

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»**



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

Диссертация

На соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:  
Доктор технических наук,  
Профессор О.Н. Корсун

Москва – 2019

## СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1 ОБЗОР МЕТОДОВ ОЦЕНИВАНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ БОРТОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ НА ОСНОВЕ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ.....	10
1.1 Основные направления развития теории и методов обеспечения контроля правильности бортовых измерений. ....	10
1.2 Алгоритм оценивания погрешностей измерений параметров пространственного движения самолета .....	19
1.3 Методика оценивания и коррекции погрешностей спутниковой навигационной системы при маневрировании .....	25
1.4 Подходы к оцениванию скорости ветра в ходе испытаний самолетов..	32
Выводы по разделу 1 .....	36
2 МЕТОДИКИ И АЛГОРИТМЫ ОЦЕНИВАНИЯ И КОРРЕКЦИИ ПОГРЕШНОСТЕЙ БОРТОВЫХ АЭРОМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ .....	38
2.1 Методика оценивания погрешности измерений воздушной скорости и составляющих скорости ветра.....	38
2.2 Разработка алгоритма проверки согласованности измерений скорости спутниковой навигационной системой и показаний датчиков углов атаки и скольжения с учетом скорости ветра.....	41
2.3 Идентификация систематических погрешностей в каналах измерения аэродинамических углов .....	48
2.4 Совместная идентификация систематических погрешностей аэрометрических измерений .....	49
2.5 Идентификация скорости ветра, основанная на совместном использовании спутниковых и аэрометрических измерений .....	52
Выводы по разделу 2 .....	55
3 ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА СОВМЕСТНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ АЭРОМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ .....	57
3.1 Маневр "установившийся вираж" .....	58
3.2 Режим "перекладки " в канале крена .....	72
3.3 Режим "дачи " в канале тангажа.....	78
3.4 Режим "бочка" .....	81
Выводы по разделу 3 .....	84
1. В разделе проведено исследование точности алгоритма совместной идентификации систематических погрешностей аэрометрических измерений.....	84

4 ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ОЦЕНИВАНИЯ СКОРОСТИ ВЕТРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ, УГЛОВ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ САМОЛЕТА.....	85
4.1 Исследование характеристик алгоритма оценивания проекций скорости ветра с использованием только измерений воздушной скорости .....	85
4.2 Исследование характеристик алгоритма оценивания проекций скорости ветра с использованием только измерений углов атаки и скольжения .....	90
4.3 Исследование алгоритма оценивания проекций скорости ветра с использованием измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения .....	96
Выводы по разделу 4 .....	108
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	110
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	113

## **ВВЕДЕНИЕ**

**Актуальность работы.** Тенденции развития современной техники - произвести высокотехнологичный продукт с максимумом функциональных возможностей при минимальных затратах. Создание перспективной авиационной техники и совершенствование эксплуатационных характеристик летательных аппаратов (ЛА) является одним из приоритетных направлений научно-технического развития, в полной мере это относится к информационно-измерительным системам (ИИС) ЛА. Одним из способов повышения качества авионики является совершенствование методов и средств измерений значений параметров полета ЛА.

В составе ЛА наиболее значимыми ИИС считаются навигационные системы и пилотажные приборы (ПП). В качестве основных источников навигационной информации широко применяются инерциальные системы, обеспечивающие прецизионную точность измерения значений параметров движения ЛА.

На сегодняшний день перспективны такие направления решения задачи повышения точности измерений значений параметров полета ЛА, как применение специальных алгоритмов комплексной обработки измеряемой информации. Однако на сегодняшний день недостаточно проработаны модели и методы, учитывающие все аспекты, а также ряд специфических особенностей построения моделей, что сказывается на точности измерений значений параметров полета ЛА. Поэтому разработка современных методов бортовых измерений параметров полета является актуальной задачей.

Целью научных исследований в данной работе являются методы и средства повышения точности измерений значений параметров полета ЛА, методы снижения погрешностей измерений, применение специальных оригинальных алгоритмов обработки информации, реализация информационных связей между элементами системы.

Повышение точности измерений параметров движения ЛА и параметров атмосферных возмущений, прежде всего скорости ветра, идентификация и

коррекция погрешностей измерительных каналов крайне важна для задач летных испытаниях, безопасности полетов, контроля технического состояния.

**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.

Работа посвящена решению следующие научно-технических задач:

1. Проведение анализа 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. Разработка новых алгоритмов идентификации систематических погрешностей каналов аэрометрических измерений, при этом в качестве метрологической основы предлагается использовать высокоточные измерения скорости полета относительно земли, выполняемые системами спутниковой навигации.
3. Разработка алгоритма идентификации в полете модуля и направления вектора скорости ветра на основе измерений скорости полета, выполняемых системами спутниковой навигации и аэрометрических измерений.

4. Исследование по данным моделирования на пилотажном стенде характеристик алгоритма совместной идентификации систематических погрешностей аэрометрических измерений и скорости ветра. Исследовано влияние на точность идентификации видов полетных маневров и длительности интервала обработки.
5. 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.** При выполнении диссертации автором использовались динамика полёта, методы стендового моделирования полета самолета с учетом ветра, методы идентификации параметров математических моделей самолетов и их систем.

**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 совместной идентификации систематических погрешностей бортовых измерений воздушной скорости, углов атаки, скольжения и 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 посвящённые 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.

Автором опубликованы следующие работы:

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

## **Структура и объем работы**

Диссертационная работа включает введение, четыре раздела, заключение и список литературы, содержащий 96 источников. Текст диссертации изложен на 127 машинописных страницах, включает 82 рисунка и 15 таблиц.

# **1 ОБЗОР МЕТОДОВ ОЦЕНИВАНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ БОРТОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ НА ОСНОВЕ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ**

## **1.1 Основные направления развития теории и методов обеспечения контроля правильности бортовых измерений.**

Монографии [1] [2] [3] [4] посвящены разработке математических моделей движения самолетов и их использованию для изучения аэродинамических и динамических характеристик самолетов. Осуществляется идентификация и проверка достоверности таких моделей. Изучаются современные модели флаттера и методы его исследования с учетом не стационарности обтекания. Рассматриваются модели движения самолета, учитывающие упругость конструкции, различные варианты загрузки, влияние систем управления и внешние возмущения.

В монографии [5], работах [6] [7] [8] рассмотрены различные математические модели движения самолета в полете, представлены практические методы выбора адекватной структуры математической модели движения. Представлены рекомендации по формированию математической модели движения самолета. Приведены методы и алгоритмы выбора структуры и параметров математической модели во временной и частотной областях.

В работе [6] рассматривается комплексный метод оценивания погрешностей бортовых измерений и регистрации, использующий соотношения между основными параметрами полета, определяемые системой уравнений пространственного движения самолета.

В работах [9] [10] представлены подходы к идентификации получения аэродинамических коэффициентов по данным летного эксперимента. Дано краткое описание анализа данных стационарных измерений и введено понятие системной идентификации. Затем следует математическая модель летательного аппарата с аэродинамическими силами и моментами, аппроксимированными

полиномами или сплайнами, и детальная обработка двух часто используемых методов оценки параметров.

В работах [11] [12] [13] [14] [15] [16] рассматриваются алгоритмические и методические подходы к решению задач проверки согласованности измерений параметров движения, идентификации аэродинамических коэффициентов самолетов, в том числе нелинейных, по данным, полученным в летных испытаниях.

В работах [2] [17] [18] изложены физические основы средств восприятия полного и статического давления измерителей скорости и высоты полета, аэродинамических углов атаки и скольжения самолетов, и вертолетов. Приведены сведения по конструкции и даны принципиальные схемы измерителей давления, обоснованы алгоритмы и математические модели их работы, методики расчета их характеристик.

В работе [19] с использованием гидродинамических моделей обтекания тонкого тела получены математические модели погрешностей бортовых измерений статического давления самолёта при полёте в режимах скольжения. Дана оценка традиционно используемых в авиационной практике схем размещения приемников давления и алгоритмов компенсации погрешностей в вычислителях систем воздушных данных.

В работах [19] [20] [21] [22] [23] [24] предложен алгоритм идентификации систематических погрешностей измерений скорости воздуха и аэродинамических углов летательного аппарата в процессе летных испытаний, использующий высокоточные измерения скорости, выполняемые спутниковой навигационной системой. Особенностью рассматриваемого метода является то, что для решения задачи может быть использован широкий набор летных маневров, наряду со специализированными режимами испытаний, используемыми в практике летных испытаний.

В работах [21] [25] приведены основные положения новой технологии эталонного измерения воздушных параметров, определения аэродинамических

погрешностей приемников воздушных давлений (ПВД) при летных испытаниях летательных аппаратов с применением спутниковых средств траекторных измерений и бортовых систем пилотажно-навигационного оборудования.

В статьях [26] [27] предлагается метод оценивания в летном эксперименте погрешностей измерений скорости спутниковой навигационной системой при энергичном маневрировании самолета. При этом источником погрешностей является быстрая смена состава «созвездия» спутников, вызывающая переходные процессы в измерении скорости.

В работе [27] рассмотрено решение задачи определения воздушной и индикаторной земных скоростей, используемое в технологии оценивания средств определения воздушных параметров (СВП) с применением спутниковых навигационных систем (СНС) при проведении испытаний воздушных судов (ВС) на неустановившихся режимах полета. Показаны основные источники погрешностей расчета скоростей, по результатам анализа получены оценки предельных значений погрешностей.

В работах [28] [29] предложен алгоритм оценивания постоянной составляющей погрешности измерений воздушной скорости самолета и горизонтальных составляющих скорости ветра. Для получения оценки использованы данные спутниковой навигационной системы и параметрическая идентификация. Предположено, что на участке обработки горизонтальные составляющие ветра не изменяются, а вертикальная составляющая равна нулю.

В работах [20] [30] предлагается метод оценивания систематических погрешностей бортовых измерений углов атаки и скольжения летательного аппарата в процессе летных испытаний, использующий высокоточные измерения скорости, которые выполняются спутниковой навигационной системой. Главная особенность этого метода состоит в том, что для обеспечения совместимости измерений датчиков углов атаки и скольжения и данных спутниковой системы применяется идентификация скорости ветра на участке обработки.

В работах [31] [32] [33] [34] [35] [36] [37] [38] [39] [40] предлагаются алгоритмы расчета углов ориентации летательного аппарата по результатам численного интегрирования уравнений Пуассона и уравнений для кватернионов. Данные алгоритмы при наличии случайных погрешностей элементов матрицы направляющих косинусов и кватернионов характеризуются существенно более высокой точностью по сравнению с формулами, традиционно применяемыми для решения поставленной задачи.

В работах [41] [42] [43] [44] рассмотрена проблема анализа полетных данных на закритических углах атаки в целях уточнения математической модели движения самолета. В рамках указанной общей проблемы предлагается методика проверки и коррекции бортовых измерений при движении ЛА в диапазоне закритических углов атаки. Поскольку на исследуемых режимах полета применяются двигатели с отклоняемым вектором тяги, рассмотрена математическая модель сил и моментов, возникающих при отклонении вектора тяги.

В работах [45] [46] [47] предложены идентификация математической модели самолета на режимах сверхманевренности; выбор вида манёвра с целью идентификации систематических погрешностей для диагностики технического состояния каналов измерений углов атаки, скольжения и воздушной скорости; идентификация аэродинамических коэффициентов современного маневренного самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки.

В работах [48] [49] [50] рассматриваются вопросы определения действительных значений воздушных параметров и систематических погрешностей их измерений бортовыми системами на режимах взлета – посадки. Решение вопросов необходимо для оценивания бортовых средств определения воздушных параметров (СВП) и взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) самолета. В последнее время значение вопросов возрастает в задачах автоматической посадки ВС по III категории. Для статистического моделирования, полно воспроизводящего эксплуатационный диапазон

изменения условий посадки, требуются адекватные математические модели погрешностей бортовых СВП и самолёта.

В статье [51] рассмотрены результаты моделирования инструментальной посадки в условиях ограниченной частоты обновления курсоглиссадных планок на приборе ПНП. Приведено описание высококомобильного обзорно-посадочного радиолокационного комплекса.

В работах [52] [53] [54] предлагается алгоритм параметрической идентификации динамических систем, в основу которого положен известный метод оценивания по максимуму правдоподобия, сформулированный во временной области. Формирование минимизируемого функционала в области частот придает алгоритму новые полезные свойства, прежде всего за счет возможности подавления помех путем выбора диапазонов рабочих частот. Рассматривается также модификация предложенного алгоритма, которая обеспечивает подавление помехи типа сдвиг регистрируемого сигнала по времени.

В статье [90] рассмотрен алгоритмический способ коррекции навигационных систем. Представлен численный критерий степени наблюдаемости погрешностей инерциальной навигационной системы. Проведен расчет численных значений степеней наблюдаемости.

В статье [87] рассмотрена схема корректировки навигационной информации воздушного судна при маневрировании воздушного судна и посадке на движущийся авианосец. Обработка сигналов навигационных систем осуществляется с использованием алгоритма оценки. В качестве алгоритма оценки предлагается использовать нелинейный фильтр Калмана.

Актуальные вопросы создания бортовых систем интеллектуальной поддержки экипажа изложены в статьях [88] [89] [90]. Представлены основные положения концепции поэтапной интеллектуализации бортового оборудования летательных аппаратов, заключающейся в перераспределении основных задач управления летательным аппаратом и его вооружением между экипажем и

оборудованием. На основе опыта проводимых в АО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро» исследований рассмотрены практические вопросы разработки и эксплуатации бортовых комплексов, реализующих функцию интеллектуальной поддержки экипажа путем введения бортовых экспертных систем.

На конкретном примере рассмотрены важные вопросы разработки продукционной базы знаний для использования в составе перспективной системы интеллектуальной поддержки экипажа ЛА в особых ситуациях: формализация описания ситуации и извлечения знаний, разработка логики принятия решения, кодирование базы знаний, интеграция CLIPS-кода и С-кода основного программного обеспечения бортовых вычислителей, тестирование кода базы знаний на ПЭВМ.

Исследован навигационный комплекс, сохраняющий высокий уровень характеристик при отсутствии спутниковой коррекции. В алгоритмах обработки информации навигационного комплекса использованы модели с повышенными степенями наблюдаемости и управляемости переменных состояния.

В работах [55] [56] [57] [58] [59] [60] рассмотрена концепция индивидуально-адаптированного контроля и поддержки управляющих действий летчика при выполнении посадочных режимов, основу которой составляет нейросетевая модель системы «самолет-летчик». Предложен подход к формированию индивидуально-адаптированной нейросетевой модели деятельности летчика на этапе посадки, непрерывно уточняемой в процессе его деятельности по результатам предшествующих полетов, отражающей характерную манеру управления самолетом и позволяющей осуществлять прогноз точности приведения самолета на взлетно-посадочную полосу.

В работах [61] [62] [63] [64] предлагается структура моделирующего стенда, предназначенного для тестирования новых алгоритмов анализа полетных данных.

В работе [65] рассмотрен синтез прогнозной индикации для задач слежения за траекторией (в частности, задачи посадки). Оба решения основаны на системном анализе пилот-транспортного средства и требованиях обеспечить самую высокую точность и самую низкую пилотную рабочую нагрузку. Расследование проводилось по делам с задержкой и без задержки в динамике воздушных судов.

В статье [7] изложены концептуальные вопросы методов аналитического решения задачи сохранения заданных характеристик устойчивости ЛА при реконфигурации системы управления полетом при отказе исполнительной подсистемы. Показано, что использование методики реконфигурации с аналитическим набором стабилизирующих законов управления, синтезированных методом декомпозиции с учетом сшивки между каналами управления, позволяет полностью компенсировать эффекты отказов исполнительной подсистемы в каждом из каналов управления в условиях полной управляемости летательного аппарата как динамической системы. Это, таким образом, дает возможность перенастроить систему управления полетом, что всегда обеспечивает устойчивость движения самолета с точно заданным полюсом. В ходе исследования отказов в виде постепенного снижения эффективности управляющих поверхностей установлено, что синтезированный аналитический закон управления представляет собой соответствующее автоматическое увеличение коэффициента усиления обратной связи исправного канала управляющей подсистемы, а также перераспределение управляющих сигналов между приводами в рамках существующих перекрестных связей между каналами управления.

В работе [68] рассмотрены подходы к применению динамического программирования для оптимизации траектории набора высоты. В работах [66] [67] представлены методы расчета координат вектора тяги для самолетов, оснащенных системой управления вектором тяги.



Изобретение [69] относится к области инерциальных навигационных систем и предназначено для определения угловой ориентации ЛА любого типа.

Изобретение [70] служит для нахождения координат центра масс самолета в полете и базируется на обработке записей параметров движения самолета. Сущность способа определения координат центра масс самолета состоит в нахождении взаимосвязи приращения абсолютного линейного ускорения аппарата в его произвольной точке по отношению к ускорению его центра масс в процессе маневра ЛА.

Изобретение [71] относится к технике определения параметров движения и к области оценки и компенсации погрешностей измерений углового положения ЛА.

Изобретение [72] может использоваться для определения угловой ориентации ЛА любого типа. Сущность изобретения состоит в совместной обработке измерений датчиков перегрузок и измерений скорости ЛА СНС при отсутствии датчиков угловых скоростей. Угловые скорости ЛА определяют методом параметрической идентификации.

В работе [73] рассмотрены факторы аэродинамических погрешностей - приемников воздушных давлений, измерения барометрической высоты и скорости, модели погрешностей на основе угла атаки. Показаны условия адекватности рассматриваемых стационарных приближений, вопросы применимости моделей на неустановившихся режимах полета самолета. Выполнены оценки составляющих погрешности за счет инерционности среды и аэродинамических погрешностей, связанных с влиянием нестационарности .

В работе [74] изложены основы методологии идентификации аэродинамических коэффициентов самолетов по данным летных экспериментов.

В работах [75] [76] [77] [78] [79] [80] [81] [82] [83] [84] [85] [86] рассматриваются:

- Методика идентификации параметров математической модели летательных аппаратов по данным летных испытаний. [75]

- Методика оценки адекватности результатов математического моделирования и натуральных экспериментов. [76]
- Экспериментальные исследования в целях синтеза математической модели интеллектуальной поддержки летчика. [77]
- Особенности оценки характеристик устойчивости и управляемости летательных аппаратов по результатам натуральных экспериментов, идентификации и моделирования. [78]
- Алгоритм оценивания систематических погрешностей измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения в летных испытаниях. [79]
- Алгоритм идентификации систематических погрешностей измерений воздушной скорости и аэродинамических углов по данным летного эксперимента. [80]
- Идентификация аэродинамических коэффициентов самолета по данным летных испытаний. [81]
- Алгоритмы идентификации аэродинамических коэффициентов летательного аппарата по данным летного эксперимента в условиях ветра. [82]
- Методические подходы к испытаниям в целях оценки эффективности управления самолетами на режимах сверх маневренности. [83]
- Подготовка эксперимента на определение характеристик маневренности в маловысотном полёте. [84]
- Основные особенности подготовки, проведения и анализа результатов летного эксперимента на определение характеристик маневренности на малых высотах. [85]
- Оценивание точностных характеристик алгоритма отдельной идентификации сил тяги и аэродинамического сопротивления по результатам стендового моделирования. [86]

Рассмотрим подробнее методы, использующие комплексную обработку информации.

## 1.2 Алгоритм оценивания погрешностей измерений параметров пространственного движения самолета

В данном подразделе рассматривается комплексный метод оценивания погрешностей бортовых измерений и регистрации, использующий соотношения между основными параметрами полета, определяемые системой уравнений пространственного движения самолета, изложенный в работе [21].

В качестве основы принимается система нелинейных уравнений пространственного движения летательного аппарата [3], из которой выбираются следующие:

$$\begin{aligned}\frac{d\alpha}{dt} &= \omega_z - \frac{1}{\cos \beta} \left[ \left( \frac{a_x}{V} - \omega_y \sin \beta \right) \sin \alpha + \left( \frac{a_y}{V} + \omega_x \sin \beta \right) \cos \alpha \right], \\ \frac{d\beta}{dt} &= \frac{a_z}{V} \cos \beta - \left( \frac{a_x}{V} \sin \beta - \omega_y \right) \cos \alpha + \left( \frac{a_y}{V} \sin \beta + \omega_x \right) \sin \alpha, \\ \frac{dV}{dt} &= a_x \cos \alpha \cos \beta - a_y \sin \alpha \cos \beta + a_z \sin \beta, \\ \frac{dv}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \operatorname{tg} v (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma),\end{aligned}\tag{1.1}$$

где  $\alpha, \beta$  – углы атаки и скольжения, рад;

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

$v, \gamma, \psi$  – углы тангажа, крена, рыскания, рад;

$V$  – истинная воздушная скорость, м/с;

$a_x, a_y, a_z$  – ускорения вдоль связанных осей, определяемые формулами:

$$a_x = g (n_x - \sin v),\tag{1.2}$$

$$a_y = g (n_y - \cos v \cos \gamma),\tag{1.3}$$

$$a_z = g (n_z + \cos v \sin \gamma),\tag{1.4}$$

где  $n_x, n_y, n_z$  – перегрузки вдоль связанных осей.

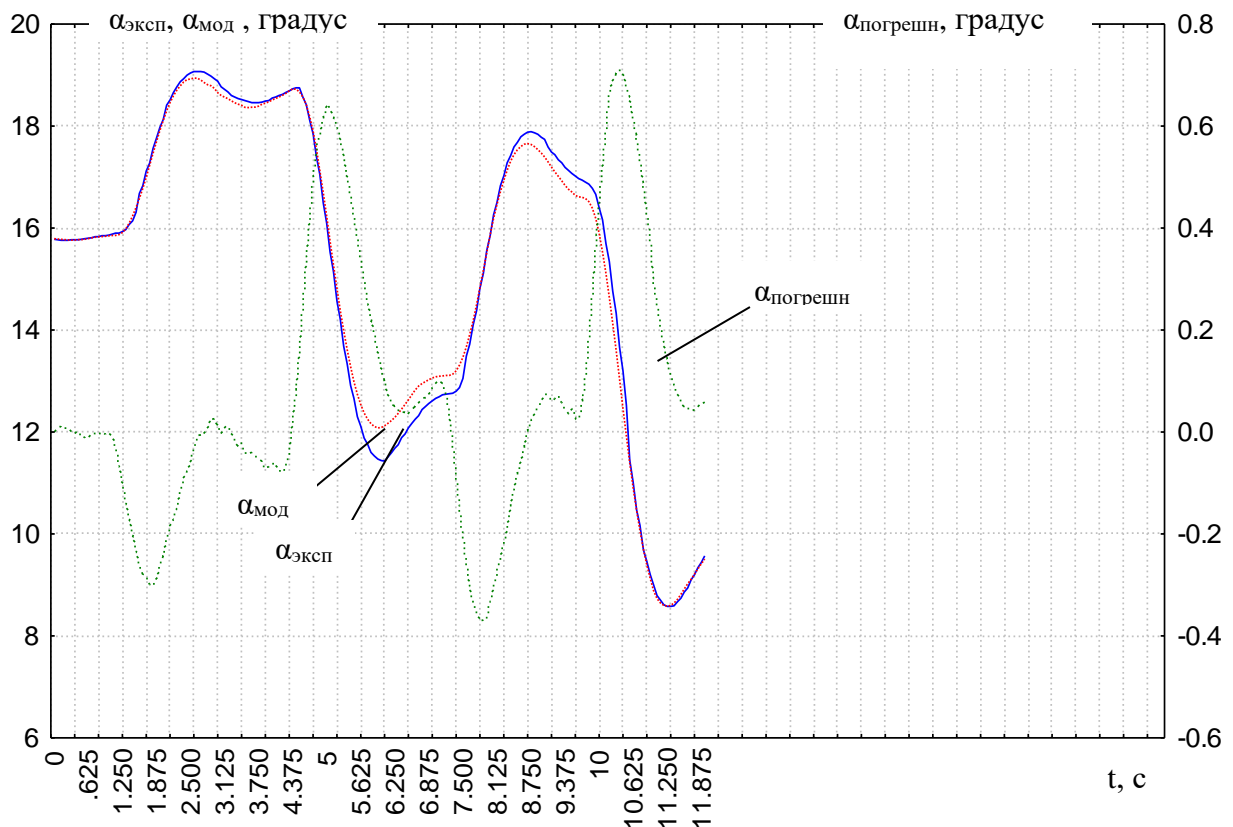
Для проверки взаимного соответствия полетных данных недостаточно произвести численное решение дифференциальных уравнений (1.1) и соотношений (1.2-14), поскольку накапливается ошибка интегрирования. Для

решения проблемы надо выполнить идентификацию постоянных погрешностей измерений входных величин и  $n_x, n_y, n_z$ :

$$a^T = [C_{\omega_x} C_{\omega_y} C_{\omega_z} C_{n_x} C_{n_y} C_{n_z}]. \quad (1.5)$$

Этот алгоритм позволяет выявить разнообразные динамические погрешности.

На рис. 1.1 показаны результаты проверки для измерительного канала угла атаки при продольном движении.

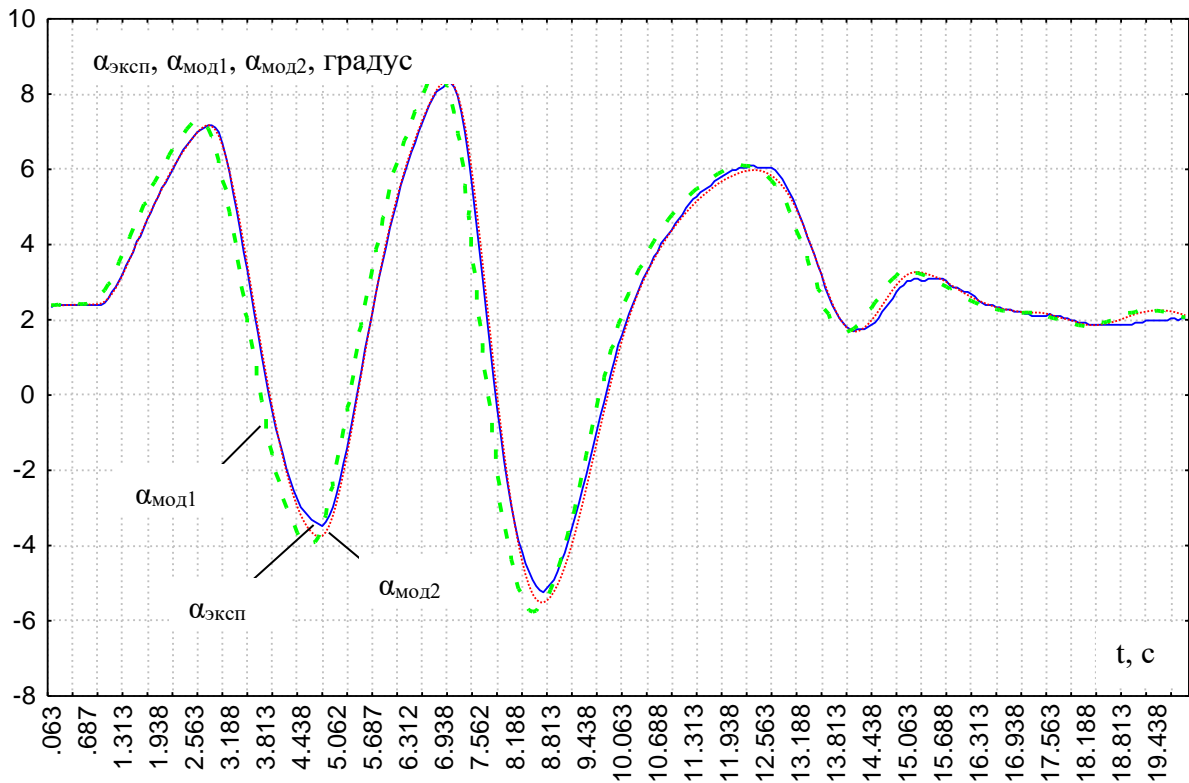


**Рисунок 1.1.** Результат идентификации угла атаки при дачах РУС по тангажу

Сигналы  $\alpha_{\text{эксп}}, \alpha_{\text{мод}}$  показывают степень соответствия угла атаки, измеренного в полете и вычисленного в модели (1.1), (1.2) с учетом поправок, обусловленных выносом датчика угла атаки относительно центра масс. Значение поправки представлено отдельно сигналом  $\alpha_{\text{погрешн}}$  (оцифровка по правой оси ординат). График показывает, что величина погрешности, обусловленной выносом датчика угла атаки на этом режиме, составляет 0,4...0,7 градусов, что имеет значение на режимах точного пилотирования и вблизи эксплуатационных

ограничений. Отметим, что на борту данная погрешность не вычисляется и при выводе угла атаки на индикацию летчику не учитывается.

Пример на рисунке 1.2 также показывает выявление погрешностей измерений угла атаки.

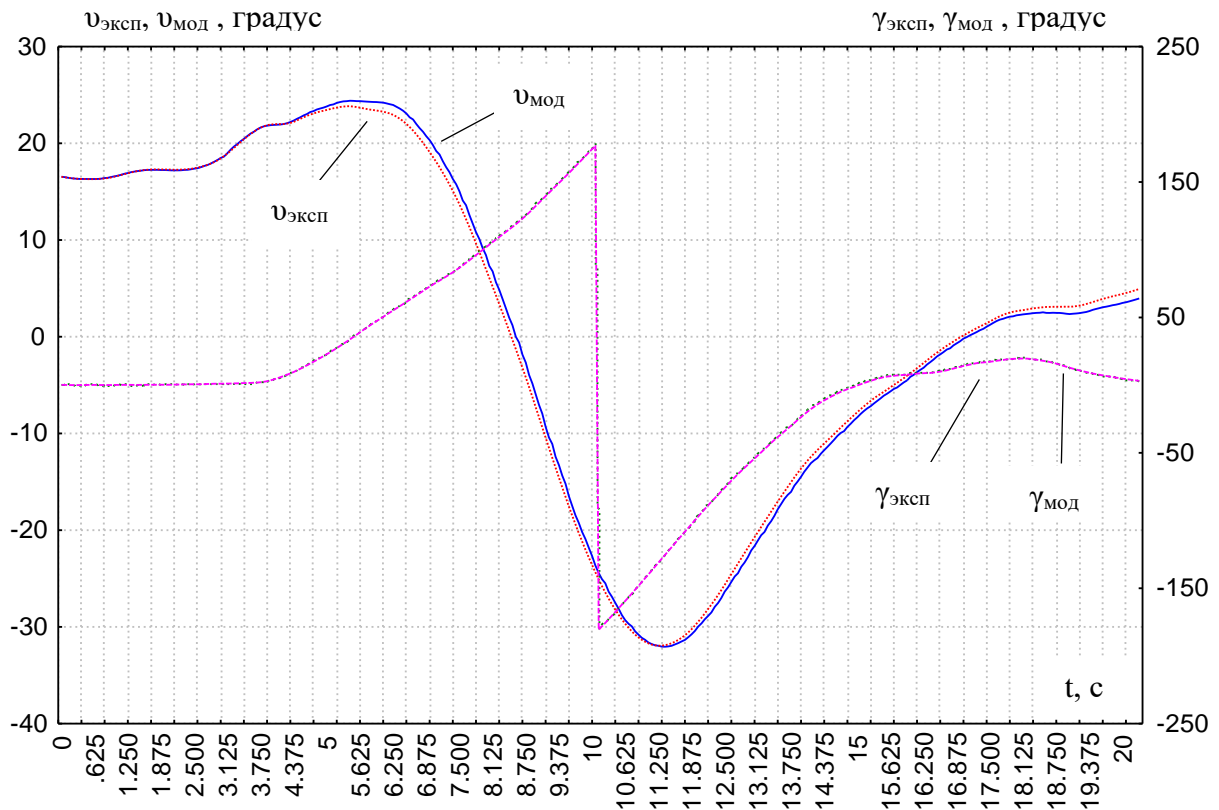


**Рисунок 1.2.** Результат учета временного смещения в канале измерения угла атаки

Сравнение полетного и смоделированного углов атаки  $\alpha_{\text{эксп}}, \alpha_{\text{мод1}}$  показывает наличие динамической погрешности типа сдвиг по времени. Дополнительный анализ показал, что на борту в канале угла атаки установлен фильтр нижних частот, сглаживающий шумы измерений и создающий запаздывания до 0,25 с при выводе на регистрацию и на индикацию летчику. После учета указанного фильтра в модели получена высокая степень соответствия (сигналы  $\alpha_{\text{эксп}}, \alpha_{\text{мод2}}$ ).

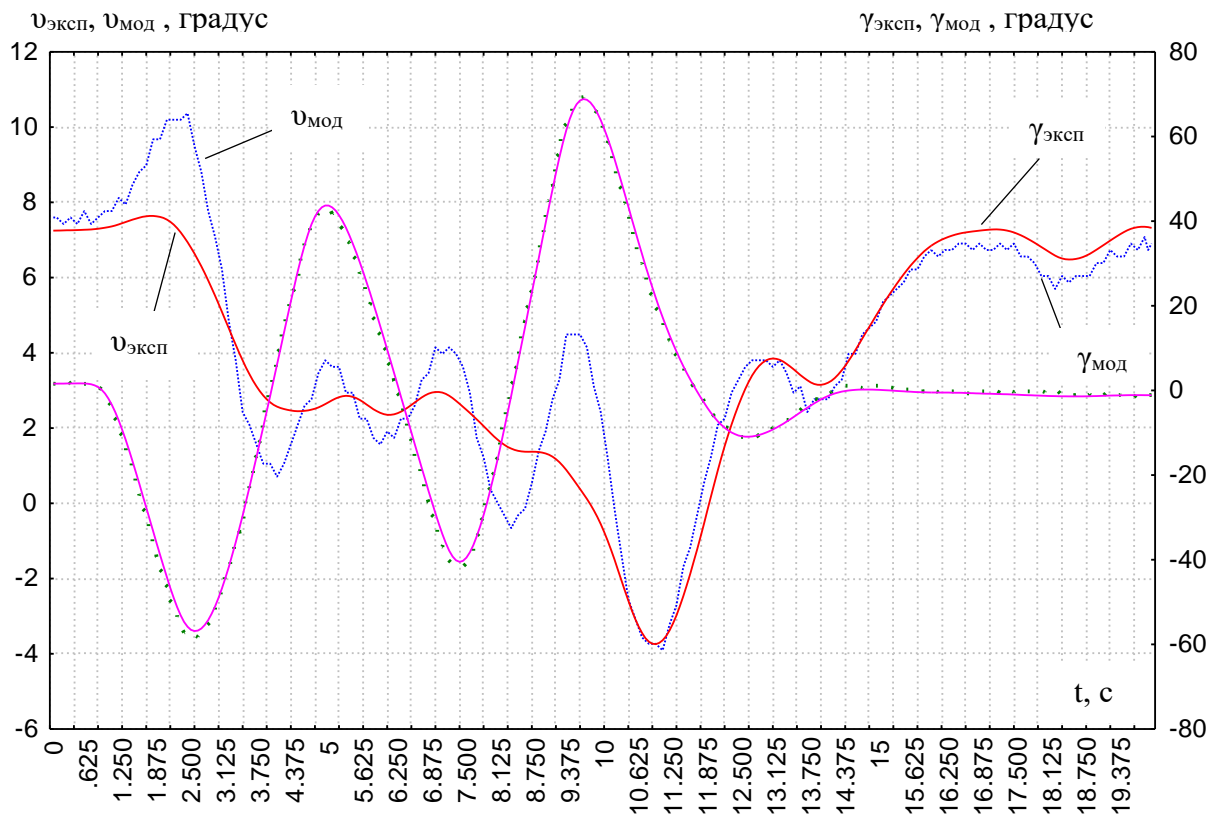
При отсутствии существенных погрешностей бортовых измерений сходимость полетных и модельных значений обычно очень высокая.

На рисунке 1.3 показана сходимость сигналов тангажа и крена при выполнении маневра «бочка».



