порядка 0,3% по данным моделирования при отсутствии шумов), а также устойчивость к вариациям формы управляющего сигнала;
- метод идентификации параметров динамических систем, сочетающий моделирование в временной области с минимизацией функционала в частотной области, что позволяет снижать влияние погрешностей точность оценок идентификации путем выбора информативных частотных диапазонов;
- подход к численному дифференцированию, основанный на комбинировании результатов трёх методов, что обеспечивает повышение точности оценок производных за счёт взаимной компенсации недостатков отдельных методов;
- алгоритм обнаружения коррелированных помех при параметрической идентификации нелинейных динамических систем, создающих смещения оценок идентификации, основанный на специальном приеме - имитации сдвига входного сигнала во времени;
- методика экспериментальной проверки правильности бортовых аэрометрических измерений путем сравнения с теоретических расчётных формул барометрических параметров.

Степень достоверности: Достоверность результатов всей работы обеспечивается корректностью применения современных методов идентификации и математической статистики, тщательным подтверждением полученных теоретических результатов численными экспериментами, а также сравнением с известными результатами, полученными ранее другими авторами.

Апробация результатов: Основные положения и результаты доложены и обсуждены на следующих конференциях: XII Всероссийская Научно-Техническая Конференция «Научные чтения по Авиации посвящённые памяти Н.К.Жуковского», 16-17 апреля 2015 г.; Восьмой Международный Аэрокосмический Конгресс IAC'15 посвящается 50-летию первого выхода человека в открытий космос и 70-летию организации объединённых наций, 28-31 августа 2015 г.; XIII Всероссийская Научно-Техническая Конференция, МГТУ им.Н.Э.Баумана; XII Интернациональный симпозиум «Интеллектуальные системы» INTELS'16, 5-7 октября 2017 г.; Семинар «Системный анализ 2017», МТИ, 14 февраля 2017 г.; 2019 Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics (MEA 2019); 2020 Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics (MEA2020); International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2021 (ICASSE 2021); XV Всероссийской научно-технической конференции «ИНЖЕНЕРНО-ФИЗИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ НОВОЙ ТЕХНИКИ»; 1st International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2022); International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2023 (ICASSE 2023); 2nd International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2023); 2024 Всероссийской школы-семинара «Системный анализ и обработка данных в психологии и образовании»; International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2024 (ICASSE 2024); 3rd International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2024).

Публикации: Основные научные результаты диссертационного исследования опубликованы в 46 работах, включая рецензируемые статьи и монографии. Среди них 13 научных статей в журналах из перечня ВАК, в том числе 11 статей по специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов, из которых 4 индексируются в международных базах Scopus, и 2 статьи в журналах ВАК по смежным специальностям. Также представлены 18 публикаций, индексируемых в Scopus и Web of Science, включая 4 научные статьи в зарубежных изданиях, индексируемых в Scopus и приравниваемых к перечню ВАК категории K1, и 14 материалов международных конференций, индексируемых в Scopus и Web of Science. Кроме того, имеется 1 публикация в зарубежном научном издании и 5 материалов международных и всероссийских научных конференций. Также опубликовано 9 монографий, в том числе одна на английском языке, переведенная на 8 других иностранных языков.

Структура и объем работы: Диссертация структурно организована в виде введения, шести тематических глав, заключения и списка литературы. Работа объемом 373 страницы содержит 80 иллюстраций (графики, схемы, диаграммы), 36 таблицы, систематизирующих полученные данные и приведён библиографический список из 220 источников.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Первая глава посвящена комплексному анализу и систематизации методов идентификации параметров математических моделей воздушных судов. Исследование охватывает теоретические основы, практические алгоритмы и методологические подходы, направленные на повышение точности аэродинамических моделей на основе данных лётных экспериментов. Детально проанализированы классические методы параметрической идентификации. Метод наименьших квадратов исследован в контексте оценки параметров линейных и нелинейных систем, показаны его преимущества, заключающиеся в выполнении вычислений за один шаг без необходимости повторных итераций, а также в независимости от временной последовательности данных. Одновременно выявлены ограничения метода, связанные с высокой чувствительностью к погрешностям измерений регрессоров. Метод максимального правдоподобия рассмотрен как обобщение взвешенного метода наименьших квадратов, обеспечивающее асимптотически эффективные оценки за счет учета статистических свойств шумов измерений. Для нелинейных динамических систем проанализирован дискретно-непрерывный метод идентификации на основе расширенного фильтра Калмана, позволяющий осуществлять совместную оценку состояния и параметров в условиях воздействия атмосферной турбулентности. Особое внимание уделено современным алгоритмическим подходам, включая методы выходных ошибок и фильтрации ошибок, а также перспективным направлениям с использованием искусственных нейронных сетей. Систематизированы преимущества и ограничения каждого метода применительно к задачам идентификации аэродинамических характеристик в различных режимах полета.

Во второй главе диссертации сформирована комплексная методология практической идентификации математических моделей авиационных систем. Методология включает четыре основных этапа: подготовку и анализ исходных данных, организацию экспериментальных исследований, процедуру идентификации и верификации, завершающий этап работ. Практическая реализация методологии показала возможность успешного решения большинства задач с использованием стандартных методических подходов.

В рамках методологии представлены и проанализированы в диссертации две математические модели пространственного движения летательного аппарата. Для

режимов полета с линейными аэродинамическими характеристиками рекомендована упрощенная модель с допущением о совпадении осей связанной системы координат с главными осями инерции. Для случаев, когда аэродинамические коэффициенты демонстрируют существенную нелинейность, применяется усовершенствованная математическая модель, учитывающая центробежный момент инерции J_{xy} . Данная модель обеспечивает более точное описание сложного пространственного движения за счет учета перекрестных инерционных связей между каналами управления.

Особое внимание уделено выбору типа входного сигнала для задач идентификации. Рекомендованы многоступенчатые тестовые сигналы с неравномерными временными интервалами, обеспечивающие широкополосный спектр в пределах рабочего диапазона частот системы (≤ 1 Гц). Такие сигналы оптимально возбуждают динамические свойства объекта и обеспечивают достоверную идентификацию параметров.

Сформулированы комплексные методические требования к исходным данным для параметрической идентификации систем управления летательных аппаратов. Требования включают: геометрические характеристики самолета, инерционно-массовые и центровочные характеристики, характеристики двигателей, датчиков и системы управления, а также эксплуатационные ограничения. Особое внимание уделено требованиям к измерительной системе. Определен перечень из 36 регистрируемых параметров, необходимых для построения адекватных математических моделей движения воздушного судна. Установлена оптимальная частота регистрации сигналов - 16-32 Гц. Приведены формулы для расчета поправок к измерениям перегрузок, углов атаки и скольжения, обусловленных выносом датчиков относительно центра масс. Разработаны методические рекомендации по проведению летного эксперимента, включающие выбор режимов полета, видов маневров и формы входных сигналов. Показана реализуемость необходимого объема летных экспериментов в рамках стандартных испытательных программ. Особое значение придается верификации математической модели измерительно-регистрирующего комплекса, направленной на выявление динамических погрешностей. Реализация предложенной методологии позволяет эффективно уточнять банки аэродинамических данных летательных аппаратов в различных режимах полета, что способствует повышению точности математических моделей, используемых для проектирования и отработки систем управления.

В третьей главе обоснована необходимость и предложены методические решения, направленные на повышение точности моделирования и надёжности летных испытаний авиационной техники. В разделе 3.1 изложены алгоритмические

и методические подходы к решению задачи выявления динамических погрешностей в бортовых измерениях. Раздел 3.2 посвящён разработке алгоритма определения трёх проекций скорости ветра на основе интеграции данных бортовых датчиков и спутниковых навигационных систем. В разделе 3.3 предложен алгоритм восстановления углов атаки и скольжения при отсутствии или отказах специализированных датчиков. Наконец, в разделе 3.4 представлены методики вычисления скоростного напора и проанализированы типовые ошибки.

Разработка алгоритма обнаружения динамических погрешностей бортовых измерений летательных аппаратов на основе параметрической идентификации и комплексной обработки полетных данных

В данном разделе разработан метод выявления динамических погрешностей бортовых измерений на основе параметрической идентификации и комплексной обработки полетных данных. В основе подхода лежит система уравнений пространственного движения, устанавливающая строгие аналитические связи между основными параметрами полета и не требующая априорного знания аэродинамических коэффициентов. Разработанный метод позволяет обнаруживать и корректировать скрытые погрешности, включая временные задержки и другие артефакты.

Модель объекта в векторной форме имеет вид,

$$y'(t) = f(y(t), a, u(t)), \quad (1)$$

где $y(t), u(t)$ – векторы выходных и входных сигналов; a – вектор параметров.

В данном случае вектор $y(t)$ состоит из сигналов $\alpha(t), \beta(t), V(t), v(t), \gamma(t)$. Вектор входных сигналов $u(t)$ включает измеренные в полётных условиях такие параметры, как угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ и перегрузок n_x, n_y, n_z . На основе измеренных параметров $\alpha(t), \beta(t), V(t), v(t), \gamma(t)$ определяются начальные условия $y(t_0)$ в момент времени t_0 , соответствующем началу анализируемого участка полёта.

