

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ОБРАЗОВАНИЯ УКРАИНЫ
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ УКРАИНЫ
КИЕВСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
ИМЕНИ ИГОРЯ СИКОРСКОГО

на правах рукописи

ГОЛОВАЧ СЕРГЕЙ ВЛАДИМИРОВИЧ

УДК 629.058: 623.465.34:531.383

МЕТОДЫ ИСПЫТАНИЙ И КАЛИБРОВКИ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ
ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

05.11.03 – Гироскопы и навигационные системы

Диссертация

На соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель

к.т.н, доцент Аврутов Вадим Викторович

Киев - 2017

СОДЕРЖАНИЕ

| | |
|---|----|
| ПЕРЕЧЕНЬ УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ..... | 6 |
| ВВЕДЕНИЕ..... | 7 |
| 1 ИНФОРМАЦИОННО АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР СОСТОЯНИЯ ПРОБЛЕМЫ И ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ИСПЫТАНИЙ..... | 14 |
| 1.1 Общая характеристика методов испытаний..... | 14 |
| 1.1.1 Классификация методов испытаний | 16 |
| 1.1.2 Классификация и выбор оборудования для проведения испытаний..... | 18 |
| 1.2 Общая характеристика методов калибровок..... | 20 |
| 1.3 Основные источники погрешностей при определении параметров БИНС во время испытаний и калибровок | 21 |
| 1.4 Обзор характеристик современных инерциальных датчиков навигационного класса точности..... | 22 |
| 1.5 Обоснование выбора исследуемых методов испытаний | 25 |
| 1.6 Обзор выполненных ранее работ по направлению исследований..... | 29 |
| 1.6.1 Обзор работ по методам статических испытаний | 29 |
| 1.6.2 Обзор работ по методам температурных испытаний..... | 30 |
| 1.6.3 Обзор работ по методам калибровок | 31 |
| 1.7 Цель и задачи исследований | 32 |
| 2 МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВЫХОДНЫХ СИГНАЛОВ БИНС | 34 |
| 2.1 Общее описание исследуемой БИНС | 34 |
| 2.2 Математические модели выходных сигналов инерциальных датчиков ... | 35 |
| 2.2.1 Математическая модель выходного сигнала лазерного гироскопа | 35 |
| 2.2.2 Математическая модель выходного сигнала акселерометра..... | 37 |
| 2.3 Математические модели погрешностей трехосных блоков инерциальных датчиков..... | 38 |
| 2.3.1 Системы координат связанные с исследуемой БИНС | 38 |
| 2.3.2 Модель погрешностей трехосного блока гироскопов..... | 40 |
| 2.3.3 Модель погрешностей трехосного блока акселерометров | 43 |

| | | |
|-------|---|-----------|
| 2.4 | Математическая модель влияния случайных и детерминированных ошибок на погрешность выходной информации БИНС | 45 |
| 2.5 | Выводы по 2 главе..... | 45 |
| 3 | РАЗРАБОТКА И ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ МЕТОДОВ ИСПЫТАНИЙ И КАЛИБРОВОК | 47 |
| 3.1 | Разработка методов статических испытаний | 48 |
| 3.1.1 | Метод Вариации Аллана для исследования стохастических процессов выходных сигналов инерциальных датчиков..... | 49 |
| 3.1.2 | Метод статических испытаний лазерных гироскопов с применением вейлет преобразований сигналов для вариации Аллана | 53 |
| 3.1.3 | Метод статических испытаний акселерометров с применением вычета погрешности от температуры самопрогрева БИНС для вариации Аллана..... | 60 |
| 3.2 | Разработка методов температурных испытаний..... | 67 |
| 3.2.1 | Общая характеристика температурных испытаний инерциальных датчиков..... | 67 |
| 3.2.2 | Описание измерительного канала акселерометра | 68 |
| 3.2.3 | Описание метода алгоритмической компенсации температурного дрейфа смещения нуля и масштабного коэффициента для измерительных каналов трехосного акселерометра | 75 |
| 3.3 | Разработка метода калибровки БИНС | 80 |
| 3.3.1 | Описание скалярного метода калибровки | 80 |
| 3.3.2 | Применение алгебры кватернионов для метода скалярной калибровки | 85 |
| 3.3.3 | Разработка методов стендовой калибровки на основе скалярной калибровки | 88 |
| 3.3.4 | Описание алгоритма и методики стендовой калибровки трехосного блока акселерометров | 88 |
| 3.3.5 | Описание алгоритма и методики стендовой калибровки трехосного блока лазерных гироскопов..... | 90 |

| | | |
|-------|---|-----|
| 3.3.6 | Разработка алгоритмов коррекции выходных сигналов трехосных блоков инерциальных датчиков для применения результатов калибровки..... | 91 |
| 3.4 | Выводы по 3 главе..... | 93 |
| 4 | ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА МЕТОДОВ ИСПЫТАНИЙ.... | 95 |
| 4.1 | Экспериментальное исследование стохастических характеристик инерциальных датчиков в составе БИНС | 95 |
| 4.1.1 | Методика проведения статических испытаний для определения параметров стохастических процессов инерциальных датчиков | 95 |
| 4.1.2 | Анализ результатов определения параметров стохастических процессов для трехосного лазерного гироскопа..... | 97 |
| 4.1.3 | Анализ результатов определения параметров стохастических процессов для трехосного акселерометра | 103 |
| 4.2 | Экспериментальное определение температурных характеристик исследуемой БИНС | 107 |
| 4.2.1 | Методика проведения температурных испытаний для получения температурных характеристик акселерометров и проверки функционирования системы стабилизации периметра лазерных гироскопов | 108 |
| 4.2.2 | Анализ результатов алгоритмической компенсации температурной зависимости трехосного акселерометра | 111 |
| 4.2.3 | Анализ результатов температурных испытаний трехосного блока лазерных гироскопов | 116 |
| 4.3 | Выводы по 4 главе..... | 119 |
| 5 | ОРГАНИЗАЦИЯ И ПРОВЕДЕНИЕ КАЛИБРОВКИ БИНС | 122 |
| 5.1 | Методика проведения лабораторных испытаний на трехосном поворотном столе для стендовой калибровки..... | 122 |
| 5.2 | Результаты определения калибровочных коэффициентов трехосного акселерометра в составе БИНС..... | 127 |
| 5.3 | Результаты определения калибровочных коэффициентов трехосного блока лазерных гироскопов в составе БИНС | 128 |
| 5.4 | Анализ результатов стендовой калибровки трехосного акселерометра . | 129 |

| | | |
|-----|---|-----|
| 5.5 | Анализ результатов стендовой калибровки трехосного блока лазерных гироскопов..... | 134 |
| 5.6 | Выводы по 5 главе..... | 137 |
| | ВЫВОДЫ | 139 |
| | ЛИТЕРАТУРА | 142 |
| | ПРИЛОЖЕНИЯ..... | 152 |

ПЕРЕЧЕНЬ УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

| | |
|------|--|
| АК | - акселерометр; |
| АЦП | - аналогово-цифровой преобразователь; |
| БИНС | - бесплатформенная инерциальная навигационная система; |
| БПС | - блок преобразования сигналов; |
| ВА | - вариация Аллана; |
| ВВФ | - внешний воздействующий фактор; |
| ВП | - вейвлет преобразование; |
| ДВП | - дискретное вейвлет-преобразование; |
| ДПФ | - дискретное преобразование Фурье; |
| ИНС | - инерциальная навигационная система; |
| ЛГ | - лазерный гироскоп; |
| НВ | - начальная выставка; |
| НУ | - нормальные условия; |
| ПК | - персональный компьютер; |
| ЧЭ | - чувствительный элемент. |

ВВЕДЕНИЕ

Создание эффективных методов испытаний и калибровок является одной из наиболее важных задач для разработки и производства бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Такие методы позволяют определять для приборов их качественные характеристики, которые в свою очередь используются для решения следующих задач:

- изучения потенциальных возможностей изделий, которые находятся в процессе разработки, на стадии автономных испытаний;
- моделирования решений навигационных задач конкретным прибором с известными точностными характеристиками;
- контроль качества и работоспособности изготовленных образцов;
- повышение точности измерений БИНС путем коррекции ее выходных сигналов.

Методы испытаний и калибровки разрабатываются с учетом следующих факторов:

- класса точности и предназначения БИНС;
- доступного испытательного и измерительного оборудования;
- существующих методов и алгоритмов анализа данных;
- норм региональных и международных стандартов.

Основой таких методов является теоретически обоснованный набор алгоритмов для работы с данными, накопленными в процессе лабораторных испытаний. В результате выполнения таких алгоритмов определяются точностные параметры БИНС, которые в зависимости от вида испытаний, при которых были получены данные, определяют технические параметры и характеристики системы в целом.

Точностные параметры БИНС характеризуют ошибки, которые возникают вследствие наличия стохастических и детерминированных процессов в ее выходных сигналах. В отличие от ошибок стохастических процессов, детерминированные ошибки зависят от внешних факторов и условий работы БИНС.

Таким образом, методы для исследования ошибок стохастических процессов являются более универсальными в использовании, в то время как методы определения параметров детерминированных процессов разрабатываются строго в соответствии со спецификой применения БИНС.

В диссертационной работе решается задача разработки методов испытаний и калибровки для определения параметров детерминированных и стохастических процессов в выходных сигналах БИНС, которая предназначена для начальной выставки подвижного наземного объекта в условиях статики.

Актуальность работы заключается в научном обосновании разработанных и усовершенствованных методов испытаний и калибровок для определения параметров БИНС.

Связь работы с научными программами, планами, темами.

Диссертационная работа выполнена на кафедре приборов и систем ориентации и навигации Национального технического университета Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского» и на КП СПС «Арсенал» в соответствии с приоритетными тематическими направлениями научных исследований и научно-технических разработок, утвержденных в постановлении КМУ №942 от 7 сентября 2011 г. «Новые аппаратные решения для перспективных средств вычислительной техники, информационных и коммуникационных технологий» и «Интеллектуальные информационные и информационно-аналитические технологии». Работа выполнялась в соответствии с задачами основного научно-технического направления исследований КП СПС «Арсенал» по созданию бесплатформенных инерциальных навигационных систем наземного и бортового применения.

Цели и задачи исследования.

Целью диссертационной работы является разработка и научное обоснование новых методов испытаний и калибровок для повышения точности и эффективности определения параметров БИНС.