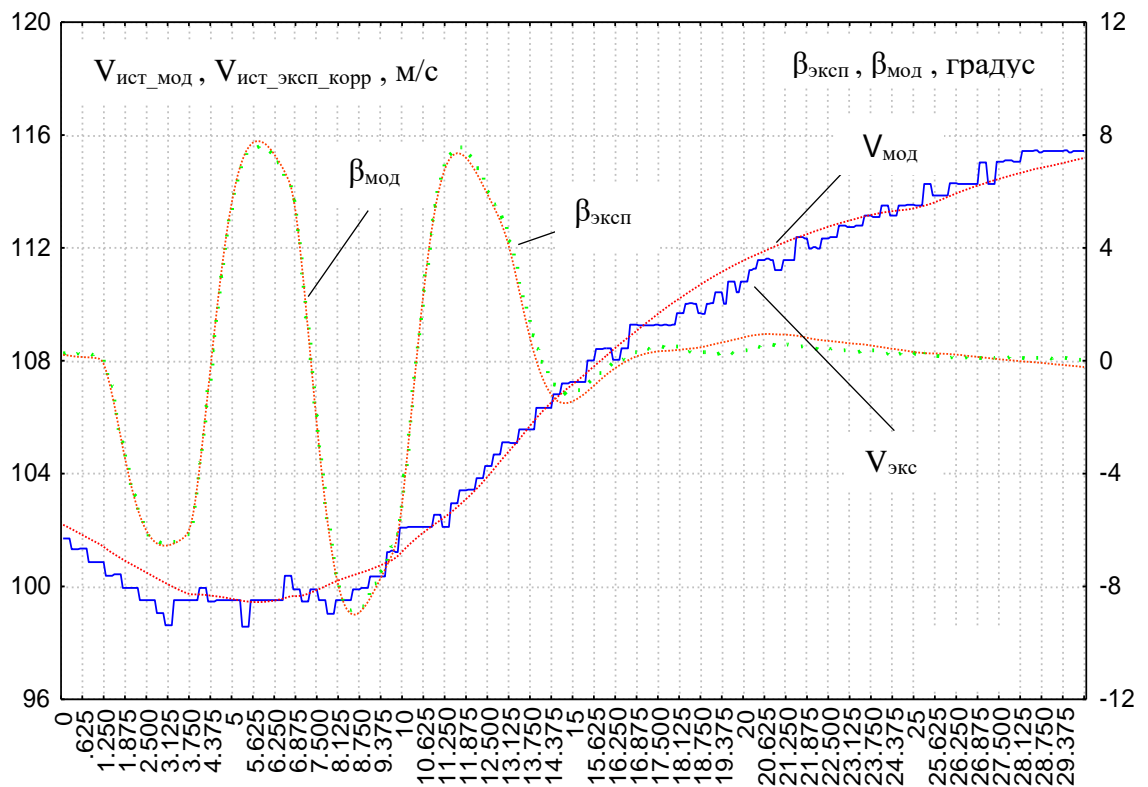
**Рисунок 1.3.** График, показывающий сходимость сигналов тангажа и крена при выполнении маневра «бочка»

В результате обобщенного анализа свыше 20 различных участков полета были получены следующие значения с.к.о. рассогласований: по каналам углов атаки и скольжения 0,1...0,4 градуса, угла тангажа 0,2...0,4 градуса, угла крена 0,3... 1,3 градуса, истинной воздушной скорости 0,5...0,8 м/с. Существенные расхождения указывают на погрешности измерительных каналов. Так, на рисунке 1.4 отклонения значений угла тангажа в полете от соответствующего сигнала модели характеризуют погрешности авиагоризонта вследствие энергичного маневрирования в канале крена.



**Рисунок 1.4.** Графики тангажа и крена измеренные и оцененные в модели

На рисунке 1.5 для режима дачи педалями показано высокое соответствие между смоделированными и экспериментальными значениями скорости, которое удалось получить после коррекции экспериментальных данных путем сдвига по времени на опережение на величину 0,6 с. При этом шаг регистрации полетных данных составлял 0,0625 с.



**Рисунок 1.5.** Графики измеренной и полученной в модели скорости после сдвига последней на 0,6 с

Таким образом, рассмотренный подход позволяет при послеполетной обработке оценивать разнообразные погрешности измерений ряда основных параметров, имеющих существенное значение для задач испытаний, эксплуатации, безопасности полетов.

Отметим, что ограничением рассмотренного в подразделе подхода является допущение об отсутствии ветра на анализируемом участке полета.



### 1.3 Методика оценивания и коррекции погрешностей спутниковой навигационной системы при маневрировании

Возможности обеспечения точности измерений скорости спутниковой системой (СНС) на борту ЛА характеризуются следующим результатом [96]. В последние годы спутниковые измерения активно применяются при испытаниях самолетов. Так, точность измерений скорости обычно не хуже  $\pm 0,2$  м/с по уровню 2 с.к.о.

Однако в случае интенсивных маневров ЛА быстро меняется набор спутников, возникают мощные переходные процессы, что может приводить к многократному росту погрешностей. Поэтому требуется выявить и скорректировать эти специфические погрешности, например, за счет использования данных инерциальной навигационной системы (ИНС)

Конкретизируем поставленную задачу. Пусть СНС выполняет измерения в нормальной системе координат, начало которой совпадает с местом расположения спутниковой антенны.

Обозначим:

$V_e, V_n, V_H$  - восточная, северная и вертикальная компоненты скорости полета;

Тогда модуль скорости

$$V = \sqrt{V_e^2 + V_n^2 + V_H^2}. \quad (1.6)$$

Восточную, северную и вертикальную составляющие скорости ЛА, измеряемые ИНС, обозначим  $V_{e-b}, V_{n-b}, V_{h-b}$ .

Для проверки будем выбирать участки полета длительностью 30...150 с. Примем допущение о постоянстве погрешностей ИНС на оцениваемом участке, который обычно не превышает десятков секунд. Это оправданно, поскольку период Шулера, с которым происходит изменение погрешностей ИНС, составляет 84,4 минуты, тогда период примерно исследуемых погрешностей СНС обычно не более 1...3 с. Обобщая изложенные свойства погрешностей обеих систем, предложим следующий алгоритм: вначале на участке горизонтального полета выполняется коррекция постоянных погрешностей инерциальной системы

по СНС, а затем измеряемые ИНС составляющие скорректированные с учетом полученных оценок погрешностей СНС на участке маневрирования.

Задачу можно решить методом параметрической идентификации. Введем уравнения, устанавливающие зависимость между скоростью самолета и измерениями ИНС:

$$\begin{aligned} V_e(t_i) &= V_{e-b}(t_i) + C_{V_e}(t_i), \\ V_n(t_i) &= V_{n-b}(t_i) + C_{V_n}(t_i), \\ V_h(t_i) &= V_{h-b}(t_i) + C_{V_h}(t_i), \\ V(t_i) &= \sqrt{V_e^2(t_i) + V_n^2(t_i) + V_h^2(t_i)} \end{aligned} \quad (1.7)$$

где  $C_{V_e}$ ,  $C_{V_n}$ ,  $C_{V_h}$  – аддитивные погрешности инерциальных измерений скорости.

Сформулируем модель наблюдений:

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= V_e(t_i) + \xi_e(t_i), \\ z_2(t_i) &= V_n(t_i) + \xi_n(t_i) \\ z_3(t_i) &= V_h(t_i) + \xi_h(t_i) \\ z_4(t_i) &= V(t_i) + \xi(t_i) \end{aligned} \quad (1.8)$$

где вектор наблюдений состоит из данных СНС

$$z^T(t_i) = [z_1(t_i) \ z_2(t_i) \ z_3(t_i) \ z_4(t_i)] = [V_{e-CHC}(t_i) \ V_{n-CHC}(t_i) \ V_{h-CHC}(t_i) \ V_{CHC}(t_i)] , \quad (1.9)$$

$\xi_e(t_i)$ ,  $\xi_n(t_i)$ ,  $\xi_h(t_i)$ ,  $\xi(t_i)$  – случайные погрешности.

Для удобства применения алгоритмов параметрической идентификации введем дополнительно векторные обозначения:

$$\text{вектор состояния } y^T(t_i) = [V_e(t_i) \ V_n(t_i) \ V_h(t_i) \ V(t_i)] ,$$

$$\text{вектор случайных погрешностей } \xi^T(t_i) = [\xi_e(t_i) \ \xi_n(t_i) \ \xi_h(t_i) \ \xi(t_i)] ,$$

$$\text{вектор идентифицируемых параметров } a^T = [C_{V_e} \ C_{V_n} \ C_{V_h}] .$$

Введем также вектор известных функций времени

$$u^T(t_i) = [V_{e-b}(t_i) \quad V_{n-b}(t_i) \quad V_{h-b}(t_i)],$$

который включает инерциальные измерения.

Тогда модели объекта и наблюдений (1.8) и (1.9) принимают вид

$$y(t_i) = \left[ \frac{u(t_i)}{\sqrt{V_e^2(t_i) + V_n^2(t_i) + V_H^2(t_i)}} \right] + \begin{bmatrix} a \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1.10)$$

$$z(t_i) = y(t_i) + \xi(t_i) \quad (1.11)$$

При обработке в вектор наблюдений  $z(t_i)$  будем включать измерения, выполненные СНС:  $z^T(t_i) = [V_{e-CHC}(t_i) \quad V_{n-CHC}(t_i) \quad V_{h-CHC}(t_i) \quad V_{CHC}(t_i)]$ .

Для нахождения оценок постоянных погрешностей  $a^T = [C_{V_e} \quad C_{V_n} \quad C_{V_h}]$  минимизируется функционал:

$$J(a) = \sum_{i=1}^N (z(t_i) - \hat{z}_a(t_i))^T (G G^T)^{-1}(t_i) (z(t_i) - \hat{z}_a(t_i)),$$

где  $\hat{z}_a(t_i)$  - оценка прогноза вектора наблюдений, которая вычисляется численным решением уравнений (1.8) или (1.10), а также (1.11) при нулевых шумах наблюдений  $\xi_e(t_i) = \xi_n(t_i) = \xi_h(t_i) = 0, i = 1, 2, \dots, N$ ;

$G$  - диагональная матрица, содержащая с.к.о. шумов измерений элементов вектора наблюдений  $z(t_i)$ . Величина с.к.о. уточняется по результатам обработки экспериментальных данных и в рассматриваемых задачах устанавливалась на уровне 1...2 м/с.

Оценки погрешностей  $a^T = [C_{V_e} \quad C_{V_n} \quad C_{V_h}]$  получаем путем параметрической идентификации.

Оценка прогноза  $\hat{z}_a(t_i)$  вычисляются следующим образом. Перед первым циклом идентификации задаются начальные оценки параметров  $\hat{a}^T = [\hat{C}_{V_e} \quad \hat{C}_{V_n} \quad \hat{C}_{V_h}]$ , которые подставляются в уравнение модели объекта

(1.8). Решая это уравнение для  $t_i, i=1,2,\dots,N$ , получаем оценки составляющих скорости и полной скорости, то есть оценку вектора состояния:

$$\begin{aligned}\hat{V}_e(t_i) &= V_{e-b}(t_i) + \hat{C}_{V_e}(t_i), \\ \hat{V}_n(t_i) &= V_{n-b}(t_i) + \hat{C}_{V_n}(t_i), \\ \hat{V}_h(t_i) &= V_{h-b}(t_i) + \hat{C}_{V_h}(t_i), \\ \hat{V}(t_i) &= \sqrt{\hat{V}_e^2(t_i) + \hat{V}_n^2(t_i) + \hat{V}_h^2(t_i)},\end{aligned}$$

Используя (1.10), запишем эти уравнения в векторном виде:

$$\hat{y}(t_i) = \begin{bmatrix} u(t_i) \\ \sqrt{\hat{V}_e^2(t_i) + \hat{V}_n^2(t_i) + \hat{V}_h^2(t_i)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \hat{a} \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Оценку прогноза наблюдений получим, подставляя оценку вектора состояния  $\hat{y}(t_i)$  в (1.11) и приравнявая шумы нулю:

$$\hat{z}(t_i) = \hat{y}(t_i).$$

После первого цикла идентификации получаем новые оценки параметров и процесс повторяется.

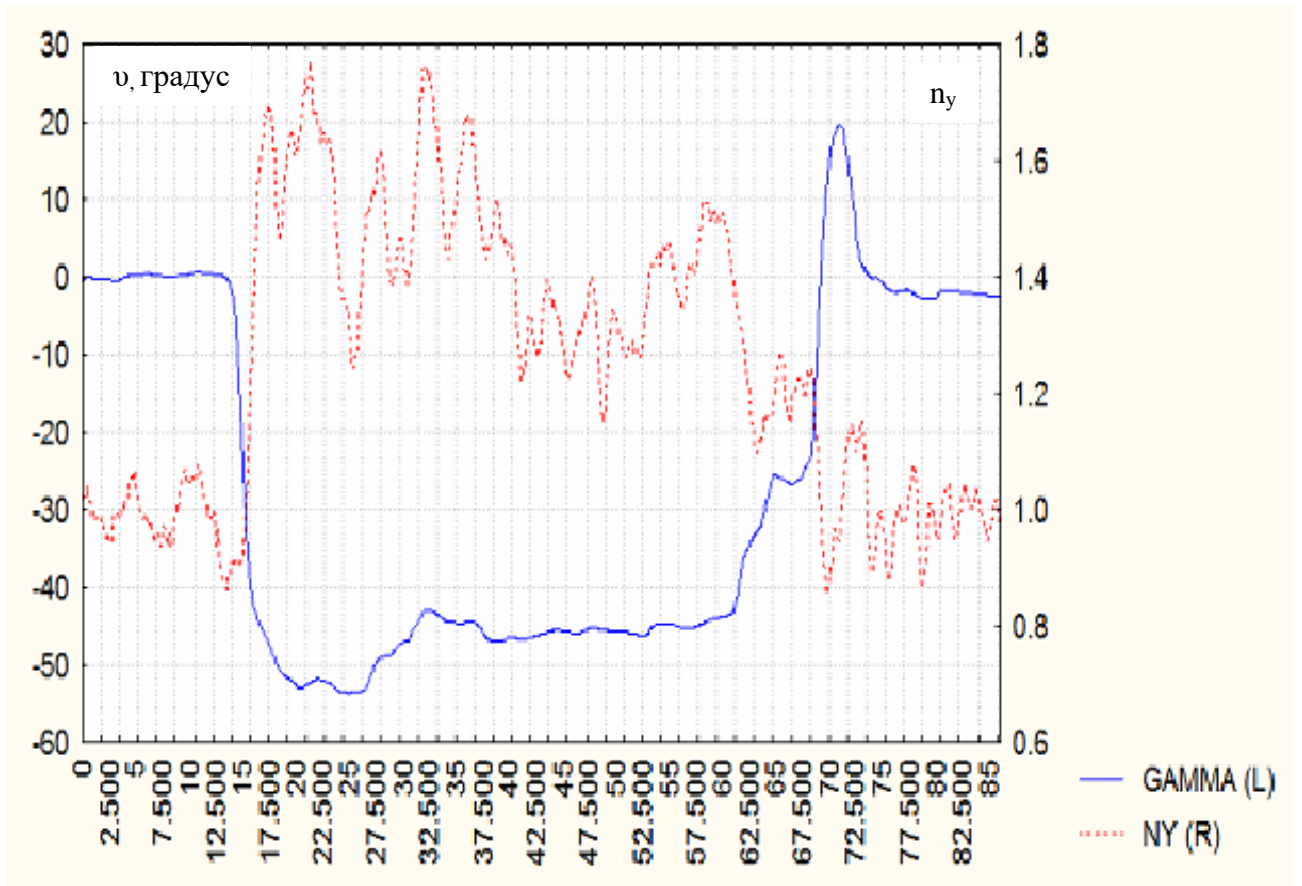
После завершения работы алгоритма идентификации получаем оценки погрешностей ИНС  $C_{V_e}, C_{V_n}, C_{V_h}$ .

На втором этапе оценки постоянных погрешностей  $C_{V_e}, C_{V_n}, C_{V_h}$  добавляются к измеренным ИНС составляющим скорости  $V_{e-b}(t_i), V_{n-b}(t_i), V_{h-b}(t_i)$  и вычисляются скорректированные значения составляющих и полной скорости:

$$\begin{aligned}V_{e-corr}(t_i) &= V_{e-b}(t_i) + C_{V_e}, \\ V_{n-corr}(t_i) &= V_{n-b}(t_i) + C_{V_n}, \\ V_{h-corr}(t_i) &= V_{h-b}(t_i) + C_{V_h}, \\ V_{corr}(t_i) &= \sqrt{V_{e-corr}^2(t_i) + V_{n-corr}^2(t_i) + V_{h-corr}^2(t_i)}.\end{aligned}\tag{1.12}$$

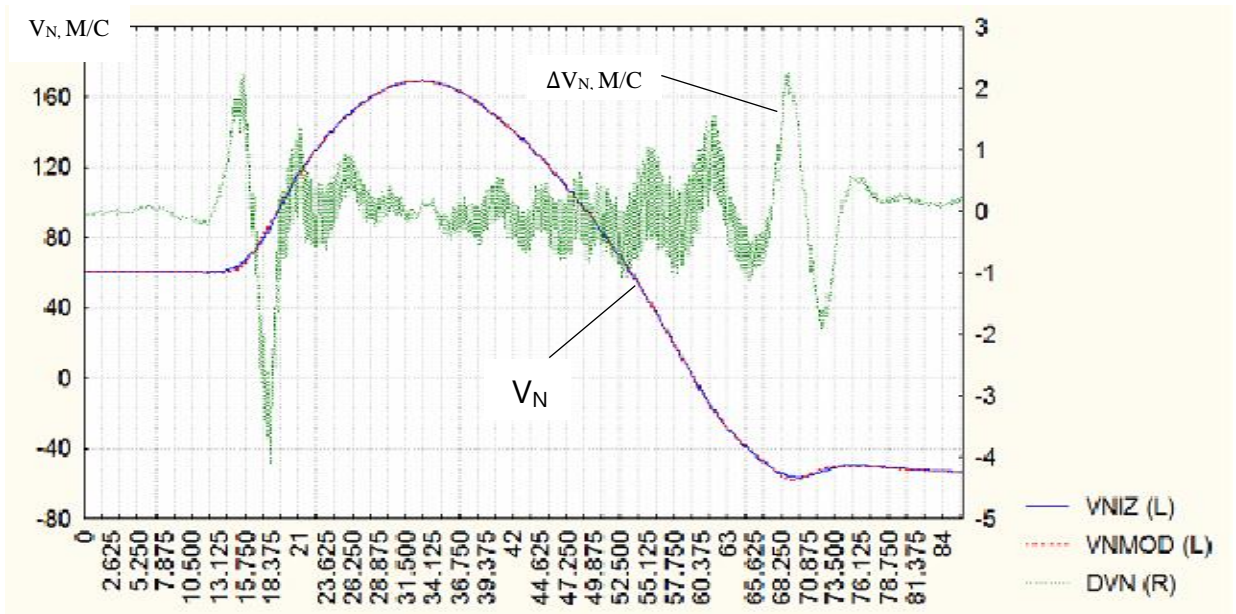
Далее в [96] представлены примеры.

Для обработки был выбран участок полета длительностью 87 с, на котором ЛА выполнял разворот с углом крена 45...55 градусов и нормальной перегрузкой 1.3...1.7 единиц перегрузки (рисунок 1.6), где сигналы даны в функции времени.



**Рисунок 1.6.** График крена и вертикальной перегрузки на исследуемом участке полета (маневр – «Вираз»)

Результаты обработки представлены на рисунке 1.7.



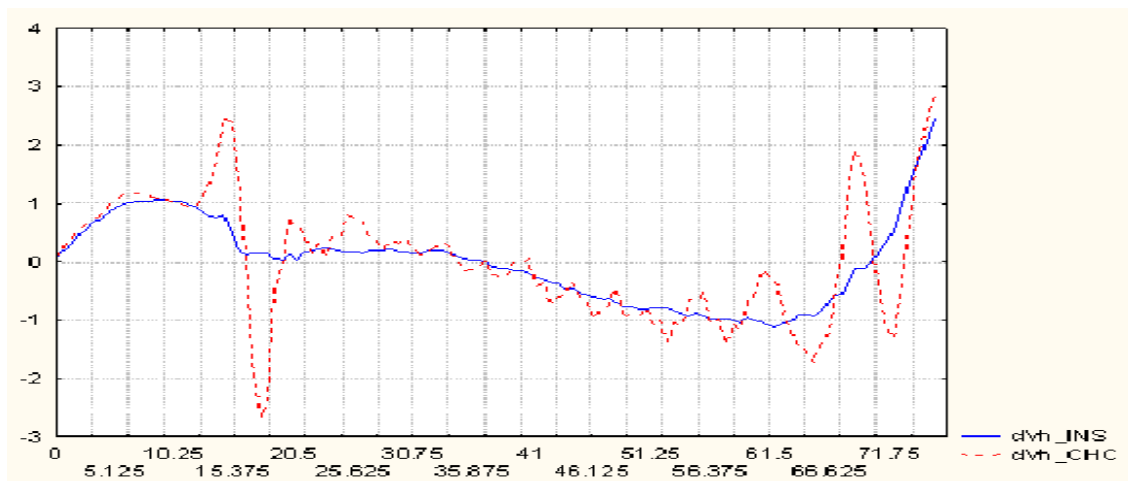
**Рисунок 1.7.** График измеренной СНС и оцененной с помощью алгоритма проекции скорости полета  $V_n$ , направленной на север

Измеренная СНС северная составляющая скорости  $V_{NIZ}$  и скорректированный сигнал  $V_{NMOD}$  (северная составляющая, измеренная ИНС, к которой добавлена оценка постоянной погрешности) на графике визуально неразличимы, поскольку погрешность много меньше значений скорости. Оценка погрешности СНС, представляющая собой разность этих сигналов, обозначена  $DVN$ . Согласно графику, в прямолинейном полете погрешности спутниковой системы менее 0,2 м, но при быстром изменении угла крена погрешность кратковременно возрастают до (-4...2) м/с. В процессе установившегося разворота погрешность также увеличивается и находится в пределах  $\pm 1$  м/с.

Анализ информации о спутниках, взаимодействующих с СНС, подтверждает постоянное изменение их состава. В то же время на участках прямолинейного полета состав «созвездия» остается постоянным. Поэтому наиболее вероятной причиной, приводящей к росту погрешности, являются переходные процессы, обусловленные изменением состава активных спутников.

Для подтверждения предположения о том, что выявленные относительно высокочастотные погрешности относятся к СНС, а не порождаются БИНС, выполнялась обработка этих же полетных. При этом использовались значения

перегрузок, измеренные датчиками комплексной системы управления полетом (КСУП), функционально не зависимыми от СНС и ИНС. Сравнивались 2 варианта. В первом вектор наблюдений состоял из измерений, составляющих скорости, выполненных ИНС, во втором – из измерений, выполненных СНС. На рисунке 1.8 для северной составляющей скорости для обоих вариантов показаны разности между значениями вектора наблюдений и оценками, полученными в результате интегрирования перегрузок с учетом углов Эйлера.



**Рисунок 1.8.** График разностей измеренной и оцененной скорости, измеренной двумя различными бортовыми измерительными системами – БИНС и СНС

Общим для обоих вариантов является то, что оценки скорости путем интегрирования содержат неисключенную низкочастотную составляющую, хорошо заметную на графиках обоих сигналов. Однако эта погрешность не имеет значения для целей настоящего исследования. Достаточно, что по высокочастотным составляющим результат интегрирования перегрузок КСУП весьма точно совпадает с сигналом ИНС. В то же время сравнение с сигналом СНС обнаруживает высокочастотные рассогласования, выявленные ранее сравнением сигналов СНС и ИНС и показанные на рисунке 2. Таким образом, совпадение данных от систем ИНС и КСУП подтверждает, что относительно высокочастотные погрешности при маневрировании относятся к СНС.

Таким образом, рассмотренный выше алгоритм позволяет находить и корректировать погрешности СНС, обусловленные маневрированием самолета.

#### 1.4 Подходы к оцениванию скорости ветра в ходе испытаний самолетов

В процессе испытаний наиболее проблемными представляются вопросы определения действительных значений скорости ветра во время выполнения испытательных режимов. Важность этой задачи определяется тем, что скорость ветра является необходимым элементом в расчетах воздушной скорости, числа Маха, аэродинамических углов и других параметров полета.

Традиционное применение для зондирования параметров атмосферы шаров-зондов, шаров-пилотов, самолета-зондировка, как правило, приводит к существенным разбросам результатов испытаний за счет нестабильности ветровых характеристик. Кроме того, указанные методы являются достаточно трудоёмкими и дорогостоящими.

В связи с внедрения в практику испытаний спутниковых систем были предложены новые подходы к нахождению скорости ветра.

Наиболее характерным является метод, предполагающий выполнение установившихся проходов с разными углами курса. [48]. Рассматриваемый метод получил широкое распространение за счет простоты определения действительных значений воздушной скорости по замерам путевой скорости на режимах горизонтального установившегося полета (ГП) ЛА с противоположными курсами.

Рассмотрим решение задачи в общем случае выполнения режимов ГП с различными курсовыми углами. Пусть в правой прямоугольной земной системе координат  $O_g X_g Y_g Z_g$ , ось  $O_g Y_g$  которой нормальна плоскости горизонта, движение летательного аппарата (ЛА) включает последовательное выполнение режимов горизонтального установившегося полёта без скольжения с выдерживанием курсовых углов  $\psi_1, \psi_2$  и соответствующих значениях воздушной скорости  $V_1, V_2$ . Пусть ось  $O_g X_g$  соответствует направлению на север в системе координат СНС, тогда ось  $O_g Z_g$  направлена на восток. Обозначим проекции скоростей на оси  $O_g X_g$  и  $O_g Z_g$  соответственно индексами «N» и «E».

Примем допущение, что на протяжении рассматриваемого движения состояние атмосферы в области полёта ЛА характеризуется постоянством вектора



скорости ветра  $U = (U_N, U_E)$ , который лежит в плоскости горизонта, а само движение - малыми вертикальными скоростями  $V_y: \left| \frac{V_y}{V} \right| \ll 1$ . Будем также полагать, что углы направления воздушной скорости  $\psi_{1V}$ ,  $\psi_{2V}$  не отличаются от значений курсового угла  $\psi_1$ ,  $\psi_2$ , то есть полет выполняется без скольжения.

Тогда, полагая, что в рассматриваемых режимах установившегося полёта вектор путевой скорости соответственно принимает значения  $\vec{W}_1 = (W_{N1}, W_{E1})$ ,  $\vec{W}_2 = (W_{N2}, W_{E2})$ , для проекций путевой, воздушной скоростей и скорости ветра будут справедливы соотношения:

$$\begin{aligned}
 V_1 \sin \psi_1 + U_E &= W_{E1}; \\
 V_2 \sin \psi_2 + U_E &= W_{E2}; \\
 V_1 \cos \psi_1 + U_N &= W_{N1}; \\
 V_2 \cos \psi_2 + U_N &= W_{N2}; \\
 \psi_1 &= \psi_2 + \Delta \psi; \\
 V_1 &= V_2 + \Delta V,
 \end{aligned} \tag{1.13}$$

где  $\Delta \psi = \psi_1 - \psi_2$  - изменение курсового угла при выполнении режимов,

$\Delta V = V_1 - V_2$  - вариация воздушной скорости в ходе маневра.

При известных параметрах  $W_{N1}$ ,  $W_{E1}$ ,  $W_{N2}$ ,  $W_{E2}$ ,  $\Delta \psi$ ,  $\Delta V$  система уравнений определяет значения курсовых углов  $\psi_1$ ,  $\psi_2$ , проекций скорости ветра  $U_N$ ,  $U_E$  и воздушной скорости  $v_1$ ,  $v_2$ :

$$\begin{aligned}
 \sin \psi_1 &= \frac{(V_1 - V_2 \cos \Delta \psi) \Delta W_E - \Delta W_N V_2 \sin \Delta \psi}{(\Delta W_N)^2 + (\Delta W_E)^2}; \\
 \cos \psi_1 &= \frac{(V_1 - V_2 \cos \Delta \psi) \Delta W_N + \Delta W_E V_2 \sin \Delta \psi}{(\Delta W_N)^2 + (\Delta W_E)^2}; \\
 V_1 &= V_2 + \Delta V = \frac{\Delta V}{2} + \sqrt{a + \frac{\Delta V^2}{4}},
 \end{aligned} \tag{1.14}$$

где  $\Delta W_N = W_{N1} - W_{N2}$ ,  $\Delta W_E = W_{E1} - W_{E2}$ ;  $a = \frac{(\Delta W_N)^2 + (\Delta W_E)^2 - \Delta V^2}{2(1 - \cos \Delta \psi)}$ .

$$U_N = W_{N1} - V_1 \cos \psi_1; U_E = W_{E1} - V_1 \sin \psi_1. \quad (1.15)$$

Или:

$$U_N = \frac{W_{N1} + W_{N2}}{2} - \frac{\Delta W_E \sin(\Delta \psi)}{2(1 - \cos \Delta \psi)} - \frac{\Delta V(V_1 + V_2)\Delta W_N}{2((\Delta W_N)^2 + (\Delta W_E)^2)} + \frac{(\Delta V)^2 \Delta W_E \sin(\Delta \psi)}{2(1 - \cos \Delta \psi)((\Delta W_N)^2 + (\Delta W_E)^2)},$$

$$U_E = \frac{W_{E1} + W_{E2}}{2} - \frac{\Delta W_N \sin(\Delta \psi)}{2(1 - \cos \Delta \psi)} - \frac{\Delta V(V_1 + V_2)\Delta W_E}{2((\Delta W_N)^2 + (\Delta W_E)^2)} + \frac{(\Delta V)^2 \Delta W_N \sin(\Delta \psi)}{2(1 - \cos \Delta \psi)((\Delta W_N)^2 + (\Delta W_E)^2)}.$$

Возвращаясь к принятому допущению о равенстве курсовых углов и углов направления воздушной скорости, необходимо уточнить, что фактически система уравнений (1.14) дает решение для углов направления воздушной скорости  $\psi_{1V}$ ,  $\psi_{2V}$ . Это позволяет найти рассогласование значений  $\psi_{1V}$ ,  $\psi_{2V}$  и соответствующих значений курсовых углов, для чего решения системы уравнений (1.14) необходимо сравнить с соответствующими значениями курсовых углов, измеренными ИНС.

Эффективность этого режима повышается при введении ограничения: проходы выполняются с нулевыми углами скольжения и крена. Это позволяет найти оценки скорости ветра по малому интервалу горизонтального прямолинейного полета.

Решение основывается на том, что, если до проведения испытаний на неустановившихся режимах полета определены и оценены систематические погрешности бортовых средств определения воздушных параметров в условиях зондирования, то на режиме ГП перед испытательным режимом можно достаточно точно определить модуль воздушной скорости, что в совокупности с данными по курсовому углу и проекциям путевой скорости позволяет получить оценку вектора скорости ветра.

Запишем векторные выражения, связывающие путевую  $\bar{W}$  и воздушную  $\bar{V}$  скорости полета и скорость ветра  $\bar{U}$ :

$$\vec{U} = \begin{pmatrix} U_N \\ U_E \\ U_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} W_N \\ W_E \\ W_y \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} V_N \\ V_E \\ V_y \end{pmatrix} \quad (1.16)$$

Для решения (1.16) используются измерения проекций путевой скорости СНС, воздушных параметров системы воздушных сигналов (СВС), параметров углового положения самолета в пространстве ИНС.

При известных значениях модуля воздушной скорости, углов атаки и скольжения, углов пространственного положения самолета (курса, крена и тангажа), проекций путевой скорости (данные СНС) выражение (1.16) будет давать решение для вектора скорости ветра в любом режиме полета. Однако в случае неустановившегося полета имеется достаточно много дополнительных погрешностей бортовых измерений воздушных параметров, которые достаточно сложно учитывать.

Известные подходы к решению задач такого рода предполагают использование методов параметрической идентификации динамических систем, которые накладывают ряд ограничений на вид выполняемого в полете маневра для обеспечения условий идентифицируемости [5]. Отсюда и следует требование обеспечения нулевых углов крена и скольжения. Это позволяет исключить необходимость дополнительного измерения угла скольжения, оценивания влияния скольжения и факторов нестационарного обтекания на измерение воздушной скорости и аэродинамических углов. Заметим, что, несмотря на введенные ограничения, рассматриваемый режим зондирования скорости ветра является более общим по сравнению с методом предыдущего раздела, поскольку позволяет получить решение не только для горизонтального полета, но также в режимах набора высоты и снижения.

На основании (1.16) при полете без крена и скольжения составляющие вектора скорости ветра определяются выражениями

$$U_N = W_N - V_T \cos\psi,$$

$$U_E = W_E - V_T \sin\psi,$$

$$U_y = W_y - V_y,$$

а модуль скорости ветра в плоскости горизонта

$$U_{\Gamma} = \sqrt{W_N^2 + W_E^2 + V_{\Gamma}^2 - 2V_{\Gamma}(W_N \cos\psi + W_E \sin\psi)},$$

где  $V_{\Gamma}$ ,  $V_y$  - горизонтальная и вертикальная составляющие воздушной скорости соответственно,  $\psi$  - курсовой угол;

$$V_{\Gamma} = V \cos\theta, \quad V_y = V \sin\theta, \quad \text{где } \theta - \text{ угол наклона траектории.}$$

Если вертикальная составляющая скорости ветра заведомо мала, горизонтальную составляющую  $V_{\Gamma}$  можно найти из соотношения  $V_{\Gamma} = \sqrt{V^2 - W_y^2}$ .

Воздушная скорость  $V$  определяется по значениям полного  $P_{H0}$ , статического  $P_H$  давлений и температуре  $T$ :

$$V = M \sqrt{kRT},$$

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( \frac{P_{H0}}{P_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}.$$

Здесь необходимо отметить, что в расчетах воздушной скорости должны использоваться значения полного, статического давлений и температуры, скорректированные с учетом систематических погрешностей восприятия и измерения параметров.

Недостатки рассмотренных выше методов состоят в том, что требуется или специальный режим, содержащий 2 участка с разными курсовыми углами, или режим с нулевым креном и скольжением, что предъявляет дополнительные требования к точности выдерживания этих условий.

Выводы по разделу 1

1. В разделе 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.

2. 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.

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

## 2 МЕТОДИКИ И АЛГОРИТМЫ ОЦЕНИВАНИЯ И КОРРЕКЦИИ ПОГРЕШНОСТЕЙ БОРТОВЫХ АЭРОМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ

### 2.1 Методика оценивания погрешности измерений воздушной скорости и составляющих скорости ветра

В настоящее время при летных испытаниях самолетов в качестве средства внешне траекторных измерений используются СНС, работающие в дифференциальном режиме, которые обеспечивают измерения проекций скорости самолета на оси земной нормальной системы координат с погрешностью до 0,2 м/с (на режимах, где нет интенсивного маневрирования).

Столь высокая точность позволяет ставить вопрос об использовании СНС для уточнения традиционных бортовых измерений, например, измерений истинной воздушной скорости в СВС.

Найдем методом идентификации систематическую погрешность барометрического измерения скорости полета. Очевидно, что при этом необходимо учитывать скорость и направление ветра в точке нахождения самолета. Погрешность будем считать константой. Примем также предположение о постоянстве вектора скорости ветра в пределах интервала обработки, из которого следует, что координаты данного вектора  $V_{xgw}, V_{ygw}, V_{zgw}$  в земной системе есть константы.

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 ОХ, ОУ связанной системы координат, используя матрицу направляющих косинусов для перехода от земной нормальной к связанной системе координат.

$$\begin{aligned}
 V_{xa} &= (V_{xg} - V_{xgw}) \cos \psi \cos v + (V_{yg} - V_{ygw}) \sin v - \\
 &\quad - (V_{zg} - V_{zgw}) \sin \psi \cos v, \\
 V_{ya} &= (V_{xg} - V_{xgw})(\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin v \cos \gamma) + \\
 &\quad + (V_{yg} - V_{ygw}) \cos v \cos \gamma + (V_{zg} - V_{zgw})(\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin v \cos \gamma), \quad (2.1)
 \end{aligned}$$

Где  $V_{xa}, V_{ya}$  – координаты вектора воздушной скорости самолета в связанной системе;

$V_{xg}, V_{yg}, V_{zg}$  – координаты вектора скорости самолета в земной системе;

$\psi, \nu, \gamma$  – углы ориентации самолета, то есть рыскание, тангаж и крен.

В уравнениях (2.1) углы ориентации, а также скорости координаты вектора скорости самолета в земной системе равны:

$$\begin{aligned} \nu &= \nu_{изм} - C_{\nu}, \\ \gamma &= \gamma_{изм} - C_{\gamma}, \\ \psi &= \psi_{изм} - C_{\psi}, \end{aligned} \quad (2.2)$$

$$V_{xg} = V_{xgизм},$$

$$V_{yg} = V_{ygизм},$$

$$V_{zg} = V_{zgизм},$$

где  $\nu_{изм}, \gamma_{изм}, \psi_{изм}$  измерения углов, выполненные бортовой ИНС;

$V_{xgизм}, V_{ygизм}, V_{zgизм}$  - измерения проекций скорости, выполненные СНС.

Поскольку углы ориентации измеряются бортовой инерциальной навигационной системой, точность которой существенно выше точности барометрического канала, то систематическими погрешностями измерения этих углов допустимо пренебречь.

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  $Ox$ :

$$z = V_{xa} + C_{Va} + \nu \quad (2.3)$$

Где  $z$  – измеренные СВС значения воздушной скорости;

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

$\mathbf{v}$  – стохастическая погрешность, которую в соответствии с общепринятым подходом аппроксимируем гауссовой нормированной некоррелированной стационарной случайной величиной.

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:

$$z = V_{xa} \cos \alpha - V_{ya} \sin \alpha + v_a \quad (2.4)$$

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

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

$C_\alpha = \text{const}$  - погрешность измерительного канала.

Таким образом, предлагаемый алгоритм заключается в следующем: в качестве модели объекта выбираем уравнение (2.1), в качестве модели наблюдений – уравнение (2.2). Вектор оцениваемых параметров включает в себя  $V_{xgw}, V_{ygw}, C_{va}$ .

Для обеспечения идентифицируемости необходимо выполнять маневр типа установившийся разворот с изменением курса на 180...360 градусов. При этом вертикальная составляющая ветра практически не влияет на измерения воздушной скорости, поэтому составляющая ветра  $V_{ygw}$  не включается в вектор идентифицируемых параметров.



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

Для точного определения истинного значения измеряемого параметра необходимо знать или с высокой вероятностью определить природу и величину оценки погрешности измерений.

В процессе наземной обработки полученной полетной информации мы оперируем данными, измеренными бортовыми измерительными системами, у которых имеется установленная изготовителем точность измерений параметров при определенных условиях. По сути, изготовитель указывает инструментальную погрешность данной измерительной системы.