Прямое применение численного интегрирования к системе дифференциальных уравнений в связи с наличием трендов на выходах интеграторов. Для компенсации указанного эффекта предлагается ввести вектор оцениваемых параметров $a^T = [C_{\omega_x} C_{\omega_y} C_{\omega_z} C_{n_x} C_{n_y} C_{n_z}]$, учитывающий постоянные составляющие погрешностей измерений входных сигналов: угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ и перегрузок n_x, n_y, n_z .

Вектор наблюдений принимает следующий вид:

$$z^T(t) = [\alpha(t), \beta(t), V(t), v(t), \gamma(t)] \quad (2)$$

Для нахождения оценок применяется метод максимума правдоподобия. Данный подход также учитывает расположение датчиков и динамические эффекты вращательного движения.

$$\begin{aligned}\Delta n_x &= \frac{1}{g} \left((\omega_y^2 + \omega_z^2) x_0 - \omega_x \omega_y y_0 - \omega_z \omega_x z_0 + \frac{d\omega_z}{dt} y_0 - \frac{d\omega_y}{dt} z_0 \right), \\ \Delta n_y &= \frac{1}{g} \left((\omega_z^2 + \omega_x^2) y_0 - \omega_y \omega_z z_0 - \omega_x \omega_y x_0 - \frac{d\omega_z}{dt} x_0 + \frac{d\omega_x}{dt} z_0 \right), \\ \Delta n_z &= \frac{1}{g} \left((\omega_x^2 + \omega_y^2) z_0 - \omega_z \omega_x x_0 - \omega_y \omega_z y_0 + \frac{d\omega_y}{dt} x_0 - \frac{d\omega_x}{dt} y_0 \right),\end{aligned}\quad (3)$$

где x_0, y_0, z_0 - координаты датчиков в связанной системе с началом координат в центре масс самолета.

Поправки к измерениям углов атаки и скольжения, обусловленные выносом датчиков относительно центра масс, вычисляются по формулам,

$$\Delta \alpha_{ucm} = \frac{\omega_z}{V} x_\alpha - \frac{\omega_x}{V} z_\alpha + \frac{\partial \phi_{um}}{\partial n_y} \left(n_y - 1 + \frac{\dot{\omega}_z x_\alpha}{g} \right), \quad (4)$$

$$\Delta \beta_{ucm} = \frac{\omega_y}{V} x_\beta - \frac{\omega_x}{V} y_\beta, \quad (5)$$

где $x_\alpha, x_\beta, z_\alpha, y_\beta$ - координаты датчиков в связанной системе с началом координат в центре масс самолета, м; V - истинная воздушная скорость полета, м/с; ϕ_{um} - угол отклонения штанги, на которой установлен датчик угла атаки, градус (для бортовых датчиков последнее слагаемое (4) равно нулю).

Разработанный алгоритм обеспечивает комплексную оценку не только постоянных, но и динамических погрешностей измерений угловых скоростей и перегрузок, что подтверждено обработкой данных испытаний современных самолётов.

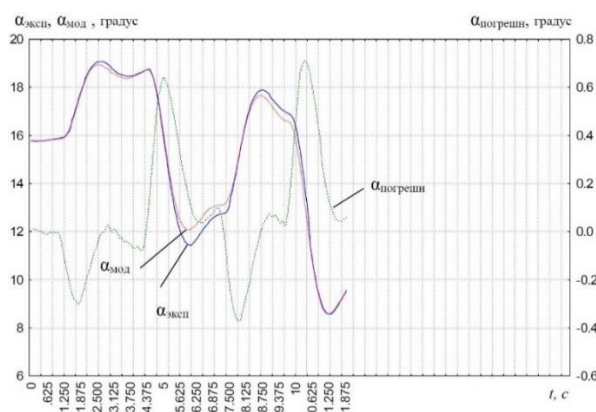


Рисунок 1 – Вычисление погрешности измерения угла атаки $\alpha_{погрешн}$, обусловленной выносом датчика относительно центра масс. Сравнение угла атаки, измеренного в летном эксперименте $\alpha_{эксп}$ и вычисленного в модели $\alpha_{мод}$

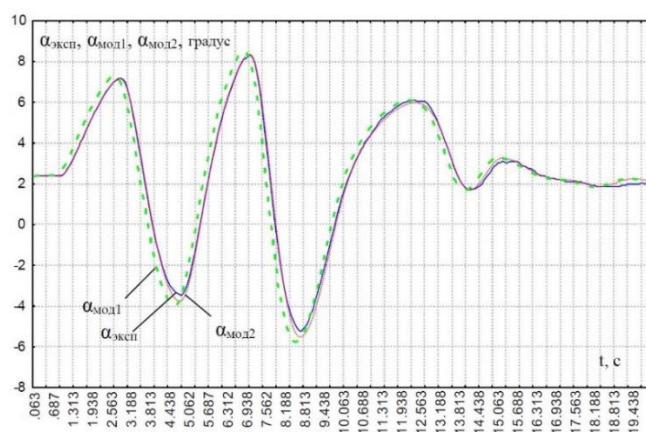


Рисунок 2 – иллюстрирует выявление временного запаздывания в измерениях угла атаки ($\alpha_{\text{эксп}}$) путём сопоставления с модельными данными: $\alpha_{\text{мод1}}$ – исходная модель (без учёта задержки); $\alpha_{\text{мод2}}$ – скорректированная модель (с компенсацией временного сдвига)

После учета фильтра в модели достигнуто высокое соответствие ($\alpha_{\text{мод2}}$). Выявленная погрешность может влиять на анализ полетных данных, в частности на построение зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки $c_y(\alpha)$, где c_{ye} определяется по формуле, которая верна при условии $\beta \approx 0$:

$$c_{ye}(t_i) = \frac{(n_y(t_i) \cos \alpha(t_i) + n_x(t_i) \sin \alpha(t_i)) m g - P \sin(\alpha(t_i) + \varphi_{\partial v})}{q S} \quad (6)$$

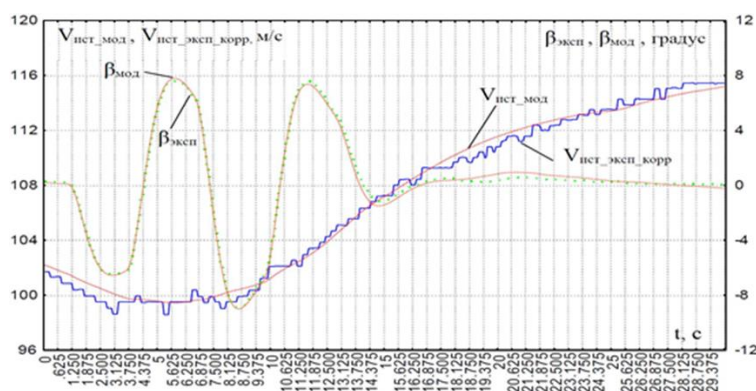


Рисунок 3 – Анализ согласованности эксперимента и модели после коррекции скоростных параметров

Представленный подход обеспечивает возможность послеполётного анализа погрешностей измерения ключевых параметров, критически важных для обеспечения безопасности полётов.

Разработка алгоритма определения трёх проекций скорости ветра в реальном масштабе времени на основе данных спутниковой навигации и барометрических измерений

В данном разделе разработан и обоснован алгоритм определения трёх проекций скорости ветра в квазиреальном времени. В основе алгоритма лежит комплексная обработка данных спутниковой навигации, измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения в рамках единой математической модели

движения. Решение обратной задачи оценивания параметров реализовано с применением метода максимального правдоподобия в скользящем временном окне длительностями 1.0 с и 0.5 с, что обеспечивает высокое быстродействие. Экспериментальная проверка подтвердила точность оценок в пределах 5% для горизонтальных и 10% для вертикальной составляющих при различных режимах полёта, включая сложные пространственные маневры.

Математическая связь между регистрируемыми параметрами и искомыми проекциями скорости ветра выражается следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned} V_{xg_a}(t_i) &= V_{xg_CHC}(t_i) - W_{xg} \\ V_{yg_a}(t_i) &= V_{yg_CHC}(t_i) - W_{yg} \\ V_{zg_a}(t_i) &= V_{zg_CHC}(t_i) - W_{zg} \end{aligned} \quad (7)$$

где: $V_{xg_CHC}, V_{yg_CHC}, V_{zg_CHC}$ - измеренные спутниковой навигационной системой (СНС) проекции скорости летательного аппарата в нормальной земной системе координат; W_{xg}, W_{yg}, W_{zg} - определяемые в процессе идентификации проекции скорости ветра в той же системе координат.