Для реализации цели работы необходимо решить следующие задачи:

1. Выполнить обзор существующих методов испытаний и калибровок для БИНС и инерциальных датчиков;
2. Проанализировать точностные параметры существующих вариантов БИНС и инерциальных датчиков навигационного класса точности;
3. Классифицировать и теоретически обосновать выбор методов испытаний и калибровки для исследуемой БИНС с учетом ее предназначения;
4. Разработать и теоретически обосновать усовершенствованные методы испытаний, выбранные для исследуемого БИНС;
5. Разработать алгоритм калибровки трехосных блоков акселерометров и лазерных гироскопов;
6. Разработать алгоритмы коррекции ошибок детерминированных процессов выходных сигналов блоков инерциальных датчиков для проверки и экспериментальной отработки методов испытаний и калибровок;
7. Оценить эффективность применения разработанных методов испытаний и калибровок путем экспериментальных исследований;
8. Внедрить результаты исследований.

Объект исследований – БИНС высокого класса точности для наземных подвижных объектов.

Предмет исследований – методы испытаний и калибровок для определения и компенсации основных погрешностей БИНС, работающей в условиях статики.

Методы исследования – Для получения результатов использовались методы дискретной математики, математической статистики, дифференциального исчисления функций, метод вариации Аллана, методы анализа на основе вейвлет-преобразований, быстрого преобразования Фурье, метод наименьших квадратов, методы аппроксимации и интерполяции данных.

Научная новизна полученных результатов.

В диссертации изложены следующие новые научные результаты:

- усовершенствован метод определения стохастических характеристик гироскопов с помощью вариации Аллана путем применения вейвлет-преобразований;
- усовершенствован метод определения стохастических характеристик акселерометров путем применения моделирования температуры самопрогрева БИНС;
- разработан метод алгоритмической компенсации температурного дрейфа смещения нуля и масштабного коэффициента для измерительных каналов трехосного акселерометра;
- разработан метод стендовой калибровки и метод коррекции выходных сигналов измерительных каналов инерциальных датчиков на основе определяемых параметров во время стендовой калибровки.

Все научные результаты были теоретически обоснованы и подтверждены экспериментально.

Практическое значение полученных результатов.

Практическая ценность диссертационной работы заключается в том, что созданы научные основы практической реализации методов испытаний и калибровки БИНС. В частности, разработано алгоритмическое и программное обеспечение для обработки данных трехосных блоков инерциальных датчиков в составе БИНС, разработана методика, алгоритмы и программное обеспечение стендовой калибровки трехосных блоков лазерных гироскопов и акселерометров, разработана методика, алгоритм и программное обеспечение для определения параметров температурной зависимости трехосного акселерометра, разработаны алгоритмы и программное обеспечение для определения параметров стохастических процессов лазерных гироскопов и акселерометров, разработаны алгоритмы коррекции погрешностей детерминированных процессов выходных сигналов лазерных гироскопов и акселерометров.

Личный вклад соискателя

Основные научные результаты диссертационной работы получены автором самостоятельно. Автором самостоятельно получены основные положения,

которые вынесены на защиту (разработано методическое обеспечение стендовой калибровки и алгоритм коррекции выходных сигналов измерительных каналов инерциальных датчиков на основе определяемых параметров; усовершенствован метод определения характеристик стохастических процессов гироскопов методом вариации Аллана с применением вейвлет-преобразований; усовершенствован метод определения характеристик стохастических процессов акселерометров путем учета температуры самопрогрева; разработан метод алгоритмической компенсации температурного дрейфа смещения нуля и масштабного коэффициента для измерительных каналов трехосного акселерометра). Самостоятельно разработаны методы лабораторных испытаний, алгоритмы определения параметров БИНС. При непосредственном участии автора разработаны методики и проведены экспериментальные исследования калибровки трехосных блоков лазерных гироскопов и акселерометров.

В работах автора выполнено: [66, 87, 89,] – экспериментальное исследование стохастических процессов и определение точностных параметров лазерного гироскопа; [90] – экспериментальное исследование и сравнение систем коррекции движений вибропривода для лазерного гироскопа; [82] – построена и описана модель измерительного канала маятникового акселерометра в составе БИНС, предложен и обоснован алгоритм комплексной компенсации температурного дрейфа измерительного канала акселерометра (АК); [84] – усовершенствован алгоритм комплексной компенсации температурного дрейфа измерительного канала АК, представлены результаты экспериментальной отработки метода.

В работах, выполненных в соавторстве, непосредственно автором выполнено: [85] – построена математическая модель трехосных блоков инерциального измерителя, проведены аналитические расчеты результатов скалярной калибровки, выполнена аналитическая оценка погрешности скалярной калибровки разработано программное обеспечение для моделирования и подтверждения эффективности применения метода скалярной калибровки для экспериментальных данных; [81] – выполнен аналитический расчет допустимых отклонений

контролируемых параметров для использования в алгоритме скалярной диагностики инерциального измерительного модуля; [83] – обоснован метод скалярной калибровки, разработана математическая модель выходного сигнала трехосного акселерометра, разработан алгоритм коррекции выходного сигнала акселерометра, выполнены экспериментальные исследования по применению разработанного метода калибровки для трехосных АК в лабораторных условиях.

Апробация результатов диссертации.

Основные положения и результаты работы докладывались и обсуждались автором на таких конференциях и семинарах:

- XIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, г. Санкт-Петербург, 2012 г;
- XIV Міжнародній молодіжній наук.-техн. конференції «Людина і Космос». – г. Днепропетровск, 2012 г;
- Международной научно-технической конференции, посвященной 60-летию высшего образования в г.Коврове. – г. Ковров, 2013 г;
- На Міжнародних наук.-техн. конференціях «Приладобудування. Стан і перспективи 2012», «Приладобудування. Стан і перспективи 2013», «Приладобудування. Стан і перспективи 2014», «Приладобудування. Стан і перспективи 2015», г. Киев;
- VII научно-технической конференции аспирантов и молодых ученых с международным участием.– г. Ковров, 2015 г;

Публикации.

По теме диссертационных исследований опубликовано 13 научных работ, в том числе пять статей в профессиональных изданиях, из них 5 в изданиях, входящих в наукометрические базы данных, две статьи в материалах международных конференций, шесть тезисов докладов на научно-технических конференциях.

Структура и объем диссертации.

Работа состоит из вступления, пяти разделов, общих выводов, перечня ссылок из 103 наименований. Общий объем диссертации составляет 170 страниц, 52 рисунка, 15 таблиц и 6 приложений на 18 страницах.

ГЛАВА 1

ИНФОРМАЦИОННО АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР СОСТОЯНИЯ ПРОБЛЕМЫ И ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ИСПЫТАНИЙ

1.1 Общая характеристика методов испытаний

БИНС подвергаются испытаниям на протяжении всех этапов их жизненного цикла[1]. Целью испытаний БИНС является определение реальных значений их параметров в заданных номинальных условиях испытаний. Традиционно испытания организуются таким образом, чтобы в их процессе менялся только один из широкого ряда факторов[2] воздействующих на прибор или систему. Таким образом, во время практической реализации испытаний определяется, в первую очередь, реакция испытуемого изделия на воздействующий фактор. Под реакцией приборов и систем на внешний воздействующий фактор по определению системы стандартов[3] может рассматриваться стойкость, устойчивости или прочность испытываемого объекта к воздействующему фактору или факторам. Согласно определению этих терминов в стандартах это свойство изделия сохранять свою работоспособность в разные моменты времени относительно применения внешнего воздействующего фактора (ВВФ). Однако для измерительных приборов наряду с понятием сохранения работоспособности существует так же и понятие сохранения точности их измерений[4]. Точность измерений БИНС характеризуется такими параметрами как нестабильность смещения нуля в запуске, нестабильность масштабного коэффициента, нестабильность углов неортогональности ее измерительных осей и т.д. Такие параметры изготовители БИНС в документации на изделия обычно объединяют под названием точностных характеристик. Точностные характеристики БИНС так же являются критерием для определения граничных значений внешних воздействующих факторов на изготавливаемую систему, к которым могут отно-

ситься такие ВВФ как температура окружающей среды, максимальные уровни вибрационных воздействий, динамических перегрузок и другие.

Основным нормативно-техническим документом определяющим порядок, время действия, а так же параметры изделия, которые подлежат контролю, является программа испытаний[5]. Исходя из практического опыта, можно выделить следующие стадии в разработке программ испытаний БИНС:

- разработка и обоснование теоретических положений для получения определяемых параметров;
- разработка методологического обеспечения для реализации в лабораторных условиях теоретически обоснованных способов получения параметров;
- разработка алгоритмического и программного обеспечения для обработки информации полученной в результате лабораторных исследований.

Теоретически обоснованные положения получения искомых параметров составляют основу методов испытаний. Погрешности определения искомого параметра в результате применения алгоритмов методов испытаний относятся к методическим погрешностям. Такие погрешности могут быть уменьшены путем усовершенствования методов испытаний. Наряду с методическими погрешностями определения параметров БИНС так же возникают инструментальные погрешности, которые возникают например при неточной установке номинальных условий испытания.

Для современных производителей БИНС разработка методов испытаний является одной из основных и актуальных задач, так как наиболее рациональные для конкретного применения и класса точности разрабатываемой системы методы уменьшают ее стоимость за счет уменьшения затрат на организацию и проведение испытаний. Среди широкого ряда испытаний особое внимание разработчиков привлекают испытания, в процессе которых определяются параметры описывающие погрешности выходных сигналов БИНС. Учитывая это, доступность алгоритмов и методик, которые используются для практической реа-

лизации испытаний, значительно ограничена. Однако рекомендуемые принципы и основные способы определения параметров выходных сигналов БИНС описаны в различных технических стандартах.

1.1.1 Классификация методов испытаний

Как правило методы испытаний классифицируются в основополагающих стандартах на общие организационно-технические положения для определенной области деятельности [6]. В зарубежных источниках [2, 7, 8] выделяют три основных категорий испытаний инерциальных датчиков:

1. Оценочные испытания
2. Приемочные испытания
3. Испытания на надежность

Оценочные испытания выполняются на стадии разработки изделия и охватывают широкий диапазон применяемых ВВФ. Такие испытания предшествуют массовому производству датчиков и систем и направлены на подтверждения заданных требований к разрабатываемой конструкции. В процессе оценочных испытаниях так же могут определяться граничные условия функционирования или сохранения точностных характеристик прибора.

Приемочные испытания выполняются для датчиков находящихся в производстве с целью определения параметров, которые необходимы для компенсации погрешностей их выходных сигналов путем коррекции. Полученные в результате приемочных испытаний параметры как правило паспортизируются и хранятся в эксплуатационной документации изделия.