В результате выполнения летчиком полетного задания самолет может находиться в различных динамических режимах, которые отличаются видом маневра и длительностью его выполнения. При этом в первую очередь появляются погрешности, зависящие от обтекания воздушным потоком датчиков аэродинамических углов (ДАУ) и приемника воздушного давления (ПВД).

В данном подразделе мы будем рассматривать систематические составляющие погрешности измерений углов атаки и скольжения, которые по определению представляют собой постоянные и (или) величины, изменяющиеся по некоторому закону. Будем рассматривать как аддитивную, так и мультипликативную составляющие систематической погрешности. При этом нашей целью является уточнение градуировочных зависимостей датчиков углов атаки и скольжения.

Данные, полученные от СНС, позволяют уточнить погрешности каналов углов атаки и скольжения, если учесть углы ориентации, взятые от инерциальной системы. Однако при этом необходимо, во-первых, учитывать скорость ветра, поскольку углы атаки и скольжения измеряются относительно потока воздуха, тогда как навигационная система выполняет измерения в системе координат, связанной с землей.

Во-вторых, необходимо проверить, что данные таких разнородных систем как СНС, ИНС и датчики углов атаки и скольжения, могут быть согласованы с точностью достаточной для оценивания систематических погрешностей.

Поэтому в настоящем подразделе предлагается алгоритм комплексной обработки измерений СНС, датчиков угла атаки и скольжения и инерциальной навигационной системы (углы тангажа, крена и курса). При этом выдвигается гипотеза, что ветер на участке обработки является постоянным по величине и направлению. Неизвестные проекции скорости ветра, на участке полета, на оси земной нормальной системы координат подлежат оцениванию в ходе обработки, то есть включаются в вектор идентифицируемых параметров.

Пусть на борту ЛА установлена СНС, обеспечивающая измерения трех составляющих скорости полета относительно некоторой земной нормальной системы координат, а также ИНС, обеспечивающая измерения углов тангажа  $\vartheta$ , крена  $\gamma$  и рыскания  $\psi$ .

Для повышения точности измерений СНС на режимах маневрирования целесообразно использовать комплексную обработку совместно с измерениями скоростей, выполненных СНС. Используемые при этом алгоритмы комплексной обработки детально рассмотрены в разделе 2.1.

Рассмотрим случай, когда ось  $OX_g$  земной нормальной системы координат направлена на север, ось  $OZ_g$  - на восток, ось  $OY_g$  - вверх по нормали к поверхности координатного эллипсоида, а начало координат помещено в центре масс ЛА. Введем координаты вектора скорости полета относительно земли  $V_{xg}, V_{yg}, V_{zg}$ .

Сформулируем алгоритм идентификации постоянных ошибок измерительных каналов по углам атаки и скольжения.

Поскольку эти углы характеризуют движение ЛА относительно воздуха, необходимо учесть скорость ветра. Допустим, что вектор скорости является постоянным. 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:

$$\begin{aligned} V_{xg_a} &= V_{xg} + V_{xg_w}, \\ V_{yg_a} &= V_{yg} + V_{yg_w}, \\ V_{zg_a} &= V_{zg} + V_{zg_w}. \end{aligned} \quad (2.5)$$

Тогда, очевидно, модуль вектора воздушной скорости равен

$$V_a = \sqrt{V_{xg_a}^2 + V_{yg_a}^2 + V_{zg_a}^2}. \quad (2.6)$$

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:

$$\begin{aligned} V_{x_a} &= V_a \cos \alpha \sin \beta, \\ V_{y_a} &= -V_a \sin \alpha \cos \beta, \\ V_{z_a} &= V_a \sin \beta. \end{aligned} \quad (2.7)$$

Для расчета воздушной скорости в земной системе этого проекции (2.7) необходимо умножить на матрицу перехода от связанной к земной нормальной системе координат (ГОСТ 20058-80):

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} V_{xg_a} \\ V_{yg_a} \\ V_{zg_a} \end{bmatrix} &= \\ &\begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma \\ \sin \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\sin \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \times \\ &\begin{bmatrix} V_{x_a} \\ V_{y_a} \\ V_{z_a} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.8)$$

Отметим, что уравнения (2.8) задает те же сигналы, что и (2.5), только способ расчета другой.

Проекция (2.8) представляют собой преобразованные с использованием углов Эйлера  $\vartheta, \gamma, \psi$  проекции воздушной скорости на связанные оси, которые, в свою очередь, получены из модуля воздушной скорости на основе углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$ .

Как известно, углы атаки и скольжения зависят от скорости ветра.

Очевидно, что если бы все сигналы, входящие в уравнения (2.5)-(2.8), измерялись с высокой точностью, то проекции, рассчитанные по формулам (2.5), совпадали бы с проекциями, рассчитанными по формулам (2.6) -(2.8). Между тем в летном эксперименте составляющие скорости ветра  $V_{xg\_W}, V_{yg\_W}, V_{zg\_W}$  вообще не измеряются, а сигналы  $\alpha, \beta, \gamma, \vartheta, \psi, V_{xg}, V_{yg}, V_{zg}$  измеряются с погрешностями, величина составляющих которых не известна. Рассмотрим эти погрешности подробнее.

Анализ, выполненный в предыдущем разделе, показывает, что допустимо пренебречь погрешностями в каналах крена и тангажа.

Погрешности измерений СНС соответствующих скоростей ЛА, согласно техническому описанию СНС, имеют с.к.о. менее 0,1 м/с.

В предыдущем разделе показано, что при маневрировании они могут возрастать, однако в том же разделе предложен алгоритм коррекции на основе комплексной обработки совместно с измерениями скорости, выполняемыми ИНС. Поэтому в дальнейшем считаем, что эти сигналы измеряются с нормальными случайными погрешностями, имеющими нулевое математическое ожидание и среднеквадратическое ожидание 0,1 м/с.

Примем погрешности измерений углов атаки и скольжения постоянными и обозначим  $C_\alpha, C_\beta, C_\psi, V_{xg\_W}, V_{yg\_W}, V_{zg\_W}$ .

где  $C_\alpha, C_\beta, C_\psi$  - систематические (постоянные) погрешности измерительных каналов углов атаки, скольжения, рыскания;

$V_{xg\_W}, V_{yg\_W}, V_{zg\_W}$  - вектор скорости ветра, выраженный через свои координаты в земной нормальной системе.

Предполагается, что скорость ветра постоянна на участке обработки (2...3 мин).

Представим математическую постановку задачи, и приведем ее к стандартной форме задачи параметрической идентификации.

В качестве модели объекта выберем уравнения (2.5) – (2.8), которые представим в следующем виде:

$$\begin{aligned} V_{xg_a}(t_i) &= V_{xg_{CHC}}(t_i) + V_{xg_W} \\ V_{yg_a}(t_i) &= V_{yg_{CHC}}(t_i) + V_{yg_W} \\ V_{zg_a}(t_i) &= V_{zg_{CHC}}(t_i) + V_{zg_W} \end{aligned} \quad (2.9)$$

где  $V_{xg_{CHC}}(t_i), V_{yg_{CHC}}(t_i), V_{zg_{CHC}}(t_i)$  - измерения, выполненные спутниковой навигационной системой.

В (2.9) и в последующих уравнениях учтено, что измерения выполняются в дискретные моменты времени  $t_i, i = 1, 2, \dots, N$ .

Уравнения (2.6) и (2.7) принимают вид:

$$V_a(t_i) = \sqrt{V_{xg_a}^2(t_i) + V_{yg_a}^2(t_i) + V_{zg_a}^2(t_i)}, \quad (2.10)$$

$$V_{x_a}(t_i) = V_a(t_i) \cos(\alpha_u(t_i) + C_\alpha) \sin(\beta_u(t_i) + C_\beta),$$

$$V_{y_a}(t_i) = -V_a(t_i) \sin(\alpha_u(t_i) + C_\alpha) \cos(\beta_u(t_i) + C_\beta),$$

$$V_{z_a}(t_i) = V_a(t_i) \sin(\beta_u(t_i) + C_\beta), \quad (2.11)$$

где  $\alpha_u(t_i), \beta_u(t_i)$  - выходы каналов измерения углов атаки и скольжения;  $C_\alpha, C_\beta$  - систематические погрешности указанных каналов.

Уравнения (2.8) имеет вид, представленный выше, с тем отличием, что все сигналы рассматриваются для дискретных моментов времени  $t_i, i = 1, 2, \dots, N$ , вместо углов тангажа и крена подставляются измеренные в полете значения  $\vartheta_u(t_i), \gamma_u(t_i)$ , а вместо угла рыскания  $\psi$  выражение  $\psi_u(t_i) + C_\psi$ , представляющее собой сумму измеренного в полете значения угла рыскания и неизвестной постоянной составляющей погрешности  $C_\psi$ .

Итак, уравнения (2.9) -(2.11) и (2.8) составляют модель объекта.

В вектор неизвестных параметров, подлежащих идентификации, входят

$$a^T = [C_\alpha \quad C_\beta \quad C_\psi \quad V_{xg\_W} \quad V_{yg\_W} \quad V_{zg\_W}]. \quad (2.12)$$

Для нахождения неизвестного вектора (2.12) составим модель наблюдений:

$$\begin{aligned} V_{xg\_CHC}(t_i) &= V_{xg\_a}(t_i) - V_{xg\_W} + \xi_x(t_i), \\ V_{yg\_CHC}(t_i) &= V_{yg\_a}(t_i) - V_{yg\_W} + \xi_y(t_i), \\ V_{zg\_CHC}(t_i) &= V_{zg\_a}(t_i) - V_{zg\_W} + \xi_z(t_i), \end{aligned} \quad (2.13)$$

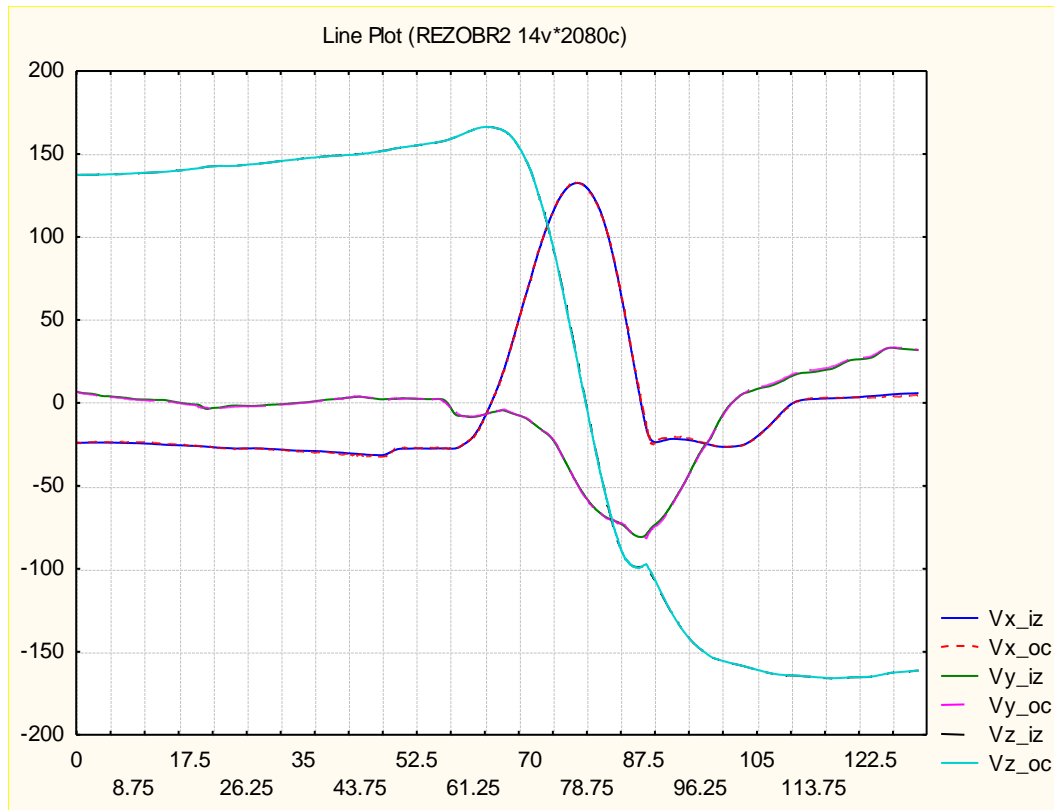
где координаты всех входящих в формулу векторов скоростей даны в земной системе, а именно  $V_{xg\_CHC}(t_i), V_{yg\_CHC}(t_i), V_{zg\_CHC}(t_i)$  - измерения, выполненные спутниковой навигационной системой;  $V_{xg\_a}(t_i), V_{yg\_a}(t_i), V_{zg\_a}(t_i)$  - компоненты воздушной скорости самолета;  $V_{xg\_W}(t_i), V_{yg\_W}(t_i), V_{zg\_W}(t_i)$  - компоненты скорости ветра;  $\xi_x(t_i), \xi_y(t_i), \xi_z(t_i)$  - случайные погрешности, имеющие те же статистические свойства, что и в предыдущем подразделе.

Принимая (2.9)-(2.11) и (2.8) в качестве уравнений объекта, а (2.13) как модель измерений, получаем задачу параметрической идентификации для набора неизвестных коэффициентов (2.12), которая решается известными методами [2-4].

Отметим, что уравнения (2.9), (2.10) используются только для получения значений модуля воздушной скорости  $V_a(t_i), i = 1, 2, \dots, N$ . Вместо (2.9), (2.10) можно использовать измеренные СВС значения воздушной скорости. Очевидно, это возможно в случае, если в ходе летных испытаний получены оценки аэродинамических поправок к измерениям, выполненным СВС. В целях повышения точности целесообразно учитывать угол установки приемника воздушного давления.

Проведенная обработка показывает, что измерения датчиков углов атаки и скольжения, ИНС, СНС согласованы с достаточно высокой точностью. Покажем это для полетного маневра длительностью примерно две минуты. Рассогласование между измеренными в полете и полученными в модели

значениями проекций скорости  $V_{xg}$  составили 0.57 м/с, по  $V_{yg}$  составили 0.575 м/с и по  $V_{zg}$  составили 0.386 м/с.



**Рисунок 2.1.** Графики проекций воздушной скорости самолета, измеренных в полете и оцененных с помощью алгоритма,

На рисунке 2.1 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.

Полученные результаты позволяют применить предложенный подход к оцениванию систематических погрешностей ДАУ.

Однако для выполнения обработки полетных данных предлагаемый выше алгоритм включает в модель наблюдений три проекции скорости полета и является громоздким. Кроме того, минимизируемый функционал включает рассогласования по скорости, тогда как наибольший интерес в этой задаче представляют измерения углов атаки и скольжения. Для преодоления этих

недостатков рассмотрим вариант, использующий измерения углов атаки и скольжения.

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

Предложим алгоритм, непосредственно использующий результаты измерений углов атаки и скольжения.

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

$$\begin{aligned} V_{xg\_a}(t_i) &= V_{xg\_uz}(t_i) + V_{xg\_W} \\ V_{yg\_a}(t_i) &= V_{yg\_uz}(t_i) + V_{yg\_W} \\ V_{zg\_a}(t_i) &= V_{zg\_uz}(t_i) + V_{zg\_W} \end{aligned} \quad (2.14)$$

где  $V_{xg\_uz}(t_i), V_{yg\_uz}(t_i), V_{zg\_uz}(t_i)$  - измерения трех составляющих скорости ЛА в земной системе координат, выполняемые спутниковой навигационной системой.

Проекция воздушной скорости в связанной системе координат получим, умножая проекции (2.14) на матрицу перехода от земной нормальной к связанной системе координат согласно ГОСТ 20058-80:

$$\begin{bmatrix} V_{x\_a} \\ V_{y\_a} \\ V_{z\_a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \gamma & \sin \gamma & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} V_{xg\_a} \\ V_{yg\_a} \\ V_{zg\_a} \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Определим коэффициенты, характеризующие мультипликативную погрешность датчиков:  $K_{\alpha 1}$  - коэффициент наклона градуированной характеристики при  $\alpha < 15^\circ$ ;  $K_\alpha$  - коэффициент наклона градуированной характеристики датчика угла атаки при  $\alpha > 15^\circ$ , что обеспечивает учет нелинейности;  $K_\beta$  - аналогичный параметр, определяющий мультипликативную погрешность в канале угла скольжения;



В градуированной характеристике датчика угла атаки два коэффициента для угла атаки введены для того, чтобы описать нелинейный эффект, для угла скольжения обычно это не требуется.

Запишем уравнения для углов атаки и скольжения:

$$\begin{aligned}\alpha_u(t_i) &= -\arctg\left(\frac{V_{y-a}(t_i)}{V_{x-a}(t_i)}\right) + C_\alpha, \\ \beta_u(t_i) &= \arcsin\left(\frac{V_{z-a}(t_i)}{V_a(t_i)}\right) + C_\beta,\end{aligned}\tag{2.16}$$

где  $\alpha_u(t_i), \beta_u(t_i)$  - выходы измерительных каналов по углам атаки и скольжения;  $C_\alpha, C_\beta$  - систематические погрешности указанных каналов.

Модель измерений принимает вид:

$$\begin{aligned}z_1(t_i) &= \begin{cases} K_{\alpha 1} a_u(t_i) + \xi_\alpha(t_i), & \alpha \leq 15^\circ \\ 15^\circ + K_\alpha (a_u(t_i) - 15^\circ) + \xi_\alpha(t_i), & \alpha > 15^\circ \end{cases} \\ z_2(t_i) &= K_\beta \beta_u(t_i) + \xi_\beta(t_i)\end{aligned}\tag{2.17}$$

Вектор идентифицируемых параметров имеет вид:

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

В случаях, когда градуировочная характеристика датчика линейна, коэффициент  $K_{\alpha 1}$  (характеризующий наклон градуированной характеристики датчика угла атаки при  $\alpha > 15^\circ$ ), с высокой точностью равен единице. Поэтому допустимо этому параметру присвоить значение  $K_{\alpha 1} = 1$  и исключить его из числа идентифицируемых параметров.

## 2.4 Совместная идентификация систематических погрешностей аэрометрических измерений

В данном подразделе сформируем алгоритм совместной идентификации погрешностей аэрометрических измерительных каналов (барометрическая скорость, аэродинамические углы), а также координат вектора скорости ветра,

поскольку ветер влияет на указанные. Этот алгоритм является обобщением нескольких частных алгоритмов, рассмотренных в предыдущих разделах.

Здесь также необходимы значения скорости относительно земли, получаемые из спутниковой навигационной системы. Эти данные, в силу их высокой точности, являются своего рода эталоном для вычисления оценок интересующих нас параметров.

Достоинство метода состоит в том, что он позволяет применять не только особые испытательные маневры ("встречные проходы" и т.д.) [7], но и такие режимы, как бочка, вираж, змейка и др., что повышает информативность летных экспериментов.

В данном случае основные трудности обусловлены влиянием ветра на интересующие нас аэрометрические величины. Если бы ветер отсутствовал или был нам известен, то достаточно было бы простых преобразований между системами координат.

В алгоритме три проекции скорости ветра в каждый момент времени идентифицируются методом параметрической идентификации одновременно с погрешностями, аддитивными и мультипликативными, аэрометрических измерения.

В алгоритме принято, что на участке идентификации, то есть в течение 15...80 с, вектор скорости ветра не изменяется.

Это позволяет представить математическую формулировку задачи. Как известно, идентификация параметров требует наличия модели объекта, модели наблюдений и определения вектора искомым величин, которые обычно считаются константами.

Начнем с модели объекта. Запишем выражения для воздушной скорости объекта относительно земли с учетом ветра:

$$\begin{aligned} V_{xg_a}(t_i) &= V_{xg_{CHC}}(t_i) - W_{xg} \\ V_{yg_a}(t_i) &= V_{yg_{CHC}}(t_i) - W_{yg} \\ V_{zg_a}(t_i) &= V_{zg_{CHC}}(t_i) - W_{zg} \end{aligned} \quad (2.18)$$

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.

Очевидно, что модуль вектора воздушной скорости равен

$$V_a(t_i) = \sqrt{V_{xg\_a}^2(t_i) + V_{yg\_a}^2(t_i) + V_{zg\_a}^2(t_i)} \quad (2.19)$$

Для перехода к связанным осям используем соответствующую матрицу направляющих косинусов:

$$\begin{bmatrix} V_{x\_a} \\ V_{y\_a} \\ V_{z\_a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\vartheta & \sin\vartheta & -\sin\psi \cos\vartheta \\ \sin\psi \sin y - \cos\psi \sin\vartheta \cos y & \cos\vartheta \cos y & \cos\psi \sin y + \sin\psi \sin\vartheta \cos y \\ \sin\psi \cos y + \cos\psi \sin\vartheta \sin y & -\cos\vartheta \sin y & \cos\psi \cos y - \sin\psi \sin\vartheta \sin y \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} V_{xg\_a} \\ V_{yg\_a} \\ V_{zg\_a} \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

В ходе вычислений углы ориентации, как и в предыдущих разделах, следует брать согласно выходным сигналам курсоверткали, входящей в навигационный комплекс. Постоянная погрешность по рысканию  $\psi$ , которую на участке длительностью 15...80 с допустимо считать константой, следует включать в вектор идентифицируемых параметров.

Мультипликативная погрешность измерительных каналов, как и ранее, учитывается коэффициентами крутизны датчиков аэродинамических углов  $K_\alpha$  и  $K_\beta$ .

При наличии нелинейности вводится дополнительная аппроксимация, что не представляет принципиальной сложности, но увеличивает размерность задачи.

Используя проекции (2.20) воздушной скорости на связанные оси, запишем формулы для значений углов атаки и скольжения [7]:

$$\begin{aligned} \alpha_u(t_i) &= -\arctg\left(\frac{V_{y\_a}(t_i)}{V_{x\_a}(t_i)}\right), \\ \beta_u(t_i) &= -\arcsin\left(\frac{V_{z\_a}(t_i)}{V_a(t_i)}\right), \end{aligned} \quad (2.21)$$

где  $\alpha_u(t_i), \beta_u(t_i)$  - выходные сигналы измерительных каналов атаки и скольжения.

Итак, модель объекта определяется уравнениями (2.18) -(2.21).

Модель наблюдений принимает вид:

$$\begin{aligned} z_2(t_i) &= V_a(t_i) + C_v + \xi_v(t_i), \\ z_2(t_i) &= K_\alpha \alpha_u(t_i) + C_\alpha + \xi_\alpha(t_i), \\ z_3(t_i) &= K_\beta \beta_u(t_i) + C_\beta + \xi_\beta(t_i), \end{aligned} \quad (2.22)$$

где  $C_v, C_\alpha, C_\beta$  - аддитивные погрешности аэрометрических измерительных каналов;

$K_\alpha, K_\beta$  - коэффициенты мультипликативных погрешностей;

$\xi_v(t_i), \xi_\alpha(t_i), \xi_\beta(t_i)$  - случайные погрешности аэрометрических измерений.

Таким образом, идентификация направлена на получение оценок следующих величин, где первые три есть координаты вектора скорости ветра, а остальные задают систематические погрешности измерительных каналов:

$$\alpha^T = [W_{xg} \ W_{yg} \ W_{zg} \ C_v \ C_\psi \ C_\alpha \ C_\beta \ K_\alpha \ K_\beta] \quad (2.23)$$

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

Полученные выше результаты позволяют предложить отдельный алгоритм, направленный только на идентификацию скорости ветра, основанный на совместном использовании спутниковых и аэрометрических измерений. Принципиально это возможно, например, если для данного типа самолета выполнить оценивание систематических погрешностей аэрометрических измерительных каналов, используя алгоритм предыдущего подраздела, и скорректировать эти погрешности.

**Постановка задачи и алгоритм решения.** Пусть, как и ранее, вектор скорости ветра является постоянным. Следовательно, неизменными являются и три координаты этого вектора в системе, определенной относительно земли. Для того чтобы определить последовательность операций по формированию оценок составляющих скорости ветра  $V_{xgw}, V_{ygw}, V_{zgw}$ , необходимо создать модели объекта и наблюдений. За основу примем предложенный выше алгоритм (2.18) - (2.22). Изменению подлежит только вектор оцениваемых параметров, который принимает вид:

$$\alpha^T = [V_{xg\_w} \ V_{yg\_w} \ V_{zg\_w}] \quad (2.24)$$

Итак, оценке подлежат только координаты скорости ветра относительно земли.

Можно предложить упрощенный вариант алгоритма оценивания скорости ветра. Это актуально, если на борту отсутствуют датчики улов 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.

$$z_1(t_i) = V_a(t_i) + C_v + \xi_v(t_i) \quad (2.25)$$

Можно ожидать, что во многих случаях такой «усеченный» алгоритм сохранит работоспособность на приемлемом уровне, хотя определенные потери по сравнению с полным вариантом неизбежны. Можно предположить, что точность оценки горизонтальных проекций скоростей ветра сохраняется на хорошем уровне и не сильно зависит от увеличения погрешности измерения скорости полета. В то же время оценка вертикальной проекции ветра могут стать неточными. Детально эти вопросы исследованы в следующих разделах.

Алгоритм идентификации. Задача оценки скорости ветра может быть решена с использованием алгоритма оценки максимального правдоподобия

[2,4,9]. В общем виде векторная модель объекта и модель наблюдения представлены следующим образом:

$$y(t_i) = f(y(t_{i-1}), a, u(t_i)), \quad (2.26)$$

$$z(t_i) = h(y(t_i), a, u(t_i)) + \eta(t_i), \quad (2.27)$$

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

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

$a$  - вектор неизвестных параметров, которые необходимо оценить,

$\eta(t_i)$  - случайные погрешности, относительно которых принимаются допущения гауссовости, центрированности, некоррелированности и наличия информации о ковариационной матрице  $R(t)$ .

Принимаем также допущения о том, что управление  $u(t)$  и начальные условия для вектора состояния  $y(t_0)$  заданы.

В силу некоррелированности погрешностей совместная плотность распределения вероятностей определяется простым перемножением произведению плотности распределения вероятностей в каждый момент времени. Согласно [4], при указанных условиях критерий максимума правдоподобия обеспечивает получение оценок, обладающих статистическими свойствами эффективности и несмещенности. Минимизированный функционал метода максимального правдоподобия выражается в следующем виде:

$$J(a) = \sum_{i=1}^N ((z(t_i) - h(y(t_i), a, u(t_i)))^T R^{-1}(t_i) (z(t_i) - h(y(t_i), a, u(t_i)))) \quad (2.28)$$

Нетрудно видеть, что (2.28) является функциональным методом наименьших квадратов с матрицей весовых коэффициентов  $R(t_i)^{-1}$ .

Для минимизации функционала предлагается использовать модификацию классического метода Ньютона

$$a_{k+1} = a_k - \left( \frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} \right)^{-1} \frac{dJ(a_k)}{da_k} \quad (2.29)$$

где:

$$\frac{dJ(a_k)}{da_k} = -2 \sum_{i=1}^N \frac{dz^T(t_i, a_k)}{da_k} \cdot R^{-1}(t_i) (z(t_i) - z(t_i, a_k)) \quad (2.30)$$

$$\frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} \approx 2 \sum_{i=1}^N \frac{dz^T(t_i, a_k)}{da_k} \cdot R^{-1}(t_i) \frac{dz(t_i, a_k)}{da_k} \quad (2.31)$$

Производные оценки определяются численно для дискретного  $t_i, i = \overline{1, N}$  времени по формулам:

$$\frac{dz(t_i, a)}{da} = \left[ \frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_1} \quad \frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_2} \quad \dots \quad \frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_p} \right]_{(r \times p)}, \quad (2.32)$$

$$\frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_j} = \frac{z(t_i, a + \varepsilon d_j) - z(t_i, a)}{\varepsilon},$$

где  $d_j$  - вектор, имеющий ту же размерность, что и вектор параметров, в котором элемент с индексом  $j$  равен единице, а остальные – нулю;  $\varepsilon$  - малое число, обычно задаваемое на уровне  $0,001 \dots 0,1\%$  от номинального значения параметров.

Для нахождения оценок прогноза  $z(t_i, a), i = 1, 2, \dots, N$  следует численно проинтегрировать модель (2.26) = (2.27), приравнивая входящие в нее шумы нулю. Идентификация заканчивается по условию  $|a_{k+1} - a_k| < \delta |a_k|$ , где  $\delta = 0,005$ .

Выводы по разделу 2

1. Разработаны частные алгоритмы, предназначенные для оценки систематических погрешностей аэрометрических измерительных каналов:

- алгоритм совместной оценки систематической погрешности измерительного канала воздушной скорости и скорости ветра на основе

данных о скорости самолета, поступающих от спутниковой навигационной системы;

- алгоритм оценки взаимного соответствия данных о скорости самолета, поступающих от спутниковой навигационной системы, выходных сигналов измерительных каналов по углам атаки и скольжения, и результатов идентификации скорости ветра;

- алгоритм совместной оценки вектора скорости ветра и систематических погрешностей измерительных каналов по углам атаки и скольжения.

2. Предложен интегральный алгоритм совместной идентификации систематических погрешностей каналов измерения углов атаки, скольжения, воздушной скорости и скорости ветра.

3. Разработан алгоритм идентификации в полете трех проекций скорости ветра по данным СНС и бортовым аэрометрическим измерениям воздушной скорости, углов атаки и скольжения.

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

4. 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.



### **3 ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА СОВМЕСТНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИЯ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ АЭРОМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ**

Исходные данные были получены путем моделирования на полунатурном стенде, оснащённом органами управления [64]. Данный вариант имеет преимущество по сравнению с чисто математическим моделированием, поскольку наличие человека-оператора придает смоделированным полетным данным большую степень правдоподобия. В стендовом эксперименте моделировался гипотетический учебно-тренировочный самолет типа МИГ-АТ.

В процессе получения исходных данных были реализованы тестовые маневры:

- вираж на постоянной высоте с постоянной скоростью с изменением угла курса на  $360^\circ$  при крене  $\gamma = 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 60^\circ$  и  $75^\circ$ ;
- симметричные отклонения угла крена влево и вправо (перекладки) с максимальными значениями  $15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ ;
- маневр "змейка" с максимальными значениями углами  $\gamma = 20^\circ, 40^\circ, 60^\circ$ ;
- симметричные отклонения угла тангажа на кабрирование и на пикирование относительно прямолинейного горизонтального полета с с максимальными значениями по углу атаки  $2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ ;
- пилотажная фигура бочка.

В стендовом эксперименте составляющие вектора скорости ветра относительно земли имели значения  $-7,0$  м/с,  $5,0$  м/с,  $2,0$  м/с.

При моделировании воспроизводились случайные погрешности, имеющие статистические свойства, перечисленные выше при описании алгоритма. Задавались следующие значения среднеквадратических отклонений (с.к.о.) случайных погрешностей:  $0,06^\circ$  для измерений угла атаки,  $0,001$  ед. перегрузки для измерений нормальной и продольной перегрузок,  $0,25$  м/с в барометрическом канале измерения скорости. Постоянная погрешность по скорости  $2$  м/с, по остальным каналам постоянные погрешности приравнялись нулю.

Коэффициенты, определяющие мультипликативную погрешность, равнялись единице, что соответствует отсутствию мультипликативной составляющей.

Длительность интервала обработки варьировалась обычно от 10 до 80 с.

### 3.1 Маневр "установившийся вираж"

Далее представлены результаты обработки маневра "установившийся вираж с углом крена 75 градусов". На рис. 3.1 показано рабочее окно программы идентификации, затем в таблице 3.1 - оценки и соответствующие абсолютные и относительные погрешности идентификации для проекций скорости ветра  $W_x$ ,  $W_z$ ,  $W_y$  и основных параметров, характеризующих системы 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 градировочных зависимостей  $K_\alpha$  и  $K_\beta$ . Для параметров

```

C:\Users\Баоба6\Desktop\BETEP 2014\Datch_Mat_Wind_01\Datch_Mat_Wind.exe
Registration frequency, Hz      32.000000
Processing time, s             40.000000
data file name 5_STAT-12.txt
MODA = 0
<Simulation only -- MODA = 1 else ---- identification >
Identified parameters number      8
Max number of identification cycles 4
Mode of angle of attack data MODA_DAI= 1
MODA_DAI = 0 - direct angle of attack, 1 (or else) - model
Jz, Jy, Jx, Ba, Skp, Mas, Pl, Pp
1111.000000 11112.000000 11113.000000 2.800000
131.600000 23500.000000 0.000000E+00 0.000000E+00
Start up vector of state =
1.928596E-01 4.760349E-03 107.949400 1.602989E-01
2.060471E-02 -5.087417E-02 3.022367E-01 6.574799E-03
0.000000E+00 2009.985000 0.000000E+00 0.000000E+00
3.022367E-01 1.928596E-01 0.000000E+00 4.760349E-03
0.000000E+00
Noise Generator Start Code 3929219 Shift 53108
Overload Ny, Nx Noise Std. Dev 1.000000E-03
Velocity Noise Std. Dev 9.000000E-01 km/h
Angle of Attack Noise Std. Dev 6.000000E-02 degrees
Press Enter to continue

Identification cycle N      1
Estimates Windx Windz CU Windy CBet KBet
-6.223 4.721 1.835 2.101 .1950E-01 .9737
Estimation KAlf CAlf CPsi
.9591 -.1374E-01 .0000
Identification cycle N      2
Estimates Windx Windz CU Windy CBet KBet
-6.222 4.993 1.957 2.176 .4999E-01 .9930
Estimation KAlf CAlf CPsi
.9586 .9960E-02 .0000
Identification cycle N      3
Estimates Windx Windz CU Windy CBet KBet
-7.035 4.998 1.972 2.156 .5488E-01 .9981
Estimation KAlf CAlf CPsi
.9582 .2105E-01 .0000

Identification terminated succesfully
Press Enter to continue

1-pitch, 2-roll, 3,4-angles of attack, slide, degrees
5-air velocity, m/s
N, Std.dev. of error, of signal, relation, %
1 1.312651E-01 6.423597 2.043482
2 4.576827E-01 31.817120 1.438479
3 1.088662E-01 4.662306 2.335029
4 6.594719E-02 1.917172 3.439816
5 2.615579E-01 4.145045 6.310133
Press Enter to Quit

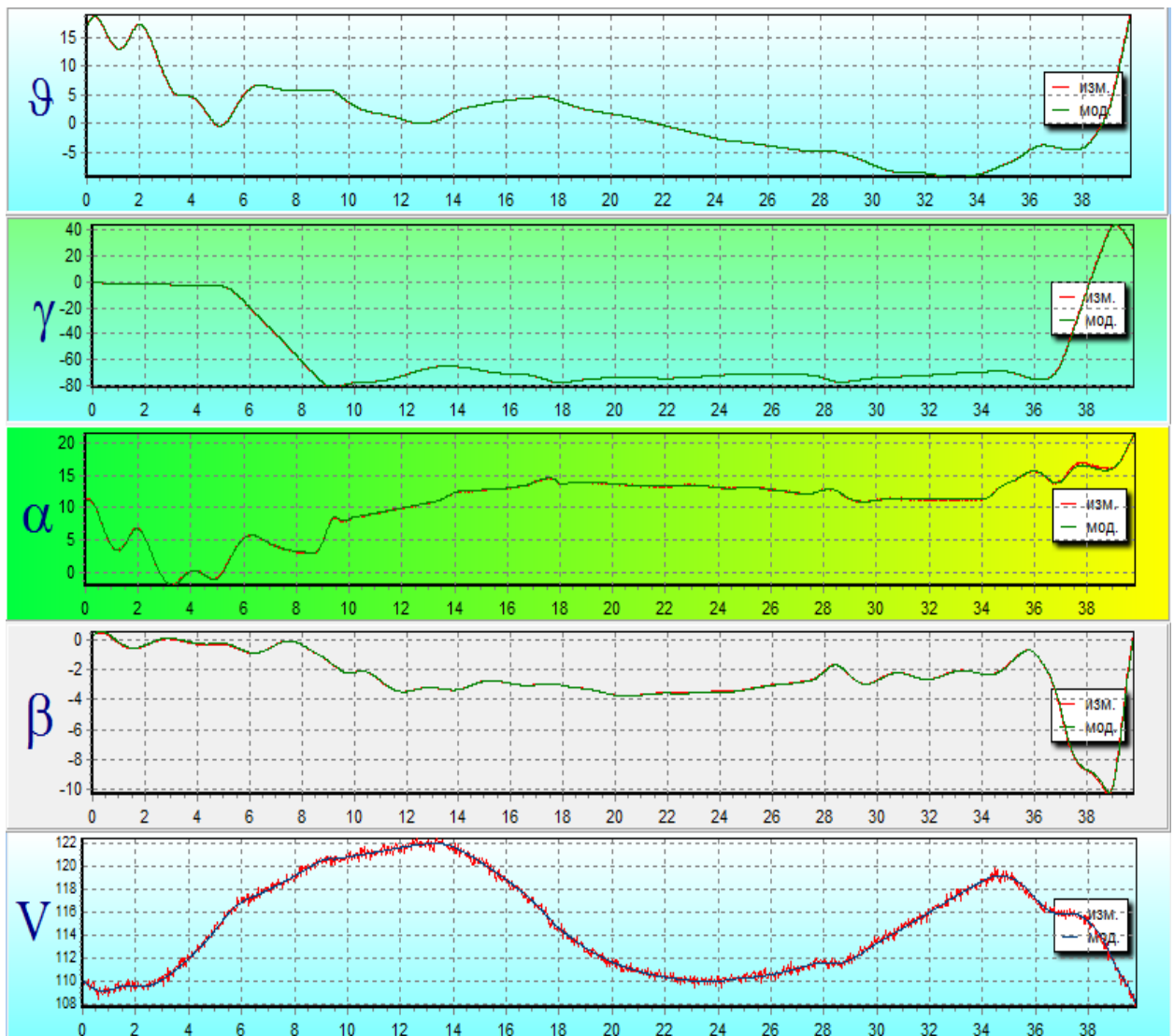
```