Модуль воздушной скорости V_a определяется через его составляющие в связанной системе координат $V_{xg_a}, V_{yg_a}, V_{zg_a}$ с использованием следующего соотношения:

$$V_a(t_i) = \sqrt{V_{xg_a}^2(t_i) + V_{yg_a}^2(t_i) + V_{zg_a}^2(t_i)} \quad (8)$$

Для перехода к связанным осям используем соответствующую матрицу направляющих косинусов, зависящую от трех углов Эйлера: тангажа, крена и рыскания, то есть углов ориентации, связанной системы координат:

$$\begin{bmatrix} V_{x_a} \\ V_{y_a} \\ V_{z_a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} V_{xg_a} \\ V_{yg_a} \\ V_{zg_a} \end{bmatrix} \quad (9)$$

В частности, угол атаки рассчитывается как отношение нормальной составляющей скорости к продольной, тогда как угол скольжения определяется через отношение боковой составляющей к модулю полного вектора скорости.

$$\begin{aligned} \alpha_u(t_i) &= -\arctg\left(\frac{V_{y_a}(t_i)}{V_{x_a}(t_i)}\right), \\ \beta_u(t_i) &= -\arcsin\left(\frac{V_{z_a}(t_i)}{V_a(t_i)}\right), \end{aligned} \quad (10)$$

где $\alpha_u(t_i), \beta_u(t_i)$ - значения углов атаки и скольжения.

Модель наблюдения учитывает характеристики бортовых датчиков, что позволяет согласовать теоретические расчеты с реальными измеряемыми параметрами. Модель наблюдения имеет вид:

$$\begin{aligned}
z_1(t_i) &= V_a(t_i) + C_v + \xi_v(t_i), \\
z_2(t_i) &= K_\alpha \alpha_u(t_i) + C_\alpha + \xi_\alpha(t_i), \\
z_3(t_i) &= K_\beta \beta_u(t_i) + C_\beta + \xi_\beta(t_i),
\end{aligned} \tag{11}$$

где C_v, C_α, C_β - аддитивные погрешности аэрометрических измерительных каналов воздушной скорости, углов атаки и скольжения; K_α, K_β - коэффициенты мультипликативных погрешностей измерения углов атаки и скольжения; $\xi_v(t_i), \xi_\alpha(t_i), \xi_\beta(t_i)$ - случайные погрешности аэрометрических измерений, которые традиционно считают случайными независимыми величинами, имеющими нормальное распределение с нулевыми математическими ожиданиями и известной ковариационной матрицей.

Таким образом, идентификация параметров выполняется для получения оценок следующих значений, т.е. трех проекций скорости ветра, которые являются элементами вектора $a^T = [W_{xg} \ W_{yg} \ W_{zg}]$.

Для идентификации применяется метод максимума правдоподобия. В работе проведен анализ точности определения скорости ветра при выполнении различных маневров: "бочка" (полный оборот вокруг продольной оси), "дача" (резкое изменение тангажа), "змейка" (последовательные изменения курса) и "змейка с вертикальной составляющей" (комбинация курсовых и тангажных изменений). Для каждого маневра исследовалось влияние длительности обработки данных и размера скользящего окна на точность оценок. Результаты проведенного для маневра «змейка с вертикальной составляющей», показаны на рисунках 4 и 5.

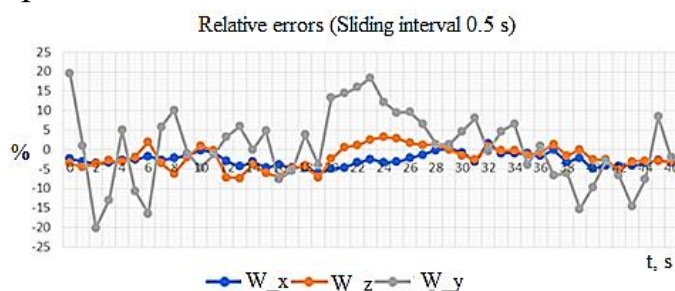


Рисунок 4 – Анализ относительных погрешностей определения трёх проекций скорости ветра для скользящего окна 0.5 с

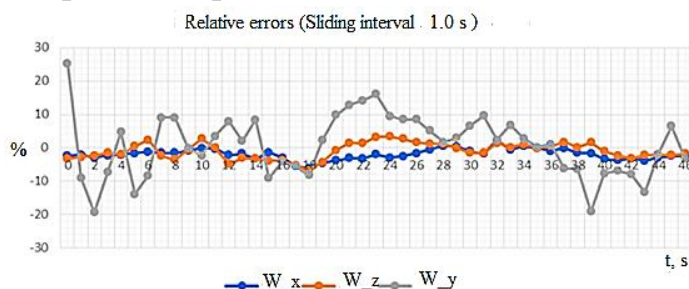


Рисунок 5 – Анализ относительных погрешностей определения трёх проекций скорости ветра для скользящего окна 1.0 с

Результаты демонстрируют, что предложенный метод оценки трёх проекций скорости ветра обеспечивает погрешности горизонтальных компонент до 5%, а вертикальной — до $\pm 10\%$ в течение манёвра. Длительность скользящего окна обработки (0.5 с или 1.0 с) оказывает незначительное влияние (различия 2-3%). Метод показал устойчивую работу на различных манёврах.

Разработка алгоритма восстановления аэродинамических углов при отсутствии соответствующих датчиков

В данном разделе разработан алгоритм восстановления аэродинамических углов летательного аппарата без использования специализированных датчиков. Особенностью подхода является использование процедуры параметрической идентификации, которая автоматически определяет скорость ветра и корректирует погрешности аэродинамической модели.

Предлагаемый алгоритм основывается на линейной модели для коэффициентов подъемной и боковой аэродинамических сил. Исходные данные включают: пространственные проекции вектора скорости, угловое положение аппарата (крен, тангаж, рыскание), барометрические параметры для определения характеристик воздушной среды, величину воздушной скорости.

Ключевое допущение метода заключается в применении линейной аппроксимации для аэродинамических коэффициентов подъемной и боковой сил.

$$\begin{aligned} Y_a &= qS(C_{y0} + C_y^a \alpha) \\ Z_a &= qS(C_z^b \beta) \end{aligned}, \quad (12)$$

Уравнения для углов атаки и скольжения, которые вычисляются на основе данных СНС принимают следующий вид:

$$\begin{aligned} \alpha_N(t_i) &= -\arctg\left(\frac{V_{y_a}(t_i)}{V_{x_a}(t_i)}\right), \\ \beta_N(t_i) &= \arcsin\left(\frac{V_{z_a}(t_i)}{V_a(t_i)}\right), \end{aligned} \quad (13)$$

где $\alpha_N(t_i), \beta_N(t_i)$ — оценки углов атаки и скольжения по данным навигационной системы.

Учитывая, что аэродинамические силы традиционно анализируются в скоростной системе координат, первоначально выполняется преобразование проекций перегрузок из связанной системы координат в скоростную с использованием соответствующей матрицы перехода.

$$\begin{aligned} n_{x_a} &= n_x \cos \alpha \cos \beta - n_y \sin \alpha \cos \beta + n_z \sin \beta, \\ n_{y_a} &= n_x \sin \alpha + n_y \cos \alpha, \\ n_{z_a} &= n_x \cos \alpha \sin \beta + n_y \sin \alpha \sin \beta + n_z \cos \beta, \end{aligned} \quad (14)$$

где n_x, n_y, n_z — перегрузки в связанной в системе координат, измеряемые бортовыми датчиками перегрузок.

Для краткости примем $\phi_{\partial\theta} = 0$, то есть $\cos\phi_{\partial\theta} = 1$, а также введём индекс АДХ, указывающий на зависимость от аэродинамических характеристик.

$$\begin{aligned}\alpha_{\text{АДХ}} &= \frac{mg \cdot n_{y-a} - qSC_{y0}}{qSC_y^a + P}, \\ \beta_{\text{АДХ}} &= \frac{mg \cdot n_{z-a}}{qSC_z^b - P}.\end{aligned}\tag{15}$$

Формула (15) позволяет получить оценки углов атаки и скольжения на основе аэродинамических коэффициентов подъёмной и боковой сил, тяги силовой установки, а также измеряемых бортовой аппаратурой перегрузок в связанной системе координат (14). Таким образом, сформированы два типа оценок углов атаки и скольжения:

- Оценки, основанные на аэродинамических коэффициентах (15), зависящие от воздействия ветрового возмущения.
- Оценки, полученные по данным навигационной системы (13), в которых влияние воздушных потоков не учитывается.

Для применения методов параметрической идентификации требуется преобразовать полученные результаты в соответствующую форму. Это предполагает определение модели объекта, модели измерений и вектора идентифицируемых параметров.

Уточнённая модель измерений формулируется в следующем виде:

$$\begin{aligned}z_1(t_i) &= K_\alpha \alpha_N(t_i) + C_\alpha + \xi_1(t_i), \\ z_2(t_i) &= K_\beta \beta_N(t_i) + C_\beta + \xi_2(t_i), \\ z_3(t_i) &= V_a(t_i) + C_v + \xi_3(t_i),\end{aligned}\tag{16}$$

Также используется метод максимума правдоподобия для идентификации. В ходе верификации алгоритма аэродинамические коэффициенты задавались с преднамеренным внесением погрешностей в диапазоне 15-20%. Компенсация этих погрешностей достигалась за счет процедуры идентификации, включающей одновременное определение мультипликативных и аддитивных корректирующих коэффициентов.