Для испытаний на надежность используют случайно выбранные из партии образцы. Такой образец в определенных условиях (обычно это нормальные условия работы(НУ)) устанавливается в основной режим работы до появления отказа. Таким образом контролируется ресурс изделия и его надежность.

Так как условия испытаний могут иметь различный характер и степень воздействия на прибор, допустимые уровни ВВФ устанавливаются специаль-

ными стандартами на испытания [7, 9, 10, 11]. Согласно стандартам по виду ВВФ [12] испытания делятся на следующие категории:

- испытания на воздействие механических ВВФ;
- климатические испытания;
- биологические испытания;
- испытания ВВФ специальных сред;
- температурные испытания;
- испытания по электромагнитной совместимости.

Так как конечной целью испытаний БИНС является установление пригодности для конкретного применения, то последовательность испытаний определяет так же режим работы или специфика объекта, на котором будет применяться БИНС. Согласно стадиям определения основных точностных характеристик БИНС выделяют следующие типы испытаний [2]:

- статические испытания с использованием простейших методов приемочных или оценочных испытаний к которым относятся испытания на развязанном фундаменте в одном стационарном положении системы;

- калибровочные статические тесты для определения параметров детерминированных процессов, при которых необходима проверка системы путем анализа ее измерений для некоторого количества стационарных положений при определенных условиях (температура, характеристики питания, ориентация относительно географической системы координат и т. д.);

- динамические испытания, при которых прибор подвергается таким движениям как уловое вращение, движение с ускорением, колебание с заданной амплитудой и частотой, конусное движение и другие.

Одной из главных целей **статических** испытаний является определение параметров стохастических характеристик инерциальных датчиков. К таким характеристикам можно отнести случайный дрейф угла гироскопа, нестабильность смещения нуля в запуске, нестабильность масштабного коэффициента. Определение этих величин в данной работе является ключевым, так как они используются при оценке точности решения задачи начальной выставки.

В испытаниях со статическими тестами как правило определяют характеристики детерминированных процессов происходящих при воздействии на БИНС различных ВВФ. К таким факторам относится температура окружающей среды, которая в большинстве случаев является одним из основных источников погрешности в измерениях БИНС. Такие виды калибровок как скалярная так же относятся к этому типу испытаний, так как реализация метода скалярной калибровки предполагает наличие информации с датчиков БИНС в фиксированных положениях этой системы относительно географической системы координат.

Особенностью **динамических** методов испытаний является воспроизведение перемещений относительно географической системы координат, которые являются наиболее характерными для подвижного объекта, для которого предназначена разрабатываемая БИНС. Благодаря заранее известным параметрам и характеру движений, воспроизводимых в лабораторных условиях, возможно определять дополнительную погрешность инерциальной навигации. Учитывая относительно широкую разновидность испытательного оборудования, существует большое количество методов динамических испытаний и калибровок.

1.1.2 Классификация и выбор оборудования для проведения испытаний

Оборудование для реализации методов испытаний может быть распределено на следующие категории[13]: измерительное, испытательное и вспомогательное. К измерительному оборудованию можно отнести следующие приборы: вольтметры, амметры и ватметры, синтезаторы частот, осциллографы, термодатчики, автоколлиматоры и другие. Компьютерные системы в испытаниях рассматриваются как регистрирующее данные оборудование [2]. К непосредственно испытательному относится оборудование, которое позволяет изменять параметры воздействующих на изделие факторов. С историей развития инерциальных датчиков и навигационных систем связана так же история развития испытательного оборудования. Вначале развития этих приборов испытательное

оборудование часто разрабатывалось для конкретных методик проверок и испытаний. В настоящее время в сфере разработки БИНС используются испытательные установки, которые выпускаются отдельными производителями и имеют различные функциональные возможности. К наиболее распространенным современным испытательным установкам относятся следующие:

- одноосные поворотные стенды,
- многоосные поворотные стенды (рис.1.1),
- делительные головки;
- вибростенды,
- термокамеры,
- центрифуги,
- ударные стенды,
- оборудование для испытаний на помехоустойчивость.

В роли вспомогательного оборудования для проведения испытаний являются различные монтажные приспособления (переходные плиты, кантователи), кабели, источники питания и т.д.

При разработке программы испытаний важно учитывать метрологические характеристики средств измерений, которые используются для измерений и контроля параметров испытания, их класс точности и надежность должны соответствовать допускам на погрешности измеряемых параметров. Такие средства измерений должны проходить обязательную



Рис. 1.1 – двухосный поворотный стенд производства Acutronic

периодическую аттестацию и быть сертифицированными соответствующими метрологическими службами. Для испытательного оборудования так же

необходимо выполнять периодический технический контроль и обслуживание согласно эксплуатационной документации.

1.2 Общая характеристика методов калибровок

Калибровка БИНС заключается в определении систематических погрешностей трехосных блоков инерциальных измерителей, к которым в исследуемой системе относится трехосный блок лазерных гироскопов и трехосный блок акселерометров.

Калибровка выходных сигналов БИНС на основе определенных в процессе испытаний параметров является заключительным этапом подготовки изделия к работе. Достаточно часто, в научных работах посвященных калибровкам инерциальных датчиков в качестве доказательства правильности выбранной модели выходных сигналов и алгоритма калибровки предоставляют результаты определения параметров, которые характеризуют зависимость между измеряемой величиной и показаниями БИНС. Эти параметры сравнивают с значениями, которые были заданы при моделировании сигналов и таким образом получают оценку эффективности метода калибровки. Однако для применения в реальных приборах понятие калибровки имеет более широкий смысл. На практике, при испытаниях, под калибровкой понимают не только установление зависимости между выходными сигналами БИНС и измеряемой величиной, но и проверку выходных сигналов после коррекции с помощью определенных ранее параметров. Так как для коррекции выходных сигналов приходится решать задачи обратные тем, которые решались при определении калибровочных параметров, алгоритмы коррекции выходных сигналов могут быть гораздо сложнее, чем на этапе определения параметров. В связи с этим при разработке систем уравнений для решения задач калибровки необходимо учитывать удобство их применения при компенсации детерминированных погрешностей выходных информационных сигналов в процессе работы БИНС.

Большинство математических моделей выходных сигналов БИНС, на основании которых проводится калибровка, содержат детерминированные параметры смещения нуля и масштабный коэффициент. Такие параметры являются общими как для уравнений выходных сигналов гироскопов так и для акселерометров. В выходных сигналах трехосных блоков инерциальных датчиков так же присутствуют детерминированные погрешности вследствие неортогональности осей чувствительности отдельных датчиков. Кроме общих погрешностей в моделях выходных сигналов инерциальных датчиков так же могут учитываться погрешности соответствующие конструктивным особенностям инерциального датчика, например вибропогрешность маятникового АК, случайный дрейф угла лазерного гироскопа и т.д. Так же, в зависимости от применения БИНС для решения различных навигационных задач, в уравнениях выходных сигналов предусматриваются динамические погрешности, которые зависят от угловой скорости, ускорения, конусных движений, вибрации и т.д.

Для калибровки инерциальных измерительных модулей, предназначенных для работы в условиях статики, обычно используют методы тестовых и последовательных поворотов [2], при которых в качестве эталона принимают вектор угловой скорости вращения поворотной установки $\vec{\omega}$ и вектор ускорения силы тяжести \vec{g} .

1.3 Основные источники погрешностей при определении параметров БИНС во время испытаний и калибровок

К основными источниками погрешности определения параметров БИНС во время испытаний и калибровки относится погрешность установки номинальных условий испытаний и погрешность метода определения параметров. В свою очередь измерительные каналы БИНС могут включать в себя несколько средств измерений различных типов, например, инерциальные датчики, измерительные преобразователи, модули аналогового и частотного ввода и вывода.

Такие погрешности системы целесообразно определять экспериментальным путем[14] во время статических испытаний.

Погрешность определения параметров вследствие неточности установки номинальных условий зависит от качества испытательного оборудования, так например погрешность установки температуры в термокамере WEISS 1000 составляет ± 1 °С в зависимости от точки расположения в термокамере и колеблется с величиной $\pm 0,5$ °С по времени. Такие погрешности относятся к классу систематических инструментальных погрешностей[6].

Как показывает практика, основной вклад в систематическую погрешность определения параметров БИНС во время испытаний вносят погрешности метода определения этих параметров. Существование таких погрешностей обусловлено несовершенством принятых методов расчета. Источниками данных погрешностей являются следующие факторы:

- отличие принятой модели БИНС от модели, адекватно описывающей ее свойств, которые определяются путем испытаний;
- влиянием алгоритмов, по которым производятся вычисления результатов измерений.
- вследствие упрощений, принятых в уравнениях для моделирования выходных сигналов.

1.4 Обзор характеристик современных инерциальных датчиков навигационного класса точности

Современные инерциальные датчики характеризуются широким диапазоном по точности. Технические характеристики инерциальных датчиков различных классов точности[15] показаны в таблице 1.1.

Таблица 1.1

Классы точности инерциальных датчиков

| Класс точности | Нестабильность выходного сигнала гироскопа | Нестабильность выходного сигнала акселерометра |
|----------------|--|--|
| Низкий | $> 3 \text{ }^\circ/\text{ч}$ | $> 3 \text{ mg}$ |
| Средний | $0,03 \text{ }^\circ/\text{ч}$ | $0,3 \text{ mg}$ |
| Высокий | $0,003 \text{ }^\circ/\text{ч}$ | $0,03 \text{ mg}$ |

Рассмотрим инерциальные измерители угловых скоростей навигационного класса точности. Можно выделить две основные технологии в разработке таких инерциальных датчиков для современных блоков датчиков автономных систем навигации. К ним относятся волоконно оптические и колцевые лазерные гироскопы гироскопы. Так же распространенными на сегодняшний день являются технологии волновых твердотельных и прецизионных электромеханических гироскопов, однако такие гироскопы не так широко используются на наземных подвижных объектах.

Основными преимуществами лазерных гироскопов является высокая стабильность их масштабного коэффициента, быстрый выход на точностной режим (около 3 мин) и низкая чувствительность к температуре окружающей среды. Обзор ЛГ навигационного класса точности показал, что технические характеристики серийно выпускаемых ЛГ отечественного производства соответствуют характеристикам лучших образцов ЛГ иностранного производства (табл 1.2).

