

На правах рукописи

УДК 629.7.05



**Чжо Зин Латт**

**АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ  
ИЗМЕРЕНИЙ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ  
САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ И  
ДИНАМИКИ ПОЛЕТА**

Специальность 05.07.09- Динамика, баллистика, управление движением  
летательных аппаратов

**Автореферат**

диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук

Москва – 2019

Работа выполнена на кафедре «Проектирование и сертификация авиационной техники» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: **Корсун Олег Николаевич**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» Московский Авиационный Институт (Национальный Исследовательский Университет) (МАИ).

Официальные оппоненты: **Гребёнкин Александр Витальевич**, доктор технических наук, начальник отдела ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

**Кулабухов Владимир Сергеевич**, кандидат технических наук, главный конструктор, АО «Московский научно-производственный комплекс «Авионика» имени О.В. Успенского»

Ведущая организация: ФГУП «ЦАГИ имени профессора Н.Е.Жуковского»

Защита состоится «26» декабря 2019 г. в 15:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, в аудитории 302. С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, а также на сайте института по адресу [https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT\\_ID=108185](https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=108185)

Автореферат разослан «    » \_\_\_\_\_ 2019г.

Отзывы, заверенные печатью, просим высылать по адресу: 125993, г. Москва, ГСП-3, А-80, Волоколамское шоссе, д.4, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь диссертационного совета  
Д 212.125.12, к.т.н.,

А.В. Старков

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность работы.** На сегодняшний день перспективны такие направления повышения точности измерений значений параметров полета ЛА, как применение специальных комплексных алгоритмов обработки измеряемой информации. Темой научных исследований в данной работе являются методы и средства повышения точности измерений значений параметров полета ЛА, методы снижения погрешностей измерений, применение оригинальных алгоритмов обработки информации, реализация информационных связей между элементами системы, принципов интеграции. Важной составляющей является использование методов динамики полета для выбора тестовых маневров, улучшающих оценивание погрешностей бортовых измерений. Точные бортовые измерения воздушной скорости, углов атаки и скольжения летательного аппарата (ЛА) необходимы:

- для выдерживания в процессе пилотирования эксплуатационных ограничений по скорости и углам атаки и скольжения.
- для их использования в системе управления полетом в качестве сигналов обратных связей.
- для проверки и уточнения по данным летных испытаний математических моделей аэродинамических сил и моментов.

В диссертационной работе рассматриваются актуальные задачи анализа результатов обработки полетных данных, решение которых можно получить на основе теории идентификации систем и динамики полета.

**Объект исследования.** В диссертационной работе в качестве объекта исследования рассматриваются методы повышения точности бортовых измерений, основанные на использовании математических моделей пространственного движения ЛА и соотношений между различными системами координат.

**Предмет исследования.** Предметом исследования в данной диссертационной работе являются алгоритмы идентификации систематических погрешностей бортовых аэрометрических измерений и трех проекций скорости ветра.

**Целью диссертационной работы** является разработка алгоритмического обеспечения для сертификационных испытаний и эксплуатации ЛА на основе законов динамики полета и параметрической идентификации, путем оценивания систематических погрешностей бортовых аэрометрических измерений трех проекций скорости ветра.

Для достижения поставленной цели, решаются следующие научно-технические задачи:

1. Проведен анализ методов обработки бортовых измерений, направленных на повышение их точности и основанных на комплексировании информации и методах теории идентификации систем для получения оценок систематических погрешностей.
2. Разработаны алгоритмы идентификации погрешностей аэрометрических измерений:
  - алгоритм оценивания систематической аддитивной погрешности измерений воздушной скорости с использованием спутниковых измерений и оцениванием скорости ветра;
  - алгоритм проверки согласованности спутниковых измерений скорости полета и бортовых измерений углов атаки и скольжения с учетом скорости ветра;
  - алгоритм оценивания систематических погрешностей бортовых измерений углов атаки и скольжения с учетом скорости ветра.
3. Сформирован обобщенный алгоритм идентификации систематических погрешностей бортовых измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения с одновременной идентификацией скорости ветра.
4. Разработан алгоритм идентификации в полете трех проекций скорости ветра по данным спутниковой навигационной системы и бортовым аэрометрическим измерениям воздушной скорости, углов атаки и скольжения.
5. По данным моделирования на пилотажном стенде выполнено исследование точностных характеристик алгоритма оценивания систематических погрешностей аэрометрических измерений при идентификации скорости ветра на основе данных спутниковой навигационной системы и измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения. Исследовано влияние на точность идентификации видов полетных маневров и длительности интервала обработки.
6. По данным моделирования на пилотажном стенде выполнено исследование точностных характеристик алгоритма оценивания трех составляющих скорости ветра по данным спутниковой навигационной системы. Исследовано влияние на точность идентификации трех составляющих скорости ветра систематических погрешностей аэрометрических измерений, видов полетных маневров, а также влияние длительности интервала обработки.

**Методы исследования.** Основными методами исследования, используемыми в работе, являются методы динамики полёта, теория идентификации динамических систем, методы математического и полунатурного моделирования движения ЛА.

**Научная новизна результатов.** В работе получены следующие результаты, обладающие новизной и научной значимостью:

- алгоритм оценивания систематической аддитивной погрешности измерений воздушной скорости с использованием спутниковых измерений и оцениванием скорости ветра;
- алгоритм проверки согласованности спутниковых измерений скорости полета и бортовых измерений углов атаки и скольжения с учетом скорости ветра;
- алгоритм оценивания систематических погрешностей бортовых измерений углов атаки и скольжения с учетом скорости ветра;
- обобщенный алгоритм идентификации систематических погрешностей бортовых измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения с одновременной идентификацией скорости ветра;
- алгоритм идентификации в полете трех проекций скорости ветра по данным спутниковой навигационной системы и бортовым аэрометрическим измерениям воздушной скорости, углов атаки и скольжения;
- зависимость точностных характеристик алгоритма оценивания систематических погрешностей аэрометрических измерений и идентификации скорости ветра от видов полетных маневров и длительности интервала обработки;
- зависимость точностных характеристик алгоритма оценивания трех составляющих скорости ветра по данным спутниковой навигационной системы от не исключенных систематических погрешностей аэрометрических измерений, видов полетных маневров, длительности интервала обработки.

**Практическая значимость результатов исследования.** Полученные в работе результаты, обеспечивающие высокую точность бортовых аэрометрических измерений и оценивание трех проекций скорости ветра, могут быть использованы в ходе разработки алгоритмического обеспечения для сопровождения испытаний и эксплуатации ЛА, а также в учебном процессе.

**Достоверность результатов** обеспечивается корректностью применения методов идентификации и динамики полета, подтверждением полученных теоретических результатов численными экспериментами, а также сравнением с известными результатами, полученными ранее другими авторами.

### **Основные положения, выносимые на защиту**

- алгоритм оценивания систематической аддитивной погрешности измерений воздушной скорости с использованием спутниковых измерений и оцениванием скорости ветра;
- алгоритм проверки согласованности спутниковых измерений скорости полета и бортовых измерений углов атаки и скольжения с учетом скорости ветра;
- алгоритм оценивания систематических погрешностей бортовых измерений углов атаки и скольжения с учетом скорости ветра;
- обобщенный алгоритм идентификации систематических погрешностей бортовых измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения с одновременной идентификацией скорости ветра;
- алгоритм идентификации в полете трех проекций скорости ветра по данным спутниковой навигационной системы и бортовым аэрометрическим измерениям воздушной скорости, углов атаки и скольжения;
- результаты исследования зависимости точностных характеристик алгоритма оценивания систематических погрешностей аэрометрических измерений и идентификации скорости ветра от видов полетных маневров и длительности интервала обработки;
- результаты исследования зависимости точностных характеристик алгоритма оценивания трех составляющих скорости ветра по данным спутниковой навигационной системы от неисключенных систематических погрешностей аэрометрических измерений, видов полетных маневров, длительности интервала обработки.