Для исследования характеристик предложенного алгоритма обрабатывались 9 участков полета, выполненных на пилотажном стенде. Разработанный алгоритм восстановления аэродинамических углов подтвердил эффективность в стендовом моделировании с точностью, сопоставимой с прямыми измерениями.

Разработка алгоритма определения атмосферных параметров с учетом свойств атмосферы при сравнении математических моделей аэродинамических коэффициентов с полётными данными

В данной работе решается задача повышения достоверности верификации математических моделей летательных аппаратов путем уточнения определения

атмосферных параметров. Проведено сравнительное исследование двух подходов к определению плотности воздуха: традиционного, основанного на модели стандартной атмосферы, и альтернативного, использующего прямые бортовые измерения давления и температуры. На основе обработки данных летных экспериментов установлено, что применение стандартной атмосферы приводит к систематическим расхождениям в определении плотности, достигающим 7-8%. Полученные результаты обосновывают целесообразность использования методов прямых измерений атмосферных параметров для повышения точности аэродинамических расчетов.

Скоростного напор традиционно вычисляется по формуле $q = (\rho_H V_{ист}^2) / 2$, представленная в большинстве источников. При моделировании движения самолета для сравнения с данными летного эксперимента эту формулу можно использовать двумя способами.

Первый и наиболее распространённый на практике метод определения скоростного напора основан на использовании данных системы бортовых измерений (СБИ), где регистрируются два ключевых параметра: барометрическая высота ($H_{бар}$) и истинная воздушная скорость ($V_{ист}$), вычисляемые системой воздушных сигналов (СВС). Согласно СА, плотность ρ_H рассчитывается по формулам:

$$\rho_H = \frac{P_H}{RT_H}, \text{ где } T_H = T_* + \beta(H - H_*). \quad (17)$$

где H_* , p_* , T_* – значения геопотенциальной высоты, статического давления и абсолютной температуры на нижней границе слоя СА.

Второй подход предполагает устранение указанного недостатка путём подстановки в формулу (17) непосредственно измеренных значений давления $p_{H\ СВС}$ и температуры $T_{H\ СВС}$, полученных от системы воздушных сигналов (СВС).

Результаты лётных экспериментов, показали, что использование стандартной атмосферы (ГОСТ 4401-81) для определения плотности воздуха приводит к значительным погрешностям (до 8%).

В **четвертой главе** обсуждается проблема раздельного определения силы тяги двигателей и аэродинамического сопротивления самолета по полётным данным. В разделе 4.1 предложен новый метод, не требующий использования газодинамических моделей двигателя или специального оборудования. Однако данный подход сталкивается с фундаментальной проблемой высокой корреляции векторов тяги и сопротивления, что приводит к плохой обусловленности задачи. В разделе рассматриваются подходы к преодолению этой проблемы, в частности — выполнение специальных тестовых манёвров и применение методов сглаживания случайных погрешностей с использованием уравнений движения. В разделе 4.2

предложен сформирован новый подход, основанный на синтезе оптимального управления и специальных манёврах полёта.

Разработка метода идентификации тяги двигателя и силы аэродинамического сопротивления по полётным данным со сглаживанием случайных погрешностей измерений

В основе методики лежит уравнение баланса сил. Особое внимание уделено моделированию продольной составляющей тяги силовой установки $P_x(t)$, величина которой определяется текущим режимом работы двигателей, аэродинамическими условиями полета и балансом действующих сил, включая массовые и аэродинамические компоненты. Учет данной составляющей в совокупности с другими силовыми воздействиями обеспечивает корректное моделирование поведения летательного аппарата при различных режимах эксплуатации.

$$P_x(t) = mgn_x(t) + C_x(t)qS, \quad (18)$$

где: $P_x(t)$ – проекция силы тяги; V – воздушная скорость; m – масса самолета; $n_x(t)$ – составляющая вектора перегрузки; $C_x(t)$ – коэффициент продольной аэродинамической силы; S – площадь крыла; $q(t)$ – скоростной напор; ρ_H – плотность воздуха на высоте H .

Исходное выражение (18) преобразуется следующим образом для учета случайных погрешностей измерений:

$$P_x(t) = mgn_x(t) + C_x(t)q(t)S + \varepsilon(t), \quad (19)$$

где: $\varepsilon(t)$ – случайная погрешность измерения параметров полёта.

Предполагается, что скользящий интервал $T = [t_{-m} \dots t_j \dots t_m]$, тяга на скользящем интервале постоянна $P_x(t_j) = \text{const} = P_x(0), \forall t_j \in T$, а сила сопротивления при малом изменении угла атаки:

$$C_x(t_j) = C_x(0) + C_x^\alpha(0)\Delta\alpha(t_j), \forall t_j \in T, \text{ т.е. для } j = -m \dots m,$$

где $P_x(0), C_x(0), C_x^\alpha(0)$ значения параметров в средней точке интервала $[t_{-m} \dots t_m]$, $\Delta\alpha(t_j) = \alpha(t_j) - \alpha(0)$.

Если $\Delta\alpha(t_j) = \Delta\alpha_j$, то получается $C_x(t_j) = C_x(0) + C_x^\alpha(0)\Delta\alpha_j$. Составляющая силы тяги вдоль продольной оси может быть выражена как:

$$P_x(t) = P_{\text{вх}} - P_{\text{вых}} \cos \varphi_{\delta-\varepsilon} + f(\alpha, P_{\text{вых}}), \quad (20)$$

где $\varphi_{\delta-\varepsilon}$ – угол отклонения двигателя, $P_{\text{вх}}$, $P_{\text{вых}}$ – импульсы на входе и выходе двигателя,

$$f(\alpha, P_{\text{вых}}) = P_{\text{вых}} \sin \varphi_{\delta-\varepsilon} \alpha + \frac{1}{2} P_{\text{вых}} \cos \varphi_{\delta-\varepsilon} \alpha^2. \quad (21)$$

Можно видеть, что член $(f(\alpha, P_{\text{вых}}))$ явно зависит от угла атаки и определяется априорным значением выходного импульса, которое должно оцениваться посредством термодинамического моделирования двигателя. Однако при разумных допущениях ошибки, возникающие при исключении этого члена, пренебрежимо малы. Более подробное обсуждение приведено в работе.

Комбинация входного и выходного импульсов дает эффективную тягу,

$$P_{\text{эфф}} = P_{\text{вх}} - P_{\text{вых}} \cos \varphi_{\delta-\varepsilon}. \quad (22)$$

В итоге, система уравнений принимает вид:

$$mg n_x(t_i) = -P_{\text{эфф}} + c_{x0} q(t_i) S + c_x^\alpha \alpha(t_i) q(t_i) S + c_x^{\alpha^2} \alpha^2(t_i) q(t_i) S, \quad (23)$$

где $i = 1 \dots N$, N - количество точек данных в обрабатываемом интервале.

Путем объединения $P_{\text{эфф}}$, c_{x0} , c_x^α и $c_x^{\alpha^2}$ в вектор параметров, оценки его отдельных компонент могут быть получены с использованием метода наименьших квадратов.

Представленная система уравнений относительно неизвестных $P_x(0)$, $C_x(0)$ и $C_x^\alpha(0)$ может быть записана в компактной матричной форме:

$$Za = mgN_x + \varepsilon, \quad (24)$$

$$\text{где } (Z) = \begin{bmatrix} 1 & \dots & -q_{-m}S & \dots & -\Delta\alpha_{-m}q_{-m}S \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & \dots & -q_jS & \dots & -\Delta\alpha_jq_jS \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & \dots & -q_mS & \dots & -\Delta\alpha_mq_mS \end{bmatrix}; a = \begin{bmatrix} P(0) \\ C_x(0) \\ C_x^\alpha(0) \end{bmatrix}; N_x = \begin{bmatrix} n_{x_{-m}} \\ \dots \\ n_{x_j} \\ \dots \\ n_{x_m} \end{bmatrix}; \varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_{-m} \\ \dots \\ \varepsilon_j \\ \dots \\ \varepsilon_m \end{bmatrix}.$$

Анализ полученного уравнения показывает, что при постоянной скорости полета тяга и сопротивление неразличимы. Поэтому требуется выполнить специальный маневр типа пикирования-кабрирования, обеспечивающий при постоянном режиме работы двигателя изменения скорости и, следовательно, скоростного напора. Тогда регрессор при постоянной тяге, равный единице, будет линейно независим по отношению к скоростному напору, который является регрессором при коэффициенте сопротивления.

Вектор оценок $\hat{a}$ параметров модели может быть следующим образом:

$$\hat{a} = (Z^T Z)^{-1} Z^T N_x mg. \quad (25)$$

При условии некоррелированности погрешностей измерений ε_j с нулевым средним и постоянной дисперсией σ_ε^2 , ковариационная матрица оценки вектора параметров $\hat{a}$ вычисляется по следующей формуле:

$$D[\hat{a}] = \sigma_\varepsilon^2 (Z^T Z)^{-1}.$$

где σ_ε^2 - дисперсия ошибки наблюдений, c - матрица, обратная информационной матрице Фишера.

Также был разработан сглаживания стохастических помех, основанный на модели пространственного движения самолета.