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

**Рисунок 3.1.** Рабочее окно программы идентификации скорости ветра и погрешностей измерения воздушных сигналов, режим установившийся вираж, крен  $75^\circ$

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , 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 3.1.** Оценки идентификации и их погрешности, режим установившийся вираж, крен  $75^\circ$



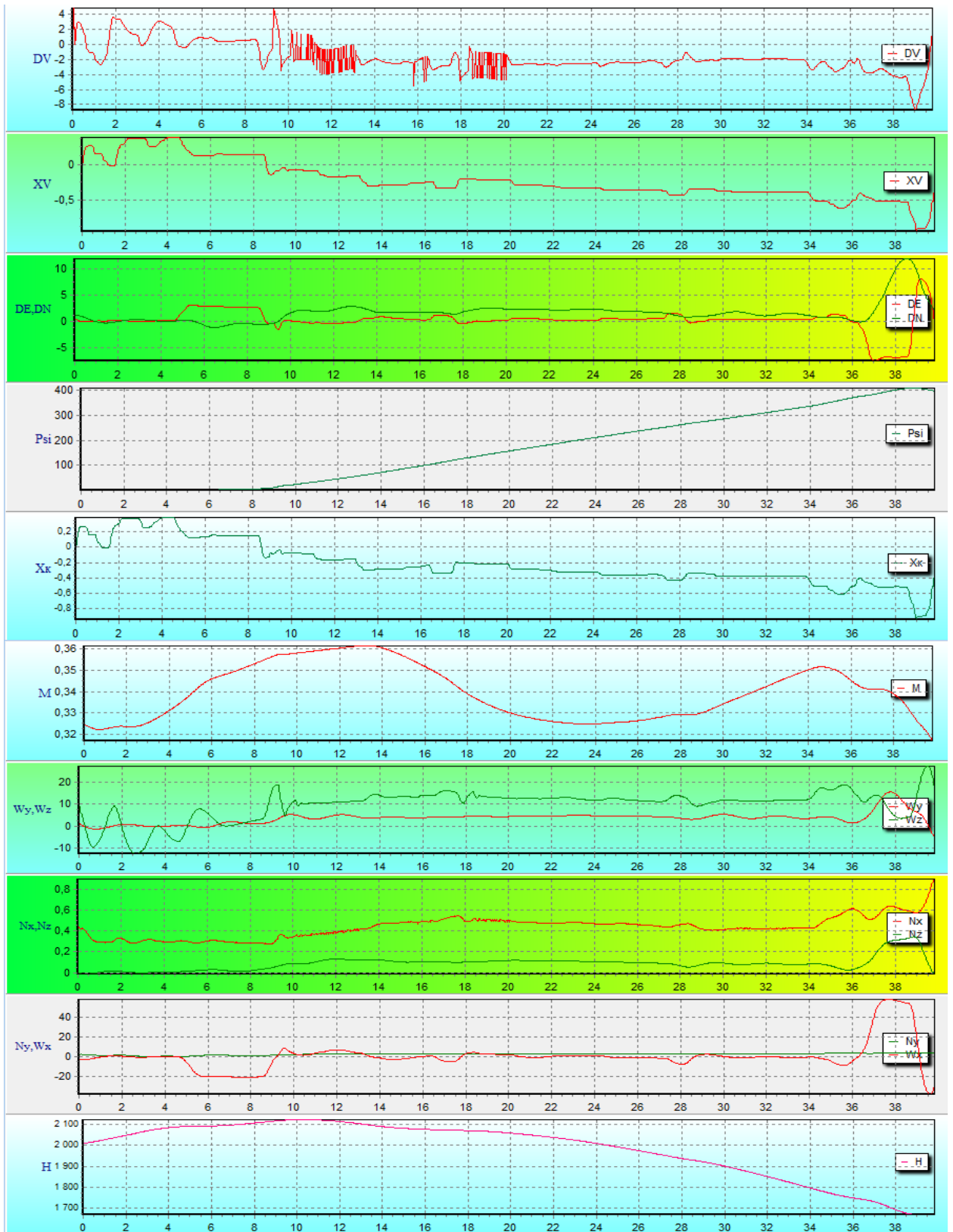
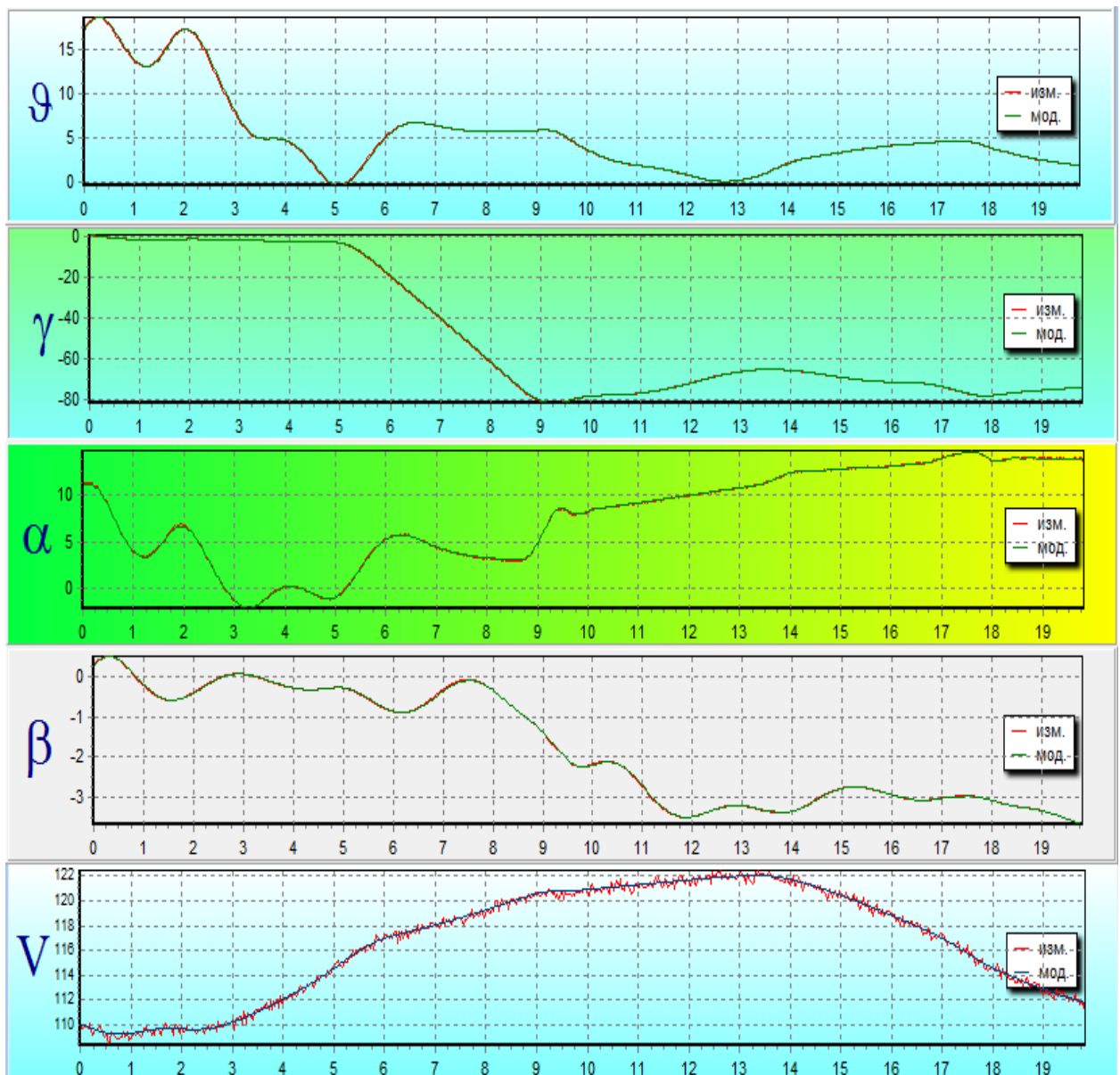


Рисунок 3.2. Графики изменения параметров движения самолета, режим установившийся вираж, крен  $75^\circ$ , длительность 40 с

На рис. 3.2 приведены параметры полета для режима установившийся вираж, крен  $75^\circ$ , длительность 40 с. В частности, на предпоследнем графике хорошо видно, что угол рыскания  $\Psi$  изменяется на 360 градусов.

Для других значений времени обработки окно программы выглядит аналогично, и здесь не приводится. В табл. 3.2 и на рис 3.3. представлены результаты для длительности обрабатываемого участка 20 с. В частности, на предпоследнем графике хорошо видно, что угол рыскания  $\Psi$  изменяется на 150 градусов.



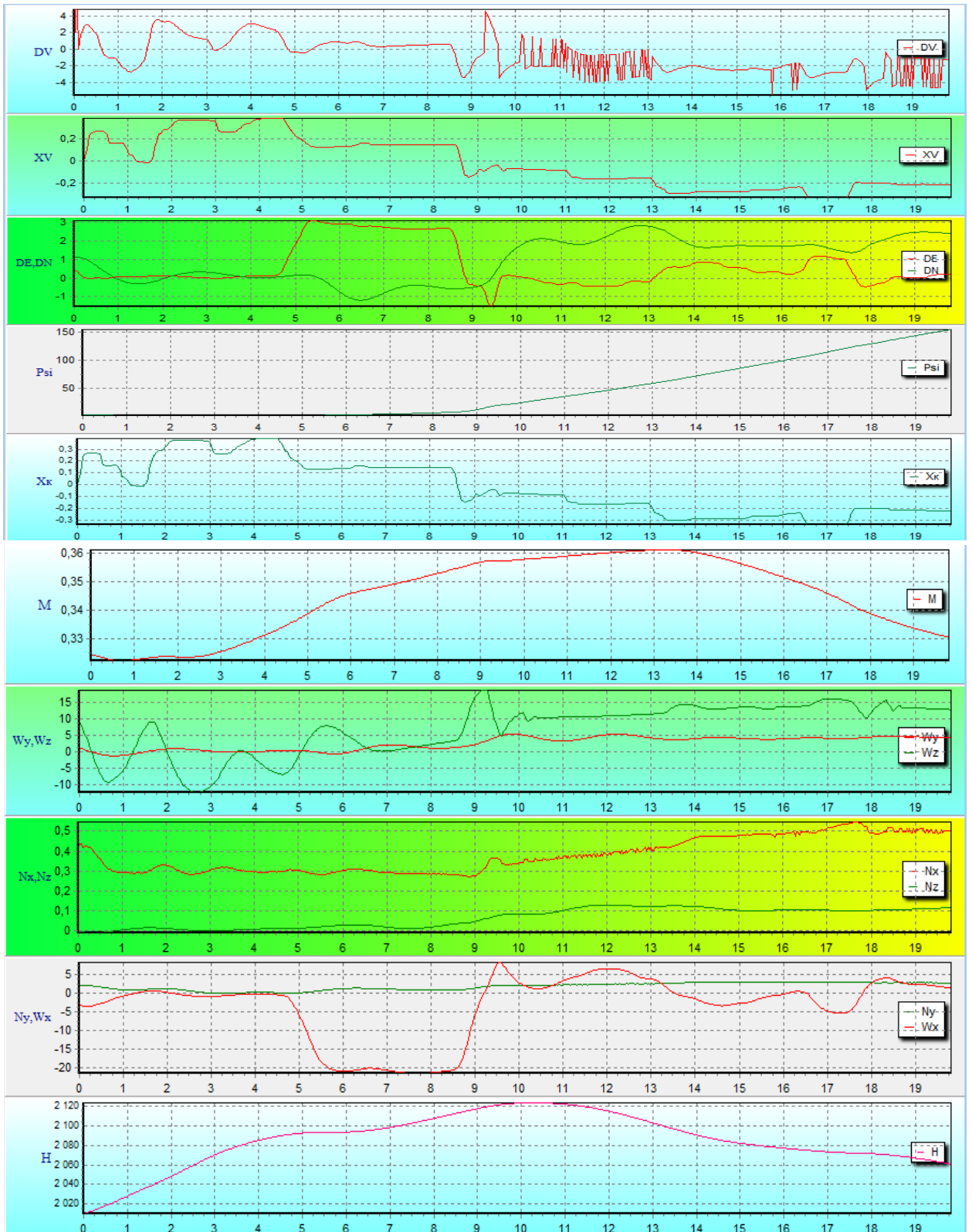


Рисунок 3.3. Графики изменения параметров движения самолета, режим установившийся вираж, крен  $75^\circ$ , длительность 40 с

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-7,095	-7	-0,095	1,35
$W_z$ , м/с	4,956	5	-0,044	0,88
$C_v$ , м/с	2,003	2	0,003	0,15
$W_y$ , м/с	2,042	2	0,042	2,1
$C_\beta$ , градус	-0,02488	0	-0,02488	
$K_\beta$	0,9906	1	-0,0094	0,94
$K_\alpha$	0,9468	1	-0,0532	5,32
$C_\alpha$ , градус	0,1060	0	0,106	

**Таблица 3.2.** Результаты идентификации, режим установившийся вираж, крен  $75^\circ$ , длительность 20 с

Оценки идентификации для того же маневра и времени обработки 10 с показаны в табл. 3.3. Сравнение таблиц для разных интервалов обработки показывает, что уменьшение времени оценивания ведет к увеличению погрешностей идентификации.

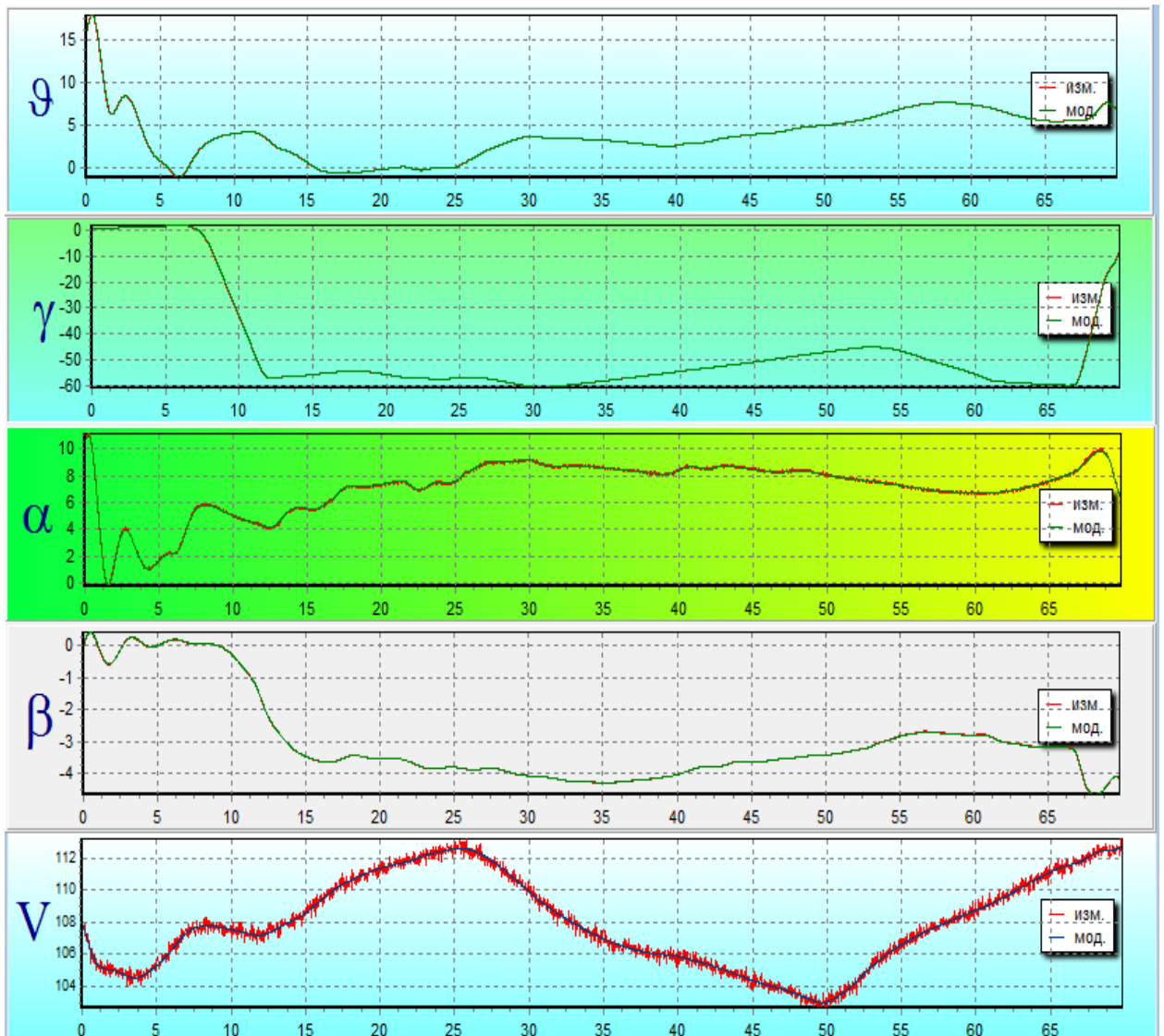
Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-6,246	-7	0,754	10,77
$W_z$ , м/с	5,039	5	0,039	0,78
$C_v$ , м/с	2,732	2	0,732	36,6
$W_y$ , м/с	2,143	2	0,143	7,15
$C_\beta$ , градус	0,03526	0	0,03526	
$K_\beta$	0,9954	1	-0,0046	0,46
$K_\alpha$	0,9555	1	-0,0445	4,45
$C_\alpha$ , градус	0,09825	0	0,09825	

**Таблица 3.3.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "вираж с креном  $75^\circ$  градусов", время обработки 10 с

Рассмотрим теперь вираж с углом крена  $60^\circ$ . В табл. 3.4 даны результаты обработки полетных данных для режима установившийся вираж, крен  $60^\circ$ , длительность 70 с, а параметры движения самолета полета - на рис.3.4. В частности, на предпоследнем графике хорошо видно, что угол рыскания  $\Psi_i$  изменяется на  $360^\circ$  градусов.

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-6,979	-7	0,021	0,3
$W_z$ , м/с	4,996	5	-0,004	0,08
$C_v$ , м/с	1,993	2	-0,007	0,35
$W_y$ , м/с	2,125	2	0,125	6,25
$C_\beta$ , градус	0,00691	0	0,00691	
$K_\beta$	0,9855	1	-0,0145	1,45
$K_\alpha$	0,9536	1	-0,0464	4,64
$C_\alpha$ , градус	0,09398	0	0,09398	

**Таблица 3.4.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "вираж с креном 60 градусов", время обработки 70 с (полное время маневра)





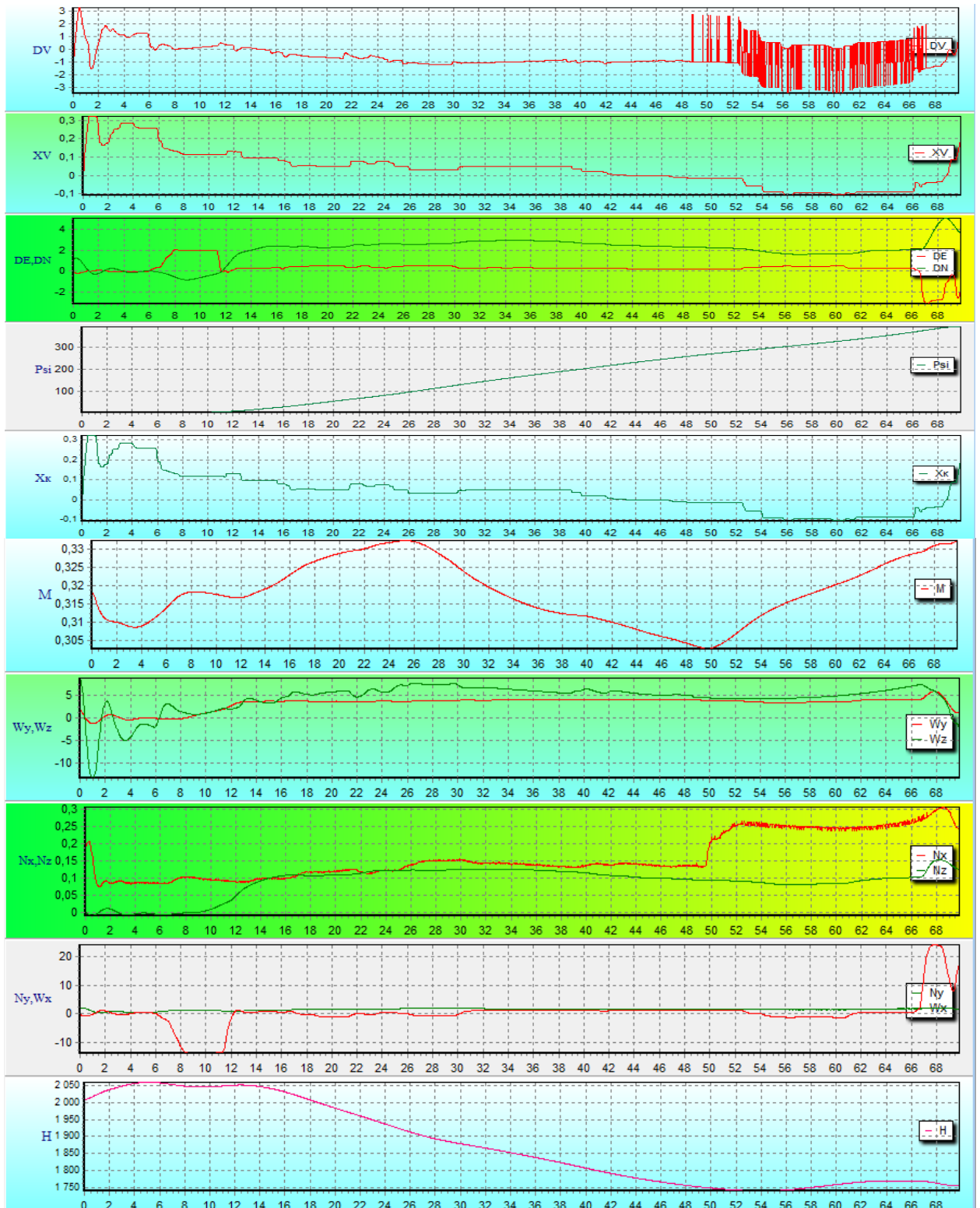


Рисунок 3.4. Значения основных параметров полета для маневра "вираж с креном 60 градусов", время обработки 70 с (полное время маневра)

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-6,988	-7	0,012	0,17
$W_z$ , м/с	4,995	5	-0,005	0,1
$C_v$ , м/с	1,993	2	-0,007	0,35
$W_y$ , м/с	2,103	2	0,103	5,15
$C_\beta$ , градус	0,002450	0	0,00245	
$K_\beta$	0,9868	1	-0,0132	1,32
$K_\alpha$	0,9517	1	-0,0483	4,83
$C_\alpha$ , градус	0,1158	0	0,1158	

**Таблица 3.5.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "вираж с креном 60 градусов", время обработки 60 с

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-7,003	-7	-0,003	0,042
$W_z$ , м/с	5,029	5	0,029	0,58
$C_v$ , м/с	1,981	2	-0,019	0,95
$W_y$ , м/с	2,030	2	0,03	1,5
$C_\beta$ , градус	0,01333	0	0,01333	
$K_\beta$	1,0	1,0	0,0	0,0
$K_\alpha$	0,9441	1	-0,0559	5,59
$C_\alpha$ , градус	0,1805	0	0,1805	

**Таблица 3.6.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "вираж с креном 60 градусов", время обработки 40 с

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-6,789	-7	0,211	3,014
$W_z$ , м/с	4,979	5	-0,021	0,42
$C_v$ , м/с	2,156	2	0,156	7,8
$W_y$ , м/с	2,198	2	0,198	9,9
$C_\beta$ , градус	0,0003541	0	0,0003541	
$K_\beta$	0,9688	1	-0,0312	3,12
$K_\alpha$	0,9510	1	-0,049	4,9
$C_\alpha$ , градус	0,08352	0	0,08352	

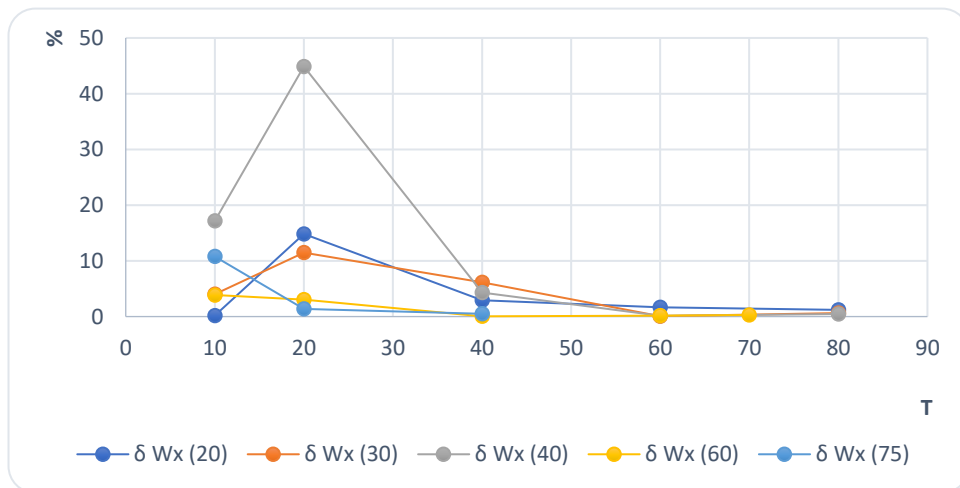
**Таблица 3.7.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "вираж с креном 60 градусов", время обработки 20 с

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-7,271	-7	-0,271	3,87
$W_z$ , м/с	4,578	5	-0,422	8,44
$C_v$ , м/с	1,671	2	-0,329	16,45
$W_y$ , м/с	1,885	2	-0,115	5,75
$C_\beta$ , градус	-0,2376	0	-0,2376	
$K_\beta$	1,0019	1,0	0,0019	0,19
$K_\alpha$	0,9509	1	-0,0491	4,91
$C_\alpha$ , градус	0,2561	0	0,2561	

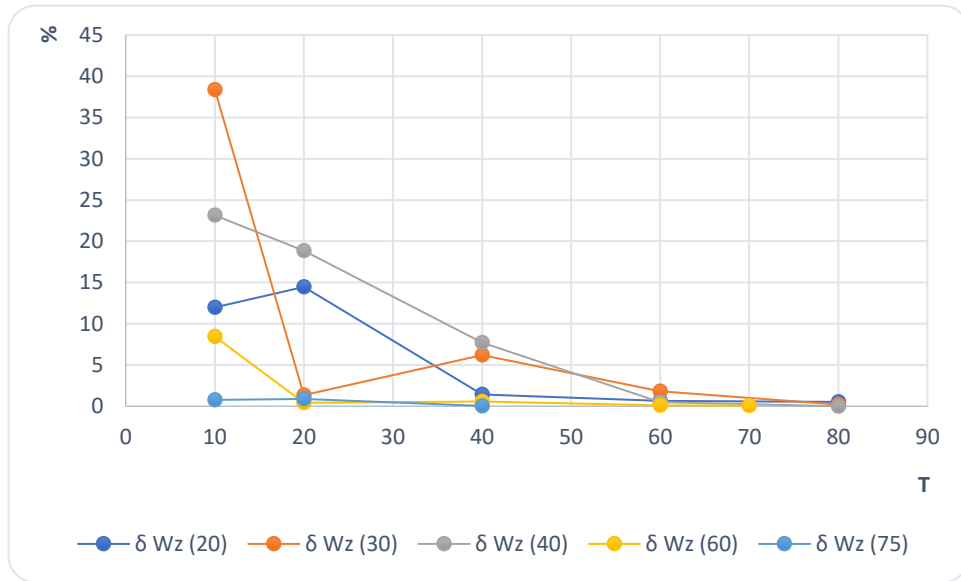
**Таблица 3.8.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "вираж с креном 60 градусов", время обработки 10 с

Анализ таблиц подтверждает выявленную прежде закономерность: уменьшение времени обработки увеличивает погрешность.

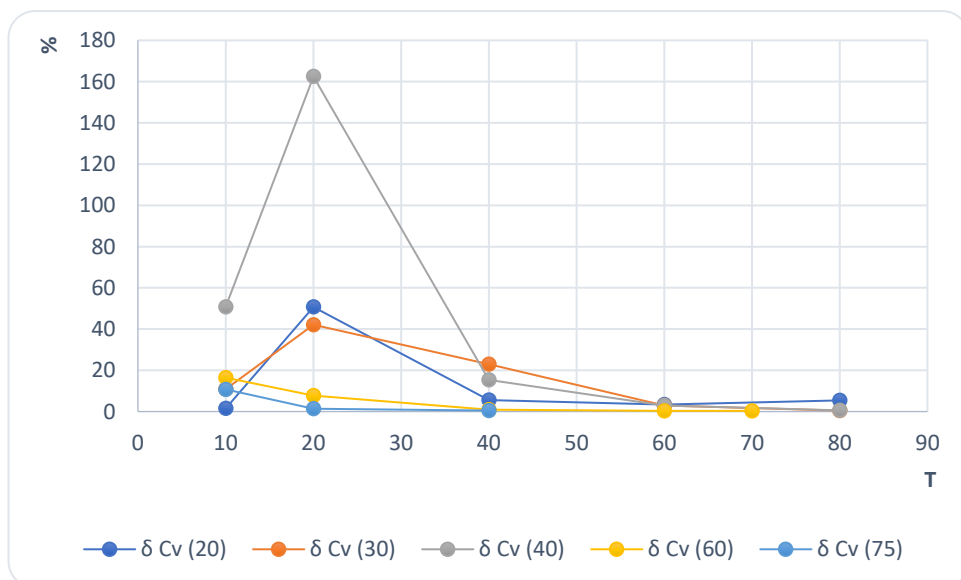
Результаты моделирования виражи с углами крена 20, 30 и 40 градусов по форме аналогичны, поэтому рассмотрим итоговые графики, показывающие зависимость погрешностей идентифицируемых параметров от времени обработки для виражей с различными углами крена. Эти данные представлены на рис. 3.5 – 3.12.



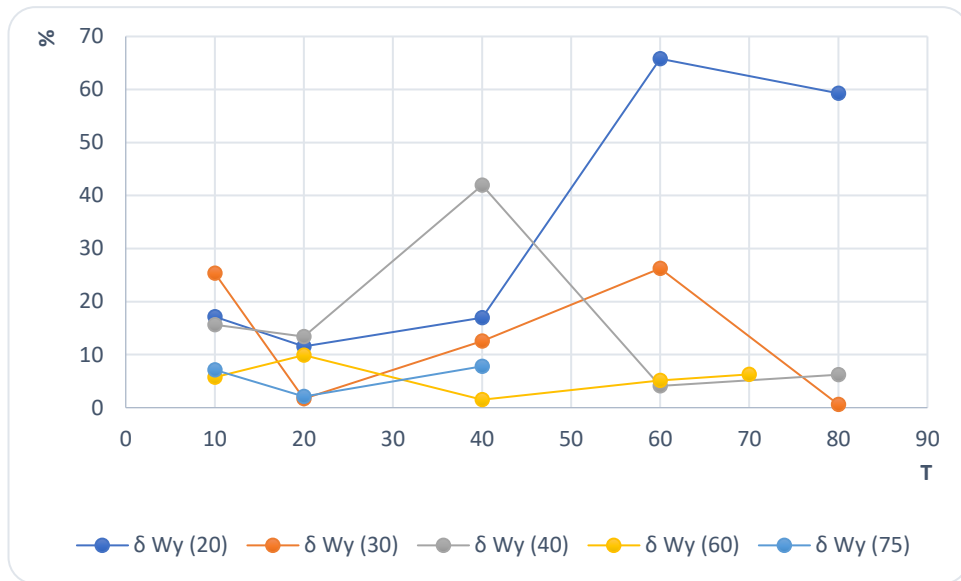
**Рисунок 3.5.** Зависимость относительной погрешности оценки параметра  $W_x$  от длительности интервала обработки



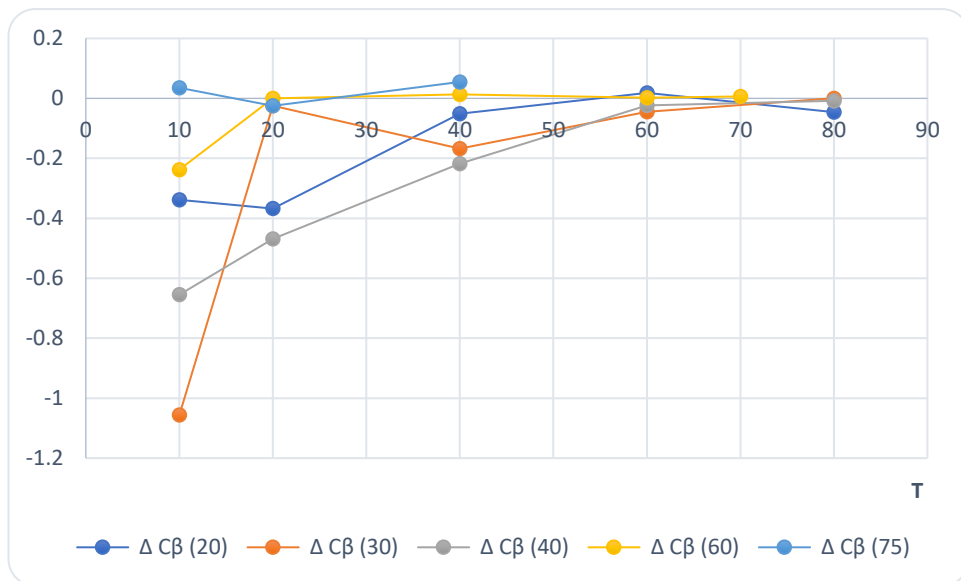
**Рисунок 3.6.** Зависимость относительной погрешности оценки параметра  $W_z$  от длительности интервала обработки



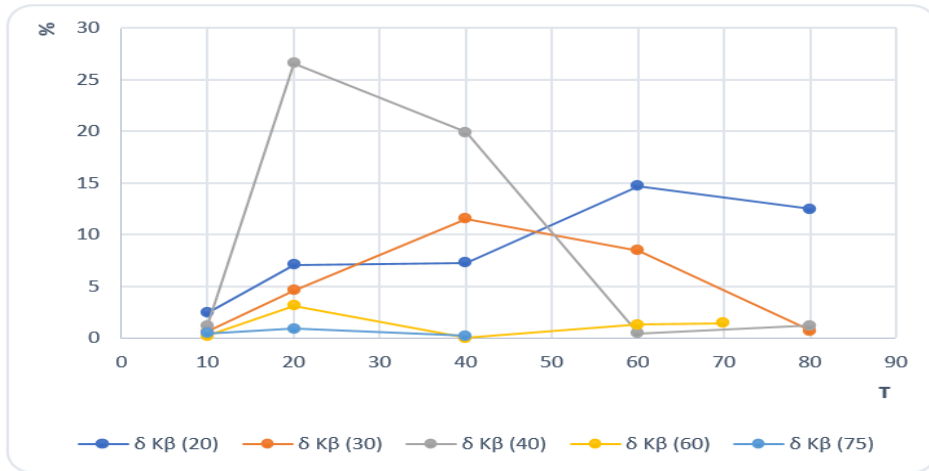
**Рисунок 3.7.** Зависимость относительной погрешности оценки параметра  $C_y$  от длительности интервала обработки



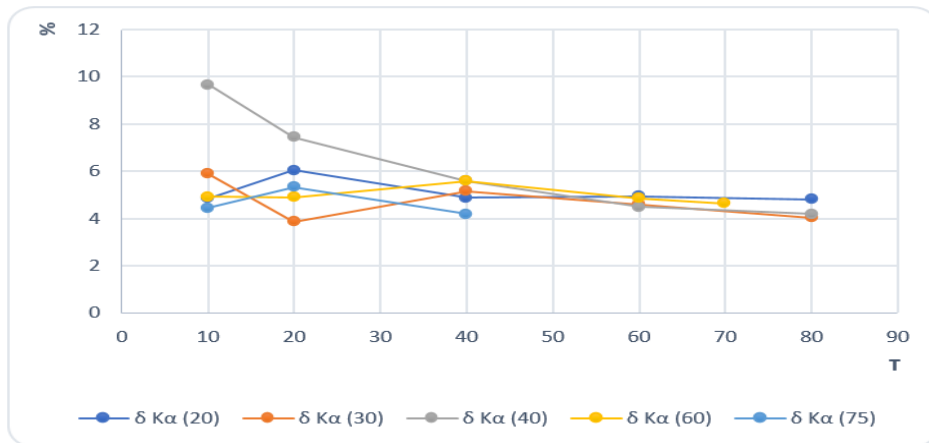
**Рисунок 3.8.** Зависимость относительной погрешности оценки параметра  $W_y$  от длительности интервала обработки



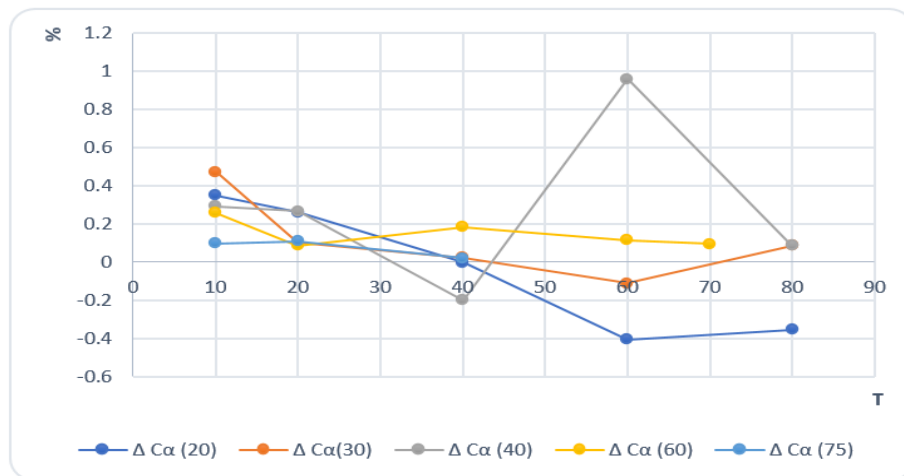
**Рисунок 3.9.** Абсолютная погрешность оценки параметра  $C_\beta$  в функции длительности интервала обработки



**Рисунок 3.10.** Относительная погрешность оценки параметра  $K_\beta$  в функции длительности интервала обработки



**Рисунок 3.11.** Относительная погрешность оценки параметра  $K_\alpha$  в функции длительности интервала обработки



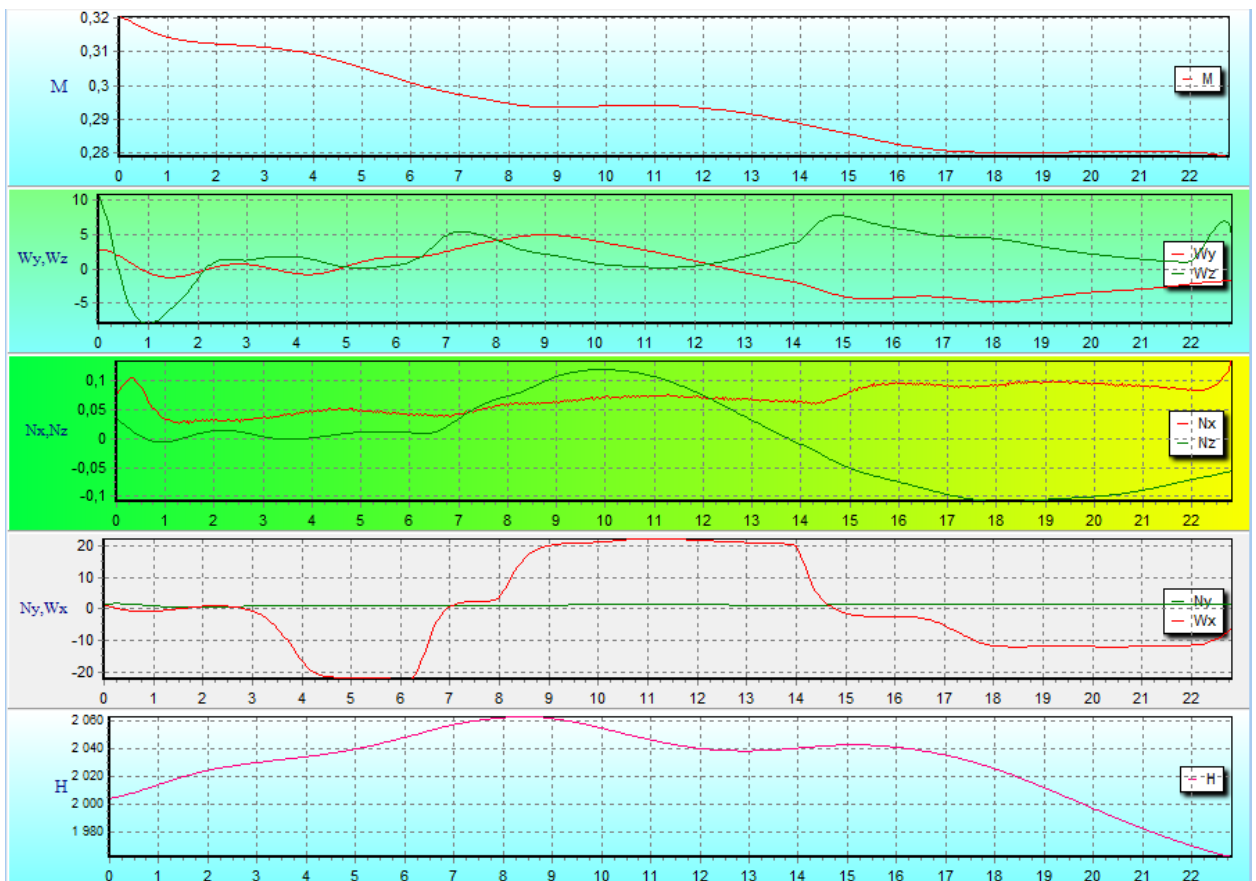
**Рисунок 3.12.** Абсолютная погрешность оценки параметра  $C_\alpha$  в функции длительности интервала обработки

Анализ графиков показывает:

1. Имеет место снижение погрешностей оценок при возрастании длительности интервала обработки и значения угла крена. Здесь влияющим параметром является угол рыскания – чем больше диапазон его изменения, тем выше точность.
2. В среднем погрешности оценивания параметров каналов измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения, а также проекций скорости ветра на оси земной нормальной системы координат в маневре типа не превышают 15 % при времени обработки 20...40 с, а при увеличении времени обработки до 60-70 с снижаются до 3-5 %, при этом постоянные погрешности измерений углов атаки и скольжения не превышают 0,1 градуса.