**Апробация и внедрение результатов.** Результаты работы докладывались на следующих конференциях:

- XII Всероссийской научно-технической конференция «Научные чтения по авиации посвященные памяти Н.Е.Жуковского», 16-17 апреля 2015 г.;
- Восьмой Международный Аэрокосмический Конгресс IAC'15, 28-31 августа 2015 г.;
- XIII Всероссийской научно-технической конференция «Состояние и проблемы измерений», МГТУ им. Н.Э.Баумана, 22-24 апреля 2015 г.;
- XII Международном симпозиуме «Интеллектуальные системы» INTELS'16, 5-7 октября 2017 г.
- Семинаре «Системный анализ 2017», МТИ, 14 февраля 2017 г.

### **Публикации**

Основные результаты работы опубликованы в одной статье в журнале, входящем в Web of Science; в одной статье в журнале, входящем в Scopus; в

двух статьях в журналах, входящих в рекомендованный Высшей аттестационной комиссией при Министерстве науки и высшего образования Российской Федерации перечень научных изданий; в трёх работах в сборниках тезисов докладов на научно-технических конференциях. Все указанные публикации отражены в настоящей диссертационной работе.

**Структура и объем работы.** Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы из 96 наименований. Текст диссертации изложен на 127 машинописных страницах, включает 82 рисунка и 15 таблиц.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность темы диссертации, поставлена цель и определены задачи исследования, сформулированы научная новизна и практическая значимость полученных результатов, приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, а также сведения об апробации результатов работы. Описаны структура и объем диссертации.

**В первой главе** по результатам имеющихся публикаций выполнен анализ методов обработки бортовых измерений, направленных на повышение их точности. Основное внимание уделено методам, использующим комплексирование информации и методам теории идентификации систем для получения оценок систематических погрешностей.

Детально рассмотрены следующие методы и алгоритмы:

- метод оценивания погрешностей бортовых измерений, использующий уравнения движения ЛА;
- метод коррекции погрешностей измерений скорости СНС при энергичном маневрировании;
- методы оценивания скорости ветра в летных испытаниях по данным СНС, использующие проходы на пересекающихся курсах и площадки с выдерживанием нулевого угла скольжения.

Полученные результаты показывают, что перспективным направлением исследований является оценивание и коррекция погрешностей аэрометрических измерений с использованием данных СНС.

**В второй главе** представлена методика и алгоритмы оценивания и коррекции погрешностей бортовых аэрометрических измерений.

Методика оценивания погрешности измерений воздушной скорости и составляющих скорости ветра.

Рассмотрим задачу оценивания постоянной составляющей погрешности измерений истинной воздушной скорости, то есть скорости движения самолета относительно воздуха. Очевидно, что при этом необходимо учитывать скорость и направление ветра в точке нахождения самолета.

Допустим, что ветер имеет постоянную скорость и направление на обрабатываемом участке полета. Это означает, что проекции скорости ветра  $V_{xgw}$ ,  $V_{ygw}$ ,  $V_{zgw}$  на оси земной нормальной системы координат постоянны.

Определим алгоритм для получения оценок составляющих скорости ветра  $V_{xgw}$ ,  $V_{ygw}$ ,  $V_{zgw}$ , а также постоянной составляющей погрешности измерения воздушной скорости  $C_{Va}$ .

Составим уравнения для проекции воздушной скорости на оси  $Ox$ ,  $Oy$  связанной системы координат, используя матрицу направляющих косинусов для перехода от земной нормальной к связанной системе координат.

$$\begin{aligned} V_{xa} &= (V_{xg} - V_{xgw}) \cos \psi \cos \nu + (V_{yg} - V_{ygw}) \sin \nu - \\ &- (V_{zg} - V_{zgw}) \sin \psi \cos \nu, \\ V_{ya} &= (V_{xg} - V_{xgw})(\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \nu \cos \gamma) + \\ &+ (V_{yg} - V_{ygw}) \cos \nu \cos \gamma + \\ &+ (V_{zg} - V_{zgw})(\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \nu \cos \gamma), \end{aligned} \quad (1)$$

где  $V_{xa}$ ,  $V_{ya}$  – проекции воздушной скорости ЛА на связанные оси  $Ox$ ,  $Oy$ ;  $V_{xg}$ ,  $V_{yg}$ ,  $V_{zg}$  – проекции скорости ЛА на оси нормальной земной системы координат;

$\nu$ ,  $\gamma$ ,  $\psi$  – углы тангажа, крена и рыскания (углы Эйлера).

В уравнениях (6) углы тангажа, крена и рыскания, а также скорости  $V_{xg}$ ,  $V_{yg}$ ,  $V_{zg}$  вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} \nu &= \nu_{изм} - C_{\nu}, \\ \gamma &= \gamma_{изм} - C_{\gamma}, \\ \psi &= \psi_{изм} - C_{\psi}, \\ V_{xg} &= V_{xgизм}, \\ V_{yg} &= V_{ygизм}, \\ V_{zg} &= V_{zgизм}, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $\nu_{изм}$ ,  $\gamma_{изм}$ ,  $\psi_{изм}$  измерения углов, выполненные бортовой ИНС;  $V_{xgизм}$ ,  $V_{ygизм}$ ,  $V_{zgизм}$  – измерения проекций скорости, выполненные СНС.

Составляем уравнения наблюдения, предполагая, что ось приемника воздушного давления направлена вдоль связанной оси самолета, то есть что при измерениях воздушной скорости учитывается только составляющая, направленная вдоль связанной оси  $Ox$ :

$$z = V_{xa} + C_{Va} + \nu_a \quad (3)$$

где  $z$  – измеренные СВС значения воздушной скорости;

$C_{Va}$  – постоянная составляющая погрешности измерений воздушной скорости СВС,



$v_a$  – случайная составляющая погрешности измерений, представляющая

В случае, если ось приемника динамического давления совпадает с направлением воздушной скорости (например, при совмещении приемника динамического давления с датчиком угла атаки), уравнения наблюдений принимают вид:

$$z = V_{xa} \cos \alpha - V_{ya} \sin \alpha + v_a \quad (4)$$

где вместо  $\alpha$  необходимо подставить  $\alpha = \alpha_{изм} - C_\alpha$ ,

где  $\alpha_{изм}$  – измеренное значение угла атаки,

$C_\alpha$  – постоянная погрешность измерения угла атаки.

### Разработка алгоритма проверки согласованности измерений скорости спутниковой навигационной системой и показаний датчиков углов атаки и скольжения с учетом скорости ветра

Рассмотрим задачу оценивания систематических погрешностей измерений углов атаки и скольжения.