Для оценки точности предложенного алгоритма использовалось стендовое моделирование. Проведенные исследования подтверждают, что предложенный метод обеспечивает высокую точность оценок (погрешность $<1\%$) при соблюдении ключевого условия постоянства тяги на участке.

Применение оптимального управления в задаче идентификации коэффициентов тяги и лобового сопротивления

Здесь рассмотрено для формирования специального тестового манёвра на основе оптимального управления. Ключевая идея заключается в изменении скоростного напора за счёт управления в канале тангажа при постоянном режиме работы двигателей, что позволяет улучшить обусловленность задачи идентификации.

В основе этих методов лежит предположение, что управляющие сигналы могут быть представлены в виде суммы линейно независимых функций,

$$u(t) = \sum_{i=1}^m a_i \phi_i(t), \quad (26)$$

где $\phi_i(t)$, $i = \overline{1, m}$ - базисные функции, a_i - коэффициенты разложения.

В данном исследовании для описания входного сигнала использовались кубические сплайны Эрмита. Они определяются значениями функции и её первой производной по времени в узлах сплайна. Значения параметров сплайна (f_j , f_{j+1} , f'_j , f'_{j+1}) определяются путем решения задачи параметрической оптимизации.

На первом этапе исследования необходимо было убедиться в корректной работе алгоритма. Для этого проверялась возможность нахождения управления, обеспечивающего заданный тип изменения скорости. Задача оптимизации решалась для квадратичного функционала относительно заданной воздушной скорости $\bar{V}$, имеющего вид:

$$J = \sum_{i=0}^N (\bar{V}(t_i) - V(t_i))^2. \quad (27)$$

При использовании функционала от абсолютных значений рассогласований был получен хорошее соответствие выходных сигналов (рис.6) при ограниченном по амплитуде и темпу сигнале управления (рис.7).

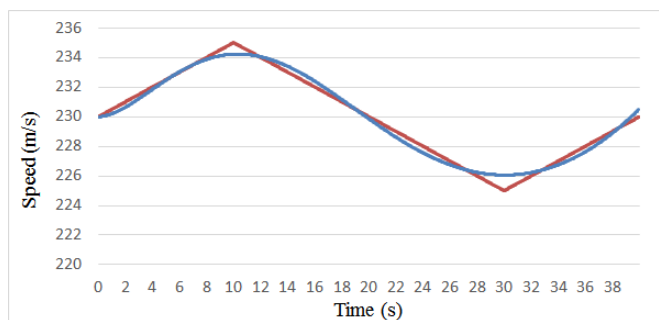


Рисунок 6 – Заданный сигнал воздушной скорости (красная линия) и выход модели (синяя линия)

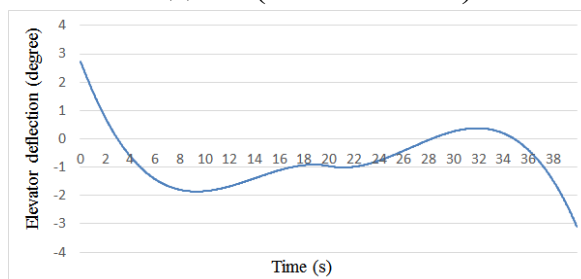


Рисунок 7 – Изменение угла отклонения руля высоты во времени при восстановлении заданного сигнала скорости

После того как была продемонстрирована способность программы подобрать управление, воспроизводящее заданный вид выходного сигнала, можно было перейти к решению основной задачи – формированию управления, которое обеспечит качественную оценку силы тяги и параметров коэффициента силы сопротивления. Функционалы выбраны как функции относительных ошибок при вычислении коэффициентов, так как диагональные элементы ковариационной матрицы, пропорциональные дисперсии оценок параметров.

$$\begin{aligned}
 J_1 &= |P - \hat{P}| + |c_{x0} - \hat{c}_{x0}| + |c_x^\alpha - \hat{c}_x^\alpha| + |c_x^{\alpha^2} - \hat{c}_x^{\alpha^2}|, \\
 J_2 &= (P - \hat{P})^2 + (c_{x0} - \hat{c}_{x0})^2 + (c_x^\alpha - \hat{c}_x^\alpha)^2 + (c_x^{\alpha^2} - \hat{c}_x^{\alpha^2})^2, \\
 J_3 &= (Z^T Z)^{-1}_{11}, \\
 J_4 &= (Z^T Z)^{-1}_{22},
 \end{aligned} \tag{28}$$

где $\hat{P}$, $\hat{c}_{x0}$, $\hat{c}_x^\alpha$, $\hat{c}_x^{\alpha^2}$ – оценки параметров, $(Z^T Z)^{-1}_{11}$, $(Z^T Z)^{-1}_{22}$ – элемент матрицы $(Z^T Z)^{-1}$, характеризующие дисперсии оценок тяги и коэффициента сопротивления c_{x0} .

Результаты исследования показывают, что применение всех рассмотренных функционалов позволяет формировать легко реализуемые тестовые маневры, обеспечивающие выполнение условий идентифицируемости.

В пятой главе формируются различные подходы к оцениванию аэродинамических коэффициентов по полётным данным, а также два способа повышения точности таких задач оценивания аэродинамических коэффициентов.

В разделе 5.1 представлен новый метод идентификации аэродинамических коэффициентов, основанный на формулировке задачи во временной области при использовании целевой функции в частотной области. Такой подход позволяет снижать влияние шума и нелинейностей на различных частотах. В разделе 5.2 предложен метод, предусматривающий объединение нескольких методов при численном дифференцировании.

Разработка алгоритма идентификации во временной области со спектральной целевой функцией для оценивания аэродинамических коэффициентов в боковом движении летательного аппарата

В данной работе предложен метод идентификации параметров динамических систем, позволяющий преодолеть ограничения традиционных подходов за счет комбинирования нелинейной модели во временной области с оптимизацией функционала в частотной области. Данный подход обеспечивает при идентификации снижение погрешностей за счет исключения частотных диапазонов, содержащих помехи.

Нелинейная модель объекта и наблюдений имеет вид:

$$y'(t) = f(y(t), a, u(t)), \quad (29)$$

$$z(t_i) = h(y(t_i), a, u(t_i)) + v(t_i). \quad (30)$$

где $y(t)$, $z(t_i)$ - векторы состояния и наблюдений размерности n и r соответственно; a - вектор идентифицируемых параметров размерности p ; $v(t_i)$ - последовательность дискретных независимых случайных векторов размерности r , имеющий нормальное распределение и корреляционную матрицы $R(t_i)$. Целевая функция формируется во временной области на основе метода максимума правдоподобия.

Обозначая через $\varepsilon(t_i, a)$ невязку между наблюдением и прогнозом,

$$\varepsilon(t_i, a) = z(t_i) - \hat{z}(t_i, a) \quad (31)$$

Обозначим $F_k(x(t))$ составляющую дискретного преобразования Фурье, соответствующую частоте f_k . В случае векторного сигнала $x(t) = [x_1(t) \ x_2(t) \dots x_r(t)]^T$ дискретное преобразование применяется по отдельности к каждому компоненту и $F_k(x(t))$ представляет собой вектор той же размерности,

$$F_k(x(t)) = [F_k(x_1(t)) \ F_k(x_2(t)) \dots F_k(x_r(t))]^T. \quad (32)$$

Переходим к определению целевого функционала в области частоты и разработке вычислительного алгоритма его минимизации. Для заданных уравнений модели объекта (29) и модели наблюдений (30), применяя дискретное преобразование Фурье, вводим частотный функционал для идентификации следующего вида:

$$J_f(a) = \hat{M} \left[\sum_{k=1}^L F_k^*(\varepsilon(t, a)) G_k F_k(\varepsilon(t, a)) \right] \quad (33)$$

Таким образом, именно с помощью матрицы G_k реализуется основная идея данного метода – подавление влияния помехи за счет надлежащего выбора частотного диапазона, учитываемого в целевом функционале.

Для минимизации функционала (33) разработан итерационный алгоритм, представляющий модифицированную версию метода Ньютона. Алгоритм реализует следующую рекуррентную процедуру оценки вектора параметров $\hat{a}$:

$$\hat{a}_{k+1} = \hat{a}_k - (D(\hat{a}_k))^{-1} \frac{dJ_f(\hat{a}_k)}{d\hat{a}_k}, \quad (34)$$

где $\frac{dJ_f(\hat{a}_k)}{d\hat{a}_k}$ - вектор размерности p первой производной функционала по вектору параметров; $D(\hat{a}_k)$ - матрица размерности $p \times p$, приближённо равная матрице вторых производных функционала по вектору параметров.

Когда весовая матрица $G_k = E$, первую производную функционала (33) находится следующим образом:

$$\frac{dJ_f(a)}{da} = -2\text{Re} \left\{ \sum_{k=1}^L \hat{S}_k \left(\frac{d\hat{z}(t, a)}{da}, \varepsilon(t, a) \right) \right\}, \quad (35)$$

Вторую производную находится по вектору параметров a в следующем образом:

$$\frac{d^2 J_f(a)}{da^2} \approx 2\text{Re} \left\{ \sum_{k=1}^L \hat{S}_k \left(\frac{d\hat{z}^T(t, a)}{da}, \frac{d\hat{z}(t, a)}{da} \right) \right\}. \quad (36)$$

где $\hat{S}_k(ij, in)$ означает оценку произведения спектральных составляющих на k -й частоте для производной i -ого элемента вектора прогноза по j -му элементу вектора параметров и производной i -го элемента вектора прогноза по n -му элементу вектора параметров.