В качестве измерителей кажущегося ускорения навигационного класса применяются акселерометры с кварцевыми, кремниевыми и металлическими чувствительными ЧЭ, которые так же различают по типу управления на силовые и моментные. В таблице 1.3 представлены характеристики современных датчиков АК высокого класса точности.

Таблица 1.2

Сравнение метрологических характеристик ЛГ

| Наименование и единица измерения | ЛГ (страна, производитель, модель) | | | |
|--|--|---------------------------|---------------------------|--|
| | Объекта-аналога (страна, фирма/организация, модель) | | | |
| | США, Honeywell GG-1342 | США, Litton LG-2717 | США, Litton LG-2728 | Украина, КП СПС «Арсенал», ЛГ RL-28 |
| Периметр, см | 32 | 17 | 28 | 28 |
| Число зеркал | 3 | 4 | 4 | 4 |
| Рабочий диапазон, °/с | ± 800 | ± 800 | ± 400 | ± 90 |
| Нестабильность смещения нуля в запуске, (1σ), °/ч | 0,007 | 0,02 | 0,005 | 0,005 |
| Нестабильность смещения нуля от запуска к запуску, (1σ), °/ч | 0,01 | 0,04 | 0,01 | 0,01 |
| Масштабный коэффициент, дуг.с/имп | 2,0 | 3,0 | 1,8 | 1,8...2,2 |
| Нелинейность выходной характеристики, ppm | 5 | 5 | 3 | – |
| Погрешность масштабного коэффициента, (1σ), ppm | 5 | 5 | 5 | 3 |
| Коэффициент случайного дрейфа по углу, °/ч ^{1/2} | 0,003 | 0,015 | 0,003 | 0,003 |

Таблица 1.3

Сравнение метрологических характеристик АК

| Наименование и единица измерения | АК (модель, страна производитель) | | | | | Украина, Арсенал, АКС-05Н |
|--|-----------------------------------|--------------------------|--------------------|---------------------------------|----------------------------------|------------------------------------|
| | США, Honeywell, QA2000 | Россия, РПЗ, А-18, | США, Kearfott | Китай, SRJ-01 | США, Honeywell, QA3000 | |
| Диапазон измерения, м/с ² | ± 600 | ± 250 | ± 600 | ± 250 | ± 600 | ± 200 |
| Крутизна выходной характеристики датчика АК, mA/g | 1,2 | 1,33 | 1,0 | 1,2 | 1,2 | 1,1 |
| Нестабильность смещения нуля - от включения к включению(1σ), м/с ² | 16×10 ⁻³ (за 1 год) | 3×10 ⁻⁵ – | 1×10 ⁻³ | 3×10 ⁻⁴ (1 месяц) | 4×10 ⁻³ (за 1 год) | 0.7×10 ⁻³ (за 1 год) |
| Случайная погрешность МК, [ppm]. | 310...600 | 200 | 100 | 30 | 80...250 | 200 |

| | | | | | | |
|--|--------------------------------|----------------------------|--------------------------------|----------------------------|--------------------------------|----------------------------|
| Нестабильность угла базы (угла между установочной плоскостью и осью чувствительности) (1σ), рад | $1,0 \times 10^{-4}$ | – | $5,0 \times 10^{-5}$ | – | $7,0 \times 10^{-5}$ | $2,5 \times 10^{-5}$ |
| Габаритные размеры, мм | $\varnothing 25,5 \times 24,6$ | $\varnothing 37 \times 28$ | $33,5 \times 25,3 \times 27,5$ | $\varnothing 25 \times 28$ | $\varnothing 25,5 \times 24,6$ | $\varnothing 44 \times 34$ |
| Масса, г | 55,0 | 45,0 | 55,0 | 45,0 | 55,0 | 90,0 |

1.5 Обоснование выбора исследуемых методов испытаний

Согласно классификации методов испытаний по основным категориям относительно их готовности к производству выделяют оценочные, приемочные и испытания на надежность. С точки зрения практического применения наиболее полезными для работы БИНС являются параметры, которые определяются во время приемочных испытаний. В дальнейшем такие параметры используются для систем коррекции выходных сигналов, которые в современных БИНС представляют собой встроенное программное обеспечение для процессоров обрабатывающих первичные сигналы инерциальных датчиков.

Согласно другой классификации, по специфике исполнения БИНС, испытания делятся так же на три типа – статические испытания, калибровочные испытания на основе статических тестов и динамические испытания. Очевидно, что для БИНС, предназначенной для работы на подвижном наземном объекте в режиме начальной выставки в стационарных условиях к числу приемочных относятся статические испытания и калибровочные испытания на основании статических тестов.

Категория статических испытаний как уже было описано выше, предназначена в основном для определения параметров стохастических процессов инерциальных датчиков в составе БИНС. Такие параметры являются основными исходными данными для расчета точности начальной выставки, а так же определения точности решения других навигационных задач. Учитывая это большинство производителей инерциальных навигационных систем приводят

допустимые значения этих параметров в перечне основных характеристик своих изделий. Погрешности стохастических процессов по характеру проявления относятся к случайным [10, 16] и характеризуются такими параметрами как шум квантования, случайное блуждание угла (для гироскопов), нестабильность смещения нуля и так далее.

В большинстве случаев приемочные испытания выполняются по инструкциям входного контроля, которые в свою очередь включают в себя проверки параметров нестабильностей выходных сигналов, как в нормальных условиях, так и при основных ВВФ. Обзор технических характеристик современных БИНС навигационного класса точности для наземного применения показал, что в основных рабочих характеристиках таких систем как, SIGMA 30 (Sagem), iNAT-RQH-400x (Imar), ESIGI-N (Honeywell) (рис. 1.2) указывается диапазон

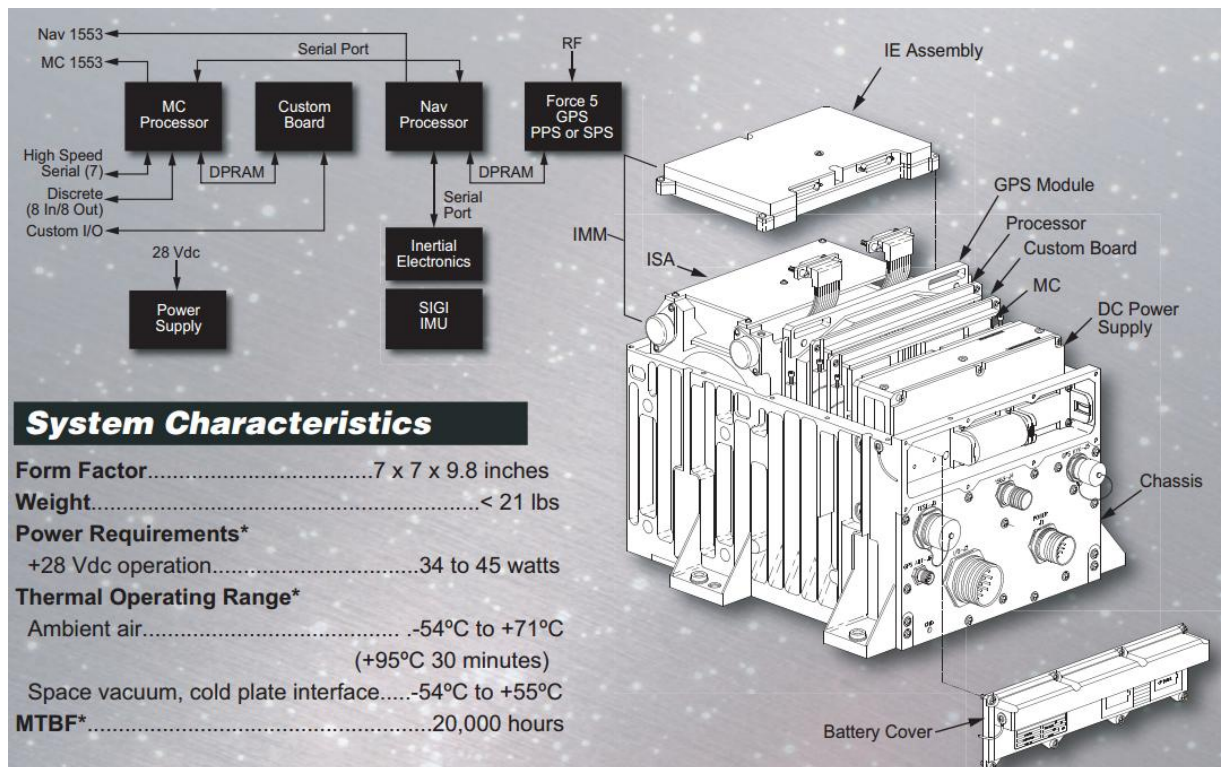


Рис. 1.2 – Основные технические характеристики системы ESIGI-N рабочих температур. Это обусловлено тем, что температура внешней окружающей среды является основным фактором, влияющим на возникновение погрешностей в измерениях БИНС такого типа. Источниками погрешности вследствие воздействия температуры в БИНС навигационного класса точности как правило являются акселерометры. Проблема температурной зависимости сиг-

налов АК описана во многих работах[2,17,18,19], в частности в [20] подтверждается влияние температуры на калибровочные параметры смещения нулей и масштабных коэффициентов АК.

Исходя из того, что результаты статических испытаний необходимы для расчета точности выполнения навигационной задачи БИНС, а приемочные испытания являются необходимым и достаточным условием[21] для подтверждения работоспособности БИНС и ее ввода в эксплуатацию такие типы испытаний являются предметом исследования в этой работе. В таблице 1.4 приведен перечень испытаний по виду ВВФ, распределенных относительно разных типов испытаний

Таблица 1.4

Распределение испытаний для наземной БИНС по виду ВВФ

| Тип испытаний | Оценочные испытания | Приемочные испытания | Испытания на надежность |
|----------------------|--|--|------------------------------------|
| Статические | - климатические - биологические - ВВФ спец. сред - эл. магн. совмести- мости | - <i>определение параметров стохастических процессов</i> | - <i>наработка на отказ при НУ</i> |
| Калибровочные | | - <i>температурные</i> - <i>калибровка в НУ</i> | |
| Динамические | - <i>механические ВВФ</i> | | |

В данной работе разработаны методы исследования параметров стохастических процессов лазерных гироскопов (ЛГ) и акселерометров (АК), которые относятся к статическим испытаниям. Так же разработаны методы температурных испытаний трехосного АК и стендовой калибровки трехосных блоков АК и ЛГ которые относятся к категории калибровочных испытаний.

Рассмотрим достаточность выбранных методов испытаний и калибровок для успешного применения БИНС. Для этого необходимо определить какие параметры БИНС влияют на выполнение поставленной навигационной задачи.