Поскольку эти углы характеризуют движение ЛА относительно воздуха, необходимо учесть скорость ветра. Предположим, что на обрабатываемом участке полета ветер имеет постоянное направление и скорость. Составляющие скорости ветра в земной нормальной системе координат обозначим  $V_{xg-w}, V_{yg-w}, V_{zg-w}$ . Запишем выражения для проекций воздушной скорости в земной нормальной системе координат:

$$\begin{aligned} V_{xg-a} &= V_{xg} + V_{xg-w}, \\ V_{yg-a} &= V_{yg} + V_{yg-w}, \\ V_{zg-a} &= V_{zg} + V_{zg-w}. \end{aligned} \quad (5)$$

Тогда, очевидно, модуль вектора воздушной скорости равен

$$V_a = \sqrt{V_{xg-a}^2 + V_{yg-a}^2 + V_{zg-a}^2}. \quad (6)$$

Рассмотрим проекции воздушной скорости  $V_{x-a}, V_{y-a}, V_{z-a}$  на оси связанной системы координат. Для этого используем матрицу перехода от скоростной к связанной системе координат (ГОСТ 20058-80), учитывая, что ось  $Ox_a$  скоростной системы координат направлена вдоль вектора воздушной скорости:

$$\begin{aligned}
V_{x\_a} &= V_a \cos \alpha \sin \beta, \\
V_{y\_a} &= -V_a \sin \alpha \cos \beta, \\
V_{z\_a} &= V_a \sin \beta.
\end{aligned} \tag{7}$$

Для этого проекции (7) необходимо умножить на матрицу перехода от связанной к земной нормальной системе координат (ГОСТ 20058-80):

$$\begin{bmatrix} V_{xg\_a} \\ V_{yg\_a} \\ V_{zg\_a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma \\ \sin \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\sin \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} V_{x\_a} \\ V_{y\_a} \\ V_{z\_a} \end{bmatrix} \tag{8}$$

В качестве модели объекта выберем уравнения (5) – (8), которые представим в следующем виде:

$$\begin{aligned}
V_{xg\_a}(t_i) &= V_{xg\_CHC}(t_i) + V_{xg\_w} \\
V_{yg\_a}(t_i) &= V_{yg\_CHC}(t_i) + V_{yg\_w} \\
V_{zg\_a}(t_i) &= V_{zg\_CHC}(t_i) + V_{zg\_w}
\end{aligned} \tag{9}$$

где  $V_{xg\_CHC}(t_i), V_{yg\_CHC}(t_i), V_{zg\_CHC}(t_i)$  - измеренные СНС значения проекций скорости ЛА на оси нормальной земной системы.

В (9) уравнение и в последующих уравнениях учтено, что измерения выполняются в дискретные моменты времени  $t_i, i = 1, 2, \dots, N$ .

Уравнения (6) и (7) принимают вид:

$$V_a(t_i) = \sqrt{V_{xg\_a}^2(t_i) + V_{yg\_a}^2(t_i) + V_{zg\_a}^2(t_i)}, \tag{10}$$

$$\begin{aligned}
V_{x\_a}(t_i) &= V_a(t_i) \cos(\alpha_u(t_i) + C_\alpha) \sin(\beta_u(t_i) + C_\beta), \\
V_{y\_a}(t_i) &= -V_a(t_i) \sin(\alpha_u(t_i) + C_\alpha) \cos(\beta_u(t_i) + C_\beta), \\
V_{z\_a}(t_i) &= V_a(t_i) \sin(\beta_u(t_i) + C_\beta),
\end{aligned} \tag{11}$$

где  $\alpha_u(t_i), \beta_u(t_i)$  - измеренные в полете значения углов атаки и скольжения;  $C_\alpha, C_\beta$  - постоянные (аддитивные составляющие) погрешностей измерения соответствующих углов.

В вектор неизвестных параметров, подлежащих идентификации, входят  $a^T = [C_\alpha \quad C_\beta \quad C_\psi \quad V_{xg\_w} \quad V_{yg\_w} \quad V_{zg\_w}]$ . \tag{12}

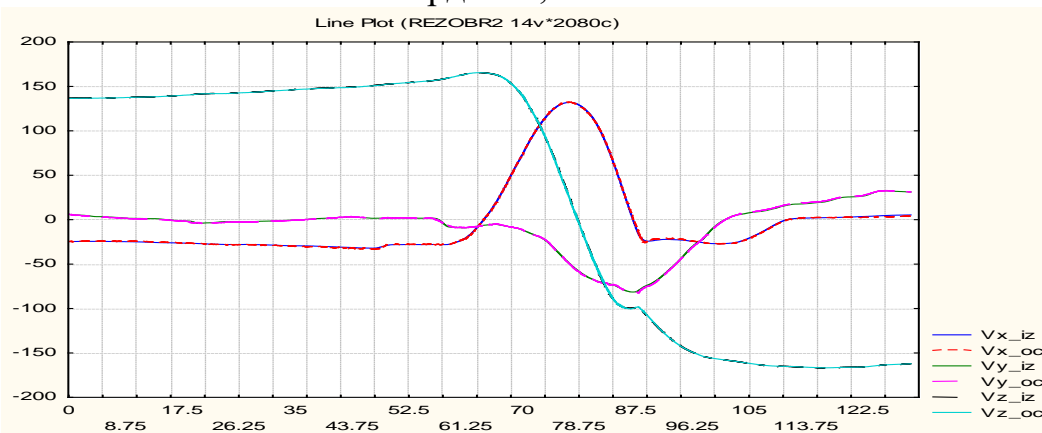
Для нахождения неизвестного вектора (12) составим модель наблюдений:

$$\begin{aligned}
V_{xg\_CHC}(t_i) &= V_{xg\_a}(t_i) - V_{xg\_W} + \xi_x(t_i), \\
V_{yg\_CHC}(t_i) &= V_{yg\_a}(t_i) - V_{yg\_W} + \xi_y(t_i), \\
V_{zg\_CHC}(t_i) &= V_{zg\_a}(t_i) - V_{zg\_W} + \xi_z(t_i),
\end{aligned}
\tag{13}$$

$V_{xg\_CHC}(t_i), V_{yg\_CHC}(t_i), V_{zg\_CHC}(t_i)$  - измеренные СНС проекции скорости ЛА на нормальные земные оси;

$V_{xg\_a}(t_i), V_{yg\_a}(t_i), V_{zg\_a}(t_i)$  - оценки проекций воздушной скорости ЛА на нормальные земные оси.

$V_{xg\_W}(t_i), V_{yg\_W}(t_i), V_{zg\_W}(t_i)$  - проекции скорости ветра на оси нормальной земной системы координат;



**Рисунок.1.** Графики проекций воздушной скорости самолета, измеренных в полете и оцененных с помощью алгоритма

На рисунке 1 представлены графики составляющих воздушной скорости, измеренные в полете и оцененные с использованием алгоритма, описанного выше. Достаточно высокая сходимость подтверждает согласованность результатов обработки и тем самым работоспособность алгоритма и правильность принятых допущений.

#### Идентификация систематических погрешностей в каналах измерения аэродинамических углов

Определим модель объекта. Уравнения проекции воздушной скорости в земной нормальной системе координат имеют вид:

$$\begin{aligned}
V_{xg\_a}(t_i) &= V_{xg\_CHC}(t_i) + V_{xg\_W} \\
V_{yg\_a}(t_i) &= V_{yg\_CHC}(t_i) + V_{yg\_W} \\
V_{zg\_a}(t_i) &= V_{zg\_CHC}(t_i) + V_{zg\_W}
\end{aligned}
\tag{14}$$

где  $V_{xg\_CHC}(t_i), V_{yg\_CHC}(t_i), V_{zg\_CHC}(t_i)$  - измеренные СНС значения проекций скорости ЛА на оси нормальной земной системы.