Для демонстрации эффективности разработанного алгоритма рассмотрим его применение к задаче идентификации параметров модели бокового движения самолета.

В качестве первого тестового случая используем упрощенную систему уравнений бокового движения самолёта, выделенную из полной модели пространственного движения, которая сохраняет ключевые особенности динамики при крене и рыскании.

На основном этапе исследований была выполнена идентификация аэродинамических параметров канала крена - коэффициентов эффективности рулей $m_x^{\delta\beta}$ и демпфирования $m_x^{\omega x}$ - в условиях воздействия аддитивной синусоидальной помехи на измеряемый сигнал угловой скорости. Полученные

оценки параметров с указанием относительных погрешностей представлены в таблице 1.

Диапазон частот вычисления функционала, Гц	Относительная погрешность оценок параметров, %		Параметры помехи		Нормированный критерий Cr, %
	$m_x^{\delta\theta}$	$m_x^{\omega\chi}$	Амплитуда, градус	Частота, Гц	
0...0,8	9,6	7,1	3,0	0,5	16,3
0...0,33	3,2	1,7	3,0	0,5	0,42
0...0,24	0,1	0,12	3,0	0,5	0,001
0...0,8	6,1	14,0	3,0	0,2	17,7
0,24...0,8	1,4	9,7	3,0	0,2	3,9
0,33...0,8	0,25	4,9	3,0	0,2	0,67
0...0,8	8,7	15,1	4,0	0,1	24,2
0,33...0,8	1,4	3,8	4,0	0,1	0,61
0,42...0,8	1,39	0,2	4,0	0,1	0,32

Таблица 1 – Результаты оценивания

Для объективного сравнения и выбора оптимальных частотных диапазонов в работе предложен специальный нормированный критерий, значения которого представлены в последнем столбце таблицы. Критерий позволяет количественно оценить полезность каждого частотного участка для задач идентификации. Практическое применение данного критерия демонстрирует несколько ключевых преимуществ: во-первых, он обеспечивает комплексный учет как информационной составляющей сигнала, так и уровня помех; во-вторых, позволяет автоматизировать процесс выбора рабочего диапазона; в-третьих, обладает универсальностью для различных типов сигналов.

$$Cr = \frac{\sum_{k=1}^L (\hat{S}_k(\varepsilon_1(t,a)) + \hat{S}_k(\varepsilon_2(t,a)) + \dots + \hat{S}_k(\varepsilon_r(t,a))) \cdot 100\%}{\sum_{k=1}^L (\hat{S}_k(z_1(t,a)) + \hat{S}_k(z_2(t,a)) + \dots + \hat{S}_k(z_r(t,a)))} \quad (37)$$

Критерий (37), используемый для оценки качества идентификации, формализуется как отношение невязок и прогнозируемых значений по каждому компоненту вектора измерений, где суммирование выполняется только в пределах рабочего частотного диапазона. Физическая интерпретация критерия соответствует нормированной мере рассогласования между моделью и реальными данными.

Для анализа влияния неточностей в параметрах модели на процесс идентификации канала крена было проведено моделирование с искусственным введением 30% ошибок в коэффициенты бокового движения $m_x^{\beta}, m_x^{\omega y}, m_y^{\omega y}, m_y^{\omega x}, c_z^{\beta}$. Полученные результаты оценивания в относительных погрешностях представлены в таблице 6.

Диапазон частот вычисления функционала, Гц	Относительная погрешность оценок параметров, %		Вид помехи	Нормиро- ванный критерий Cr, %
	ΔT_{ω_x}	ΔT_{ω_y}		
0...0,8	0,5	1,5	Без помехи	0,012
0...0,8	2,5	50,2	Ошибка 30% по m_x^β	1,05
0,33...0,8	4,2	0,5		0,036
0...0,8	9,2	106,1	Ошибка 30% по $m_x^\beta, m_x^{\omega_y}, m_y^{\omega_y}$	0,88
0,33...0,8	8,6	23		0,054
0,51...0,8	4,8	9,7		0,035

Таблица 2 - Результаты оценивания

Анализ данных таблиц 1 (столбцы 2 и 3), 2 убедительно демонстрирует решающее влияние осознанного выбора рабочего частотного диапазона на точность оценок параметров при идентификации: с одной стороны, сужение диапазона и исключение частот, содержащих помехи, приводит к значительному (в 1.8-2.2 раза) снижению погрешностей оценивания по сравнению с обработкой полного спектра (0-0.8 Гц), что подтверждает эффективность частотной селекции для борьбы с помехами; с другой стороны, включение в анализ информативной высокочастотной области спектра (при разумных границах, исключающих шум, согласно табл. 5) существенно повышает точность оценок и снижает влияние помех, компенсируя систематические ошибки, вызванные несовершенством модели (неточности параметров, пренебрежение связями). Ключевое достоинство предложенного алгоритма с критерием (37) заключается в его гибком механизме адаптивного выбора оптимального частотного диапазона, который автоматически исключает шумовые участки и области сильных неучтенных погрешностей, обеспечивая устойчивость оценок даже при наличии коррелированных с сигналом помех и неполном соответствии модели, что позволяет поэтапно уточнять параметры и объективно сравнивать диапазоны, подтверждая высокую практическую ценность метода.

Шестая глава обсуждает проблему оценивания достоверности и экспериментальной верификации математических моделей. В разделе 6.1 предложен алгоритм эффективного обнаружения коррелированных помех в экспериментальных данных, возникающих вследствие структурных несоответствий между моделями и реальными объектами. В разделе 6.2 представлен подход к проверке правильности бортовых барометрических измерений на основе их сравнения с известными теоретическими соотношениями. **Метод оценивания достоверности и экспериментальная верификация математических моделей**

В данном разделе предложен метод оценки достоверности математических моделей динамических систем, направленный на выявление структурного несоответствия моделей реальным объектам. В отличие от традиционных

подходов, предлагаемый метод анализирует устойчивость оценок параметров при варьировании условий идентификации. Процедура включает последовательный временной сдвиг входного сигнала, вычисление виртуальных выходных сигналов и повторную идентификацию параметров для каждого сдвига. Критерием наличия систематической погрешности служит значимая зависимость оценок параметров от величины сдвига, свидетельствующая о наличии коррелированной помехи. Метод позволяет выявлять скрытые коррелированные помехи моделей, используя только доступные экспериментальные данные, и повышает достоверность моделей.

Для определения неизвестных параметров модели используется процедура минимизации целевого функционала при помощи метода максимума правдоподобия. Исследуем область параметрического пространства вблизи действительных значений $a_{\text{ист}}$. Заметим, что можно записать в виде:

$$z(t_i) = z_{\text{ист}}(t_i) + \eta(t_i), \quad (38)$$

где $z_{\text{ист}}(t_i) = h(y_{\text{ист}}(t_i), a_{\text{ист}}, u)$.

Из уравнения (38) выводится следующая зависимость:

$$a = a_{\text{ист}} - \left[\sum_{i=1}^N (\varphi(t_i) \varphi^T(t_i))^{-1} \sum_{i=1}^N \varphi(t_i) (z_{\text{ист}}(t_i) - (\hat{z}(t_i, a_{\text{ист}})) + \varphi(t_i) \eta(t_i)) \right] \quad (39)$$

В общем случае между помехой и функциями чувствительности существует взаимосвязь, приводящая к ненулевому значению произведения $\sum_{i=1}^N \varphi(t_i) v(t_i)$.

Поскольку данная величина пропорциональна оценке корреляционной функции, в дальнейшем анализе мы будем использовать термин "коррелированность" применительно к взаимосвязи помехи и функций чувствительности, учитывая при этом определенную условность такой терминологии для ситуаций с преимущественно детерминированными сигналами.

Итак, в данном случае математическая модель принимает вид:

$$z(t_i) = z_{\text{ист}}(t_i) + \eta(t_i) + v(t_i) \quad (40)$$

С учетом соотношения (40), получаем следующую зависимость:

$$a = a_{\text{ист}} - \left[\sum_{i=1}^N (\varphi(t_i) \varphi^T(t_i))^{-1} \sum_{i=1}^N \varphi(t_i) v(t_i) \right]. \quad (41)$$

Итак, полученные наблюдения $z(t_i), i = \overline{1, N}$ соответствуют сигналу $u(t_i)$. Обозначим известные нам оценки параметров a_0 . Зададим измененный входной сигнал $u_s(t_i), i = \overline{1, N}$. Наблюдения, соответствующие измененному входному сигналу, вычислим по формуле,

$$z_s(t_i) = z(t_i) + (\hat{z}(t_i, a_0, u_s) - \hat{z}(t_i, a_0, u)) = z(t_i) + \Delta \hat{z}(t_i, a_0, u_s) \quad (42)$$

где оценки прогноза находятся численным решением уравнений для входных сигналов $u_s(t_i), u(t_i), i = \overline{1, N}$ при $\eta(t_i) = 0$.