Для подвижного наземного объекта в условиях статики выполняется задача начальной выставки (НВ), т.е. определение его угловой ориентации относительно географической системы координат.

Существуют различные методы НВ БИНС. Учитывая, что основным назначением исследуемого БИНС является определение в инерциальном пространстве углового положения неподвижного относительно Земли объекта, возможно применение автономного статического метода НВ БИНС[n]. Исходной информацией для такого метода будут средние значения за время НВ сигналов акселерометров и гироскопов входящих в состав БИНС.

Для расчета азимутальной погрешности статического метода НВ принимается следующую модель[22, 2]:

$$\delta_{HB} = \frac{b_{aE} \operatorname{tg} L}{g} + \frac{b_{gE} + R_{\phi_i} / \sqrt{T_n} + \Delta_{\phi_E} / T_n}{\Omega_e \cos L}, \quad (1.1)$$

где b_{aE} – нестабильность смещения нуля "восточного" акселерометра; b_{gE} – нестабильность смещения нуля "восточного" гироскопа; L – широта местоположения БИНС; R_{ϕ_i} – случайный уход угла "горизонтального" ЛГ; Δ_{ϕ_E} – составляющая приращения угла основания (σ); T_n – длительность режима НВ.

Как видно из (1.1) основными параметрами, которые необходимо учитывать при моделировании погрешностей выполнения задачи НВ, при условии компенсации детерминированных погрешностей, являются такие параметры случайных погрешностей как нестабильность смещения нуля ЛГ и АК в запуске и случайный уход угла для ЛГ.

1.6 Обзор выполненных ранее работ по направлению исследований

1.6.1 Обзор работ по методам статических испытаний

Обзор литературы по статическим испытаниям для анализа стохастических процессов применительно к гироскопам показал, что используются главным образом два метода. Они определены в стандарте IEEE 952-1997 [10]. Первый и более сложный – спектральная плотность мощности. Вторым методом – вариация Аллана.

Вариация Аллана (ВА) – метод анализа стохастических процессов во временной области. Метод был первоначально разработан для статистики атомных стандартов частоты [16] однако из-за схожести задач, ВА был применен для исследования сигналов инерциальных датчиков [23].

В ряде работ, посвященным применению ВА [24,25,26] определение параметров осуществляется методом аппроксимации кривой, что требует использования различных методов оптимизации для данной задачи. В большинстве случаев для этих целей согласно рекомендациям стандарта [13] используется метод наименьших квадратов [24,25], однако для улучшения качества оценки некоторые авторы [26] используют многопараметрическую оптимизацию. Вторым подходом для определения параметров ВА является графический способ [27]. Данный способ исключает автоматизацию процесса определения параметров ВА, однако его преимущества заключаются в гибкости применения, когда существует неопределенность в наличии или отсутствии некоторых стохастических процессов в выходных сигналах исследуемых датчиков. Именно такой способ определения параметров ВА был выбран для применения в данной работе, так как особенности выходных сигналов высокоточных инерциальных измерителей навигационного класса, исследуемых в работе, требуют применения процедур первичной обработки для более детального анализа параметров.

1.6.2 Обзор работ по методам температурных испытаний

Выполненный обзор литературы указывает, что существует два основных подхода для компенсации температурной погрешности в выходных сигналах БИНС [20]. Первый подход заключается в разработке специальных устройств или блоков, которые позволяют стабилизировать температуру окружающей среды датчика (термостаты) или изменить те конструктивные параметры чувствительного элемента датчика, реакция на температуру которых является основным источником температурной погрешности датчика. Вторым подходом является разработка алгоритмической компенсации выходных сигналов инерциальных датчиков. Первый метод применяется в ЛГ RL-28, который выбран в качестве измерителя угловой скорости для возможной конструктивной реализации исследуемого БИНС. В ЛГ RL-28 функционирует система стабилизации периметра, которая заключается в управлении пьезокерамическими элементами, которые в свою очередь входят в устройство пьезокорректора. Данные устройства установлены на вершинах оптического резонатора ЛГ реагируют на изменение его периметра, таким образом, стабилизируя оптический контур. ЛГ с периметром 28 см реагирует на изменения температуры внешней среды достаточно точно, проведенные исследования температурной погрешности ЛГ показали, что при правильной настройке системы управления пьезокорректорами нестабильность параметров выходного сигнала гироскопа не превышает допустимые значения, указанные в его характеристиках.

В конструкции трехосного блока АК, над которым проводились исследования в рамках данной работы, не был предусмотрен термостатирующий объем, который бы стабилизировал температуру среды чувствительных элементов. Кроме того, исследования выходных сигналов такого трехосного блока АК показали, что воздействие температуры на электронную часть измерительного канала так же вносит порядка 20% от общей температурной погрешности. Данное наблюдение подтверждает, что АЦП входящие в блок преобразования сигналов трехосного АК чувствительны к температуре и вносят дополнительную

погрешность в его выходной сигнал. На практике, разработчики БИНС в таких случаях выполняют дополнительные процедуры по определению зависимости характеристик АЦП в составе электронного блока преобразования сигналов от воздействия температуры автономно относительно чувствительных элементов АК. С этой целью проводят мероприятия с использованием прецизионного калибратора напряжения и термокамеры [28, 29]. Такой метод не исключает полной температурной компенсации измерительных каналов АК по причине наличия дополнительных источников температурных погрешностей в элементах ЧЭ АК. Учитывая вышеизложенные наблюдения для трехосного АК разрабатывался метод алгоритмической компенсации.

Обзор литературы по алгоритмической компенсации температурной зависимости АК показывает, что наиболее широко используется метод, при котором определяется и учитывается зависимость смещения нуля выходного сигнала одноосного АК в процессе его калибровки в термокамере [36] с помощью прецизионной оптической делительной головки. Ранее так же был разработан метод комплексной термокомпенсации измерительного канала трехосного АК [17]. Преимущество такой методики заключалось в отсутствии необходимости позиционирования трехосного АК с высокой точностью в термокамере. Однако в этом методе компенсация проводилась без учета динамики изменения температуры, что является большим недостатком при воздействии на БИНС резких перепадов температуры окружающей среды. Так же был разработан ряд методик оценки температурных зависимостей акселерометров с помощью нейронных сетей [18, 19], но использование таких методов для построения корректирующих звеньев является крайне затруднительным из-за сложности их алгоритмов.

1.6.3 Обзор работ по методам калибровок

На сегодняшний день существует достаточно большое количество методик калибровки БИНС в целом и навигационных датчиков в отдельности, где

как эталон для калибровки используется скалярная величина. В методиках [30–31] рассмотрены основные особенности скалярного метода калибровки инерциально измерительного модуля. В работе [30] указано, что этот метод не предъявляет жестких условий для угловой выставки испытательного оборудования и выставки датчиков на испытательном оборудовании. Однако спецификой скалярного метода калибровки является связка в пары отдельных углов неортогональности монтажа инерциальных датчиков в трехосном блоке. В [31] авторы указывают на высокую чувствительность акселерометров в трехосном блоке. На основании скалярного метода калибровки разработано ряд методик для калибровки микромеханических датчиков [32, 33] и диагностики более точных инерциальных датчиков, которые входят в состав бесплатформенных навигационных систем [34, 35]. Так же в работе [36] рассмотрена возможность калибровки навигационного блока акселерометров на недорогом прецизионном одноосном поворотном стенде, в качестве которого была использована широко распространенная в промышленности оптическая делительная головка, а так же сделан вывод о том, что калибровка имеет удовлетворительные результаты по интегральным критериям.

1.7 Цель и задачи исследований

Целью диссертационной работы является разработка и обоснование новых методов испытаний и калибровки для повышения точности и эффективности определения параметров БИНС.

Для реализации цели работы необходимо решить следующие задачи:

1. Выполнить обзор существующих методов испытаний и калибровок для БИНС и инерциальных датчиков;
2. Проанализировать точностные параметры существующих вариантов БИНС и инерциальных датчиков навигационного класса точности;
3. Определить и обосновать основные внешние воздействующие факторы на исследуемую БИНС с учетом ее предназначения;

4. Теоретически обосновать выбранные для исследуемой БИНС методы испытаний и калибровки;

5. Разработать алгоритм калибровки трехосных блоков акселерометров и лазерных гироскопов;

6. Разработать алгоритмы коррекции ошибок детерминированных процессов выходных сигналов блоков инерциальных датчиков для проверки и экспериментальной отработки методов испытаний и калибровок;

7. Оценить эффективности применения разработанных методов испытаний и калибровок путем экспериментальных исследований;

8. Внедрить результаты исследований.

Представленные в научно-исследовательской работе положения и результаты, которые выносятся на защиту, соответствуют формуле паспорта специальности 05.11.03 – гироскопы и навигационные системы по следующим пунктам:

- методы и средства навигации, навигационные устройства, комплексы и системы;
- теория и разработка автономных платформенных и бесплатформенных инерциальных навигационных систем;
- комплексирование и статистическая оптимизация навигационных систем, наблюдающие устройства и фильтры; корректируемые инерциальные навигационные системы.

ГЛАВА 2

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВЫХОДНЫХ СИГНАЛОВ БИНС

2.1 Общее описание исследуемой БИНС

В данной работе рассматривается вариант построения БИНС высокого класса точности, основное предназначение которой заключается в начальной выставке наземных подвижных объектов. Для создания математической модели выходных сигналов такой БИНС необходимо рассмотреть основные конструктивные особенности, которые характерны таким системам.

Исследуемый тип БИНС, как правило, состоит из блоков инерциальных датчиков, которыми являются трехосный блок лазерных гироскопов и трехосный блок акселерометров. Конструктивно каждый из таких блоков представляет собой модуль, состоящий из трех инерциальных датчиков или их чувствительных элементов. В БИНС высокого класса точности эти датчики жестко закреплены на специальном основании, которое предназначено для ортогонального размещения их номинальных осей чувствительности в пространстве. Первичная обработка выходной информации всех датчиков системы обеспечивается специальными электронными блоками. Такие блоки так же контролируют питание, функционирование и диагностику прибора. На выходные информационные разъемы интерфейса связи системы с определенной частотой поступают данные в виде результатов измерений величин для ориентации в пространстве, а так же технические донесения о ее текущем состоянии.