Проекции воздушной скорости в связанной системе координат получим, умножая проекции (14) на матрицу перехода от земной нормальной к связанной системе координат согласно ГОСТ 20058-80:

$$\begin{bmatrix} V_{x-a} \\ V_{y-a} \\ V_{z-a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \gamma & \sin \gamma & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} V_{xg-a} \\ V_{yg-a} \\ V_{zg-a} \end{bmatrix} \quad (15)$$

Запишем уравнения для углов атаки и скольжения:

$$\alpha_u(t_i) = -\arctg \left( \frac{V_{y-a}(t_i)}{V_{x-a}(t_i)} \right) + C_\alpha, \quad (16)$$

$$\beta_u(t_i) = \arcsin \left( \frac{V_{z-a}(t_i)}{V_a(t_i)} \right) + C_\beta,$$

где  $\alpha_u(t_i), \beta_u(t_i)$  - значения углов атаки и скольжения, измеренные в полете;  $C_\alpha, C_\beta$  - погрешности измерения углов атаки и скольжения,

Модель измерений принимает вид:

$$z_1(t_i) = \begin{cases} K_{\alpha 1} \alpha_u(t_i) + \xi_\alpha(t_i), & \alpha \leq 15^\circ \\ 15^\circ + K_\alpha (\alpha_u(t_i) - 15^\circ) + \xi_\alpha(t_i), & \alpha > 15^\circ \end{cases} \quad (17)$$

$$z_2(t_i) = K_\beta \beta_u(t_i) + \xi_\beta(t_i)$$

Вектор идентифицируемых параметров имеет вид:

$$a^T = [C_\alpha \ C_\beta \ V_{xg-w} \ V_{yg-w} \ V_{zg-w} \ C_\psi \ K_\alpha \ K_{\alpha 1} \ K_\beta].$$

### Совместная идентификация систематических погрешностей аэрометрических измерений

Уравнения проекций воздушной скорости самолета в земной нормальной системе координат имеют вид:

$$\begin{aligned} V_{xg-a}(t_i) &= V_{xg-CHC}(t_i) - W_{xg} \\ V_{yg-a}(t_i) &= V_{yg-CHC}(t_i) - W_{yg} \\ V_{zg-a}(t_i) &= V_{zg-CHC}(t_i) - W_{zg} \end{aligned} \quad (18)$$

где  $V_{xg-CHC}(t_i), V_{yg-CHC}(t_i), V_{zg-CHC}(t_i)$  - измеренные СНС значения проекций скорости ЛА на оси нормальной земной системы;

$W_{xg}, W_{yg}, W_{zg}$  - подлежащие идентификации неизвестные значения проекций скорости ветра на оси нормальной земной системы. Предполагается, что они постоянны на обрабатываемом участке полета.

Очевидно, что модуль вектора воздушной скорости равен

$$V_a(t_i) = \sqrt{V_{xg\_a}^2(t_i) + V_{yg\_a}^2(t_i) + V_{zg\_a}^2(t_i)} \quad (19)$$

$$V_a = \sqrt{(V_{xg\_CHC} - W_{xg})^2 + (V_{yg\_CHC} - W_{yg})^2 + (V_{zg\_CHC} - W_{yg})^2}$$

Проекции воздушной скорости в связанной системе координат получим, умножая проекции на матрицу перехода от земной нормальной к связанной системе координат согласно:

$$\begin{bmatrix} V_{x\_a} \\ V_{y\_a} \\ V_{z\_a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\vartheta & \sin\vartheta & -\sin\psi \cos\vartheta \\ \sin\psi \sin y - \cos\psi \sin\vartheta \cos y & \cos\vartheta \cos y & \cos\psi \sin y + \sin\psi \sin\vartheta \cos y \\ \sin\psi \cos y + \cos\psi \sin\vartheta \sin y & -\cos\vartheta \sin y & \cos\psi \cos y - \sin\psi \sin\vartheta \sin y \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} V_{xg\_a} \\ V_{yg\_a} \\ V_{zg\_a} \end{bmatrix} \quad (20)$$

Используя проекции (25) воздушной скорости на связанные оси, запишем формулы для значений углов атаки и скольжения:

$$\begin{aligned} \alpha_u(t_i) &= -\arctg\left(\frac{V_{y\_a}(t_i)}{V_{x\_a}(t_i)}\right), \\ \beta_u(t_i) &= -\arcsin\left(\frac{V_{z\_a}(t_i)}{V_a(t_i)}\right), \end{aligned} \quad (21)$$

где  $\alpha_u(t_i), \beta_u(t_i)$  - истинные углы атаки и скольжения (термин «истинный» здесь означает не идеально точную величину, а только отличие от местных углов атаки и скольжения).

Итак, модель объекта определяется уравнениями (18) -(21).

Модель наблюдений принимает вид:

$$z_2(t_i) = V_a(t_i) + C_V + \xi_V(t_i),$$

$$z_2(t_i) = K_\alpha \alpha_u(t_i) + C_\alpha + \xi_\alpha(t_i), \quad (22)$$

$$z_3(t_i) = K_\beta \beta_u(t_i) + C_\beta + \xi_\beta(t_i),$$

где  $C_V$  - постоянная (аддитивная) составляющая систематических погрешностей измерения воздушной скорости;

$C_\alpha, C_\beta$  - постоянные (аддитивные) составляющие систематических погрешностей измерения углов атаки и скольжения;

$K_\alpha, K_\beta$  - коэффициенты наклона градуированных характеристик датчиков углов атаки и скольжения, характеризующие мультипликативную составляющую систематических погрешностей;

$\xi_v(t_i), \xi_\alpha(t_i), \xi_\beta(t_i)$  - шумы измерений, представляющие собой последовательности независимых нормально распределенных случайных величин, имеющих нулевое математическое ожидание и постоянную дисперсию.

Вектор идентифицируемых параметров имеет вид:

$$\alpha^T = [W_{xg} \ W_{yg} \ W_{zg} \ C_v C_\psi \ C_\alpha \ C_\beta \ K_\alpha \ K_\beta] \quad (23)$$

Таким образом, при помощи идентификации определяются оценки трех составляющих скорости ветра, постоянной составляющей погрешности измерения угла рыскания, постоянной составляющей погрешности измерения воздушной скорости, а также оценки параметров, характеризующие аддитивные и мультипликативные систематические погрешности измерения углов атаки и скольжения.

#### Идентификация скорости ветра, основанная на совместном использовании спутниковых и аэрометрических измерений

Предполагается, что ветер имеет постоянную скорость и направление для короткого интервала полета продолжительностью 50...60 С. Это означает, что значения проекции скорости ветра  $V_{xgw}, V_{ygw}, V_{zgw}$  на оси земной нормальной системы координат постоянны. Для того чтобы определить последовательность операций по формированию оценок составляющих скорости ветра  $V_{xgw}, V_{ygw}, V_{zgw}$ , необходимо создать модели объекта и наблюдений. Для этого возьмем алгоритм из предыдущего уравнениях (23) - (27). Изменению подлежит только вектор оцениваемых параметров, который принимает вид:

$$\alpha^T = [V_{xg-w} \ V_{yg-w} \ V_{zg-w}] \quad (24)$$

Таким образом, при помощи идентификации осуществляют оценку трех составляющих скорости ветра.