### 3.2 Режим "перекладки" в канале крена

Режим выполнялся до максимальных значений крена, которые варьировались в диапазоне крена  $15^\circ \dots 60^\circ$  с шагом  $15^\circ$ . Для значения  $60^\circ$  результаты даны на рис. 3.13, и в табл. 3.9. Анализ удобно выполнять по обобщенным графикам погрешностей по каждому параметру для всех значений углов, см. рис. 3.14. Анализ графиков показывает, что такой режим обеспечивает погрешности оценивания параметров измерительных каналов углов атаки и скольжения с погрешностями менее 10% по крутизне характеристики и менее 0,2 градуса по постоянной составляющей при времени обработки 10...20 с для любых рассмотренных углов крена.





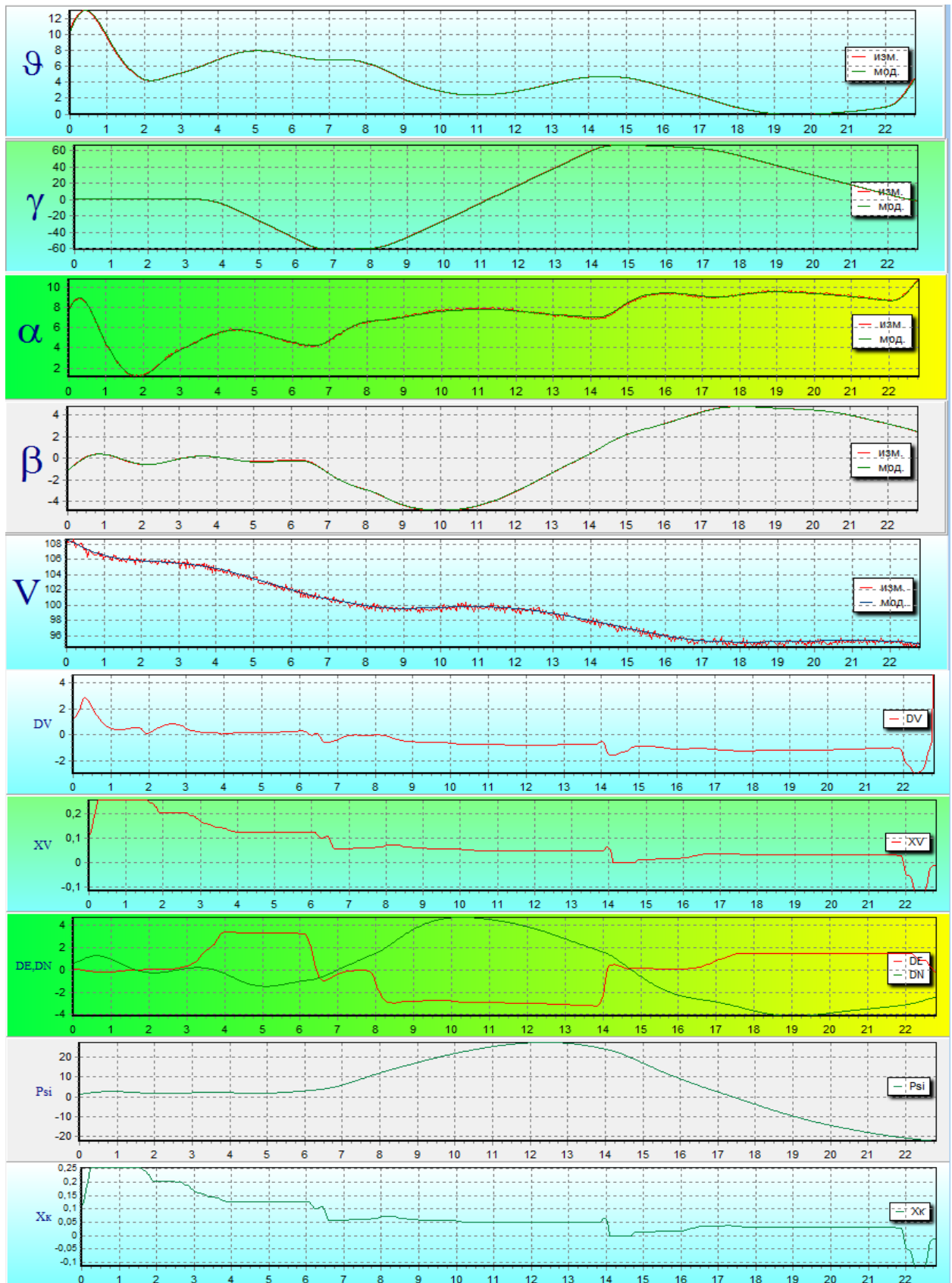
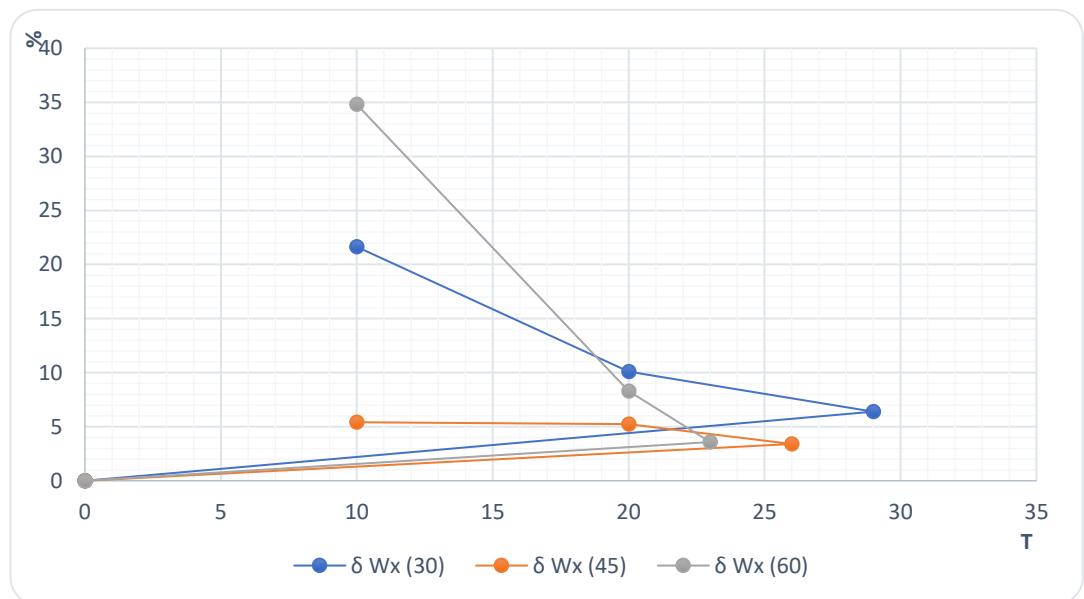


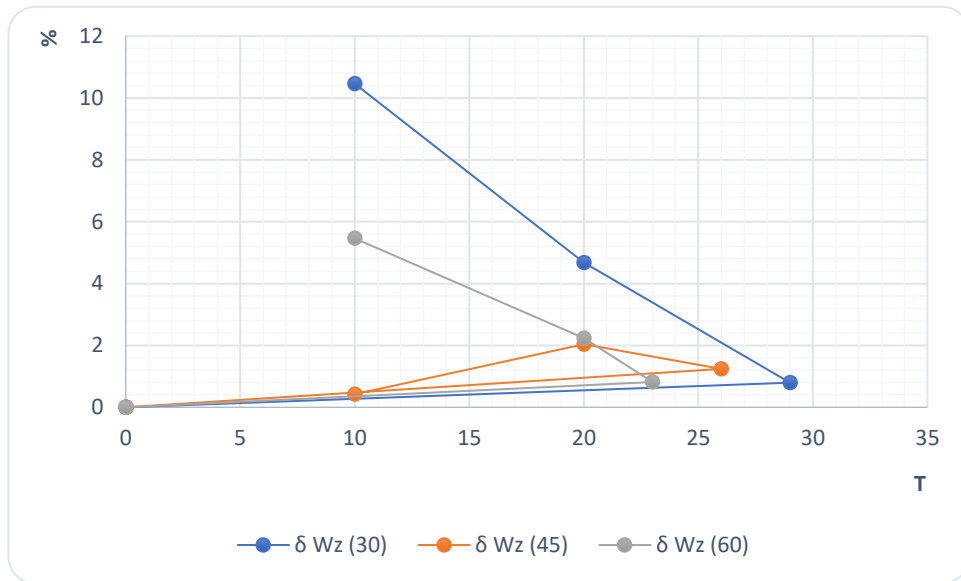
Рисунок 3.13. Значения основных параметров полета для маневра "перекладки по крену до 60 градусов", время обработки 23 с (полное время маневра)

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-6,749	-7	0,251	3,58
$W_z$ , м/с	4,959	5	-0,041	0,82
$C_v$ , м/с	2,302	2	0,302	15,1
$W_y$ , м/с	2,258	2	0,258	12,9
$C_\beta$ , градус	-0,01080	0	-0,0108	
$K_\beta$	0,9687	1	-0,0313	3,13
$K_\alpha$	0,9634	1	-0,0366	3,66
$C_\alpha$ , градус	0,01741	0	0,01741	

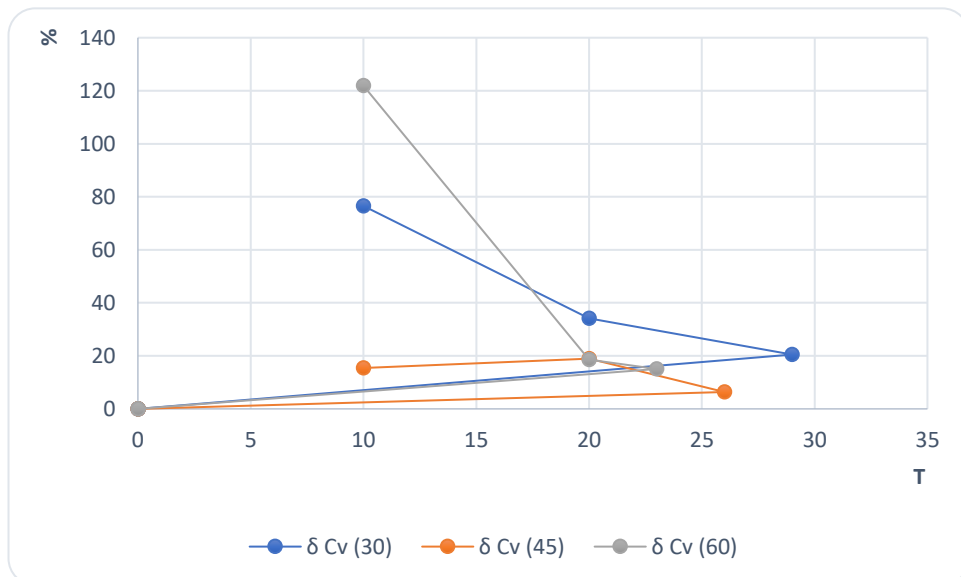
**Таблица 3.9.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "перекладки по крену до 60 градусов", время обработки 23 с (полное время маневра)



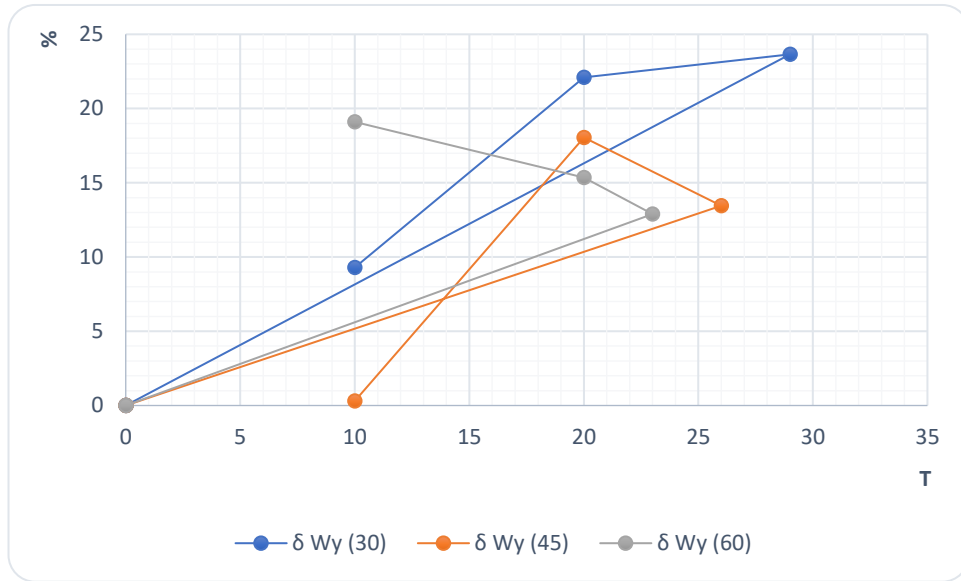
**Рисунок 3.14.** Зависимость относительной погрешности оценки параметра  $W_x$  от времени обработки данных



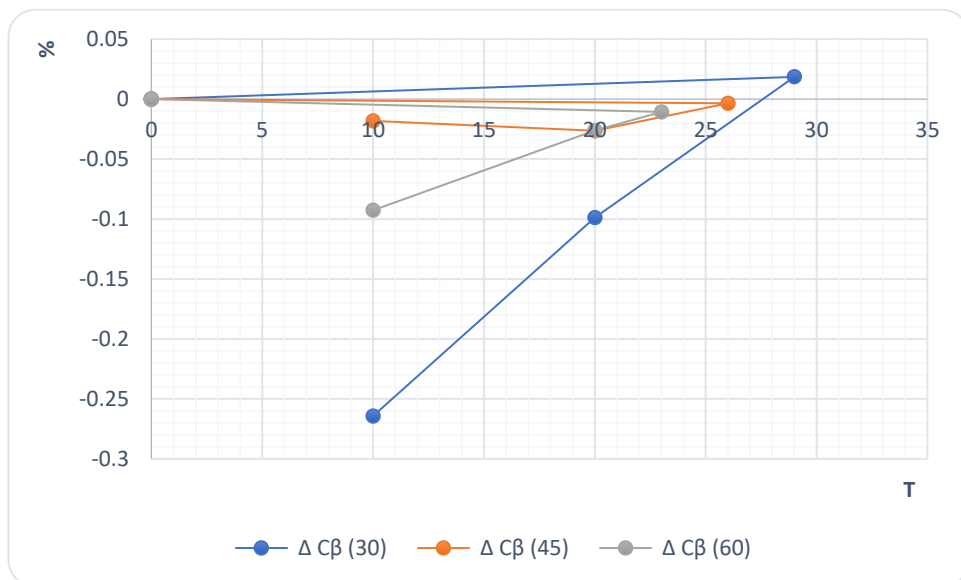
**Рисунок 3.15.** Зависимость относительной погрешности оценки параметра  $W_z$  от времени обработки данных



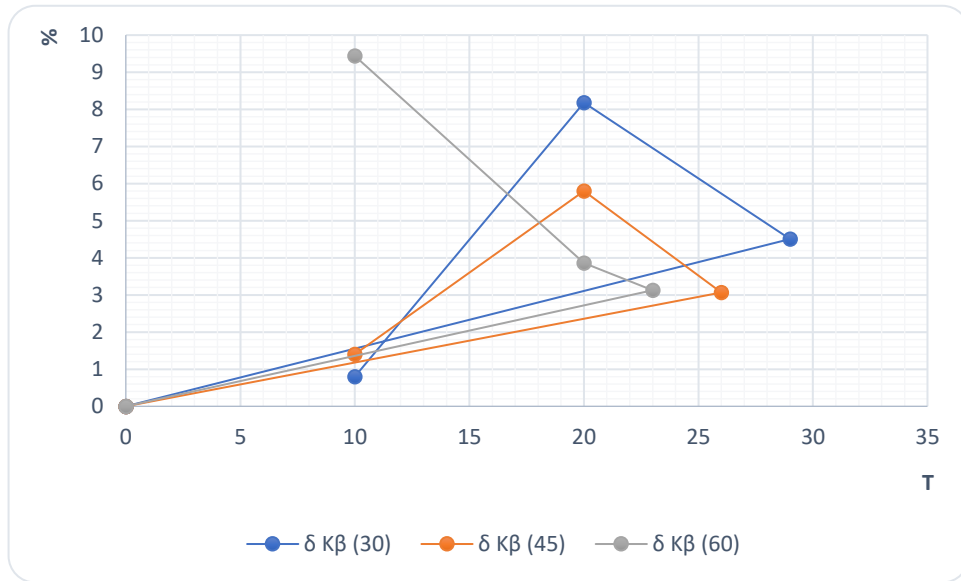
**Рисунок 3.16.** Зависимость относительной погрешности оценки параметра  $C_v$  от времени обработки данных



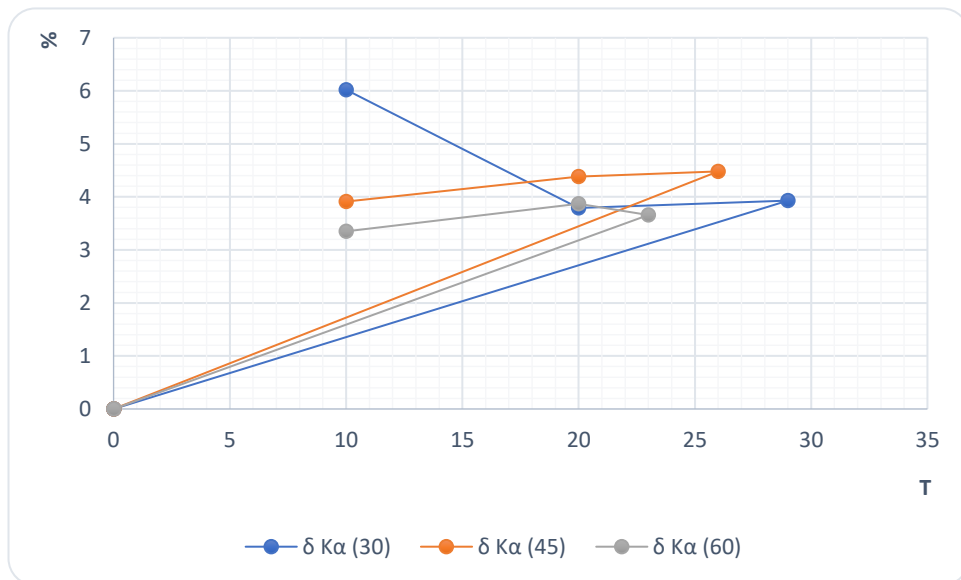
**Рисунок 3.17.** Зависимость относительной погрешности оценки параметра  $W_y$  от времени обработки данных



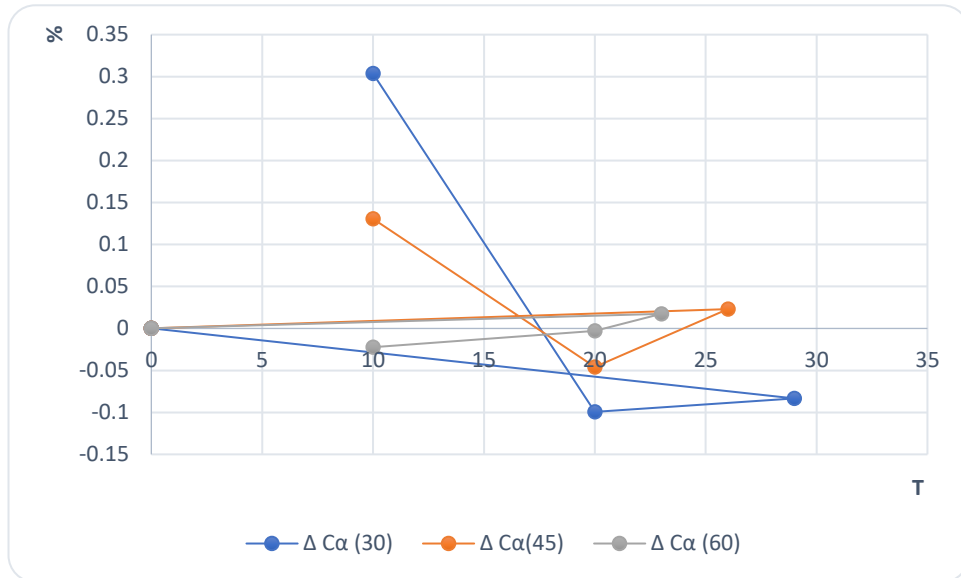
**Рисунок 3.18.** Абсолютная погрешность оценки параметра  $C_\beta$  в функции длительности обработки



**Рисунок 3.19.** Абсолютная погрешность оценки параметра  $K_\beta$  в функции длительности обработки



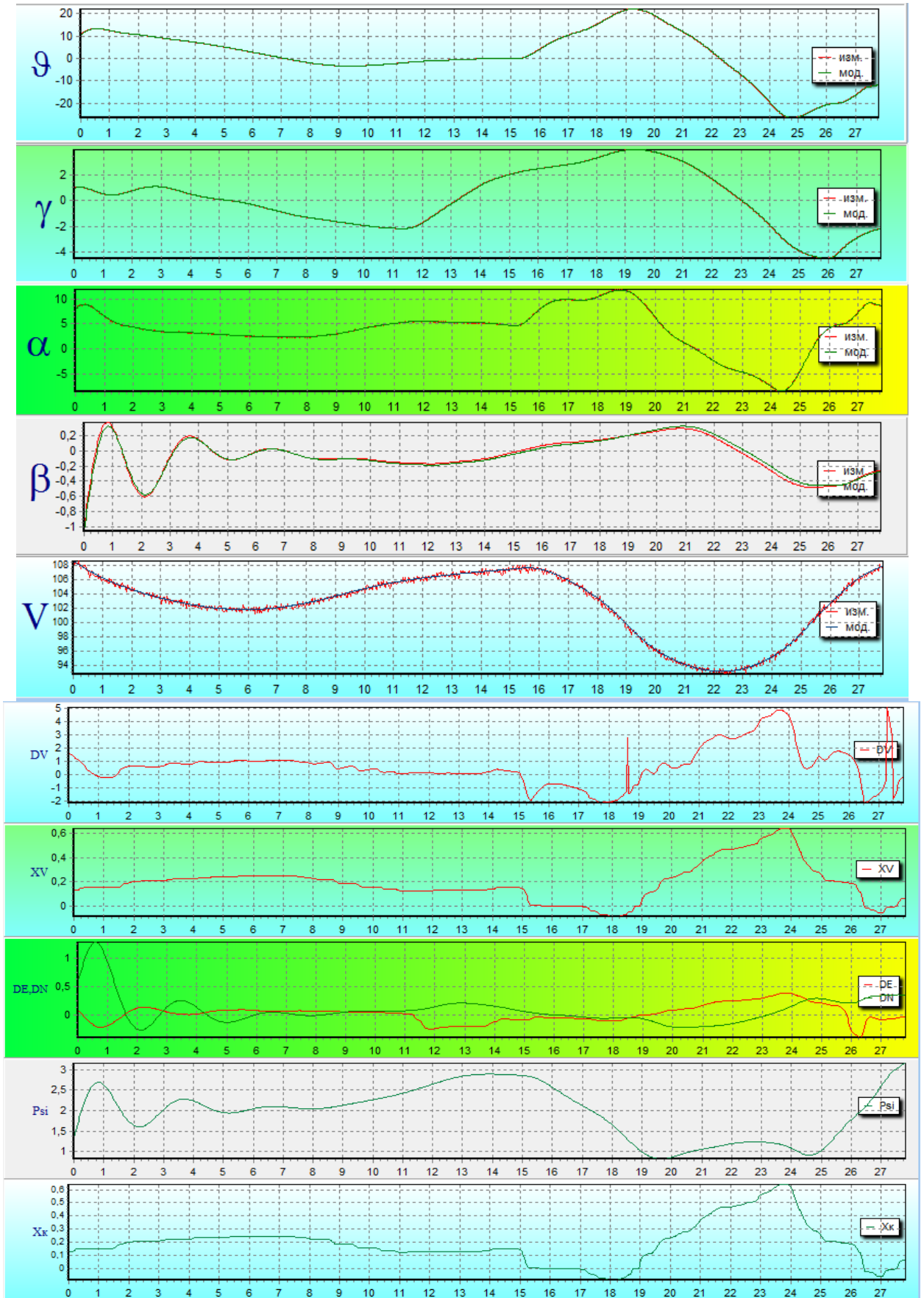
**Рисунок 3.20.** Абсолютная погрешность оценки параметра  $K_\alpha$  в функции длительности обработки

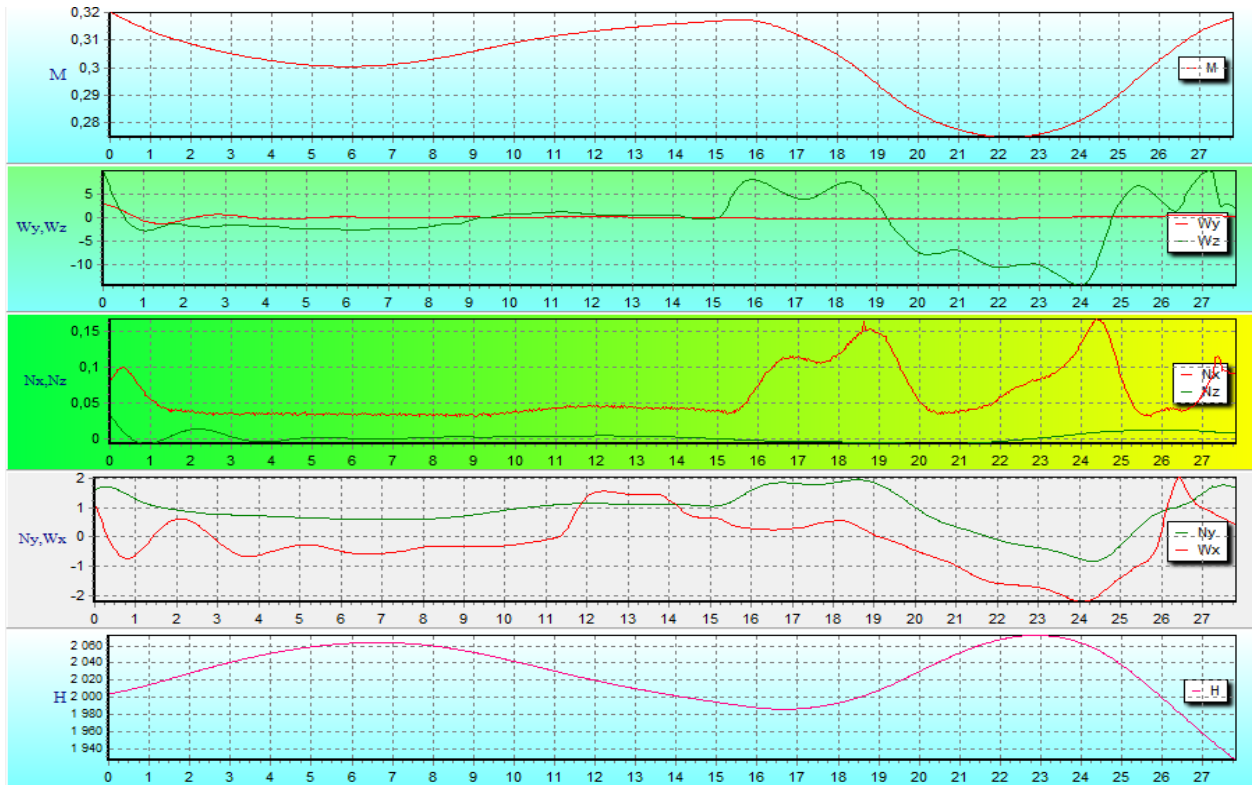


**Рисунок 3.21.** Абсолютная погрешность оценки параметра  $C_\alpha$  в функции длительности обработки

### 3.3 Режим "дачи" в канале тангажа

Этот режим выполнялся для симметричных отклонений по углу атаки  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ . Значения параметров полета для приращения  $\pm 6$  градусов показаны на рис.3.22. Оценки идентификации и их погрешности для приращений  $\pm 2$ ,  $\pm 4$ ,  $\pm 6$  градусов в таблицах 3.10 – 3.12.





**Рисунок 3.22.** Значения основных параметров полета для маневра "дачи по тангажу с приращениями угла атаки  $\pm 6$  градусов", время обработки 28 с (полное время маневра)

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-7,278	-7	-0,278	3,97
$W_z$ , м/с	3,986	5	-1,014	20,28
$C_v$ , м/с	1,799	2	-0,201	10,05
$W_y$ , м/с	2,302	2	0,302	15,1
$C_\beta$ , градус	-0,5474	0	-0,5474	
$K_\beta$	0,9303	1	-0,0697	6,97
$K_\alpha$	0,9551	1	-0,0449	4,49
$C_\alpha$ , градус	0,06778	0	0,06778	

**Таблица 3.10.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "дачи по тангажу до угла атаки  $\pm 6$  градусов", время обработки 28 с (полное время маневра)



Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-7,209	-7	-0,209	2,98
$W_z$ , м/с	4,394	5	-0,606	12,12
$C_v$ , м/с	1,733	2	-0,267	13,35
$W_y$ , м/с	2,038	2	0,038	1,9
$C_\beta$ , градус	-0,3308	0	-0,3308	
$K_\beta$	0,9737	1	-0,0263	2,63
$K_\alpha$	0,9534	1	-0,0466	4,66
$C_\alpha$ , градус	0,1949	0	0,1949	

**Таблица 3.11.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "дачи по тангажу до угла атаки  $\pm 4$  градуса", время обработки 27 с (полное время маневра)

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-6,30	-7	10	10
$W_z$ , м/с	2,651	5	46,98	46,98
$C_v$ , м/с	2,904	2	45,2	45,2
$W_y$ , м/с	1,904	2	4,8	4,8
$C_\beta$ , градус	-1,081	0	-1,081	
$K_\beta$	0,9063	1	9,37	9,37
$K_\alpha$	0,9493	1	5,07	5,07
$C_\alpha$ , градус	0,2183	0	0,2183	

**Таблица 3.12.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "дачи по тангажу до угла атаки  $\pm 2$  градуса", время обработки 38 с (полное время маневра)

Анализ таблиц показывает, что погрешности идентификации на уровне 15% обеспечиваются для всех оцениваемых параметров при амплитудах приращений угла атаки 4...6 градусов и времени обработки 28...30 с.