Основными видами выходной информации таких БИНС является:

- результаты измерений приращения углов поворота (интегралов от проекций угловой скорости) объекта на оси приборной системы координат;
- результаты измерений приращений проекций вектора кажущейся скорости (интегралов от проекций вектора кажущегося ускорения) объекта на оси приборной системы координат;
- данные определяемые для решений задач начальной выставки;

– донесения о техническом состоянии системы.

Результаты измерений приращения углов поворота и приращений проекций вектора кажущейся скорости являются первичной информацией для решения навигационных задач, следовательно, моделирование этих измерений является основой для построения математической модели выходных сигналов БИНС. Такая модель в дальнейшем используется в разработке методов испытаний и калибровок.

2.2 Математические модели выходных сигналов инерциальных датчиков

2.2.1 Математическая модель выходного сигнала лазерного гироскопа

Простейшую математическую модель [37] выходного сигнала идеально изготовленного ЛГ при условии, что паспортное значение дуговой цены импульса q_θ^* совпадает с ее фактическим значением q_θ , можно записать как:

$$\Delta\varphi_n(\Delta t) = \int_{t_{n-1}}^{t_n} \omega(\tau) d\tau, (\Delta t = t_n - t_{n-1}), \quad (2.1)$$

где $\Delta\varphi_n$ – приращение угла на выходе ЛГ, за время Δt ; $\Delta t = t_n - t_{n-1}$ – период опроса ЛГ (t_n – момент окончания n -го опроса; $n = 1, \dots, N$ – его текущий номер; N – количество опросов ЛГ в запуске); ω – проекция вектора абсолютной угловой скорости вращения ЛГ на его ось чувствительности;

Математическая модель выходного сигнала реального ЛГ имеет более сложный вид:

$$\Delta\varphi_n = \Delta\varphi_n(\Delta t) = \int_{t_{n-1}}^{t_n} \{[1 + \varepsilon + K_{NL}(\omega)]\omega + B_{0g} + R_{\varphi i} \cdot \xi(\tau)\} d\tau + \dots$$

$$\dots + \alpha_m [\sin(f t_n) - \sin(f t_{n-1})] + q_\theta \cdot \eta(t_n), \quad (2.2)$$

где ε – относительная погрешность калибровки дуговой цены импульса (масштабного коэффициента) ЛГ; $K_{NL}(\omega)$ – коэффициент относительной нелинейности выходной характеристики ЛГ; B_{0g} – смещение нуля ЛГ; $R_{\varphi i}$ – коэффициент случайного ухода ЛГ; $\xi(t)$ – центрированный стационарный белый шум единичной интенсивности; $\alpha_m [\sin(f t_n) - \sin(f t_{n-1})]$ – гармоничная составляющая погрешности изъятия вычета виброподставки из исходного сигнала ЛГ; α_m – амплитуда погрешности; f – круговая частота крутильных колебаний моноблока); q_θ – дуговая цена импульса ЛГ; $\eta(t_n)$ – центрированная случайная величина, распределенная на интервале $[-1, \dots, +1]$ по треугольному закону за

время t_n . Составляющие $\int_{t_{n-1}}^{t_n} R_{\varphi i} \cdot \xi(\tau) d\tau$ и $q_\theta \cdot \eta(t_n)$ характеризуют погрешности стохастических процессов.

В качестве измерителей угловых скоростей или измерителей приращения углов разворота (интеграла от абсолютной угловой скорости) в работе рассматривались ЛГ типа RL-28, производства КП СПС «Арсенал». Внешний вид такого ЛГ представлен на рисунке 2.1. Для такого гироскопа характерно наличие системы принудительного разгона частот, что повышает чувствительность его измерений, а так же наличие системы стабилизации периметра, которая значительно уменьшает погрешность от воздействия температуры внешней среды. Гармоническая составляющая от погрешности вибровычета $\alpha_m [\sin(f t_n) - \sin(f t_{n-1})]$, как было описано в работе [38] в данном типе



Рис. 2.1 – ЛГ RL28

ЛГ успешно компенсируется при помощи узкополосного (режекторного) фильтра.

2.2.2 Математическая модель выходного сигнала акселерометра

В качестве измерителей кажущегося ускорения для исследуемого БИНС рассматриваются прецизионные маятниковые акселерометры. В последнее время, такие АК, находят широкое применение в современных навигационных системах высокого класса точности[15].

Для моделирования выходного сигнала АК с маятниковым типом ЧЭ необходимо учитывать взаимосвязь между 3 исходными осями, которые конструктивно связаны с осью чувствительности, осью маятника, и осью подвеса [20] и составляют правую систему координат (рис. 2.2). Проекция ускорения свободного падения g на оси такого АК в неподвижном состоянии будут иметь следующие значения:

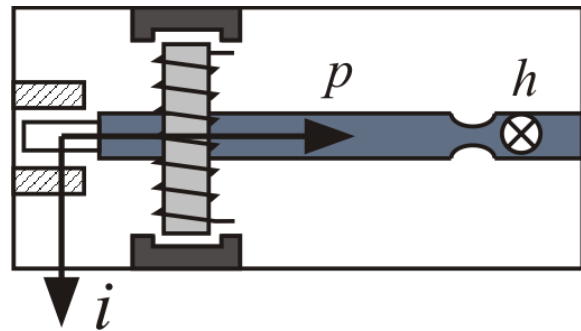


Рис. 2.2 – исходные оси АК

$$\begin{cases} a_i = g \sin(\theta) \\ a_p = -g \cos(\theta), \\ a_h = 0 \end{cases} \quad (2.3)$$

где a_i – проекция ускорения на ОЧ АК; a_p и a_h – проекции ускорения на оси связанные с осью маятника и с осью его подвеса; θ – угол между ОЧ АК и горизонтом. Значения a_p и a_h могут быть рассчитаны при известном входном ускорении и угловым положением АК относительно горизонта.

Результат измерения такого типа акселерометров может быть описан следующим выражением[2]:

$$\Delta V_n(\Delta t) = (1 + S_a)a_i + M_p a_p + M_h a_h + B_f + B_v a_p a_h + N_A, \quad (2.4)$$

где ΔV_n – сигнал на выходе измерительного канала АК; S_a – относительная погрешность определения масштабного коэффициента АК; M_p и M_h – коэффициенты перекрестных связей осей АК; B_f – нулевая погрешность измерения; B_v – коэффициент погрешности от воздействия вибрации на маятник; N_A – случайный шум.

2.3 Математические модели погрешностей трехосных блоков инерциальных датчиков

2.3.1 Системы координат связанные с исследуемой БИНС

Приборная система координат (ПСК) исследуемого БИНС представляет собой правую ортогональную систему координат $Ox_{II}y_{II}z_{II}$, которая физически задается осями чувствительности инерциальных датчиков. Оси ПСК Ox_{II} и Oz_{II} расположены в плоскости горизонта, а ось Oy_{II} направлена вертикально вверх и дополняет ПСК к правой.

Установочная система координат (УСК) данного БИНС представляет собой правую ортогональную систему координат $Ox_y y_y z_y$, которая физически задается нормальными к посадочным плоскостям для инерциальных датчиков на основании трехосного блока. Грани основания обычно выполняются взаимно ортогональными с допусками не хуже (3...5) угл. сек.

Как описано выше оси чувствительности ЛГ и АК, которые образуют ПСК, номинально ориентированы вдоль осей УСК. Однако фактические технологические допуски при изготовлении ЛГ, АК и корпуса для их установки приводят к несовпадению их углового положения с величинами порядка 3 угл. мин. ($\sim 1 \times 10^{-3}$ рад). Такие факторы приводят к появлению в выходных сигналах БИНС детерминированных ошибок (рис. 2.3).

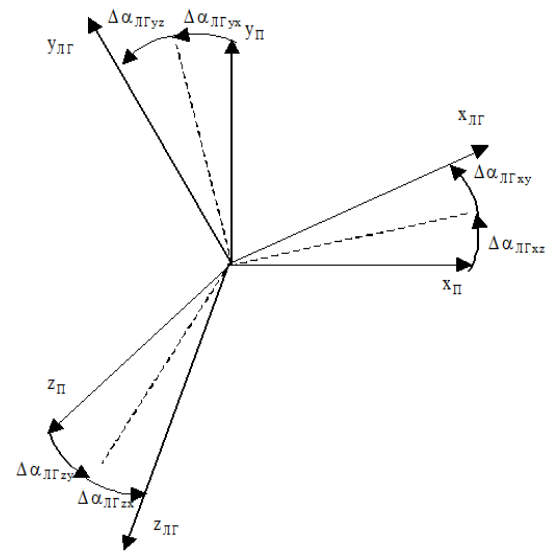


Рис. 2.3 – Углы взаимной ориентации ПСК и УСК лазерного гироскопа с учетом погрешностей установки

Ориентация осей чувствительности ЛГ и АК (номинально совпадающих с ПСК) относительно УСК задается следующими соотношениями:

$$\begin{pmatrix} \Delta\varphi_{x\Pi} \\ \Delta\varphi_{y\Pi} \\ \Delta\varphi_{z\Pi} \end{pmatrix} = S_A \times \begin{pmatrix} \Delta\varphi_x \\ \Delta\varphi_y \\ \Delta\varphi_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} G_{1x} & G_{1y} & G_{1z} \\ G_{2x} & G_{2y} & G_{2z} \\ G_{3x} & G_{3y} & G_{3z} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \Delta\varphi_x \\ \Delta\varphi_y \\ \Delta\varphi_z \end{pmatrix} \quad (2.5)$$

$$\begin{pmatrix} \Delta V_{x\Pi} \\ \Delta V_{y\Pi} \\ \Delta V_{z\Pi} \end{pmatrix} = S_A \times \begin{pmatrix} \Delta V_x \\ \Delta V_y \\ \Delta V_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A_{1x} & A_{1y} & A_{1z} \\ A_{2x} & A_{2y} & A_{2z} \\ A_{3x} & A_{3y} & A_{3z} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \Delta V_x \\ \Delta V_y \\ \Delta V_z \end{pmatrix}$$

где $\Delta\varphi_x, \Delta\varphi_y, \Delta\varphi_z$ – проекции приращений углов поворота на оси УСК; $\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z$ – проекции приращений кажущейся скорости объекта на оси УСК; $\Delta\varphi_{x\Pi}, \Delta\varphi_{y\Pi}, \Delta\varphi_{z\Pi}$ – проекции приращений углов поворота на оси ПСК; $\Delta V_{x\Pi}, \Delta V_{y\Pi}, \Delta V_{z\Pi}$ – проекции приращений кажущейся скорости объекта на оси ПСК; S_G, S_A – матрицы с коэффициентами перекрестных связей УСК с ПСК. Очевидно что, в этом случае $G_{1x}, G_{2y}, G_{3z} \cong 1$; $A_{1x}, A_{2y}, A_{3z} \cong 1$, а остальные элементы матрицы не превышают значения 1×10^{-3} .