Можно предложить упрощенный вариант алгоритма оценивания скорости ветра. Действительно, не всегда имеется возможность использовать прямые измерения углов атаки и скольжения. Например, на многих беспилотных ЛА, особенно имеющих малые геометрические размеры, датчики аэродинамических углов просто отсутствуют. Поэтому можно рассмотреть вариант, когда модель наблюдений включает только одно уравнение, а именно уравнение для воздушной скорости.

$$z_1(t_i) = V_\alpha(t_i) + C_v + \xi_v(t_i) \quad (25)$$

Алгоритм идентификации. Оценивание неизвестных параметров в работе выполняются с использованием алгоритма максимального правдоподобия,

где для численной оптимизации применяется модифицированный метод Ньютона.

**В третьей главе** представлена исследование алгоритма совместной идентификация систематических погрешностей аэрометрических измерений.

Для формирования рекомендаций по оценке систематических погрешностей датчиков углов атаки и скольжения, а также канала измерения воздушной скорости было выполнено моделирование на пилотажном исследовательском стенде и обработка полученных данных программой идентификации. В стендовом эксперименте моделировался гипотетический учебно-тренировочный самолет типа МИГ-АТ.

Моделирование выполнялось в ручном режиме пилотирования, при этом оператор воспроизводил различные возможные виды полетных маневров, которые возможно использовать для идентификации.

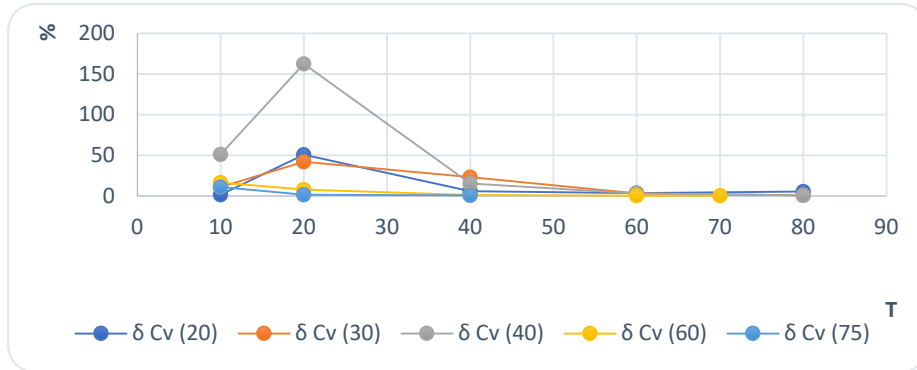
**Маневр "установившийся вираж"** Результаты обработки маневра "установившийся вираж с углом крена 75 градусов". При этом угол рыскания  $\Psi_i$  изменялся на 360 градусов.

<i>Параметр</i>	<i>Оценка</i>	<i>Ист. знач.</i>	<i>Абс. погр. Δ</i>	<i>Относит. погр. %</i>
$W_x$ , м/с	-7,035	-7	-0,035	0,5
$W_z$ , м/с	4,998	5	-0,002	0,04
$C_v$ , м/с	1,972	2	-0,028	1,4
$W_y$ , м/с	2,156	2	0,156	7,8
$C_\beta$ , градус	0,05488	0	0,05488	
$K_\beta$	0,9981	1	-0,0019	0,19
$K_\alpha$	0,9582	1	-0,0418	4,18
$C_\alpha$ , градус	0,02105	0	0,02105	

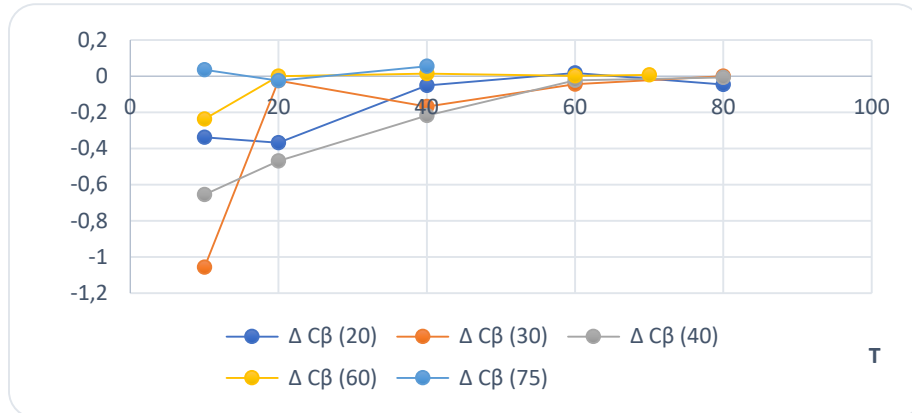
**Таблица.1.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "вираж с креном 75 градусов", время обработки 40 с (полное время выполнения маневра)

В таблице 1 показаны Оценки идентификации и их погрешности для маневра «вираж с креном 75 градусов», время обработки 40 с и относительные погрешности идентификации для проекций скорости ветра  $W_x$ ,  $W_z$ ,  $W_y$  и основных параметров, характеризующих систему измерений: постоянной погрешности измерений истинной воздушной скорости  $C_v$ , постоянных погрешностей измерений углов атаки и скольжения  $C_\alpha$  и  $C_\beta$ , а также коэффициентов наклона градуировочных зависимостей  $K_\alpha$  и  $K_\beta$ . Для

параметров  $C_\alpha$  и  $C_\beta$ , истинные значения которых равны нулю, относительная погрешность не вычислялась.



**Рисунок 2.** Зависимость относительной погрешности оценки параметра  $C_v$  от времени обработки данных



**Рисунок 3.** Зависимость абсолютной погрешности оценки параметра  $C_\beta$ , градус, от времени обработки данных

Рассмотрим итоговые графики на рис.2 и 3, показывающие зависимость погрешностей идентифицируемых параметров от времени обработки для выражений с различными углами крена. В данном слайде представлены только результаты по каналам измерений истинной воздушной скорости  $C_v$  и угла скольжения  $C_\beta$ . При времени обработки свыше 40-60 с ошибки оценивания становятся околонулевыми.

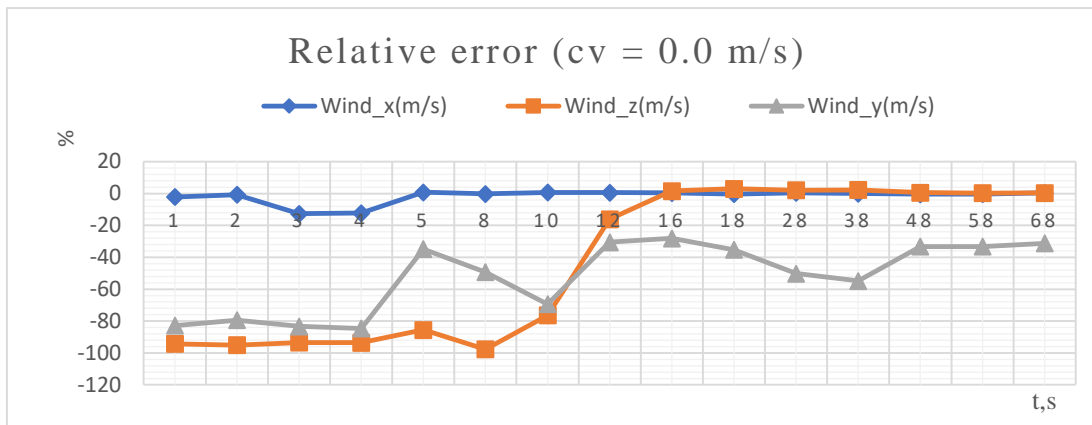
**В четвертой главе** представлены исследование методов оценивания скорости ветра с использованием воздушной скорости, углов атаки и скольжения самолета.