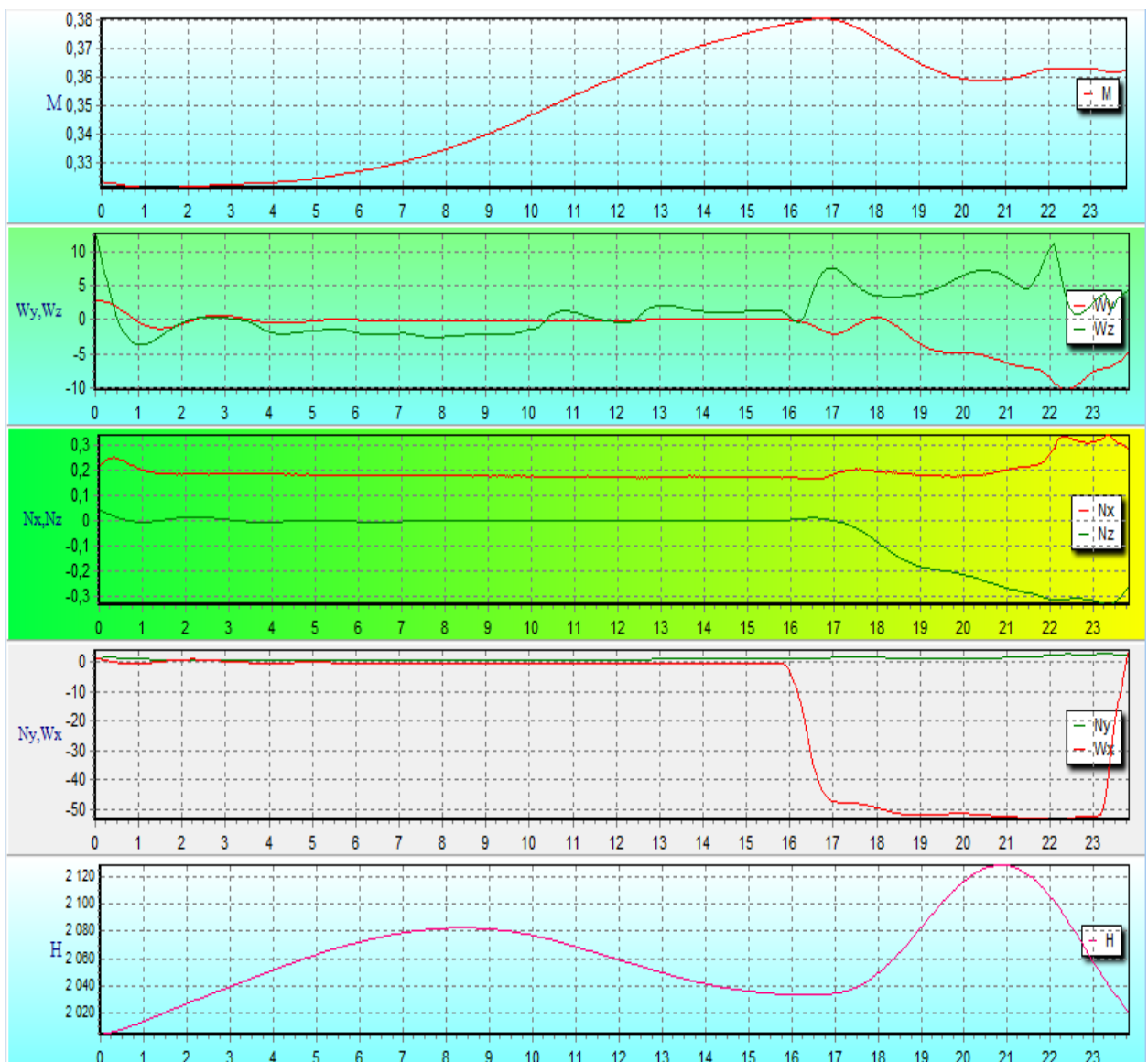
### 3.4 Режим "бочка"

Графики изменения параметров показаны на рис.3.23, а погрешности идентификации в табл. 3.13. Из таблицы видно, что, за исключением двух параметров (погрешность измерения скорости и продольная проекция скорости ветра, в силу их почти линейной зависимости на рассматриваемом движении), маневр обеспечивает погрешности идентификации менее 5 %, а также высокую

точность оценивания постоянных погрешностей измерений углов атаки и скольжения менее 0,1 градуса, длительность обработки до 24 с.

Параметр	Оценка	Ист. знач.	Абс. погр. $\Delta$	Относит. погр. %
$W_x$ , м/с	-4,995	-7	2,005	28,64
$W_z$ , м/с	4,873	5	-0,127	2,54
$C_v$ , м/с	3,957	2	1,957	97,85
$W_y$ , м/с	2,184	2	0,184	9,2
$C_\beta$ , градус	-0,02501	0	-0,02501	
$K_\beta$	0,9693	1	-0,0307	3,07
$K_\alpha$	0,9463	1	-0,0537	5,37
$C_\alpha$ , градус	0,07644	0	0,07644	

**Таблица 3.13.** Оценки идентификации и их погрешности для маневра "бочка", время обработки 24 с (полное время маневра)



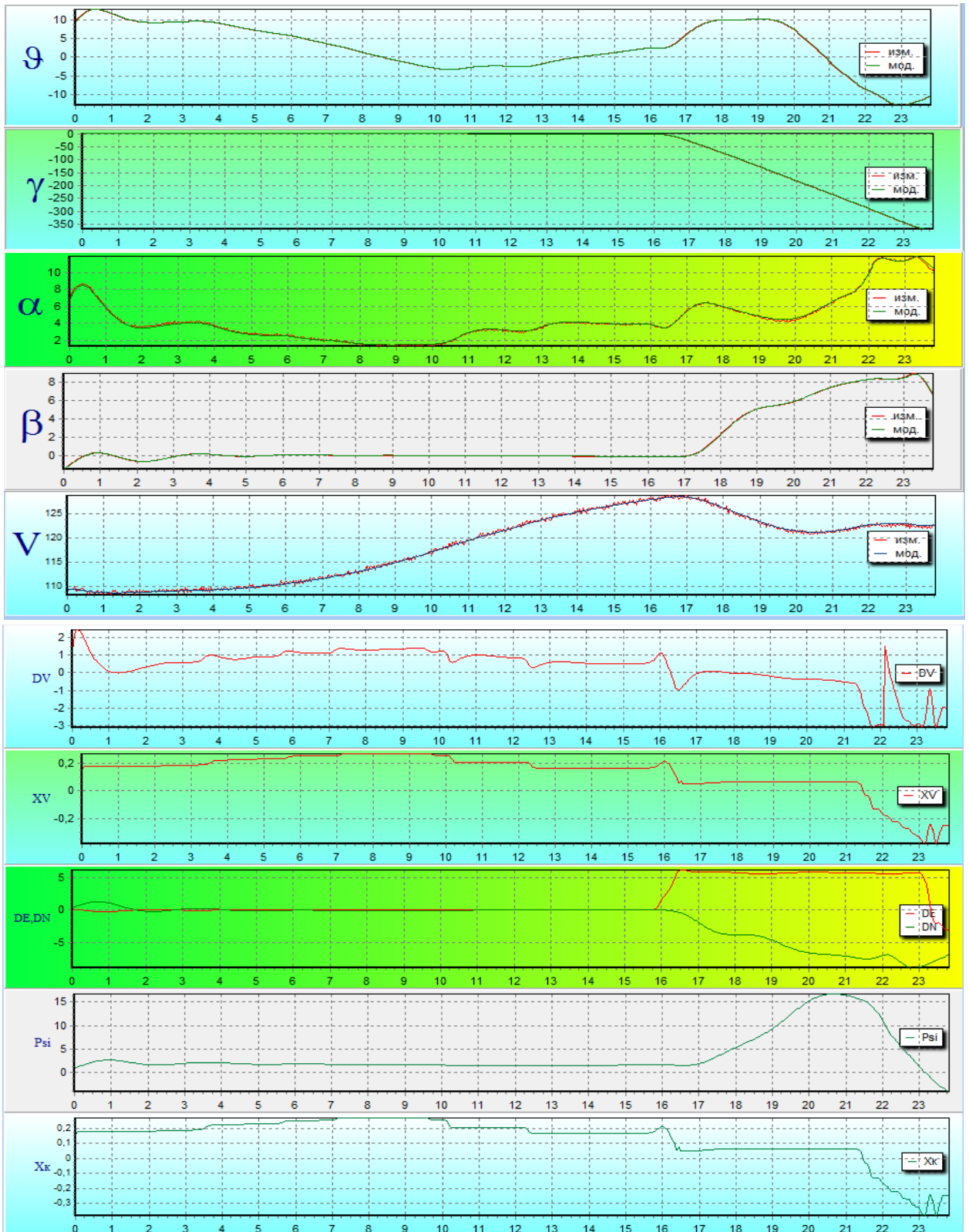


Рисунок 3.23. Значения основных параметров полета для маневра "бочка", время обработки 24 с (полное время маневра)

Таким образом, выполненное исследование показало, что совместное оценивания проекций скорости ветра и погрешностей бортовых измерений скорости, углов атаки и скольжения возможно, однако требует выполнения достаточно длительных, порядка десятков секунд, полетных маневров. Причина состоит в достаточно большой размерности вектора параметров идентификации. Если принять допущение, что систематические погрешности бортовых измерений определены рассмотренным выше способом, то можно перейти только к оцениванию проекций скорости ветра с использованием данных от датчиков воздушной скорости, углов атаки и скольжения. При этом размерность вектора параметров, подлежащих оцениванию, равна трем, по числу проекций скорости ветра, поэтому можно предположить, что для получения точных оценок потребуются малые интервалы времени.

### Выводы по разделу 3

1. В разделе проведено исследование точности алгоритма совместной идентификация систематических погрешностей аэрометрических измерений.

Исследовано влияние на точность идентификации видов полетных маневров, таких как установившийся вираж, змейка, перекладки по крену, дачи по тангажу, бочка.

2. В разделе 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.

## **4 ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ОЦЕНИВАНИЯ СКОРОСТИ ВЕТРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ, УГЛОВ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ САМОЛЕТА**

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

Для исследования свойств предложенного алгоритма, как и в предыдущем случае, было выполнено его тестирование по данным моделирования на пилотажном стенде. Подробное описание модели движения самолета с учетом ветра дано в разделе 2. 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.

При моделировании задавались те же статистические свойства случайных погрешностей, что и ранее, то есть принимались допущения нормальности, независимости, центрированности, стационарности. Значения с.к.о. указаны в предыдущем разделе.

Процесс оценки проекций скорости ветра выполнялся для каждого из указанных выше значений постоянной погрешности измерения скорости полета CV. Длина обрабатываемого интервала также была переменной. Отправной точкой всегда было начало обрабатываемого участка, принимаемое за нулевое значение времени обработки. Тогда длительность обрабатываемого интервала составляла 1, 2, 3, 4, 5, 8, 10, 12, 16, 18, 28, 38, 58, 68 с. Оценки скорости ветра, очевидно, изменялись в зависимости от угла разворота, и это изменение выражалось в результатах и анализе ошибок. Для мониторинга изменения оценок

трех проекций скорости ветра использовались относительные погрешности, расчет которых выполнялся по следующей формуле:

$$Relative\ Error = \left( \frac{\hat{a} - a_{true}}{a_{true}} \right) * 100 \%,$$

Где  $\hat{a}$  - оцененное значение,  $a_{true}$  - истинное значение параметра.

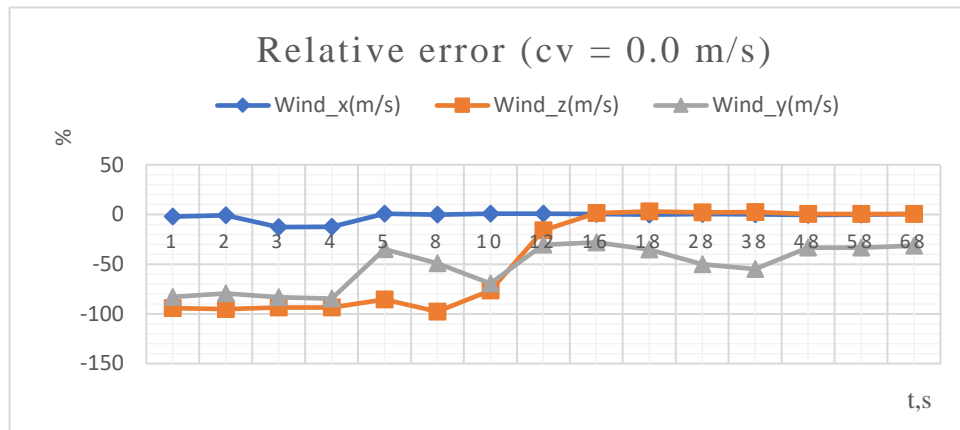
Полученные относительные погрешности для различных постоянных погрешностей измерения скорости полета показаны на рисунках 4.1-4.6. На этих графиках по оси абсцисс откладывалась длина интервала обработки в секундах относительно начала участка.

Отметим, что в качестве наблюдений применялись только измерения воздушной скорости. Поэтому с точки зрения источника информации рассматриваемая задача сопоставима с методом прохода на пересекающихся курсах, рассмотренных в разделе 1. Различие в том, что в предложенном методе курс не фиксируется, а обрабатываются значения, естественно получающиеся при выполнении маневра. Другими словами, накладывается меньше ограничений на условия выполнения полетного режима и на обработку экспериментальных данных.

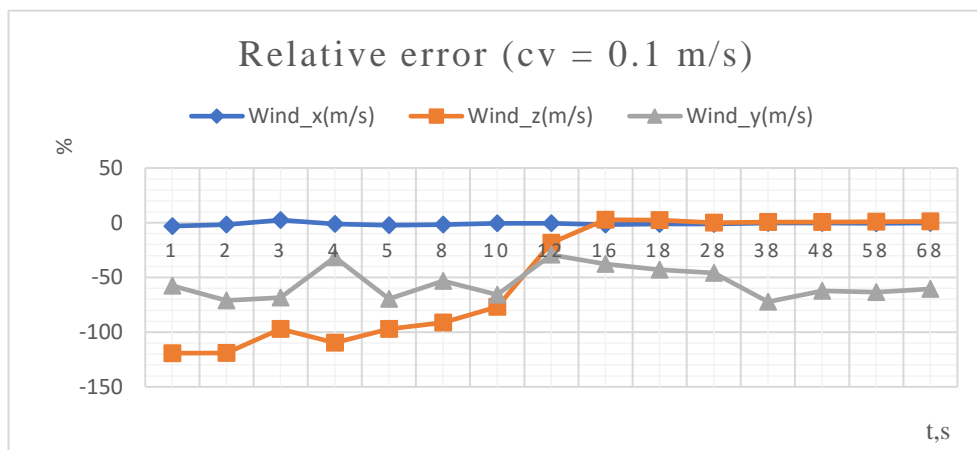
При моделировании начальное направление полета выбиралось вдоль оси Oх земной системы координат, поэтому проекция скорости ветра  $W_x$  в начале участка (в течение 8 с, пока выдерживался прямолинейный полет) была ориентирована вдоль вектора скорости полета самолета, а проекция  $W_z$  была ей перпендикулярна.

Результаты идентификации составляющих вектора скорости ветра показаны на рис. 4.1-4.6.

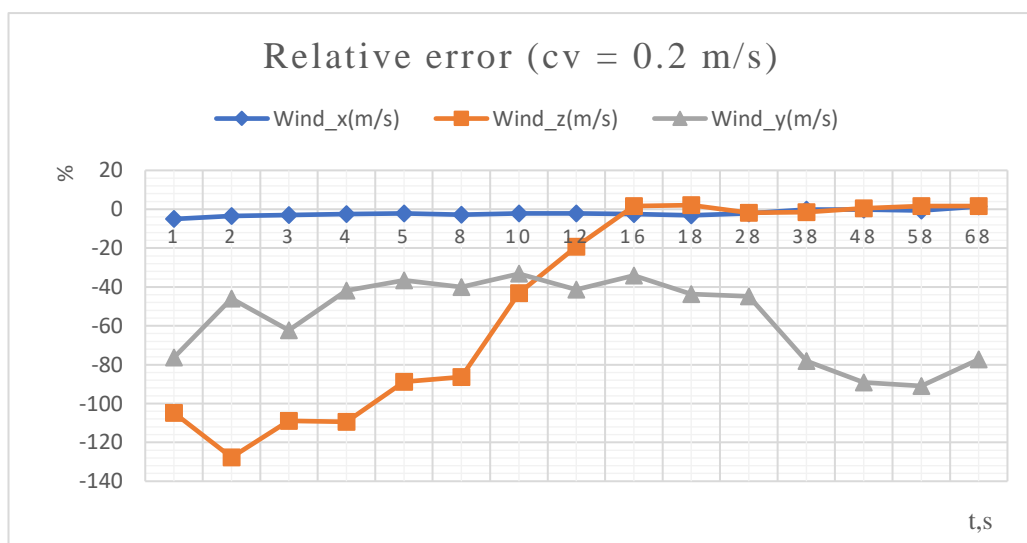
Оценивалось влияние двух факторов – длительности участка обработки, которое непосредственно связано с углом виража (полный вираж на 360 градусов выполнялся за 68 с), а также постоянной погрешности измерений воздушной скорости.



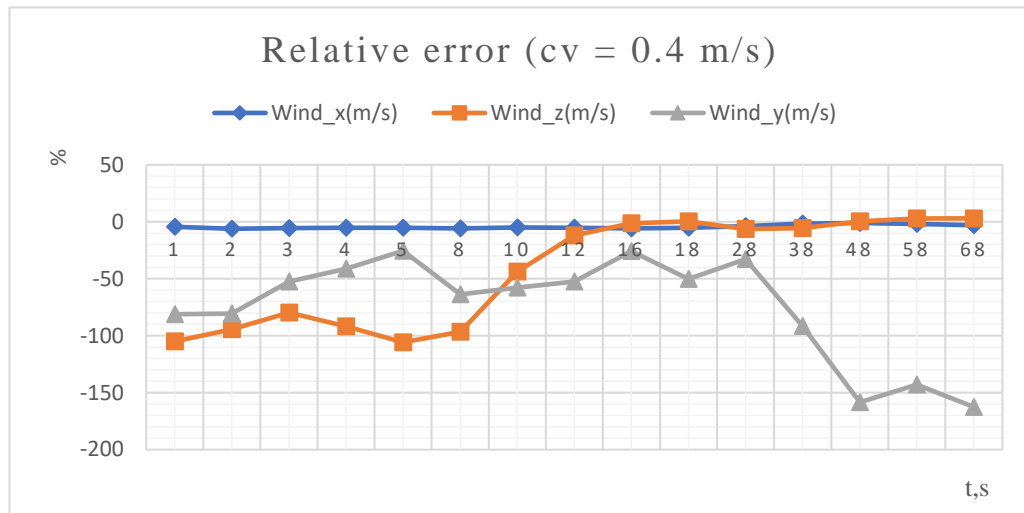
**Рисунок 4.1.** Относительные погрешности оценок трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения воздушной скорости  $CV = 0.0$



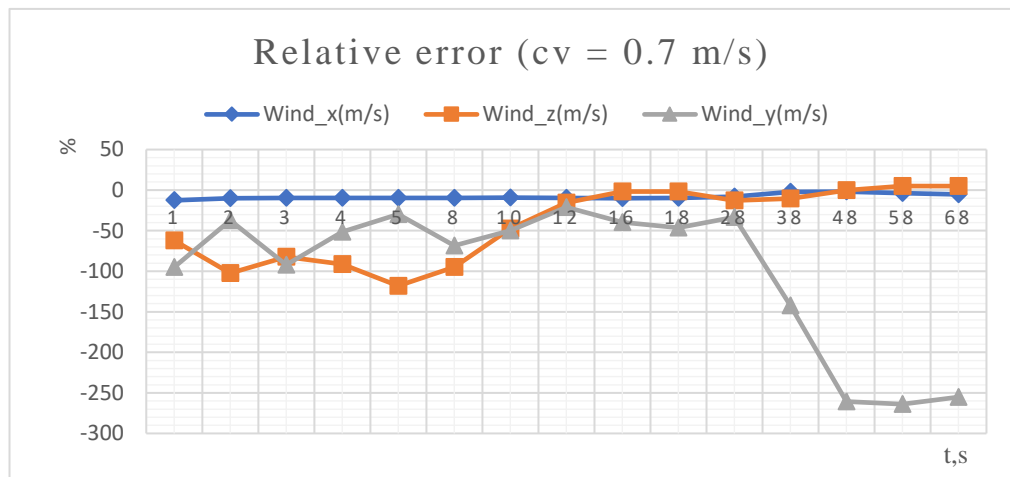
**Рисунок 4.2.** Относительные погрешности оценок трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения воздушной скорости  $CV = 0.1 \text{ м/с}$



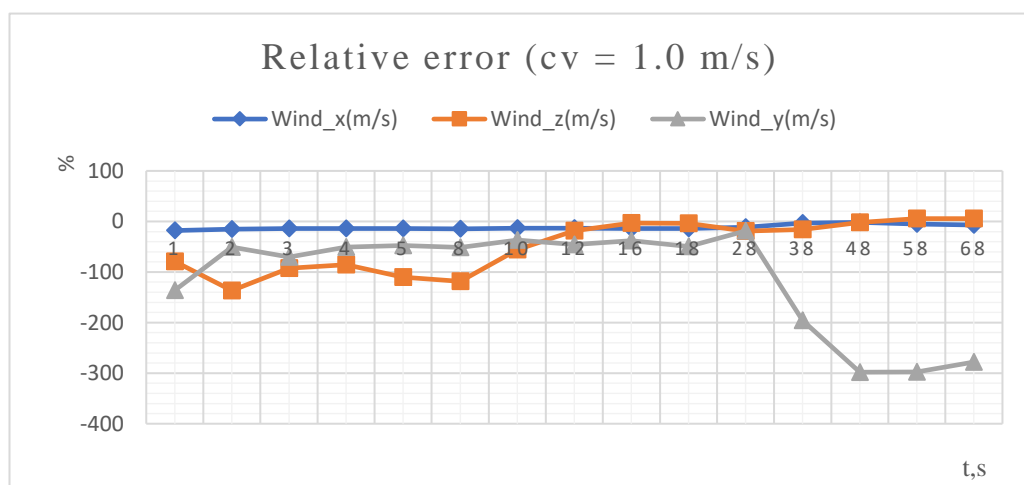
**Рисунок 4.3.** Относительные погрешности оценок трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения воздушной скорости  $CV = 0.2 \text{ м/с}$



**Рисунок 4.4.** Относительные погрешности оценок трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения воздушной скорости  $CV = 0.4$  м/с



**Рисунок 4.5.** Относительные погрешности оценок трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения воздушной скорости  $CV = 0.7$



**Рисунок 4.6.** Относительные погрешности оценок трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения воздушной скорости  $CV = 1.0$



Строго говоря, систематическая погрешность измерения воздушной скорости оценивается и корректируется в процессе летных испытаний самолета и его бортового оборудования. Кроме того, соответствующую оценку можно получить, используя обобщенный алгоритм, рассмотренный детально в разделе 3. Для оценки влияния фактора неисключенной погрешности моделирование выполнялось с различными значениями, изменяющимися в диапазоне от нуля до 1 м/с.

Графики показывают, что оценки различных проекций скорости ведут себя по-разному. Лучше всего, как и следовало ожидать, оценивается проекция скорости ветра, первоначально направленная вдоль скорости полета, то есть проекция  $W_x$ . Ее относительная погрешность при постоянных погрешностях измерений скорости  $CV = 0.0 - 0.2$  м/с составляет 1-2%, а при росте  $CV$  не превышает 4-5%. Очевидно, что здесь решающий вклад вносят первые 8 секунд полета, когда проекция совпадает с направлением вектора воздушной скорости.

Для другой горизонтальной проекции  $W_z$ , которая первоначально перпендикулярна направлению полета и поэтому практически не учитывается датчиком воздушной скорости, погрешность на начальном участке велика и достигает 80-120%. Однако после примерно 16 с полета, когда самолет разворачивается по курсу на 20 градусов (с учетом прямолинейной площадки 8 с в начале участка), точность оценок становится такой же, как и для горизонтальной составляющей  $W_x$ , то есть 1-2% при  $CV = 0.0 - 0.2$  м/с, и 4-5% при росте  $CV$  до 1 м/с.

Наименьшая точность достигается для оценок вертикальной составляющей. Это объяснимо, поскольку маневр выполняется преимущественно в горизонтальной плоскости и вертикальная составляющая ветра примерно перпендикулярна измерительной оси датчика воздушной скорости. Здесь наилучшие значения в 30-40% получаются для  $CV = 0.0$  м/с после 16 с полета. При увеличении погрешности измерений скорости до  $CV = 0.1-0.2$  м/с ошибки

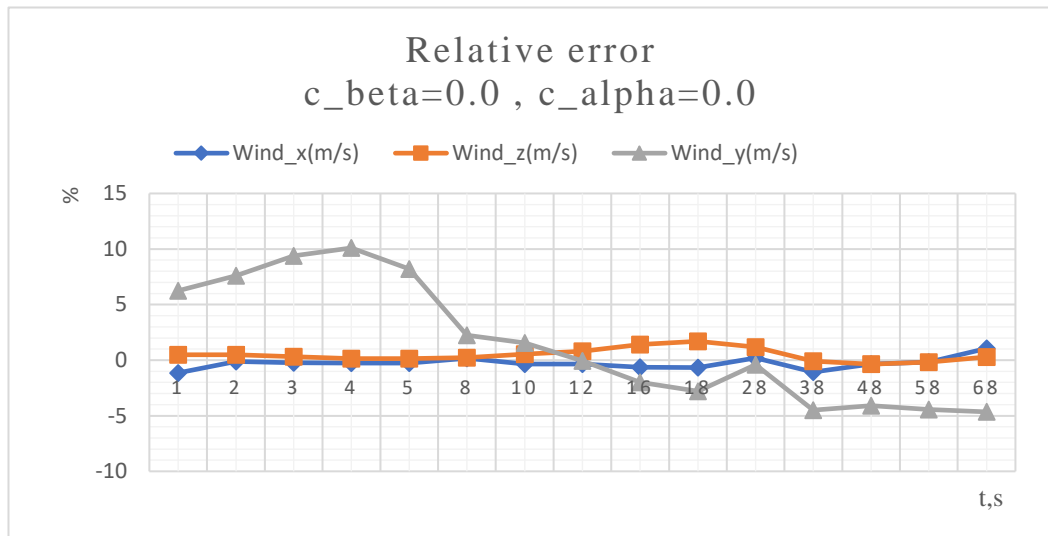
оценок вертикальной составляющей возрастают до 40-80 %, и превышают 100 % при увеличении CV до 1 м/с.

Таким образом, при использовании только датчика воздушной скорости удастся получить точность оценивания горизонтальных проекций скорости ветра на уровне 4-5% при условии изменения угла курса не менее чем на 20 градусов. Точность оценивания вертикальной составляющей в этом варианте остается весьма низкой.

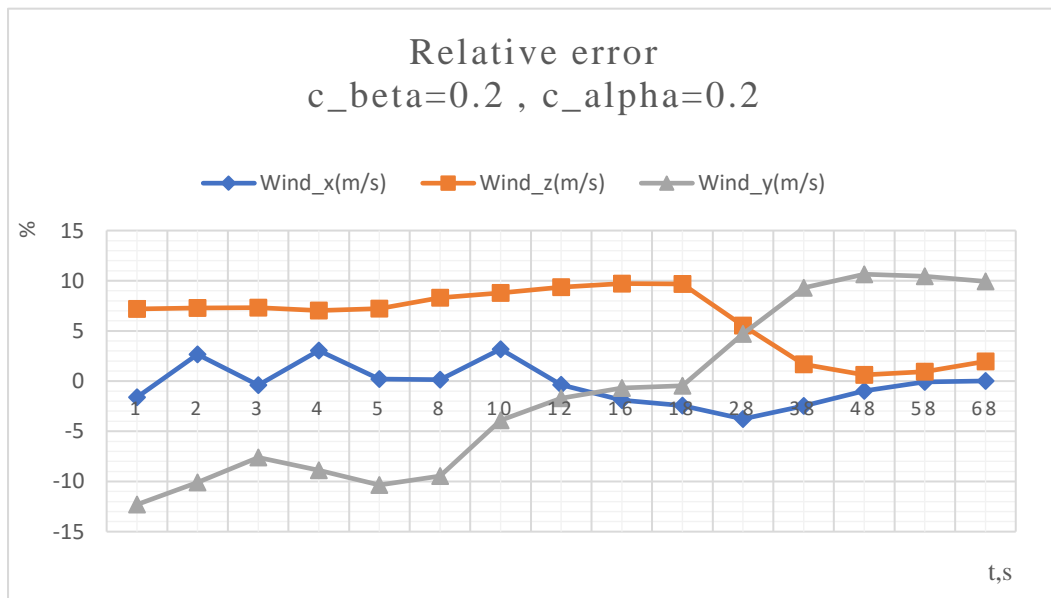
#### **4.2 Исследование характеристик алгоритма оценивания проекций скорости ветра с использованием только измерений углов атаки и скольжения**

Теперь на примере этих же экспериментальных данных перейдем к исследованию другого варианта алгоритма, в котором для оценивания проекций скорости ветра используются только измерения углов атаки и скольжения. В этом исследовании также степень определялась влияния нескорректированных систематических погрешностей. Для измерений углов атаки и скольжения рассматривались постоянные (аддитивные) погрешности, обозначенные  $C_{\alpha}$  и  $C_{\beta}$ , а также мультипликативные погрешности, обозначенные  $K_{\alpha}$  и  $K_{\beta}$ . Аддитивные погрешности  $C_{\alpha}$  и  $C_{\beta}$  варьировались в диапазоне 0-0,4 градуса, мультипликативные  $K_{\alpha}$  и  $K_{\beta}$  изменялись в диапазоне 0,9-1,2 (при отсутствии погрешности мультипликативные коэффициенты  $K_{\alpha}$  и  $K_{\beta}$  равны единице).

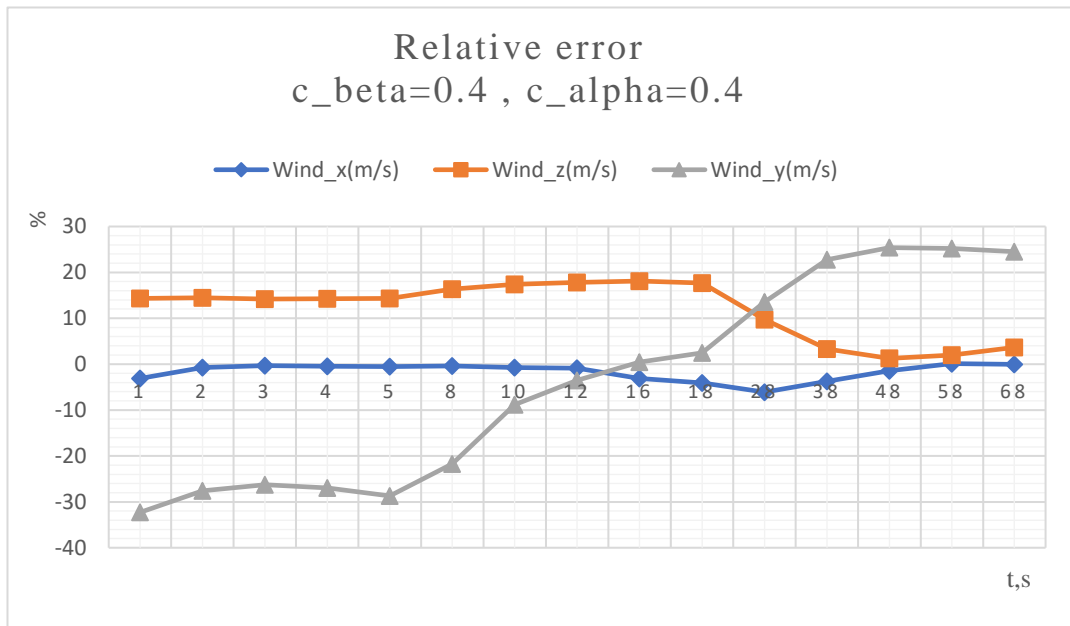
Результаты представлены на рис. 4.7- 4.14.



**Рисунок 4.7.** 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 4.8.** 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)

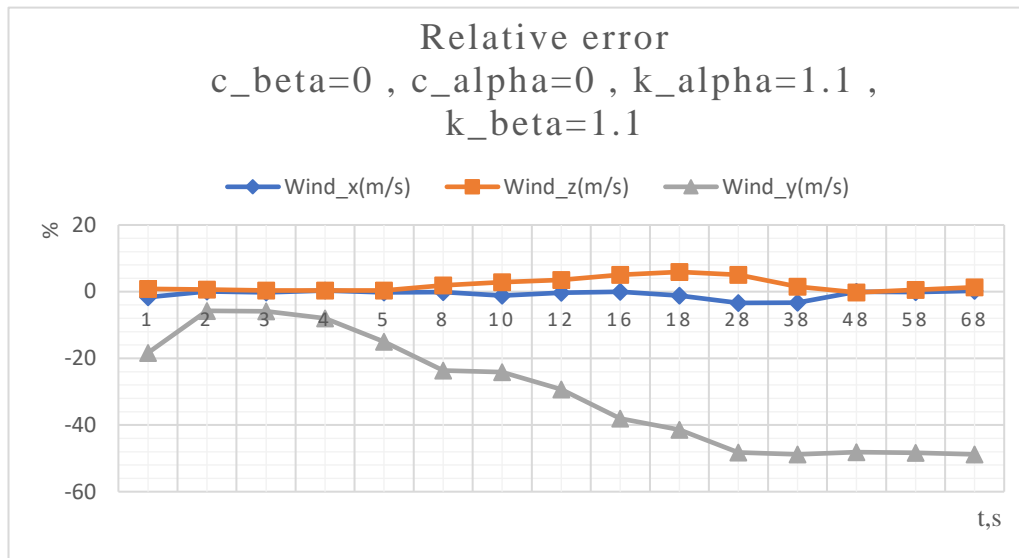


**Рисунок 4.9.** Относительные погрешности оценивания трех проекций скорости ветра при постоянных погрешностях измерения углы атаки ( $C_{\alpha} = 0.4$  градуса) и скольжения ( $C_{\beta} = 0.4$  градуса)

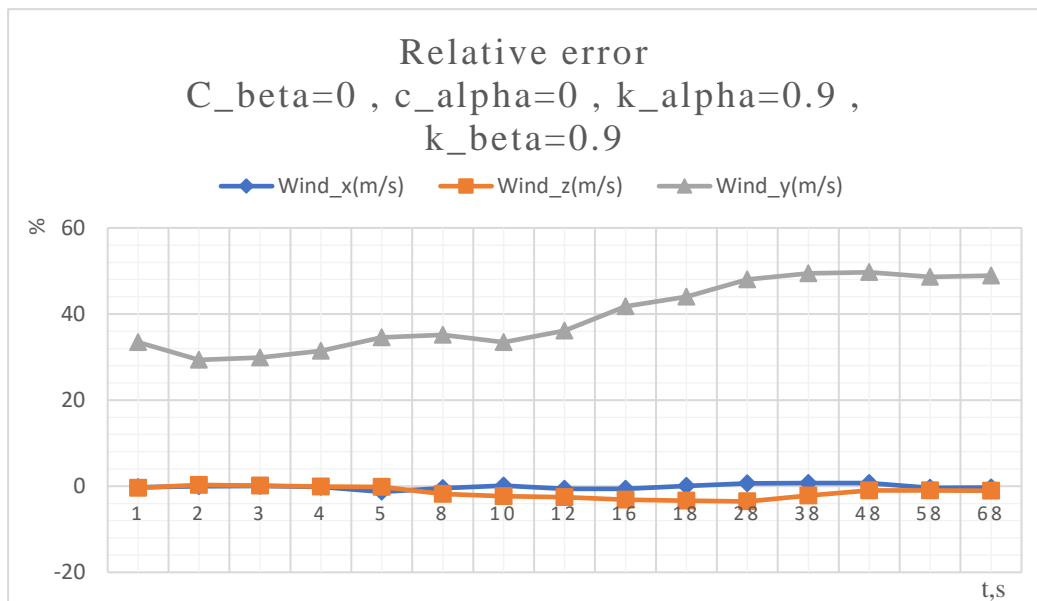
На рис. 4.7 – 4.9 показано влияние аддитивных погрешностей, при этом мультипликативные коэффициенты равны единице. При нулевых погрешностях  $C_{\alpha}$  и  $C_{\beta}$  точность оценивания проекций скорости ветра весьма высокая: для горизонтальных составляющих относительная погрешность не превышает 2-3 %, для вертикальной составляющей 5-10 %. Далее при увеличении  $C_{\alpha}$  и  $C_{\beta}$  до 0,2 градуса погрешности оценивания всех компонент возрастают до 10 % (рис. 4.8), а при увеличении еще на 0,2 градуса до 0,4 градуса погрешности оценок проекций скорости ветра достигают 20 % (рис.4.9).

Рисунки 4.10 – 4.12 показывают зависимость точности оценок скорости ветра от величины остаточной мультипликативной погрешности. Оценки горизонтальных проекций показывают малую чувствительность к этому фактору – при изменении коэффициентов в пределах 10 % погрешности оценок ниже 5 % (рис. 4.10 - 4.11), при коэффициентах  $K_{\alpha} = K_{\beta} = 1.2$  не превышают 9 % (рис. 4.12), то есть находятся на приемлемых уровнях. В то же время точность оценивания вертикальной составляющей при тех же значениях

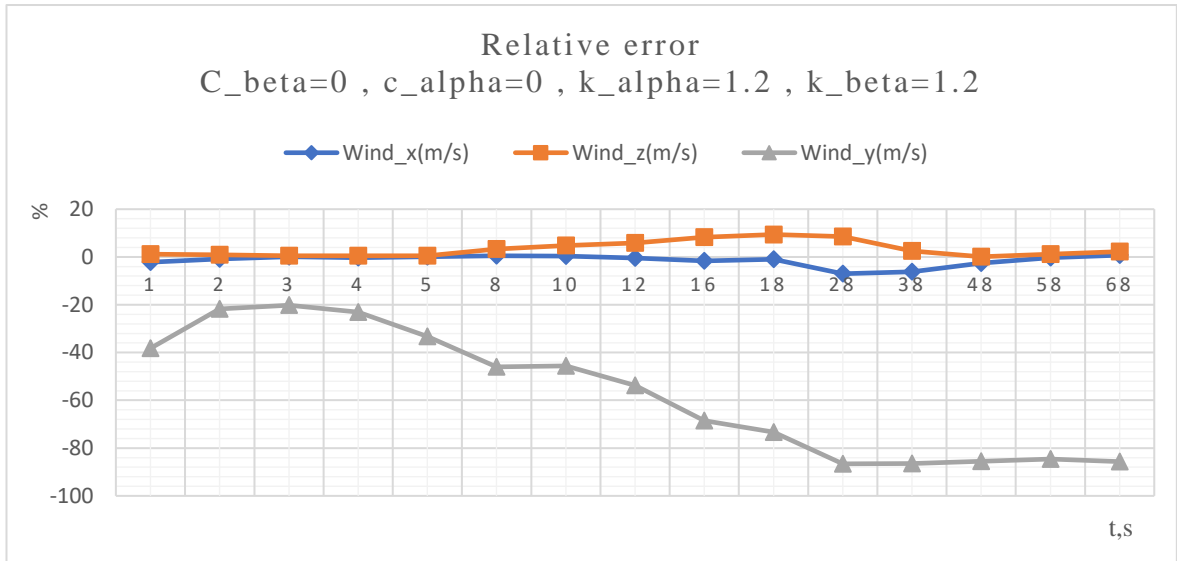
мультипликативной погрешности снижается существенно, погрешности оценок составляют 40-80 %.