С учетом малости величин углов ориентации ПСК матрицы A и G уравнения (2.5) можно представить в следующем виде:

$$S_G = \begin{pmatrix} 1 & -\alpha_{ЛГyx} & \alpha_{ЛГzx} \\ \alpha_{ЛГxy} & 1 & -\alpha_{ЛГzy} \\ -\alpha_{ЛГxz} & \alpha_{ЛГyz} & 1 \end{pmatrix} \quad S_A = \begin{pmatrix} 1 & -\alpha_{Ayx} & \alpha_{Azx} \\ \alpha_{Axy} & 1 & -\alpha_{Azy} \\ -\alpha_{Axz} & \alpha_{Ayz} & 1 \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

где α_{Aij} и $\alpha_{ЛГij}$ ($i, j = x, y, z$) углы неортогональности осей ПСК и УСК.

2.3.2 Модель погрешностей трехосного блока гироскопов

Для построения модели погрешностей трехосного блока гироскопов исследуемой БИНС рассмотрим уравнение выходного сигнала лазерного гироскопа (2.2). Такой сигнал, поступая на выход информационного канала ЛГ в определенный такт опроса t будет иметь следующий вид:

$$\omega_t = (1 + k_g) \omega_i + B_{0g} + R_{\phi_i} \cdot \xi(\tau) + \alpha_m [\sin(f t_n) - \sin(f t_{n-1})] + q_\theta \cdot \eta(t_n) \quad (2.7)$$

где ω_i – проекция угловой скорости ЛГ на его ОЧ в момент опроса; ω_t – сигнал на выходе измерительного канала ЛГ; k_g – относительная погрешность определения масштабного коэффициента с учетом составляющей $K_{NL}\omega$ для стационарных условий;

При условии, что $\alpha_m [\sin(f t_n) - \sin(f t_{n-1})] = 0$ при узкополосной фильтрации сигнала [38] и исходя из того, что в работе рассматривается БИНС для решения задач в статических условиях уравнение (2.7) можно записать в следующем виде:

$$\omega_t = B_0 + (1 + k_g) \omega_i + N_G, \quad (2.8)$$

где N_G – случайная погрешность лазерного гироскопа, обусловленная наличием таких шумовых составляющих как $R_{\varphi_i} \cdot \xi(\tau)$ и $q_\theta \cdot \eta(t)$.

Рассмотрим уравнение погрешностей выходных сигналов трехосного блока ЛГ в векторном виде. Модель погрешностей преобразования вектора угловых скоростей в трехосном блоке гироскопов с учетом (2.6) и (2.8) будет иметь следующий вид:

$$\begin{pmatrix} \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \end{pmatrix} = B_G + K_G \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} + S_G \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} + W_G + \delta\omega \quad (2.9)$$

В этом уравнении $\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z$ – погрешности измерения составляющих вектора абсолютной угловой скорости; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости на ОЧ ЛГ; B_G – вектор смещения нулей ЛГ; K_G – диагональная матрица погрешностей масштабных коэффициентов ЛГ; S_G – матрица погрешностей угловой ориентации осей чувствительности ЛГ; W_G – вектор случайного шума; $\delta\omega(p)$ – дополнительные составляющие погрешности ЛГ, обусловленные действием ВВФ.

Компоненты вектора случайного шума W_G представим в следующем виде:

$$n_{gn} = \varepsilon_{gn}(t) + w_{gn}^{(0)} + w_{gn}^{(r)}(t) + w_{gn}^{(q)}(t), \quad (2.10)$$

где индекс n соответствует одной из приборных осей трехосного блока (x, y или z); $\varepsilon_{gn}(t)$ – процесс тренда угловой скорости; $w_{gn}^{(0)}$ – случайное смещение нуля, которое возникает от запуска к запуску; $w_{gn}^{(r)}(t)$ – процесс случайного дрейфа угла; $w_{gn}^{(q)}(t)$ – погрешность шума квантования, который приведен ко входу соответствующего лазерного гироскопа.

В уравнении (2.10) наиболее весомой, для расчетов погрешности выполнения навигационных задач является погрешность случайного дрейфа угла. Максимальное значение погрешности случайного дрейфа угла может определяться посредством разностного уравнения:

$$w_{gn}^{(r)}(t_i) = w_{gn}^{(r)}(t_{i-1}) + (\pi \cdot 60 / 180) \cdot R_{\theta n} \cdot \sqrt{\Delta t}, \quad (2.11)$$

где $\Delta t = t_i - t_{i-1}$ – интервал дискретизации (шаг интегрирования); $R_{\theta n}$ – коэффициент случайного дрейфа в $[\circ/\sqrt{\text{ч}}]$.

Погрешность случайного дрейфа угла характеризуется среднеквадратическим смещением нуля ЛГ на такте измерения τ :

$$\sigma_{gn}^{\tau} = \frac{R_{\theta n}}{\sqrt{\tau}}, \quad (2.12)$$

где $R_{\theta n}$ – коэффициент случайного дрейфа ЛГ по углу.

Суммарное значение составляющих $\varepsilon_{gn}(t)$, $w_{gn}^{(r)}(t)$ и $w_{gn}^{(q)}(t)$ при приемных испытаниях, как правило, принимают за нестабильность смещения нуля в запуске[1].

Принимается, что случайные погрешности ЛГ независимы, распределены по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и их предельное отклонение соответствует 3σ . Случайные погрешности, задаются в проекциях на ОЧ ЛГ.

Компонентами погрешности $\delta\omega(p)$ являются детерминированные процессы, которые возникают вследствие воздействия различных внешних факторов. Применение данного ЛГ в исследуемом БИНС не предусматривает сохранение точностных характеристик в условиях динамических воздействий, соответственно такие источники погрешностей как вибрация, вращения с различными угловыми скоростями и т.д. не являются актуальными для данных уравне-

ний. Учитывая так же, что для исследований ВВФ в работе выбраны методы температурных испытаний, а влияние температуры внешней среды на выходной сигнал данного типа ЛГ компенсируется за счет функционирования системы стабилизации периметра, то составляющей $\delta\omega$ в уравнении (2.9) для данного случая можно пренебречь.

2.3.3 Модель погрешностей трехосного блока акселерометров

Для построения модели погрешностей трехосного блока акселерометров исследуемой БИНС рассмотрим уравнение выходного сигнала маятникового АК (2.4). Такой сигнал, поступая на выход информационного канала ЛГ в определенный такт опроса t будет иметь следующий вид:

$$a_t = (1 + S_a)a_i + M_p a_p + M_h a_h + B_f + B_v a_p a_h + N_A, \quad (2.13)$$

В условия работы работы АК на стационарном основании коэффициент вибрационной погрешности $B_v = 0$. Составляющие выходного сигнала $M_p a_p$ и $M_h a_h$ будут постоянными величинами, поэтому их можно представить как:

$$B_{0a} = M_p g_p + M_h g_h + B_f, \quad (2.14)$$

где B_0 – суммарное смещение нуля АК; g_p и g_h – проекции ускорения свободного падения на оси, связанные с маятником и подвесом АК соответственно;

С учетом (2.4) и (2.5) модель ошибок преобразования вектора кажущегося ускорения в блоке акселерометров может быть записана в следующем виде [39]:

$$\begin{pmatrix} \delta a_x \\ \delta a_y \\ \delta a_z \end{pmatrix} = B_A + K_A \begin{pmatrix} a_{xi} \\ a_{yi} \\ a_{zi} \end{pmatrix} + S_A \begin{pmatrix} a_{xi} \\ a_{yi} \\ a_{zi} \end{pmatrix} + W_A + \delta a \quad (2.15)$$

где B_A – вектор смещения нулей АК; K_A – диагональная матрица ошибок масштабных коэффициентов АК; S_A – матрица погрешностей угловой ориентации осей чувствительности АК; W_A – вектор случайного шума; δa – дополнительные составляющие погрешности АК, обусловленные действием таких возмущающих факторов как угловая и поступательная вибрация, изменение температуры и др.

Компоненты вектора W_A могут быть представлены в виде:

$$n_{an} = w_{an}^{(0)}(t) + \varepsilon_{an}(t) + w_{an}^{(q)}(t) + \dots \quad (2.16)$$

где индекс n соответствует одной из приборных осей трехосного блока (x, y или z); $w_{an}^{(0)}(t)$ – смещение нуля от запуска к запуску; $w_{an}^{(q)}(t)$ – погрешность (шум) квантования, который воздействует на входе соответствующего акселерометра; $\varepsilon_{an}(t)$ – процесс тренда скорости.

В отличие от выходных сигналов ЛГ в АК высокого класса точности отсутствует случайный дрейф скорости. Суммарное значение составляющих $\varepsilon_{an}(t)$, $w_{an}^{(q)}(t)$ и δa при приемочных испытаниях обычно рассматривается как нестабильность смещения нуля в запуске. Поэтому для оценки максимальной погрешности смещения нуля АК в запуске необходимо определение параметров модели стохастических процессов. Определение параметров детерминированных процессов от ВВФ необходимо для минимизации детерминированной погрешности δa путем ввода этих параметров в систему коррекции. В данном случае, для исследуемой системы таким фактором является воздействие температуры.

2.4 Математическая модель влияния случайных и детерминированных ошибок на погрешность выходной информации БИНС

Главный недостаток принципа работы БИНС заключается в накоплении погрешности в процессе интегрирования угловых скоростей и кажущегося ускорения [42,43], измеренных гироскопами и акселерометрами соответственно.