Исследование характеристик алгоритма оценивания проекций скорости ветра с использованием только измерений воздушной скорости

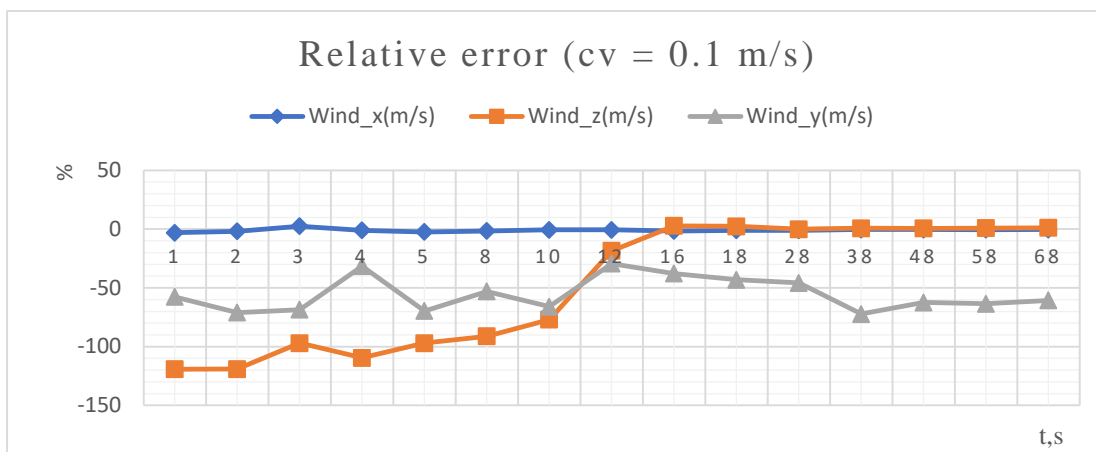
В качестве маневра рассматривался вираж на 360 градусов на постоянной высоте 2000 м с углом крена 60 градусов, выполняемый оператором в ручном режиме. Время маневра составило 68 с. Скорость самолета, связанная с



землей, задавалась 100 м / с, горизонтальные проекции скорости ветра 5 м/с и -7 м/с, вертикальная проекции 2 м / с. Постоянные погрешности измерений воздушной скорости полета самолета (CV) имитировались как 0.0 м/с, 0.1 м/с, 0.2 м/с , 0.4 м/с , 0.7 м/с, 1.0 м / с.



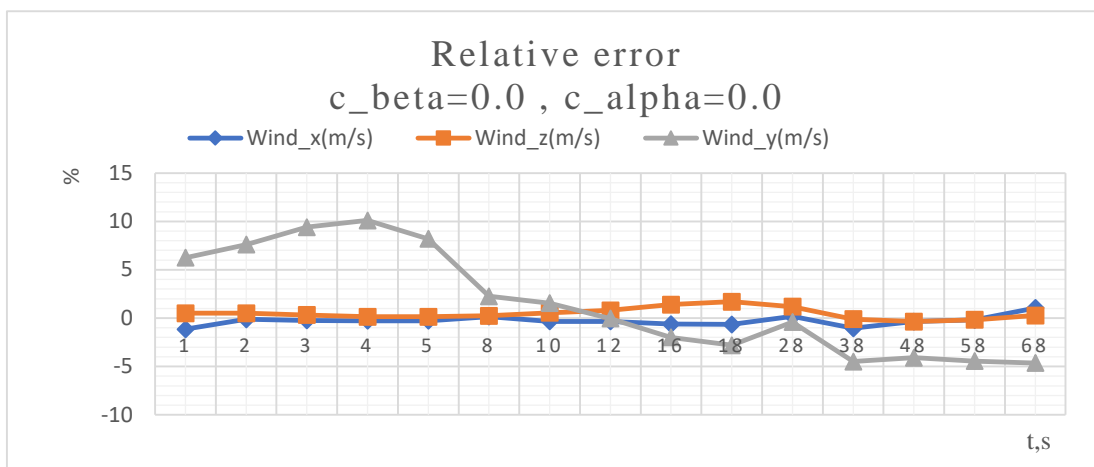
**Рисунок 4.** Относительные погрешности оценок трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения воздушной скорости CV = 0.0



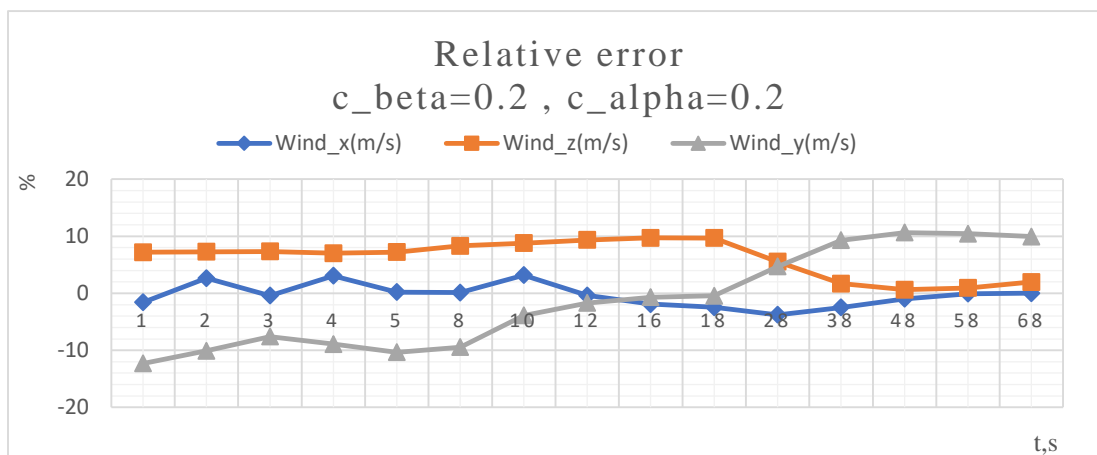
**Рисунок 5.** Относительные погрешности оценок трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения воздушной скорости CV = 0.1 м/с

Исследование характеристик алгоритма оценивания проекций скорости ветра с использованием только измерений углов атаки и скольжения

Относительные погрешности оценивания трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения углы атаки (0.0 градусов) и скольжения (0.0 градусов), углы атаки (0.2 градуса) и скольжения (0.2 градуса) представлены соответственно на рисунках 6-7.



**Рисунок 6.** Относительные погрешности оценивания трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения углы атаки ( $C_{\alpha} = 0.0$  градуса) и скольжения ( $C_{\beta} = 0.0$  градуса)



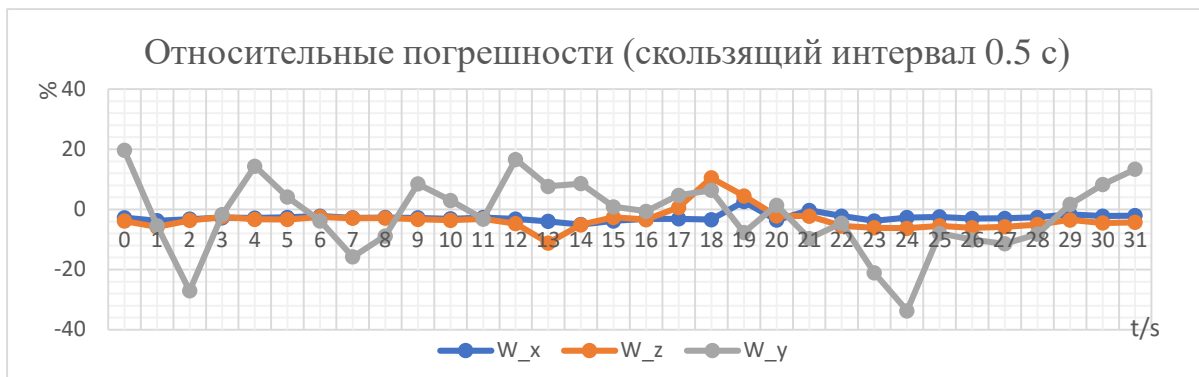
**Рисунок 7.** Относительные погрешности оценивания трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения углы атаки ( $C_{\alpha} = 0.2$  градуса) и скольжения ( $C_{\beta} = 0.2$  градуса)

Таким образом, при использовании информации от датчиков углов атаки и скольжения при значительных уровнях неисключенных систематических погрешностей горизонтальные составляющие оцениваются с точностью не хуже 20 %, тогда как точность оценок вертикальной составляющей укладывается в 10 % только при аддитивных составляющих до 0,2 градуса и отсутствии мультипликативных погрешностей.