**Рисунок 4.10.** Относительные погрешности оценивания трех проекций скорости ветра при мультипликативных коэффициентах по углам атаки и скольжения  $K\_alpha= 1.1$  и  $K\_beta =1.1$

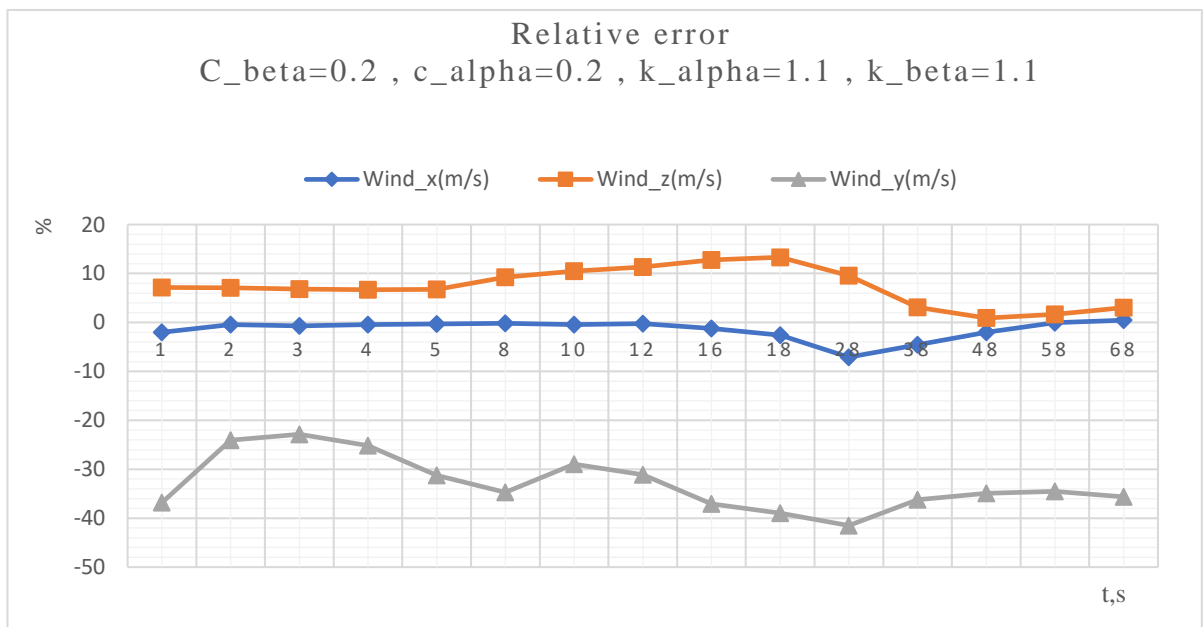


**Рисунок 4.11.** Относительные погрешности оценивания трех проекций скорости ветра при мультипликативных коэффициентах по углам атаки и скольжения  $K\_alpha= 0.9$  и  $K\_beta =0.9$

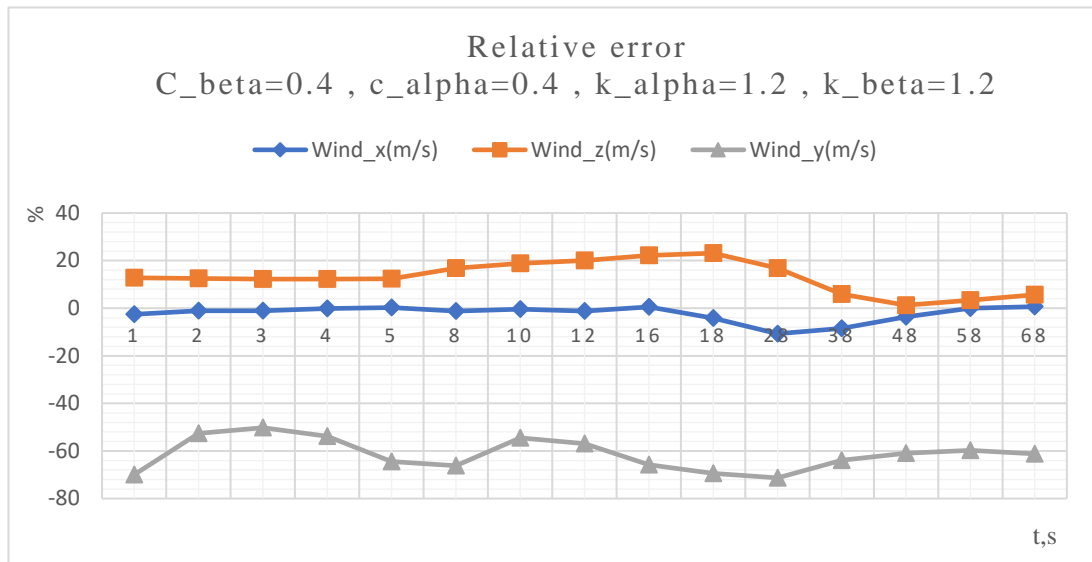


**Рисунок 4.12.** Относительные погрешности оценивания трех проекций скорости ветра при мультипликативных коэффициентах по углам атаки и скольжения  $K_{\alpha}=1.2$  и  $K_{\beta}=1.2$

Графики на рис. 4.13-4.14 характеризуют случая совместного воздействия погрешностей обоих типов, то есть мультипликативных и аддитивных.



**Рисунок 4.13.** Относительные погрешности скоростей ветра при постоянных углы атаки  $C_{\alpha}(0.2)$ , скольжение  $C_{\beta}(0.2)$ ,  $K_{\alpha}(1.1)$  и  $K_{\beta}(1.1)$



**Рисунок 4.14.** Относительные погрешности скоростей ветра при постоянных углы атаки  $C_{\alpha}$  (0.4), скольжение  $C_{\beta}$  (0.4),  $K_{\alpha}$  (1.2) и  $K_{\beta}$  (1.2)

На этих графиках показано, что погрешности горизонтальных составляющих при любых сочетаниях не выходят за пределы 20 %, а вертикальная составляющая, напротив, имеет высокую чувствительность к факторам обоих типов - погрешность оценок вертикальной проекции скорости составляет 40-60 %.

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.

### **4.3 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. В этом случае случайные погрешности моделировались, как и ранее. 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. В работе мы исследовали интервал длительностью 0,5 и 1,0 с. Для определения влияния параметров движения начало скользящего интервала сдвигалось последовательно по всему участку обработки с шагом 1 с.



**Маневр «бочка»**

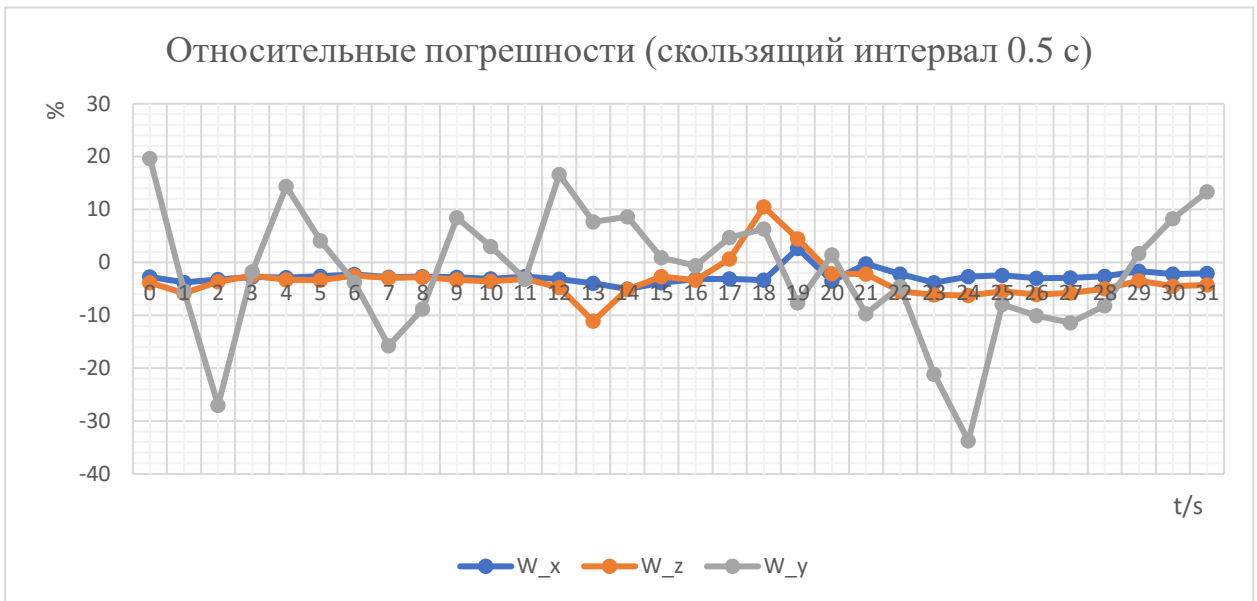
Результаты для маневра «бочка» представлены в таблицах 4.1 и 4.2, а также на рис. 4.38 и 4.39.

Время начала участка обработки, с	Погрешности оценивания проекции $W_x, \%$	Погрешности оценивания проекции $W_z, \%$	Погрешности оценивания проекции $W_y, \%$
0	-2.742857143	-1.1	23.5
1	-3.742857143	-2.06	0.4
2	-3.2	-0.44	-23.4
3	-2.714285714	0.22	0.75
4	-2.857142857	-0.4	17.65
5	-2.642857143	-0.7	7.45
6	-2.228571429	-0.26	-1.3
7	-2.8	-0.12	-12.85
8	-2.671428571	-0.16	-5.95
9	-2.814285714	-0.46	11.75
10	-3.085714286	-0.5	6.6
11	-2.685714286	-0.4	-0.1
12	-3.171428571	-1.54	21.35
13	-3.957142857	-7.16	18.8
14	-5.028571429	-0.06	13.7
15	-3.814285714	1.16	3.55
16	-3.171428571	-0.18	2.75
17	-3.085714286	3.74	4.05
18	-3.371428571	13.86	-4.15
19	2.657142857	1.82	-12.15
20	-3.557142857	1.42	3.55
21	-0.285714286	-1.94	-7.45
22	-2.2	-3.28	0.95
23	-3.814285714	-2.3	-15
24	-2.685714286	-3.54	-27.5
25	-2.457142857	-2.98	-2.5
26	-3.014285714	-3.08	-4
27	-2.928571429	-2.84	-5.65
28	-2.628571429	-2.38	-3.2
29	-1.657142857	-1.84	5.15
30	-2.214285714	-2.3	12.8
31	-2.071428571	-2.2	17.65

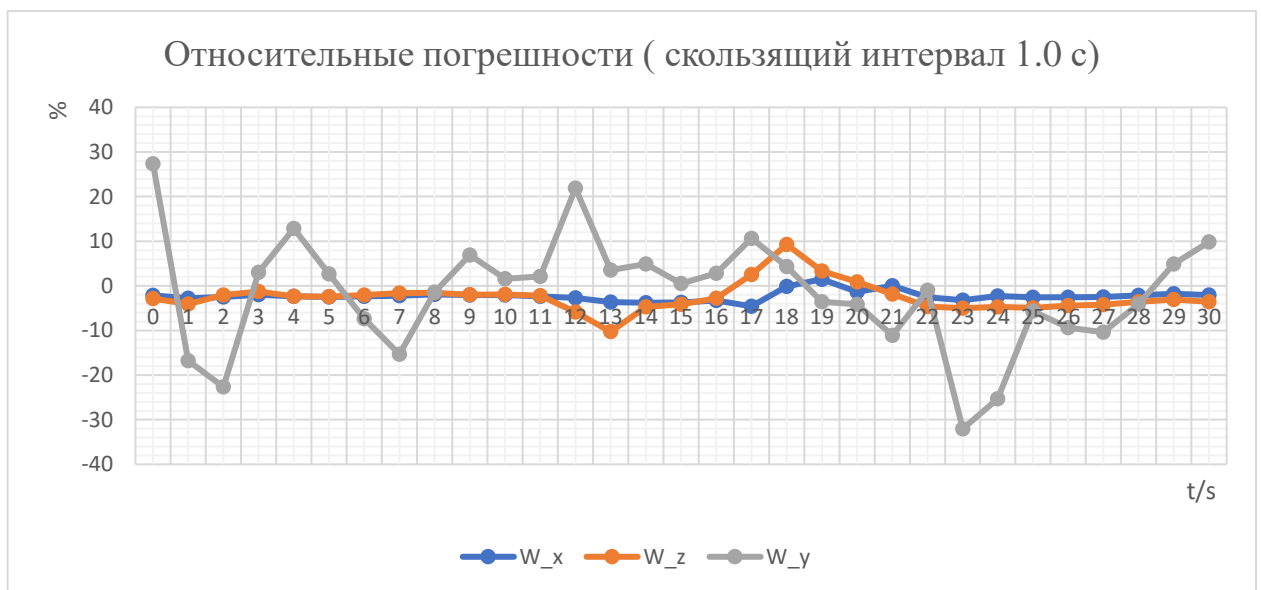
**Таблица 4.1.** Относительные погрешности оценивания трех проекций скорости ветра для маневра "бочка", скользящий интервал 0.5 с, время обработки 31 с.

Время начала участка обработки, с	Погрешности оценивания проекции $W_x$ , %	Погрешности оценивания проекции $W_z$ , %	Погрешности оценивания проекции $W_y$ , %
0	-2.128571429	-0.74	30.2
1	-2.814285714	-1.24	-12.75
2	-2.5	0.44	-20.6
3	-1.957142857	0.68	4.3
4	-2.342857143	0.02	15.15
5	-2.457142857	0.04	5.1
6	-2.357142857	0.3	-5.3
7	-2.2	0.56	-13.7
8	-1.914285714	0.32	0.15
9	-2.042857143	0.02	8.95
10	-2.028571429	0.14	3.45
11	-2.357142857	0.18	4.3
12	-2.714285714	-3.14	27.75
13	-3.614285714	-6.66	13.8
14	-3.814285714	-0.88	9.6
15	-3.7	-0.42	4.65
16	-3.285714286	0.52	5.55
17	-4.585714286	7.14	8.1
18	-0.142857143	9.4	-4.95
19	1.485714286	1.82	-6.85
20	-1.328571429	2.2	-5.05
21	0.042857143	-1.88	-9.25
22	-2.6	-2.02	3.6
23	-3.185714286	-1.8	-27.05
24	-2.3	-2.4	-20.6
25	-2.585714286	-2.34	-0.7
26	-2.571428571	-1.88	-4.9
27	-2.514285714	-1.7	-6.15
28	-2.128571429	-1.46	-0.5
29	-1.757142857	-1.34	8
30	-2.042857143	-1.54	13.45

**Таблица 4.2.** Относительные погрешности оценивания трех проекций скорости ветра для маневра "бочка", скользящий интервал 1.0 с, время обработки 30 с.

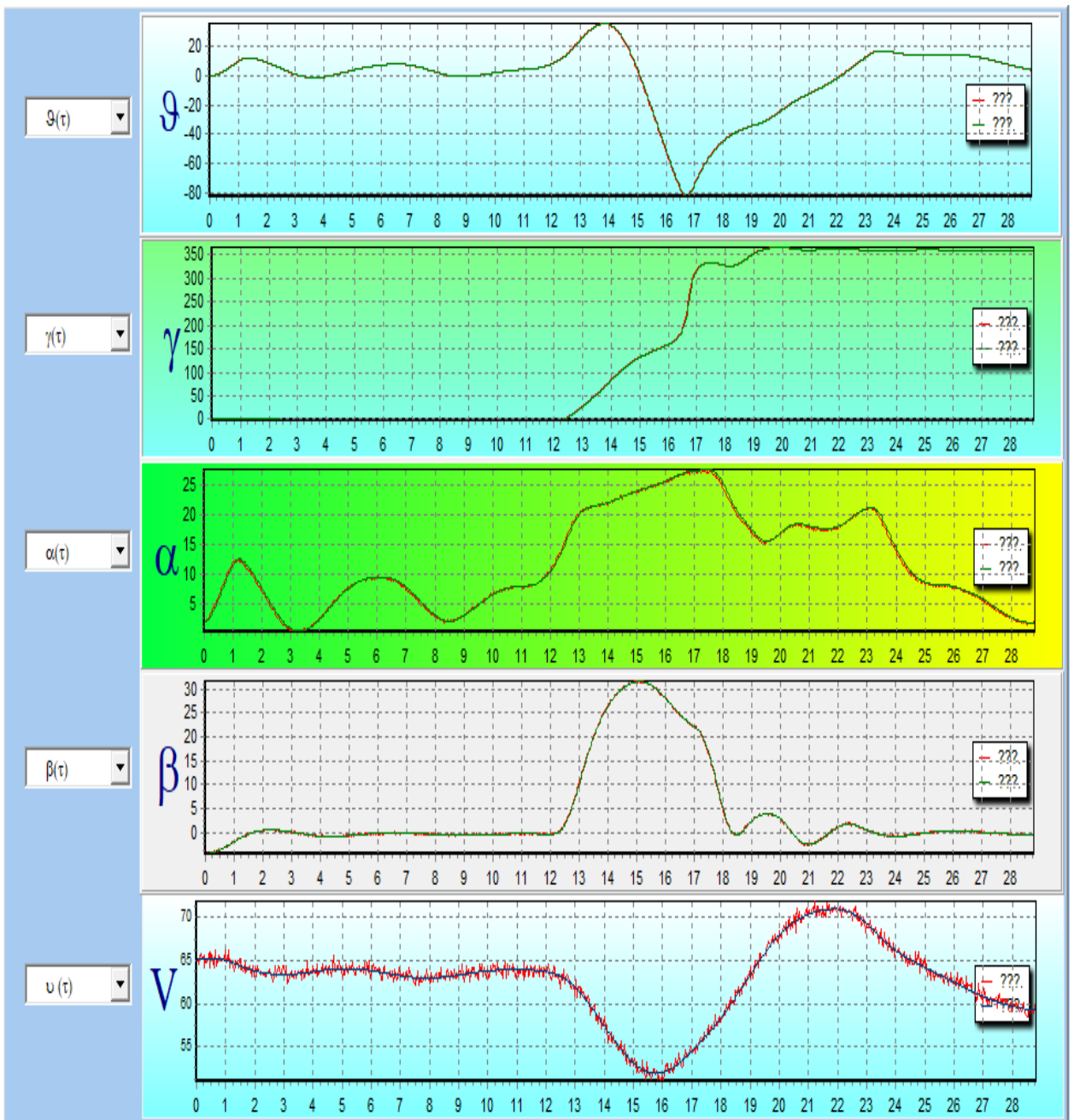


**Рисунок 4.38.** Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 0.5 с, длительность участка обработки 31 с.



**Рисунок 4.39.** Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 1.0 с, длительность участка обработки 31 с.

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



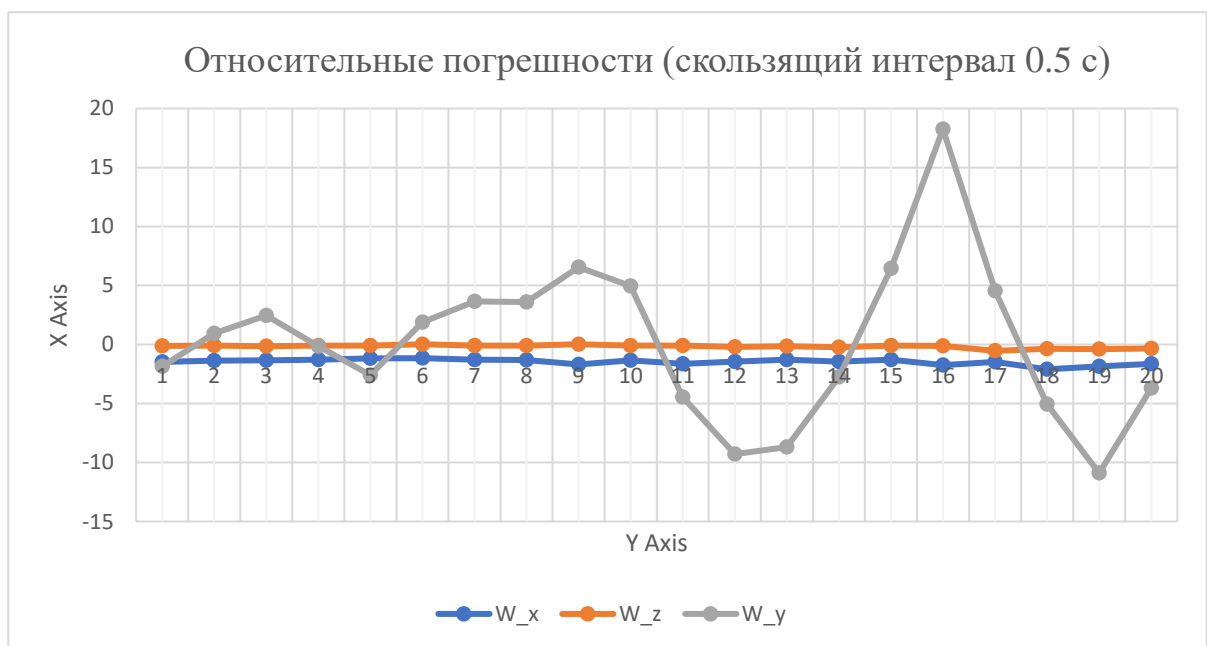
**Рисунок 4.40.** Значения основных параметров полета для маневра "бочка", полное время маневра 31 с

Сравнение графиков погрешностей с рис.4.40, 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.

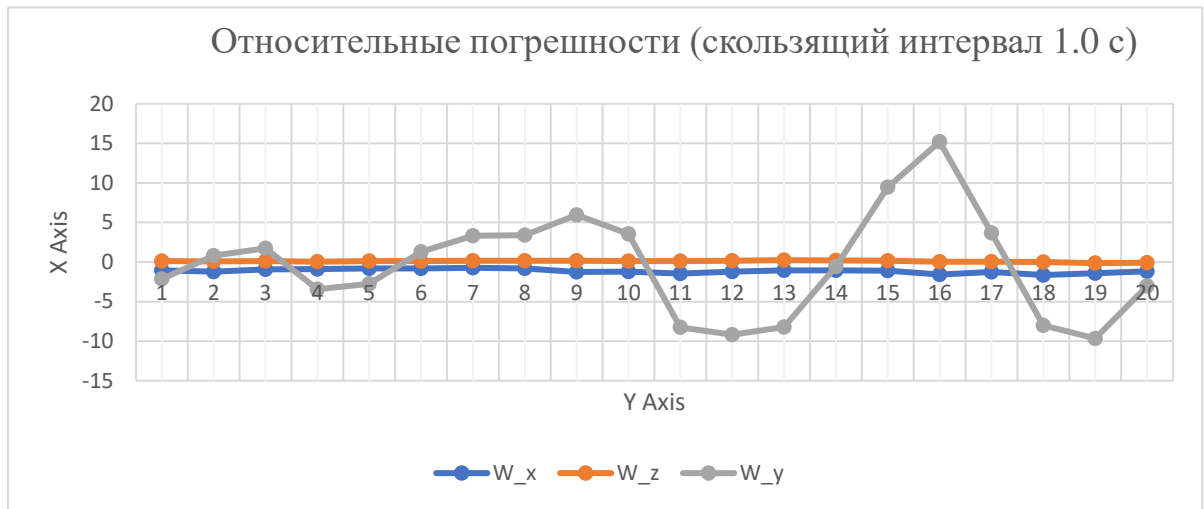
Наконец, сравнение графиков для значений длительности скользящего окна 0,5 с и 1,0 с показывает несущественные различия, порядка 2-3%. Это означает, что алгоритм может обеспечить измерение трех проекций ветра скорости в течение 0,5 с, что выгодно отличает его от других вариантов, когда требуемая длительность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

### Режим «дачи» в канале тангажа

Результаты для маневра «дачи по тангажу» на рис. 4.41 и 4.42, табличные данные исключены для краткости. Изменение параметров полета на участке показано на рис. 4.43.

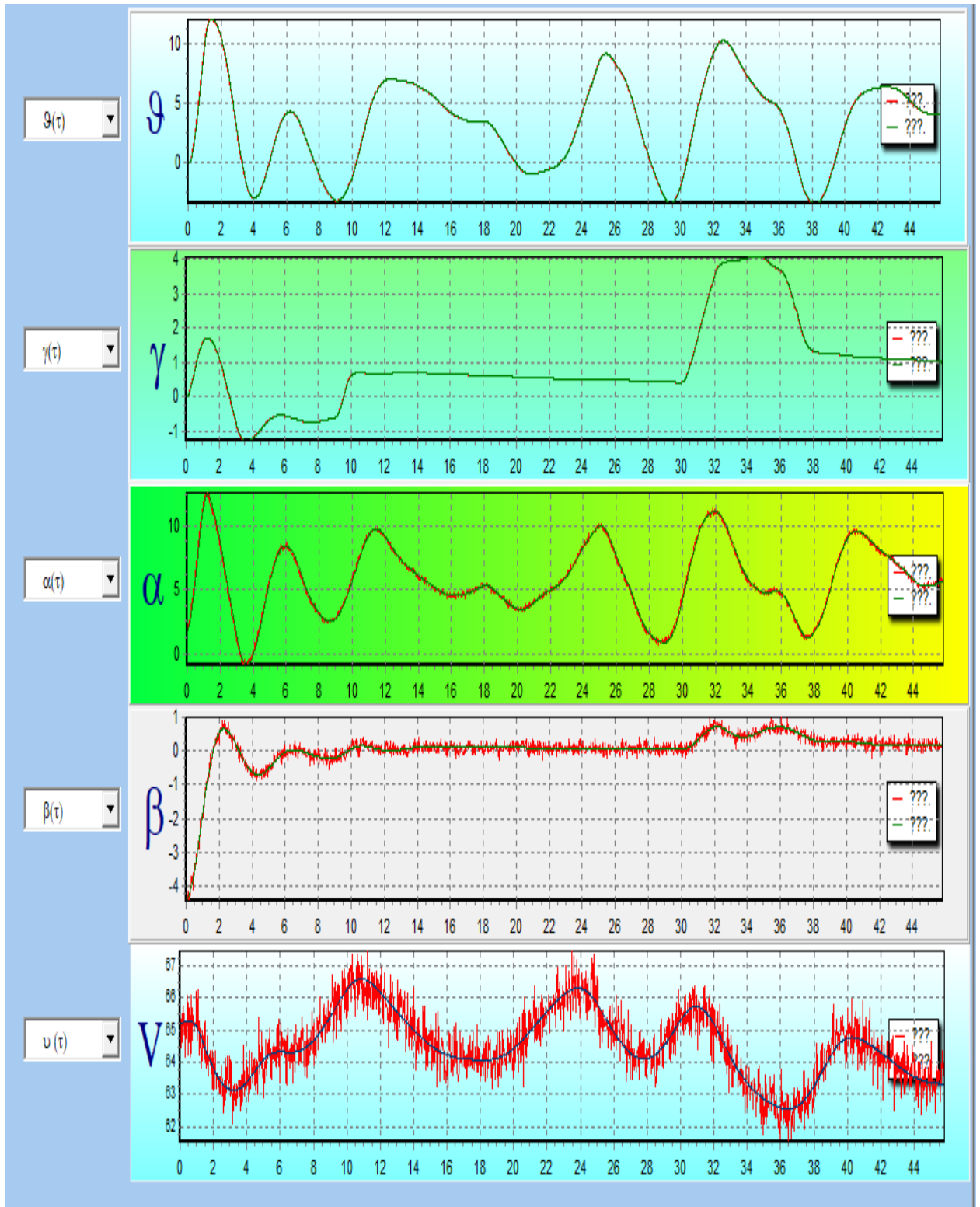


**Рис.4.41.** Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 0.5 с, длительность участка обработки 20 с.



**Рисунок 4.42.** Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 1.0 с, длительность участка обработки 20 с.

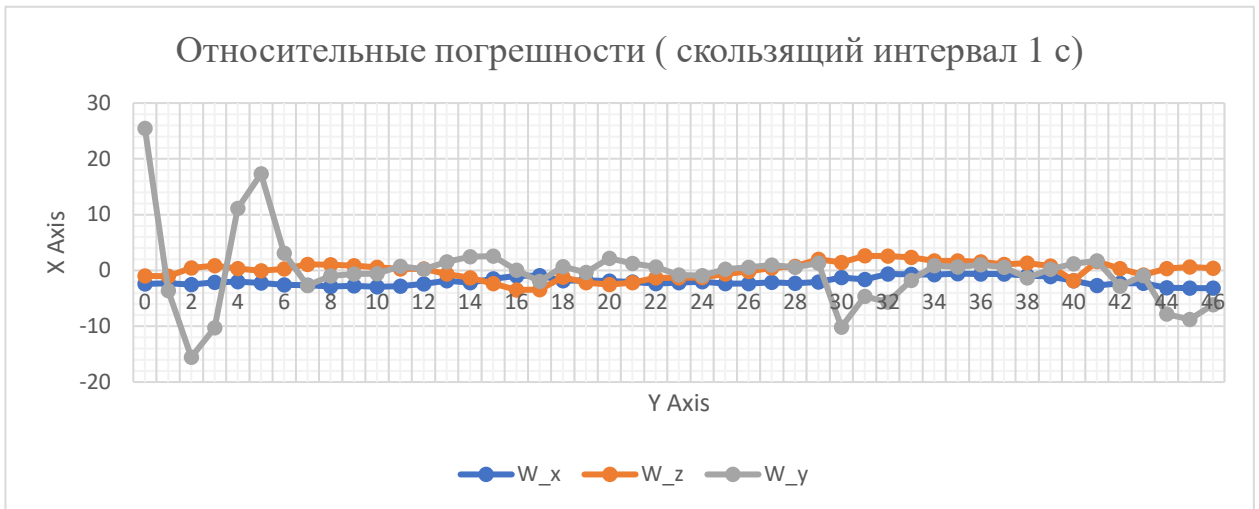
Как видим, погрешности оценивания горизонтальных проекций в основном не превышают 5 % на всем участке выполнения маневра, а погрешности оценивания вертикальной составляющей  $\pm 10$  %. Как и в предыдущем случае, сравнение графиков для значений длительности скользящего окна 0,5 с и 1,0 с показывает несущественные различия, порядка 2-3 %. Сравнение графиков погрешностей на рис. 4.41 и 4.42 с рис.4.43, на котором показано изменение сигналов в процессе выполнения маневра, показывает, что рост погрешностей по вертикальной составляющей имеет место в моменты энергичного маневрирования, как и в предыдущем случае. Итак, складывается картина, что благоприятными режимами является полет, близкий к прямолинейному с малыми возмущениями.



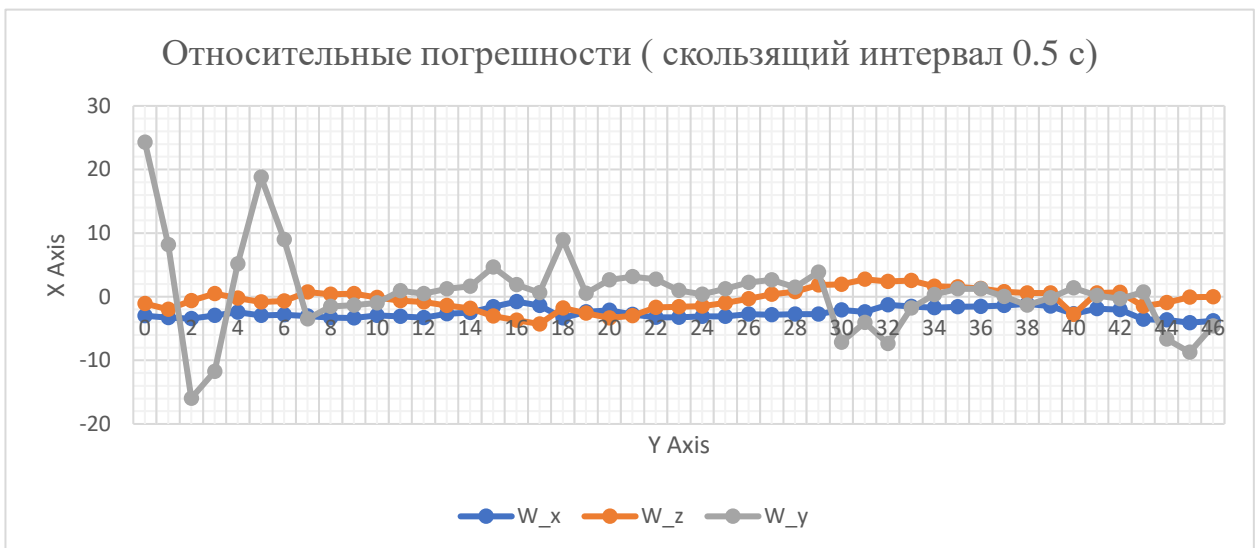
**Рисунок 4.43.** Значения основных параметров полета для маневра "Дачи по тангажу", время обработки 20 с (полное время маневра)

## Маневр «Змейка»

Результаты для маневра «Змейка» на рис. 4.44 и 4.45, табличные данные исключены для краткости. Параметры движения самолета даны на рис. 4.46.

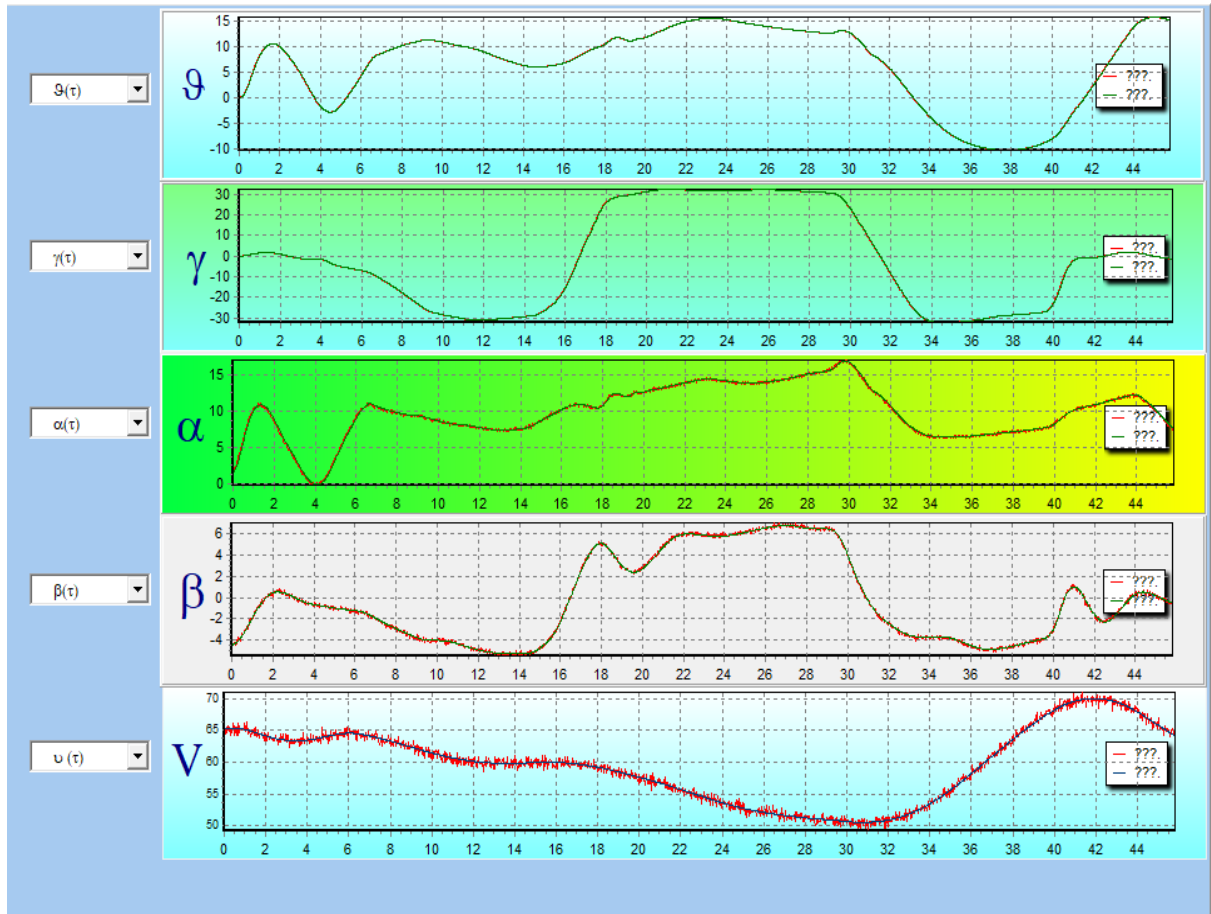


**Рисунок 4.44.** Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 1.0 с, длительность участка обработки 46 с.



**Рисунок 4.45.** Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 0.5 с, длительность участка обработки 46 с.



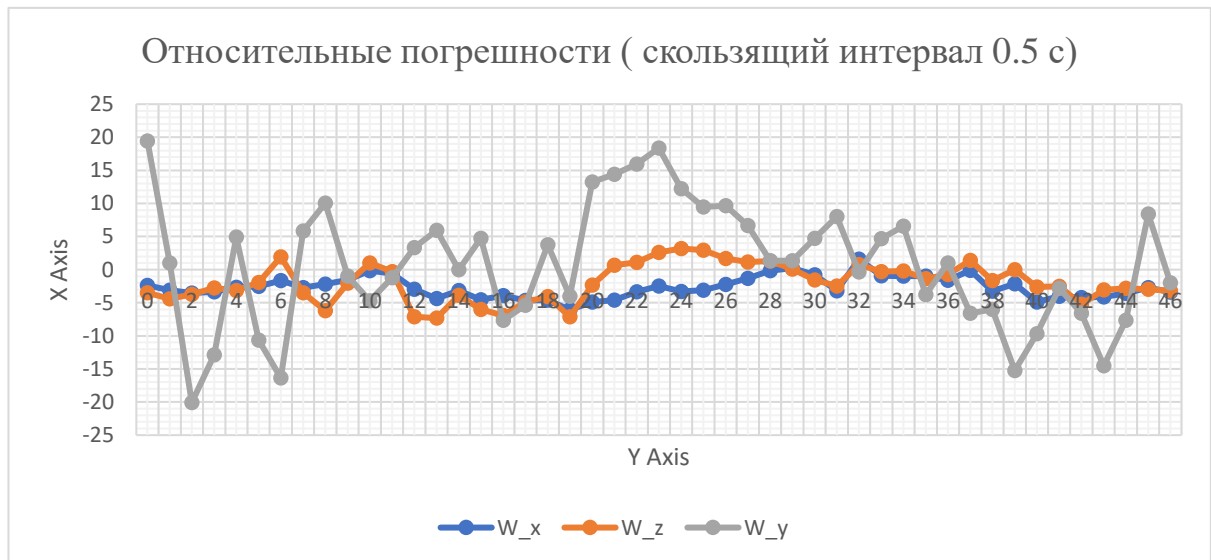


**Рисунок 4.46.** Значения основных параметров полета для маневра "Змейка", время обработки 46 с (полное время маневра)

Как видим, погрешности оценивания как горизонтальных, так и вертикальной проекций в основном не превышают 5 % на всем участке выполнения маневра, за исключением отдельных коротких участков, на которых погрешности оценивания вертикальной составляющей достигают  $\pm 10$  %. Как и в предыдущем случае, сравнение графиков для значений длительности скользящего окна 0,5 с и 1,0 с показывает несущественные различия, порядка 2-3 %. Сравнение графиков погрешностей на рис. 4.44 и 4.45 с рис.4.46, на котором показано изменение сигналов в процессе выполнения маневра, показывает, что рост погрешностей по вертикальной составляющей имеет место в моменты энергичного маневрирования, как и в предыдущих случаях. Таким образом, подтверждается сформулированный ранее вывод о том, что наиболее благоприятными для оценивания режимами полета является горизонтальный полет с малыми возмущениями.