Предположим, что $a_0 = a_{\text{ист}}$. Тогда можно записать в виде:

$$z_s(t_i) = z_{s_ист}(t_i) + \eta(t_i) + v(t_i) \quad (43)$$

Входной сигнал сдвигается по времени на величину τ . Для измененного сигнала $u_s(t_i)$ по формуле (42) вычисляются наблюдения $z_s(t_i)$ и для полученных таким образом значений $z_s(t_i), u_s(t_i), i = \overline{1, N}$ определяются оценки идентифицируемых параметров $\hat{a}_l$.

Эта операция повторяется для различных значений τ S раз, что дает оценки $\hat{a}_l, l = 1, 2, \dots, S$. Наличие помехи обнаруживается по изменению оценок в зависимости от τ . Можно предложить следующие критерии, которые вычисляются для каждого параметра a_j :

$$Cr1 = 0,5 \times \frac{|a_{j\max} - a_{j\min}|}{|a_{jcp}|} \times 100\%, Cr2 = \frac{\hat{\sigma}_j}{|a_{jcp}|} \times 100\%, \quad (44)$$

где $a_{j\max}, a_{j\min}$ - наибольшее и наименьшее значения оценок $\hat{a}_{jl}, l = 1, 2, \dots, S$; $\hat{a}_{jl}, \hat{\sigma}_j$ - оценки математического ожидания и среднеквадратического отклонения; $\hat{a}_{jl}, l = 1, 2, \dots, S$, вычисляемые по стандартным формулам.

При искусственном сдвиге входного сигнала по времени все частотные составляющие вектора $\psi(t)$ смещаются на эту же величину. Поскольку при этом помеха не сдвигается, разность фаз α_k изменяется на величину $\frac{k\pi}{T}\tau$. Тогда,

$$\begin{aligned} & \frac{a_0^\psi a_0^v}{2} + \sum_{k=1}^n c_k^\psi c_k^v \cos\left(\alpha_k - \frac{k\pi}{T}\tau\right) = \\ & = \frac{a_0^\psi a_0^v}{2} + \sum_{k=1}^n \left(c_k^\psi c_k^v \cos \alpha_k \cos \frac{k\pi\tau}{T} + c_k^\psi c_k^v \sin \alpha_k \sin \frac{k\pi\tau}{T} \right) = \\ & = \frac{a_0}{2} + \sum_{k=1}^n \left(a_k \cos \frac{k\pi\tau}{T} + b_k \sin \frac{k\pi\tau}{T} \right) \end{aligned} \quad (45)$$

В простых случаях ее можно оценить аналитически. Пусть входной сигнал имеет доминирующую частоту $\frac{j\pi}{T}$. Тогда смещение оценок параметров

пропорционально $\cos(\alpha_j - j\pi\tau/T)$. Изменяя τ в пределах $\tau \in [-T/j, T/j]$, можно получить изменения косинуса в пределах $[-1, 1]$.

Пусть, например, при $\tau=0$ смещение равно d_0 и $\cos \alpha_j > 0$. Тогда при $\tau \in [-T/j, T/j]$ получим изменение смещения в пределах $[-d_0(1+1/\cos \alpha_j), d_0/\cos \alpha_j]$. Например, при $\cos \alpha_j = 0,5$ изменение смещения значительно (в 5 раз) превысит само смещение.

Таким образом, если входной сигнал приблизительно периодический, величину τ достаточно изменять в пределах периода с некоторым шагом, как правило, равномерным. Рекомендуется задавать не менее 5...6 значений τ . Значения входного сигнала для участка $t \in [-T, -T+\tau]$ при сдвиге вперед и для участка $t \in [T-\tau, T]$ при сдвиге назад определяются либо по закону периодичности, либо заполняются фиксированным значением, например, $u(-T)$ или $u(T)$. В общем случае $\tau \in [-T, T]$.

Работоспособность предложенного метода была проверена на численном примере для продольного короткопериодического движения самолета (см. в диссертации) в приращениях относительно установившейся траектории.

τ, c	$\Delta a, \%$	Cr1, %	Cr2, %	$\Delta a, \%$	Cr1, %	Cr1, %	$\Delta a, \%$	Cr1, %	Cr2, %
a_3	0,24	0,84	0,55	2,7	5,65	4,3	6,8	11,63	8,5
b_2	0,025	0,225	0,163	0,4	1,93	1,4	0,5	3,9	2,77
a_2	0,417	0,54	0,39	3,17	4,14	3,2	4,92	8,7	6,44
a_1	0,35	0,5	0,35	4,33	10,8	7,9	6,83	22,84	16,4
$\Delta t, c$	0,0			0,0625			0,125		

Таблица 3 – Смещения оценок параметров и значения критериев 1 и 2 для различных Δt

Данные таблицы подтверждают работоспособность метода: при отсутствии коррелированной помехи ошибки оценивания составляют десятые доли процента, а значения критериев 1 и 2 не превышают 1 %. При наличии помехи значения критериев существенно увеличиваются и достигают 10...20%.

Верификация и проверка правильности теоретических формул барометрических параметров с использованием измерений на месте

Данный раздел посвящён верификации методов расчета барометрических параметров летательных аппаратов путем сопоставления теоретических зависимостей международной стандартной атмосферы с экспериментальными данными бортовых измерений. Установлено, что базовые формулы для определения основных параметров полета, таких как статическое, динамическое и полное давление, скоростной напор, число М, истинная воздушная и приборная

скорости демонстрируют высокую сходимость с реальными измерениями, выполненными бортовыми системами (расхождения менее 0,1%). Этот факт рекомендуется использовать для проверки правильности бортовых аэрометрических измерений. При этом выявлено, что использование модели стандартной атмосферы для расчета плотности воздуха при определении скоростного напора приводит к систематическим отклонениям до 5-7%. Полученные результаты обосновывают целесообразность применения при идентификации непосредственно измеренных значений температуры и давления.

Скоростной напор рекомендуется рассчитывать по следующим формулам, где плотность воздуха рассчитывается с использованием измерений статического давления и температуры наружного воздуха:

$$\rho = \frac{P_{s_m}}{\gamma T_{out}}, \quad (46)$$

$$q(V_{tas}) = \frac{1}{2} \rho V_{tas}^2, \quad (47)$$

$$q(M_m) = 0.7 P_{s_m} M_m^2. \quad (48)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В представленной диссертационной работе решена крупная научная проблема, связанная с разработкой принципиально новых подходов к обработке данных летных испытаний и параметрической идентификации моделей динамики летательных аппаратов. Цель работы, заключающаяся в создании методологии, устойчивой к систематическим погрешностям измерений, атмосферным возмущениям и отказам датчиков, достигнута.

В ходе исследований получены следующие основные результаты:

- разработан и теоретически обоснован новый методологический подход к предварительному анализу и верификации полетных данных. Его ядро составляет алгоритм обнаружения динамических погрешностей бортовых измерений, использующий уравнения движения твердого тела, не требующий знания аэродинамических коэффициентов и тяги двигателей. Это позволяет выявлять аномалии и противоречия в данных до начала основной процедуры идентификации, что ранее не представлялось возможным в рамках стандартных процедур.

Создан комплекс алгоритмов для формирования достоверного информационного базиса для последующей идентификации. К ним относятся:

- метод определения трех проекций скорости ветра в реальном времени, основанный на синтезе данных спутниковой навигационной системы (СНС), инерциальной навигационной системы (ИНС) и информации о воздушных параметрах;

- алгоритм восстановления углов атаки и скольжения в режиме реального времени при отказах или отсутствии штатных датчиков, основанный на параметрической идентификации с использованием данных ИНС и СНС;
- методика повышения точности оценки атмосферных параметров (скоростного напора, плотности воздуха) путем сопоставления бортовых измерений статического давления и температуры с эталонными атмосферными моделями, что минимизирует погрешности аэродинамических расчетов.

Наиболее значимым результатом работы является разработка метода раздельной идентификации силы тяги двигателей и аэродинамического сопротивления - параметров, традиционно сложных для раздельного определения из-за их сильной коллинеарности. Для ее решения был предложен и реализован комплексный подход, включающий:

- новый метод, сочетающий процедуры параметрической идентификации со сглаживанием случайных погрешностей измерений, что позволило отказаться от необходимости использования сложных газодинамических моделей двигателя и дополнительных датчиков;
- специальный алгоритм формирования тестового входного сигнала на основе методов оптимального управления, что позволяет максимизировать информативность эксперимента относительно идентифицируемых параметров.

Для задач идентификации собственно аэродинамических коэффициентов разработан и внедрен ряд перспективных методов:

- частотно-временной алгоритм идентификации нелинейных динамических систем, сочетающий моделирование в временной области с минимизацией функционала невязки в частотной области, что обеспечивает эффективное подавление влияния шумов с известными спектральными характеристиками;
- метод оценки достоверности моделей, основанный на анализе изменения оценок параметров при искусственном временном сдвиге входных данных, что позволяет выявлять смещения оценок, обусловленные помехами, коррелированными с полезным сигналом.