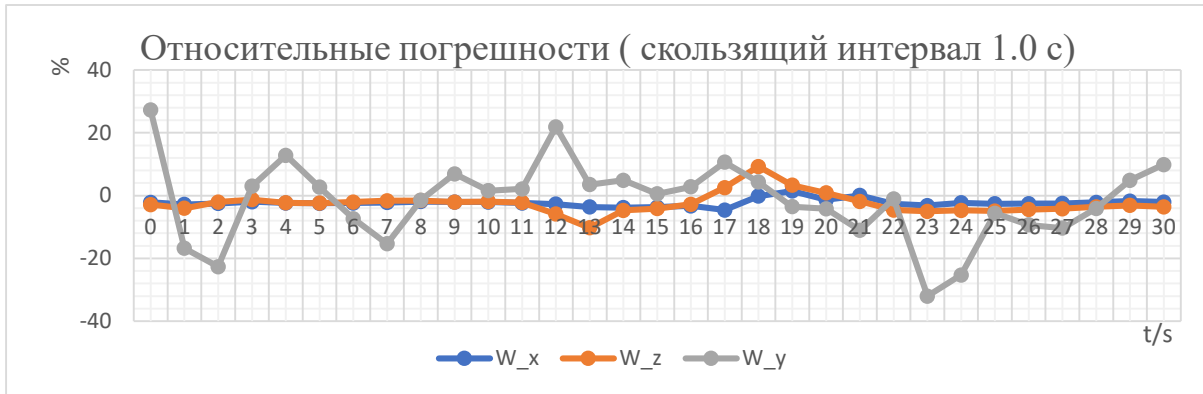
Исследование алгоритма оценивания проекций скорости ветра с использованием измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения  
 Возможности данного алгоритма исследовались по данным стендового моделирования. Из результатов предыдущих разделов можно сделать вывод,

что увеличение размерности вектора наблюдений, то есть увеличение количества информации, привлекаемой для идентификации скорости ветра, приведет к повышению точности оценок. При моделировании случайные погрешности задавались, как и в предыдущих случаях, то есть в виде независимых нормальных величин с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонениями 0.001 ед. перегрузки по каналам измерения перегрузок, 0.06 градусов по каналам измерения углов атаки и скольжения, 0.9 км/час по каналу измерения воздушной скорости. Поскольку влияние систематических погрешностей изучалось в предыдущем подразделе, здесь основное внимание было уделено оцениванию влияния вида маневра и длительности скользящего интервала. Рассматривались такие маневры, как дачи по тангажу, «бочка», змейка и змейка с повышенной вертикальной составляющей, то есть с дополнительным движением в канале тангажа. В данном варианте алгоритма оказалось возможным существенно уменьшить длительность скользящего интервала. Рассматривались значения 1 с и 0.5 с. Для определения влияния параметров движения начало скользящего интервала сдвигалось последовательно по всему участку обработки с шагом 1 с.

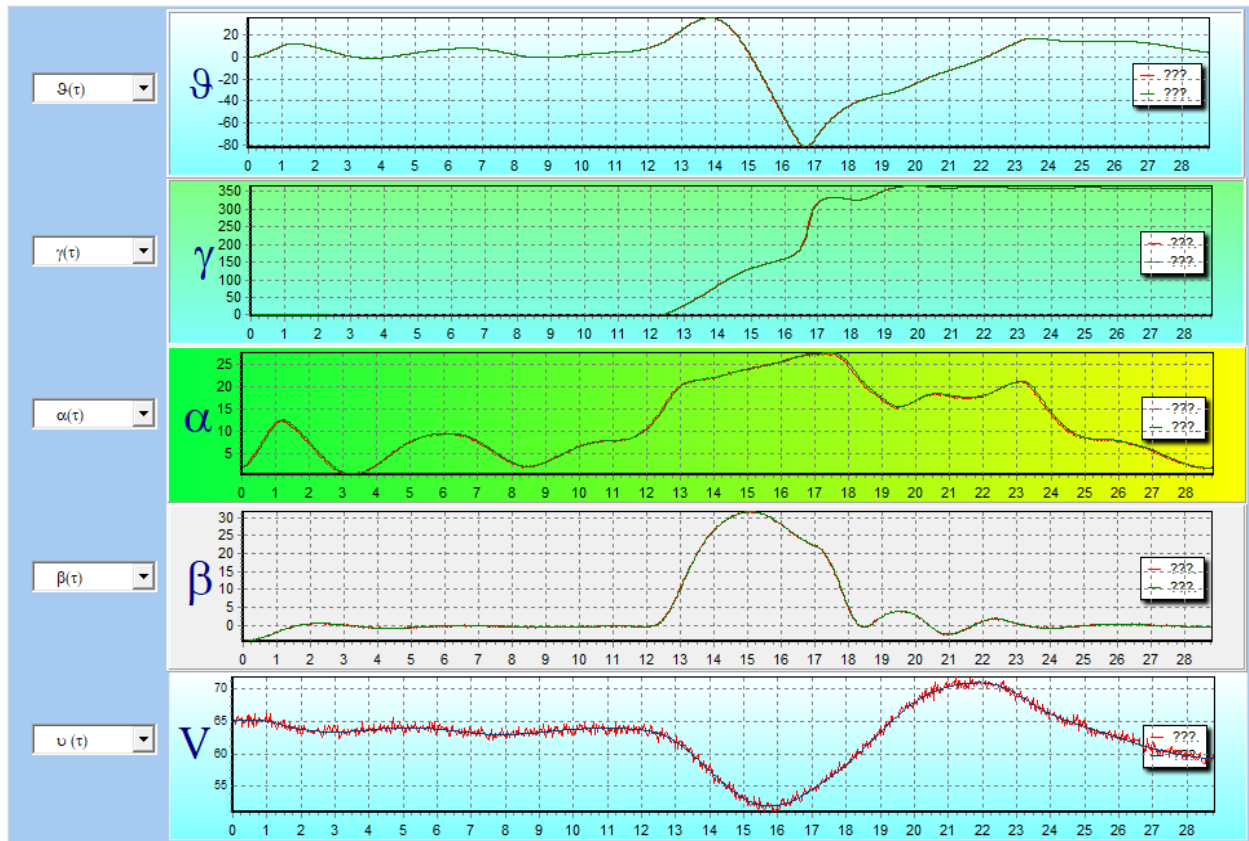
### Маневр «бочка»



**Рисунок 8.** Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 0.5 с, длительность участка обработки 31 с.



**Рисунок 9.** Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 1.0 с, длительность участка обработки 31 с.



**Рисунок 10.** Значения основных параметров полета для маневра "бочка", полное время маневра 31 с

Как видим, погрешности оценивания горизонтальных проекций в основном не превышают 5 % на всем участке выполнения маневра, а погрешности оценивания вертикальной составляющей  $\pm 10$  %. Сравнение графиков

погрешностей (рис.8-9) с рис.10, на котором показано изменение сигналов в процессе выполнения маневра, показывает, что некоторый рост погрешностей имеет место в моменты энергичного маневрирования, при высоких скоростях изменения параметров полета.