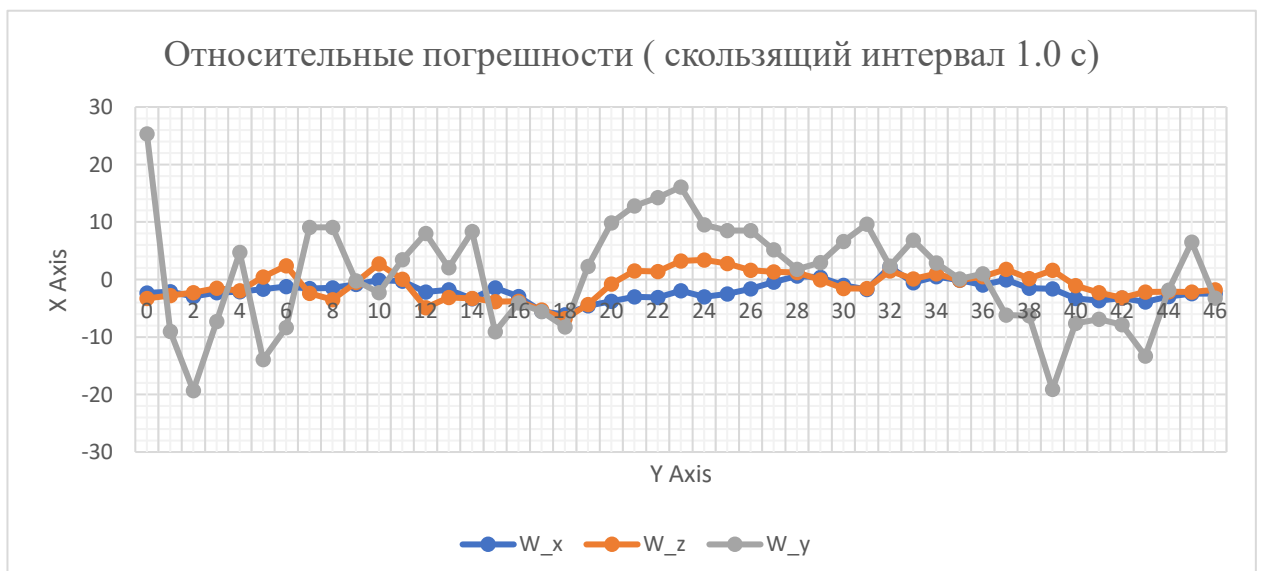
## Маневр «Змейка с вертикальной составляющей»

Результаты для маневра «Змейка с вертикальной составляющей» на рис. 4.47 и 4.48, табличные данные исключены для краткости. Характер движения представлен на рис. 4.49.

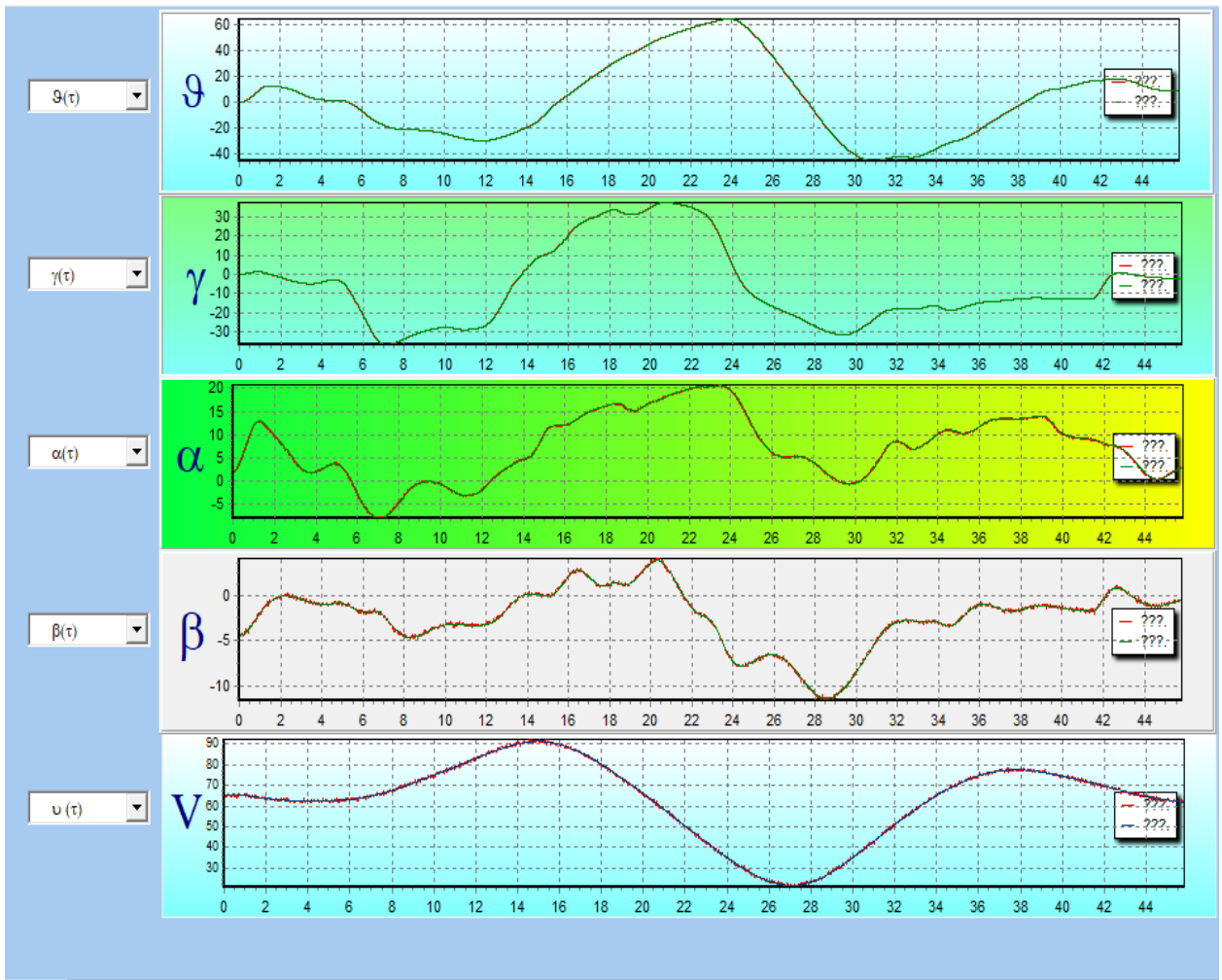


**Рисунок 4.47.** Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 0.5 с, длительность участка обработки 46 с.

**Рисунок 4.48.** Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 1.0 с, длительность участка обработки 46 с.



Как видим, погрешности оценивания горизонтальных проекций в основном не превышают 5% на всем участке выполнения маневра, а погрешности оценивания вертикальной составляющей  $\pm 10\%$ . Как и в предыдущем случае, сравнение графиков для значений длительности скользящего окна 0,5 с и 1,0 с показывает несущественные различия, порядка 2-3%. Сравнение графиков погрешностей на рис. 4.41 и 4.42 с рис.4.43, на котором показано изменение сигналов в процессе выполнения маневра, показывает, что рост погрешностей по вертикальной составляющей имеет место в моменты энергичного маневрирования, как и в предыдущем случае. Итак, подтверждается вывод, что благоприятными режимами является полет, близкий к прямолинейному с малыми возмущениями.



**Рисунок 4.49.** Значения основных параметров полета для маневра "Змейка с вертикальной составляющей", время обработки 46 с (полное время маневра)

Итак, при полном векторе аэрометрических измерений и уровне неисключенных систематических погрешностей порядка 3-5 % для маневров типа прямолинейный горизонтальный полет, установившийся вираж, змейка, дачи по тангажу, погрешности оценивания всех трех составляющих скорости ветра не превышают 5-7 % для длительности интервала измерения 0,5-1 с, что позволяет не только оценивать постоянную скорость ветра, но и отслеживать ее изменения.

#### Выводы по разделу 4

1. По данным моделирования на пилотажном стенде выполнено исследование точностных характеристик алгоритма оценивания трех составляющих скорости ветра на основе данных спутниковой навигационной системы.

Рассмотрено три варианта, отличающихся требуемыми исходными данными: совместное использование барометрических измерений скорости, в также углов атаки и скольжения; использование только измерений скорости; использование только углов атаки и скольжения.

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

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

2. Установлено, что при полном векторе аэрометрических измерений и уровне неисключенных систематических погрешностей порядка 3-5 % для маневров типа прямолинейный горизонтальный полет, установившийся вираж, змейка, дачи по тангажу, погрешности оценивания всех трех составляющих скорости ветра не превышают 5-7 % для длительности интервала измерения 0,5-1 с, что позволяет не только оценивать постоянную скорость ветра, но и отслеживать ее изменения.

3. 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 время 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 интервала обработки 0,5-1,0 с.

## 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. Разработаны частные алгоритмы, предназначенные для оценки систематических погрешностей аэрометрических измерительных каналов:
  - алгоритм совместной оценки систематической погрешности измерительного канала воздушной скорости и скорости ветра на основе данных о скорости самолета, поступающих от спутниковой навигационной системы;
  - алгоритм оценки взаимного соответствия данных о скорости самолета, поступающих от спутниковой навигационной системы, выходных сигналов измерительных каналов по углам атаки и скольжения, и результатов идентификации скорости ветра;

- алгоритм совместной оценки вектора скорости ветра и систематических погрешностей измерительных каналов по углам атаки и скольжения.
- 3. Предложен интегральный алгоритм совместной идентификации систематических погрешностей каналов измерения углов атаки, скольжения, воздушной скорости и скорости ветра.
- 4. Разработан алгоритм идентификации в полете трех проекций скорости ветра по данным СНС 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 характеристик точности алгоритма совместной идентификации систематических погрешностей аэрометрических измерений и скорости ветра с использованием спутниковой навигационной системы. 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.

Рассмотрено три варианта, отличающихся требуемыми исходными данными: совместное использование барометрических измерений скорости, в также

углов атаки и скольжения; использование только измерений скорости; использование только углов атаки и скольжения.

Исследовано влияние на точность идентификации трех составляющих скорости ветра систематических погрешностей аэрометрических измерений, и видов полетных маневров, таких как прямолинейный горизонтальный полет, установившийся вираж, 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 прямолинейный горизонтальный полет, установившийся разворот, змейка, дачи по тангажу, 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 виража 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.



**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

1. Белоцерковский С.М., Качанов Б.О., Кулифеев Ю.Б. Создание и применение математических моделей самолетов / Под ред. М.: Наука, 1984. 284 с.
2. Klein V., Morelli E. Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston: AIAA, 2006. 484 p.
3. Г.С. Бюшгенс. М.: Наука. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. 1998. 811 с.
4. Васильченко К.К., Кочетков Ю.А., Леонов В.А. и др. Структурная идентификация математической модели движения самолета. М.: Машиностроение, 1993. 350 с.
5. Корсун О.Н., Лысюк О.П. Комплексная оценка погрешностей бортовых измерений в целях обеспечения задач безопасности полетов // Проблемы безопасности полетов. 2007. № 2. С. 31-41.
6. Efanov D., Kosyanchuk V. В сборнике: The analytic solutions to the task of maintaining the specified characteristics stability in aircraft flight control system reconfiguration. МАТЕС Web of Conferences. 2017. С. 03004.
7. Корсун О.Н., Кулабухов В.С., Мотлич П.А. Методы повышения точности измерений параметров движения летательных аппаратов. В сборнике: Авиационные системы в XXI веке. Сборник докладов.
8. Klein V. Estimation of Aircraft Aerodynamic Parameters from Flight Data // Progress in Aerospace Sciences. 1989. Vol. 26. P. 1-77.
9. 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. В сборнике: Procedia Computer Science. 12th. Сер. «12th International Symposium Intelligent Systems, INTELS 2016» 2017. С. 67-74.
10. Корсун О.Н., Николаев С.В., Поплавский Б.К. Алгоритмы проверки правильности полетных данных и оценивания нелинейностей при идентификации аэродинамических коэффициентов самолетов. Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Т. 18. № 4. С. 270-278.

11. Корсун О.Н., Николаев С.В. Методические подходы к анализу оценок идентификации аэродинамических коэффициентов. В книге: АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ В XXI ВЕКЕ. Сборник тезисов докладов. 2016. С. 161.
12. Korsun O.N., Om M.H., Latt K.Z. Real-time aerodynamic parameter identification for the purpose of aircraft intelligent technical state monitoring. В книге: Intelligent Systems – 2016. 2016. С. 23.
13. Корсун О.Н., Николаев С.В. Идентификация аэродинамических коэффициентов самолетов в эксплуатационном диапазоне углов атаки. Вестник компьютерных и информационных технологий. 2016. № 9 (147). С. 3-10.
14. Корсун О.Н., Николаев С.В. Методические подходы к идентификации нелинейных аэродинамических коэффициентов. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2016. № 4. С. 202-208.
15. Корсун О.Н., Николаев С.В. Методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки. Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16. № 4. С. 269-276.
16. Клюев Г.И., Макаров Н.Н., Солдаткин В.М., Ефимов И.П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 509 с.
17. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во КГТУ, 2001.
18. Пушков С.Г., Харин Е.Г., Кожурин В.Р., Ловицкий Л.Л. Технология определения аэродинамических погрешностей ПВД и воздушных параметров в летных испытаниях ЛА с использованием спутниковых средств траекторных измерений // Проблемы безопасности полетов. 2006. № 7. С. 12-19.

19. Корсун О.Н., Поплавский Б.К. Метод оценивания систематических погрешностей бортовых измерений углов атаки и скольжения на основе данных спутниковой навигационной системы и идентификации скорости ветра // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2011. № 1. С. 133-146.
20. Пушков С. Г., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Ловицкий Л. Л. Эталонное измерение воздушных параметров с использованием спутниковых средств траекторных измерений в летных испытаниях воздушных судов // Авиакосмическое приборостроение. 2010. № 4. С. 5–9.
21. Корсун О.Н., Мотлич П.А. Оценка погрешностей бортовых измерений на основе уравнений движения самолета // Вестник метролога. 2019. №3. С. 11-18.
22. Корсун О.Н., Кулабухов В.С., Мотлич П.А. Идентификация погрешностей бортовых измерений на основе данных спутниковых навигационных систем. В книге: Навигация, наведение и управление летательными аппаратами. Материалы Второй Всероссийской научно-технической конференции. 2015. С. 153-155.
23. Корсун О.Н., Кулабухов В.С., Пушков С.Г. Применение спутниковых навигационных систем для нахождения погрешностей бортовых измерений. В книге: Восьмой Международный Аэрокосмический Конгресс. Тезисы докладов. Международный Фонд Попечителей Московского государственного авиационного технологического университета им. К. Э. Циолковского. 2015. С. 167-168.
24. Корсун О.Н., Полиев А.В. Получение оптимального эталона с помощью метода главных компонент. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 455-459.
25. Корсун О.Н., Зиновьев А.В., Лысюк О.П., Гребнев О.Н. Оценивание погрешностей измерения скорости и высоты спутниковой навигационной

системой при маневрировании самолета // Проблемы безопасности полетов. 2008. № 10. С. 49-58.

- 26.Пушков С.Г., Корсун О.Н., Яцко А.А. Оценивание погрешностей определения индикаторной земной скорости в летных испытаниях авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем. Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16. № 11. С. 771-776.
- 27.Корсун О.Н., Зиновьев А.В., Лысюк О.П., Багнюк Е.С. Алгоритм оценивания постоянной составляющей погрешности измерения воздушной скорости при учете скорости ветра // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2008. № 9. С. 2-6.
- 28.Korsun O.N., Harkov V.P. Energy approach for aircraft velocity optimal control design. В сборнике: 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014. ICAS 2014 CD-ROM PROCEEDINGS. 2014.
- 29.Korsun O.N., Poplavsky B.K. Approaches for flight tests aircraft parameter identification. В сборнике: 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014. ICAS 2014 CD-ROM PROCEEDINGS. 2014.
- 30.Bulgakov, VV (Bulgakov, V. V.); Korsun, ON (Korsun, O. N.); Kulabukhov, VS (Kulabukhov, V. S.); Stulovskii, AV (Stulovskii, A. V.); Timofeev, DS (Timofeev, D. S.). Algorithms of increasing the calculation accuracy for an aircraft's orientation angle  
JAN 2016. Стр.: 150-161.
- 31.Булгаков В.В., Корсун О.Н., Кулабухов В.С., Стуловский А.В., Тимофеев Д.С. Алгоритмы повышения точности расчета углов ориентации летательного аппарата. Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2016. № 1. С. 159.  
Версии:-Algorithms of increasing the calculation accuracy for an aircraft's orientation angle. Bulgakov V.V., Korsun O.N., Kulabukhov V.S., Stulovskii

- A.V., Timofeev D.S. Journal of Computer and Systems Sciences International. 2016. T. 55. № 1. С. 150-161.
32. Корсун О.Н., Стуловский А.В., Кулабухов В.С. Модифицированные формулы расчета углов ориентации летательного аппарата на основе уравнений Пуассона. Труды ГосНИИАС. Серия: Вопросы авионики. 2016. № 2 (26). С. 31-35.
33. Корсун О.Н., Ом М.Х., Латт Ч.З. Восстановление углов ориентации в полете при отказе инерциальной системы. В книге: Восьмой Международный Аэрокосмический Конгресс. Тезисы докладов. Международный Фонд Попечителей Московского государственного авиационного технологического университета им. К. Э. Циолковского. 2015. С. 102-104.
34. Корсун О.Н., Кулабухов В.С., Стуловский А.В. Исследование точностных характеристик алгоритмов расчета углов ориентации летательных аппаратов методами математического моделирования. В книге: Восьмой Международный Аэрокосмический Конгресс. Тезисы докладов. Международный Фонд Попечителей Московского государственного авиационного технологического университета им. К. Э. Циолковского. 2015. С. 168-170.
35. Корсун О.Н., Кулабухов В.С., Стуловский А.В. Модифицированные формулы расчета углов ориентации летательного аппарата на основе уравнений Пуассона. В книге: Навигация, наведение и управление летательными аппаратами. Материалы Второй Всероссийской научно-технической конференции. 2015. С. 172-174.
36. Корсун О.Н., Стуловский А.В. Повышение точности расчета углов ориентации летательного аппарата при интегрировании уравнений Пуассона. В сборнике: Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов. Сборник докладов X-й всероссийской юбилейной научно-технической конференции. Московский

- авиационный институт (Национальный исследовательский университет);  
Председатель редколлегии К. М. Тихонов. 2015. С. 70-75.
37. Корсун О.Н., Стуловский А.В. Сравнительный анализ точности алгоритмов расчета углов ориентации летательного аппарата. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 192-195.
38. Корсун О.Н., Моунг Х.Ом. Восстановление углов ориентации беспилотного летательного аппарата в полете при отказе инерциальной системы. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 469-472.
39. Заец В.Ф., Корсун О.Н., Кулабухов В.С., Туктарев Н.А., Лысюк О.П. Устройство определения погрешностей измерения углов атаки и скольжения. Патент на изобретение RUS 2579551 18.12.2014
40. Корсун О.Н., Стуловский А.В., Канышев А.В. Анализ движения самолетов на закритических углах атаки: коррекция погрешностей бортовых измерений и моделирование отклоненного вектора тяги. Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Т. 18. № 10. С. 705-711.
41. Корсун О.Н., Стуловский А.В., Канышев А.В., Овчаренко В.Н. Моделирование аэродинамических коэффициентов на закритических углах атаки. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2017. № 5. С. 280-285.
42. Канышев А.В., Корсун О.Н., Стуловский А.В. Методические и алгоритмические подходы к идентификации аэродинамических коэффициентов маневренного самолета на закритических углах атаки. В сборнике: Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный Аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е.Жуковского (ЦАГИ). 2016. С. 134.
43. Корсун О.Н., Стуловский А.В., Канышев А.В. Предварительные результаты оценивания аэродинамических коэффициентов на закритических углах

- атаки. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2016. № 4. С. 185-193.
44. Корсун О.Н., Стуловский А.В., Канышев А.В. Идентификация математической модели самолета на режимах сверх маневренности. В книге: Авиационные системы в XXI веке. Сборник тезисов докладов. 2016. С. 163.
45. Корсун О.Н., Мотлич П.А., Яцко А.А. Выбор вида манёвра с целью идентификации систематических погрешностей для диагностики технического состояния каналов измерения углов атаки, скольжения и воздушной скорости. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 179-183.
46. Корсун О.Н., Николаев С.В., Поплавский Б.К. Идентификация аэродинамических коэффициентов современного маневренного самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки. В сборнике: Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный Аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е.Жуковского (ЦАГИ). 2016. С. 142-143.
47. Пушков С. Г., Горшкова О. Ю., Корсун О. Н. Математические модели погрешностей бортовых измерений скорости и угла атаки на режимах посадки самолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 8. С. 66–70.
48. Пушков С. Г., Ловицкий Л. Л., Корсун О. Н. Методы определения скорости ветра при проведении летных испытаний авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 9. С. 65–70.
49. Бурлак Е.А., Корсун О.Н., Набатчиков А.М., Столяров Г.В. Оценка влияния частоты обновления информации на качество захода на посадку. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2016. № 4. С. 169-175.

50. Корсун О.Н., Бурлак Е.А., Набатчиков А.М., Столяров Г.В. Инструментальный заход на посадку в условиях дефицита пилотажной информации. В сборнике: Человеческий фактор в сложных технических системах и средах. труды Второй Международной научно-практической конференции. 2016. С. 147-154.
51. Корсун О.Н. Алгоритм идентификации динамических систем с функционалом в частотной области // Автоматика и телемеханика. 2003. № 5. С. 111-121.
52. Корсун О.Н., Николаев С.В. Методика идентификации параметров математической модели продольного и бокового движения самолета. В книге: Восьмой Международный Аэрокосмический Конгресс. Тезисы докладов. Международный Фонд Попечителей Московского государственного авиационного технологического университета им. К. Э. Циолковского. 2015. С. 104-106.
53. Корсун О.Н., Харьков В.П. Регуляризация алгоритмов параметрической идентификации динамической системы, основанных на стохастической фильтрации. В сборнике: Передача, приём, обработка и отображение информации о быстропротекающих процессах. материалы XXV Юбилейной Всероссийской научно-технической конференции школы-семинара. Российская академия ракетных и артиллерийских наук. 2014. С. 392-396.
54. Korsun, ON (Korsun, O. N.); Tulekbayeva, AK (Tulekbayeva, A. K.); Toktabek, AA (Toktabek, A. A.). Estimation of Errors of Aircraft Air Parameters Measurements Based on Satellite Navigation System Data 2017. Стр.: 145-148
55. Evdokimenkov V.N., Kim R., Krasilshchikov M.N., Korsun O.N. В сборнике. Airplane crew support implementation basing on ellipsoidal model of the closed “pilot-airplane” ergatic system. MATEC Web of Conferences. 2017. С. 03006.
56. Evdokimenkov V.N., Krasilshchikov M.N., Om M.H., Korsun O.N., Sebryakov G.G. Individually-adapted control and support of pilots control actions based on neural network models. В сборнике: Procedia Computer Science. 12th. Сер.



- "12th International Symposium Intelligent Systems, INTELS 2016" 2017. С. 126-134.
57. Evdokimenkov V.N., Krasilshchikov M.N., Ohm M.K., Korsun O.N., Sebryakov G.G. Individually-adapted control and support of pilots control actions based on neural network models. В книге: Intelligent Systems – 2016. 2016. С. 27.
58. Евдокименков В.Н., Корсун О.Н., Ким Р.В., Якименко В.А., Набатчиков А.М., Бурлак Е.А. Индивидуально-адаптированная модель управляющих действий на основе нейронной сети. В книге: Навигация, наведение и управление летательными аппаратами. Материалы Второй Всероссийской научно-технической конференции. 2015. С. 156-158.
59. Корсун О.Н., Бурлак Е.А., Набатчиков А.М., Харьков В.П. Методы интеллектуальной поддержки оператора дистанционно-пилотируемого летательного аппарата на основе концепции треугольника мощности. В книге: Восьмой Международный Аэрокосмический Конгресс. Тезисы докладов. Международный Фонд Попечителей Московского государственного авиационного технологического университета им. К. Э. Циолковского. 2015. С. 87-88.
60. Себряков Г.Г., Корсун О.Н., Набатчиков А.М., Бурлак Е.А. Оценка соответствия теории концептуальной модели и результатов стендовых экспериментов при управлении динамическим объектом. В книге: Десятая всероссийская мультikonференция по проблемам управления мкпу-2017. Материалы 10-й Всероссийской мультikonференции. В 3-х томах. Ответственный редактор: И.А. Каляев. 2017. С. 150-153.
61. Себряков Г.Г., Корсун О.Н., Красильщиков М.Н., Евдокименков В.Н., Ким Р.В., Бурлак Е.А., Набатчиков А.М. Экспериментальные исследования по созданию индивидуально-адаптированной модели интеллектуальной поддержки летчика на аппаратно-программном пилотажном стенде. В книге: Навигация, наведение и управление летательными аппаратами.

Материалы Второй Всероссийской научно-технической конференции. 2015. С. 300-303.

62. Корсун О.Н., Бурлак Е.А., Набатчиков А.М. Применение аппаратно-программного полунатурного пилотажного стенда для исследований по созданию индивидуально адаптированной модели пилота. В сборнике: Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов. Сборник докладов X-ой всероссийской юбилейной научно-технической конференции. Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет); Председатель редколлегии К. М. Тихонов. 2015. С. 64-70.
63. Корсун О.Н., Набатчиков А.М., Бурлак Е.А., Николаев С.В. Пилотажно-исследовательская модель для апробации алгоритмов обработки полетных данных. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2014. № 2. С. 300-304.
64. Efremov A.V., Tjaglik M.S., Irgaleev I.H., Tsipenko V.G. В сборнике. Integration of predictive display and aircraft flight control system. MATEC Web of Conferences. 2017. С. 03005.
65. Lievens K.P.A., Mulder J.A., Chu P. Single GPS Antenna Attitude Determination of a Fixed Wing Aircraft Aided with Aircraft Aerodynamics // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. San-Francisco: AIAA, 2005. P. 7278. DOI: 10.2514/6.2005-6056
66. Kanyshv A.V., Korsun O.N., Stulovskii A.V. Methods of computing thrust vector coordinates for aircrafts equipped with thrust vector control. ITM Web of Conferences. 2017. Т. 10.
67. Корсун О.Н., Стуловский А.В., Нахаев М.З., Чжо З.Л. Методика оптимизации набора высоты на основе динамического программирования. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 188-191.

68. Заец В.Ф., Кулабухов В.С., Корсун О.Н., Туктарев Н.А., Ахмедова С.К. Способ определения углов пространственной ориентации летательного аппарата и устройство для его осуществления. Патент на изобретение RUS 2589495 08.05.2015
69. Латышева А.А., Гришин Д.В., Туктарев Н.А., Корсун О.Н., Кулабухов В.С., Заец В.Ф. Способ определения координат центра масс самолета в полете и устройство для его осуществления. патент на изобретение RUS 2570339 19.09.2014
70. Заец В.Ф., Корсун О.Н., Кулабухов В.С., Туктарев Н.А., Лысюк О.П. Способ определения погрешности измерения воздушной скорости и устройство для его осуществления. Патент на изобретение RUS 2579550 01.12.2014
71. Заец В.Ф., Корсун О.Н., Кулабухов В.С., Туктарев Н.А., Лысюк О.П., Стуловский А.В. Устройство определения углов пространственной ориентации летательного аппарата. Патент на изобретение RUS 2602342 25.12.2014
72. Корсун О.Н., Пушков С.Г. Вопросы применения стационарных приближений при построении моделей аэродинамических погрешностей измерения барометрической высоты и скорости на динамичных режимах полета самолета. Ника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16. № 11. С. 771-776. 106. Прикладная физика и математика. 2015. № 5. С. 35-43.
73. Корсун О.Н., Николаев С.В. Алгоритм идентификации систематических погрешностей измерений воздушной скорости и аэродинамических углов по данным летного эксперимента. В сборнике: Идентификация систем и задачи управления: Труды X Международной конференции. Proceedings of the X International Conference. Труды X Международной конференции «ИДЕНТИФИКАЦИЯ СИСТЕМ И ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ». Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова. 2015. С. 1016-1031.
74. Корсун О.Н., Николаев С.В. Методика идентификации параметров математической модели летательных аппаратов по данным летных

испытаний. В книге: Навигация, наведение и управление летательными аппаратами. Материалы Второй Всероссийской научно-технической конференции. 2015. С. 165-167.

75. Овчинникова Т.В., Корсун О.Н., Кувшинов В.С. Методика оценки адекватности результатов математического моделирования и натурных экспериментов. В сборнике: Передача, приём, обработка и отображение информации о быстропротекающих процессах. материалы XXV Юбилейной Всероссийской научно-технической конференции школы-семинара. Российская академия ракетных и артиллерийских наук. 2014. С. 513-520.
76. Себряков Г.Г., Корсун О.Н., Набатчиков А.М., Бурлак Е.А. Экспериментальные исследования в целях синтеза математической модели интеллектуальной поддержки летчика. В сборнике: Восьмая Всероссийская мультиконференция по проблемам управления (МКПУ2015). Материалы 8-й Всероссийской мультиконференции (МКПУ-2015): В 3-х томах. 2015. С. 147-150.
77. Корсун О.Н., Николаев С.В. Особенности оценки характеристик устойчивости и управляемости летательных аппаратов по результатам натурных экспериментов, идентификации и моделирования. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2014. № 2. С. 305-309.
78. Корсун О.Н., Николаев С.В., Пушков С.Г. Алгоритм оценивания систематических погрешностей измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения в летных испытаниях. Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2016. № 3. С. 118.  
Версии: -An algorithm for estimating systematic measurement errors for air velocity, angle of attack, and sliding angle in flight testing Korsun O.N., Nikolaev S.V., Pushkov S.G. Journal of Computer and Systems Sciences International. 2016. T. 55. № 3. С. 446-457.

79. Корсун О.Н., Мотлич П.А., Яцко А.А. Алгоритм идентификации систематических погрешностей измерений воздушной скорости и аэродинамических углов поданным летного эксперимента. В книге: Восьмой Международный Аэрокосмический Конгресс. Тезисы докладов. Международный Фонд Попечителей Московского государственного авиационного технологического университета им. К. Э. Циолковского. 2015. С. 97-99.
80. Korsun O.N., Stulovskii A.V., Balyk O.A., Zolotaeva M.V. Aircraft aerodynamic coefficients identification using flight tests data. В сборнике: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics (MEA2017). 2018. С. 012015.
81. Корсун О.Н., Овчинникова Т.В. Алгоритмы идентификации аэродинамических коэффициентов летательного аппарата по данным летного эксперимента в условиях ветра. В сборнике: Передача, приём, обработка и отображение информации о быстропротекающих процессах. материалы XXV Юбилейной Всероссийской научно-технической конференции школы-семинара. Российская академия ракетных и артиллерийских наук. 2014. С. 379-391.
82. Корсун О.Н., Николаев С.В. Методические подходы к испытаниям в целях оценки эффективности управления самолетами на режимах сверх манёвренности. В книге: Навигация, наведение и управление летательными аппаратами. Тезисы докладов Третьей Всероссийской научно-технической конференции. 2017. С. 112-114.
83. Корсун О.Н., Канышев А.В., Прохорова И.А. Подготовка эксперимента на определение характеристик маневренности в маловысотном полёте. В книге: Восьмой Международный Аэрокосмический Конгресс. Тезисы докладов. Международный Фонд Попечителей Московского государственного авиационного технологического университета им. К. Э. Циолковского. 2015. С. 95-96.

- 84.Канышев А.В., Корсун О.Н., Прохорова И.А. Основные особенности подготовки, проведения и анализа результатов летного эксперимента на определение характеристик маневренности самолета поколения 4++ на малых высотах. В сборнике: Передача, приём, обработка и отображение информации о быстропротекающих процессах. материалы XXV Юбилейной Всероссийской научно-технической конференции школы-семинара. Российская академия ракетных и артиллерийских наук. 2014. С. 329-332.
- 85.Корсун О.Н., Поплавский Б.К., Мотлич П.А., Яцко А.А. Оценивание точностных характеристик алгоритма отдельной идентификации сил тяги и аэродинамического сопротивления по результатам стендового моделирования. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2014. № 2. С. 94-98.
- 86.Selezneva M.S., Neusypin K.A., Babichenko A.V. Modification Of Non-Linear Kalman Filter In Correction Scheme Of Navigational Systems Of Carrier-Based Aircraft. В сборнике: 2018 International Russian Automation Conference (RusAutoCon) electronic edition. 2018. С. 18193366.
- 87.Джанджгава Г.И., Бабиченко А.В., Базлев Д.А., Герасимов Г.И., Кавинский В.В., Орехов М.И., Прядильщиков А.П.АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ПОДДЕРЖКИ ЭКИПАЖА.Авиакосмическое приборостроение. 2018. № 12. С. 21-34.
- 88.Бабиченко А.В., Земляной Е.С., Сухомлинов А.Б., Елесин И.А., Задорнова Т.И., Шевадронов А.С., Воробьев А.А., Тектов М.В., Кожин В.Р. РАЗРАБОТКА БАЗЫ ЗНАНИЙ ПРОТОТИПА БОРТОВОЙ ЭКСПЕРТНОЙ СИСТЕМЫ.Авиакосмическое приборостроение. 2018. № 12. С. 44-54.
- 89.Джанджгава Г.И., Бабиченко А.В., Неусыпин К.А., Пролетарский А.В., Селезнева М.С. НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС С ПОВЫШЕННЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ НАБЛЮДАЕМОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ. Авиакосмическое приборостроение. 2016. № 6. С. 18-24.

90. Бабиченко А.В., Неусыпин К.А., Шарков А.А. ИССЛЕДОВАНИЕ КАЧЕСТВА НАБЛЮДЕНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ ГРУБОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА. В сборнике: Будущее машиностроения России Сборник докладов Восьмой Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов. 2015. С. 1137-1139.
91. 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.
92. 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.
93. 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.
94. Mounng Htang Om, Kyaw Zin Latt, Karapetyan TS, Estimation of aerodynamic parameters in conditions of measurement. ITM Web of Conferences. Т. 10, 01007 (2017).
95. 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.
96. Корсун О.Н., Куликов В.Е. Экспериментальное оценивание погрешностей измерения скорости полета спутниковой навигационной системой при маневрировании самолета. // Труды МИЭА, Навигация и управление летательными аппаратами. 2018. №20. С. 77-87.