Главным итогом работы является не просто набор разрозненных алгоритмов, а создание завершенной, технологически проработанной методологии обработки данных летных испытаний. Эта методология обеспечивает сквозной контроль достоверности данных – от этапа первичной верификации измерений до получения финальных, физически обоснованных оценок параметров математической модели.

Таким образом, диссертационное исследование представляет собой законченное научно-квалификационное произведение, вносящее значительный вклад в теорию и практику идентификации динамических систем.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в рецензируемых журналах Перечня ВАК РФ по специальности 2.5.16.

1. Моунг Хтанг Ом, Чжо Зин Латт, Приходько С.Ю. Разработка алгоритма повышения точности идентификации аэродинамических коэффициентов на основе гармонических входных сигналов // Электрон. журн. Труды МАИ. 2018, № 99.
2. Kyaw Zin Latt, Mounng Htang Om. Development of wind velocity estimation method using the airspeed // Вестн. Мос. авиац. ин-та. 2018, Т. 25, № 2, С. 152–159.
3. Корсун О.Н., Ом М.Х., Латт Ч.З. Определение проекций скорости ветра на основе измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения // Мехатроника, автоматика, управление. 2021, Т. 22, № 10, С. 553–560. <https://doi.org/10.17587/mau.22.553-560>
4. Корсун О.Н., Данеко А.И., Мотлич П.А., Ом М.Х. Оценка углов атаки и скольжения беспилотного летательного аппарата при отсутствии датчиков аэродинамических углов // Мехатроника, автоматика, управление. 2022, Т. 23, № 5, С. 274–280. <https://doi.org/10.17587/mau.22.274-280>
5. Korsun O.N., Goro S., Om M.H. A comparison between Kalman filtering approaches in aircraft flight signal estimation // Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie. 2023, Т. 24, № 11, С. 590–597. <https://doi.org/10.17587/mau.24.590-597>
6. Корсун О.Н., Горо С., Ом М.Х. Метод оценивания углового ускорения по тангажу на основе анализа измерений угла и угловой скорости тангажа // Вестн. Самар. ун-та. Аэрокосм. техн., технол. и машиностроение. 2024, Т. 23, № 3, С. 58–68. <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2024-23-3-58-68>
7. 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 J. Eng. Res. 2024, Т. 25, № 3, С. 203–215. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-3-203-215>
8. Korsun O.N., Om M.H. Real time estimation of the wind speed components based on measurement data from satellite navigation and barometric measurements // RUDN J. Eng. Res. 2024, Т. 25, № 4, С. 427–440. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2024-25-4-427-440>
9. Корсун О.Н., Поплавский Б.К., Стуловский А.В., Моунг Х.Ом. Идентификация тяги двигателя и силы аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний со сглаживанием случайных погрешностей измерений // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2024, № 3, С. 69–84. <https://doi.org/10.31857/S0002338824030066>
10. Korsun O.N., Om M.H. Evaluation of the reliability of empirical mathematical models of dynamic systems using input signal shift method // Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie. 2025, Т. 26, № 3, С. 111–118. <https://doi.org/10.17587/mau.26.111-118>

11. Korsun O.N., Om M.H. Development of a time domain identification algorithm with a spectral objective function // RUDN J. Eng. Res. 2025, T. 26, № 1, С. 17–27. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2025-26-1-17-27>
<https://doi.org/10.1007/s42401-025-00356-y>

Статьи в рецензируемых журналах Web of Science и Scopus

12. Korsun O.N., Yurko V.N., Om M.H. et al. Estimation of the interrelation between the pilot state and the quality index of piloting // Aerospace Systems. 2022, 5, С. 465–471. <https://doi.org/10.1007/s42401-022-00135-z>

13. Korsun O.N., Goro S., Om M.H. A comparison between filtering approach and spline approximation method in smoothing flight data // Aerospace Systems. 2023, 6, С. 473–480. <https://doi.org/10.1007/s42401-023-00201-0>

14. Korsun O.N., Poplavsky B.K., Stulovskii A.V., Moungh Htang Om. Identification of engine thrust and aerodynamic drag force according to flight test data with smoothing of random measurement errors // J. Comput. Syst. Sci. Int. 2024, 63, С. 432–446. <https://doi.org/10.1134/S1064230724700321>

15. Korsun O.N., Om M.H., Stulovskii A.V. The use of optimal control in the problem of thrust and drag force coefficient identification // Aerospace Systems. 2025.

Статьи в рецензируемых журналах Перечня ВАК РФ по смежным специальностям

16. Моунг Хтанг Ом, Чжо Зин Латт. Анализ влияния форм входных сигналов на точность идентификации аэродинамических параметров в продольном движении самолета // Cloud of Science. 2017, Т. 4, № 4, С. 636–649.

17. Корсун О.Н., Герилович И.В., Моунг Хтанг Ом. Учет свойств атмосферы при сравнении математических моделей аэродинамических коэффициентов с данными летных испытаний // Вестн. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2021, № 4 (137), С. 152–168. <https://doi.org/10.18698/0236-3933-2021-4-152-168>

Научные статьи в рецензируемых зарубежных журналах

18. Korsun O.N., Om M.H. The practical rules for aircraft parameters identification based on flight-test data// Metascience in Aerospace. 2024, 1(1), С. 53–65. Doi: 10.3934/mina.2024003

Публикации в материалах конференций, индексируемых Web of Science и Scopus

19. Moungh Htang Om, Kyaw Zin Latt, Karapetyan T.S. Estimation of aerodynamic parameters in conditions of measurement // ITM Web Conf. 2017, Т. 10, 01007.

20. Korsun O.N., Om M.H., Latt K.Z., Stulovskii A.V. Real-time aerodynamic parameter identification for the purpose of aircraft intelligent technical state monitoring // Procedia Comput. Sci. 2017, 103, С. 67–74.

21. Nikolaev S.V., Moungh Htang Om, Kyaw Zin Latt. Determination of aerodynamic parameters in various conditions of input signal // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2020, 714, 012021. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/714/1/012021>

22. Moungh Htang Om, Kyaw Zin Latt, A.I. Zhelannikov. Algorithm development for estimating projections of wind velocity using measurements of airspeed, angle of attack

- and sideslip // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2020, 714, 012023. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/714/1/012023>
23. Grumondz V.T., Morozov N.I., Moungh Htang Om. About the steady horizontal circulation of airship // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2020, 714, 012008. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/714/1/012008>
24. Korsun O.N., Nikolaev S.V., Moungh Htang Om. Detection of dynamic errors in aircraft flight data // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2021, 1027, 012011. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1027/1/012011>
25. Kharkov V.P., Korsun O.N., Pravidlo M.N., Moungh Htang Om. Nonlinear stochastic estimation of altitude and vertical flight speed in real time // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2021, 1027, 012009. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1027/1/012009>
26. Grumondz V.T., Morozov N.I., Moungh Htang Om. About the equilibrium of airship in the parking lot // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2021, 1027, 012007. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1027/1/012007>
27. Korsun O.N., Poplavsky B.K., Om M.H. Identification of the engine thrust force using flight test data // In: Jing Z., Strelets D. (eds) Proc. Int. Conf. Aerospace Syst. Sci. Eng. 2021, LN Electrical Engineering, vol. 849. Springer, Singapore. https://doi.org/10.1007/978-981-16-8154-7_30
28. Korsun O.N., Stulovsky A.V., Kharkov V.P., Nikolaev S.V., Om M.H. Formation of aircraft control based on a combination of the direct method and the inverse problems method of dynamics // In: Jing Z., Strelets D. (eds) Proc. Int. Conf. Aerospace Syst. Sci. Eng. 2021, LN Electrical Engineering, vol. 849. Springer, Singapore. https://doi.org/10.1007/978-981-16-8154-7_29
29. Korsun O.N., Nikolaev S.V., Om M.H. Methods for operational correction of aircraft indication support in flight tests // In: Strelets D.Y., Korsun O.N. (eds) Recent Developments in High-Speed Transport. Springer Aerospace Technology. Springer, Singapore, 2023. https://doi.org/10.1007/978-981-19-9010-6_8
30. Korsun O.N., Om M.H., Stulovskii A.V. Smoothing of aircraft on-board measurements based on the use of flight dynamics equations and nonlinear programming methods // In: Strelets D.Y., Korsun O.N. (eds) Recent Developments in High-Speed Transport. Springer Aerospace Technology. Springer, Singapore, 2023. https://doi.org/10.1007/978-981-19-9010-6_7
31. Dhiman Gaurav, Goro Sekou, Moungh Htang Om. Synthesis of control law based on nonlinear dynamic inversion for supersonic aircraft in presence of noise and uncertainties // 2nd Int. Conf. High-Speed Transport Dev. (HSTD 2023), E3S Web Conf. 446, 2023. <https://doi.org/10.1051/e3sconf/202344606005>

Монография

32. Moungh Htang Om. Aerodynamic parameters identification in aircraft longitudinal motion// LAP Lambert Academic Publishing, 2018. 64 с.

Также опубликовано 5 статей — в сборниках материалов международных и всероссийских конференций.