Наконец, сравнение графиков для значений длительности скользящего окна 0,5 с и 1,0 с показывает несущественные различия, порядка 2-3%. Это означает, что алгоритм может обеспечить измерение трех проекций ветра скорости в течение 0,5 с, что выгодно отличает его от других вариантов, когда требуемая длительность интервала наблюдения составляла десятки секунд. Малая длительность скользящего интервала позволяет также оперативно отслеживать изменение ветра в течение полета.

Аналогичные результаты получены для маневра «дачи по тангажу». Сравнение разных маневров показывает, что рост погрешностей по вертикальной составляющей имеет место в моменты энергичного маневрирования. Итак, благоприятным режимом является полет, близкий к прямолинейному, с малыми возмущениями.

### **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

1. В работе по результатам имеющихся публикаций выполнен анализ методов обработки бортовых измерений, направленных на повышение их точности. Основное внимание уделено методам, использующим комплексирование информации и методы теории идентификации систем для получения оценок систематических погрешностей.

Детально рассмотрены следующие методы и алгоритмы:

- метод оценивания погрешностей бортовых измерений, использующий уравнения движения летательного аппарата;
- метод коррекции погрешностей измерения скорости спутниковой навигационной системой при энергичном маневрировании;
- методы оценивания скорости ветра в летных испытаниях по данным спутниковой навигационной системы, использующие проходы на пересекающихся курсах и площадки с выдерживанием нулевого угла скольжения.

По результатам анализа сделан вывод о том, что перспективным направлением исследований является оценивание и коррекция погрешностей аэрометрических измерений с использованием данных спутниковой навигационной системы.

2. Предложены следующие алгоритмы идентификации погрешностей аэрометрических измерений:

- алгоритм оценивания систематической аддитивной погрешности измерения воздушной скорости с использованием спутниковых измерений и оцениванием скорости ветра;
  - алгоритм проверки согласованности спутниковых измерений скорости полета и бортовых измерений углов атаки и скольжения с учетом скорости ветра;
  - алгоритм оценивания систематических погрешностей бортовых измерений углов атаки и скольжения с учетом скорости ветра.
3. Сформирован обобщенный алгоритм идентификации систематических погрешностей бортовых измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения с одновременной идентификацией скорости ветра.
  4. Разработан алгоритм идентификации в полете трех проекций скорости ветра по данным спутниковой навигационной системы и бортовым аэрометрическим измерениям воздушной скорости, углов атаки и скольжения.

Предложена модификация данного алгоритма, использующая только спутниковые измерения и измерения воздушной скорости.

5. Для численного решения задач параметрической идентификации погрешностей аэрометрических измерений и составляющих вектора скорости ветра выбран метод идентификации, а именно метод максимума правдоподобия с оптимизацией по модифицированному методу Ньютона, и дана его формулировка.
6. По данным моделирования на пилотажном стенде выполнено исследование точностных характеристик алгоритма оценивания систематических погрешностей аэрометрических измерений при идентификации скорости ветра на основе данных спутниковой навигационной системы и измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения. Исследовано влияние на точность идентификации видов полетных маневров, таких как установившийся вираж, змейка, перекладки по крену, дачи по тангажу, бочка.
7. Установлено, что при использовании маневров установившийся вираж погрешности оценивания основных погрешностей не превышают 4-5% для времени маневра 60-70 с, при этом точность оценивания аддитивных погрешностей измерения углов атаки и скольжения не хуже 0,1 градуса.
8. По данным моделирования на пилотажном стенде выполнено исследование точностных характеристик алгоритма оценивания трех составляющих скорости ветра на основе данных спутниковой навигационной системы.

Рассмотрены варианты алгоритма, в которых для идентификации скорости ветра применяются:

бортовые измерения воздушной скорости,  
бортовые измерения углов атаки и скольжения,  
бортовые измерения воздушной скорости, углов атаки и  
скольжения (полный вектор аэрометрических измерений).

Исследовано влияние на точность идентификации трех составляющих скорости ветра систематических погрешностей аэрометрических измерений, и видов полетных маневров, таких как змейка, змейка с вертикальной составляющей, дачи по тангажу, бочка.

Исследовалось также влияние на точность идентификации скорости ветра длительности интервала обработки.

9. Установлено, что при полном векторе аэрометрических измерений и уровне систематических погрешностей порядка 3-5% для маневров типа змейка, дачи по тангажу, змейка с вертикальной составляющей и бочка погрешности оценивания всех трех составляющих скорости ветра не превышают 5-7% для длительности скользящего интервала измерения 0,5-1 с, что позволяет не только оценивать постоянную скорость ветра, но и отслеживать ее изменения.
10. Обобщение результатов разделов 3 и 4 позволяет рекомендовать следующую двухэтапную последовательность применения предложенных в работе алгоритмов для идентификации скорости ветра:
  - на первом этапе выполняется идентификация и коррекция систематических погрешностей аэрометрических измерений во всем эксплуатационном диапазоне, при этом рекомендуется маневр установившийся вираж и длительность участка обработки 60-70 с, что примерно соответствует развороту на 360 градусов;
  - на втором этапе выполняется идентификация трех составляющих скорости ветра при малом уровне неисключенных систематических погрешностей аэрометрических измерений, при этом обеспечивается точность оценок трех проекций скорости ветра не хуже 5-7% для длительности скользящего интервала обработки 0,5-1,0 с.

## **ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

**Публикации в изданиях из рекомендованного ВАК Минобрнауки России перечня:**

1. Kyaw Zin Latt, Mounng Htang Om. Development of wind velocity estimation method using the airspeed, Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 152-159.
2. 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.

3. Моунг Хтанг Ом, Чжо Зин Латт, Приходько С.Ю., Разработка алгоритма повышения точности идентификации аэродинамических коэффициентов на основе гармонических входных сигналов // Электронный журнал «Труды МАИ». 2018. Выпуск № 99.

**Публикации в изданиях входящих в Web of Science:**

1. Mounng Htang Om, Kyaw Zin Latt, Karapetyan TS, Estimation of aerodynamic parameters in conditions of measurement. ITM Web of Conferences. Т. 10, 01007 (2017).

**Публикации в изданиях входящих в Scopus:**

1. 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 Computer Science, 103, Elsevier Science Bv, 2017, С. 67– 74.

**Статьи, опубликованные в других изданиях:**

1. Корсун О. Н., Чжо Зин Латт, Моунг Хтанг Ом , Оценивание постоянных составляющих погрешностей измерения углов ориентации летательного аппарата // Состояние и проблемы измерений : сборник материалов XIII Всерос. научно-техн. конф., МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. - С. 90-93.
2. Korsun O.N, Mounng Htang Om, Kyaw Zin Latt, Restoration of orientation angles during flight in case of failure of inertial system// Eighth International Aerospace Congress IAC'15, dedicated to 50 years of the first-ever spacewalk and to 70 years of the united nations. 2015.