Согласно выражению (2.9) модель выходной информации блока ЛГ в проекциях на оси ПСК можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned}\omega_x &= (1 + \omega_{xi}) \cdot k_{gx} + b_{gx} + S_{gxy} \cdot \omega_{yi} + S_{gxz} \cdot \omega_{zi} + w_{gx} \\ \omega_y &= (1 + \omega_{yi}) \cdot k_{gy} + b_{gy} + S_{gyx} \cdot \omega_{xi} + S_{gyz} \cdot \omega_{zi} + w_{gy} \\ \omega_z &= (1 + \omega_{zi}) \cdot k_{gz} + b_{gz} + S_{gzx} \cdot \omega_{xi} + S_{gzy} \cdot \omega_{yi} + w_{gz}\end{aligned}\quad (2.17)$$

Аналогично согласно выражению (2.15) модель выходной информации трехосного блока АК можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned}a_x &= (1 + a_{xi}) \cdot k_x + b_{ax} + S_{axy} \cdot a_y + S_{axz} \cdot a_z + w_{ax} + \delta a_x \\ a_y &= (1 + a_{yi}) \cdot k_y + b_{ay} + S_{ayx} \cdot a_x + S_{ayz} \cdot a_z + w_{ay} + \delta a_y \\ a_z &= (1 + a_{zi}) \cdot k_z + b_{az} + S_{azx} \cdot a_x + S_{azy} \cdot a_y + w_{az} + \delta a_z\end{aligned}\quad (2.18)$$

Выражения (2.17) и (2.18) используются в данной работе для моделирования выходных сигналов БИНС в условиях испытаний и калибровок.

Математическая модель БИНС как правило уточняется и дополняется по результатам анализа накопленных данных полученных при испытаниях.

2.5 Выводы по 2 главе

1) Математическая модель выходных сигналов БИНС разработана с учетом того, что в качестве исследуемых методов испытаний выбрана категория

статических и калибровочных испытаний для системы, основной режим работы которой предназначен для статических условий.

2) Аналитически определены основные погрешности, которые возникают при работе инерциальных датчиков в статических условиях. С учетом основных свойств и принципов работы исследуемых в составе БИНС инерциальных датчиков определены детерминированные процессы, влияющие на результаты из измерений. Так же приведена модель основных стохастических погрешностей для каждого типа датчиков.

3) Составлены уравнения выходных сигналов инерциальных датчиков, которые применяются в исследуемом типе БИНС, с учетом их основных детерминированных и случайных погрешностей.

4) Для трехосных блоков инерциальных датчиков составлены модели погрешностей возникающих вследствие таких факторов как непараллельности осей установочной и приборной систем координат, непараллельности осей приборной системы координат и осей чувствительности инерциальных датчиков, а так же вследствие неортогональности осей приборной и установочной систем координат.

5) Составлена модель выходных сигналов БИНС с учетом детерминированных и случайных погрешностей инерциальных датчиков. Для определения параметров случайных и детерминированных погрешностей БИНС на основании ее математической модели необходимо разработать методы испытаний и калибровки.

ГЛАВА 3

РАЗРАБОТКА И ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ МЕТОДОВ ИСПЫТАНИЙ И КАЛИБРОВОК

Эффективность и точность выполнения навигационных задач с помощью современных БИНС на этапе их внедрения в производство определяется путем аналитических расчетов. Основными исходными данными для определения погрешностей начальной выставки высокоточных БИНС являются статистические параметры случайных процессов ее выходных сигналов. Погрешности детерминированных процессов при таком расчете так же рассматриваются как статистическая ошибка от применения методов коррекции для этих процессов.

Определение параметров случайных и детерминированных процессов в выходных сигналах БИНС является главной задачей статических и калибровочных типов испытаний. На данный момент существует значительное количество методов испытаний и калибровок БИНС, которые позволяют получать параметры случайных и детерминированных процессов ее выходных сигналов. Для практического применения данных методов необходимо учитывать специфику исследуемой БИНС и ее назначения.

В данном разделе, выполнена разработка усовершенствованных методов испытаний и калибровок БИНС, предназначенного для работы в условиях наземного подвижного объекта. Разработанные методы испытаний и калибровок предназначены для определения основных параметров случайных и детерминированных ошибок БИНС на основании данных лабораторных испытаний. Определение параметров случайных погрешностей исследуемого типа БИНС полностью осуществляется в группе статических испытаний. Параметры погрешностей, определяемые при статических испытаниях относят к группе точностных характеристик БИНС и указывают в перечне технических характеристик (data sheet) на изделие [40]. Параметры детерминированных погрешностей, которые определяются во время калибровочных испытаний, используются для

алгоритмов коррекции выходных сигналов в бортовом вычислителе БИНС. Для практического учета и компенсации определяемых детерминированных ошибок в рамках данной работы разработаны модели коррекции выходных сигналов БИНС.

3.1 Разработка методов статических испытаний

Необходимыми исходными данными для определения параметров случайных погрешностей БИНС являются данные инерциальных датчиков, полученные в результате статических испытаний. По принципу организации и выполнению статические испытания являются наиболее простыми среди других типов испытаний. Основными условиями для проведения статических испытаний являются:

- защита от внешних механических воздействующих факторов (обеспечивается отдельным развязанным фундаментом в лабораториях);
- стационарные климатические факторы;
- защита от перепадов напряжения питания.

При статических испытаниях инерциальный датчик, как правило, жестко закрепляется на специальной технологической плите, которая, в свою очередь, устанавливается на развязанном фундаменте (рис.3.1).



Как правило, основной и общей целью статических испытаний для всех

Рис. 3.1 – лабораторная установка для статических испытаний ЛГ

типов инерциальных датчиков является определение параметров их стохастиче-

ческих погрешностей. К таким параметрам относятся коэффициенты шума квантования, случайного блуждания угла или скорости, нестабильности смещения нуля в запуске. Так же, во время статических испытаний проводится идентификация детерминированных процессов. К таким процессам относятся различные дрейфы угловой скорости и ускорения.

Выбор продолжительности работы БИНС во время статических испытаний является основной задачей для разработчика методов испытаний. В зависимости от выбранного метода обработки сигналов и поставленных задач длительность статических испытаний может колебаться от нескольких часов до недель или, даже возможно большего периода времени [2]. Часто время испытаний определяется максимально допустимым временем работы системы в одном включении. Наиболее рациональным подходом в выборе оптимального времени набора данных является анализ выбранного принципа математической обработки выходных сигналов.

3.1.1 Метод Вариации Аллана для исследования стохастических процессов выходных сигналов инерциальных датчиков

Для определения параметров стохастических процессов исследуемой БИНС в данной работе выбран принцип обработки данных инерциальных датчиков методом вариации Аллана (ВА) [16]. В частности этот метод рекомендован для исследования характеристик инерциальных датчиков Институтом инженеров электротехники и электроники – мировым лидером в области разработки стандартов различных измерительных систем. [10].

В отличие от базовых статистических алгоритмов исследования случайных процессов, в результате которых определяются такие параметры, как среднеквадратическое отклонение, дисперсия, спектральная плотность и т.д. метод ВА дает возможность идентифицировать источники случайных погрешностей и их количественный вклад в общую статистику шума.

Часто термин ВА ссылается на квадратный корень из дисперсии. Можно также часто встретить термин кластерный анализ, который выражает принцип операции. В стандарте IEEE 952-1997 [10] вариация Аллана $\sigma_{\Omega}^2(\tau)$ описана для угловой скорости Ω как:

$$\theta(t) = \int_0^t \Omega(t') dt'$$

$$\Omega_k(\tau) = \frac{\theta(t_k + \tau) - \theta(t_k)}{\tau}$$

$$\sigma_{\Omega}^2(\tau) = \frac{1}{2} \left(\Omega_{k+1} - \Omega_k \right)^2,$$

где τ – время усреднения, а оператор $\langle \dots \rangle$ определяет усреднение по времени как [16]:

$$f(t) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-T/2}^{T/2} f(t) dt,$$

Для конечного числа измерений N , вариация Аллана σ_{Ω}^2 может быть представлена как:

$$\sigma_{\Omega}^2(M) \cong \frac{1}{2(K-1)} \sum_{k=1}^{K-1} \left(\Omega_{k+1}(M) - \Omega_k(M) \right)^2, \quad (3.1)$$

где M обозначает число измерений в одном кластере; $K=N/M$ – число кластеров; $\Omega_k(M) = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \Omega_{(k-1)M+i}$ – среднее значение в кластере k .

Для уравнения (3.1) может быть получена рекурсивная формула.

Гипотетическая вариация Аллана для сигналов угловой скорости гироскопа согласно со стандартом [10] состоит из 5 типов погрешностей, каждая из которых на графике данных с логарифмическими осями представлена своими асимптотическими свойствами. К таким погрешностям относятся: шум квантования (quantization noise – QN) случайное блуждание угла (angle random walk – ARW), нестабильность нулевого сигнала (bias instability – BI), случайное блуждание угловой скорости (rate random walk – RRW) и дрейф угловой скорости (rate ramp – RR). Если источники шума являются статистически независимыми,

то вычисленная вариация Аллана будет суммой квадратов каждого типа ошибок:

$$\sigma^2(\tau) = \sigma_{QN}^2(\tau) + \sigma_{ARW}^2(\tau) + \sigma_{BI}^2(\tau) + \sigma_{RRW}^2(\tau) + \sigma_{RR}^2(\tau)$$

Из-за различных асимптотических свойств у них будут различные наклоны на графике вариации Аллана с логарифмическим масштабом обеих осей (рис. 3.2).

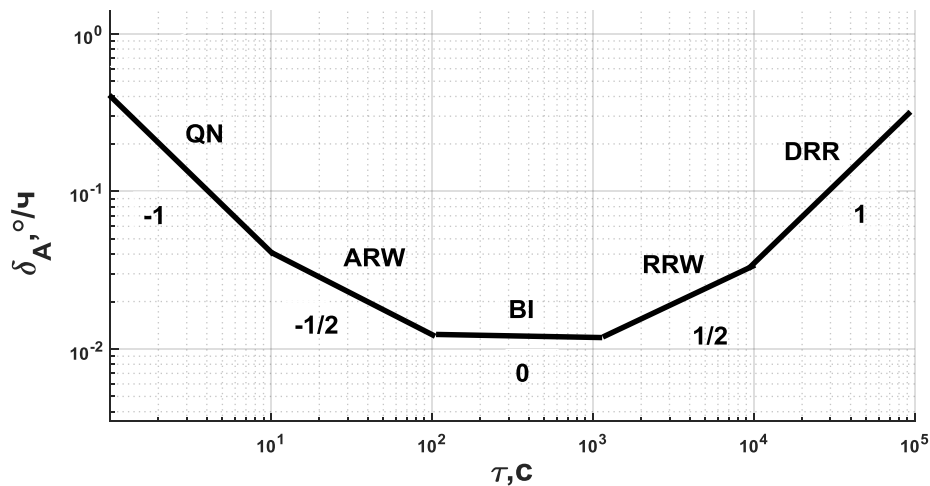


Рис. 3.2 – Теоретическая ВА для измерителя угловой скорости

Дисперсия $\sigma^2(\tau)$ связана со спектральной плотностью шума $P(f)$ соотношением [10, 26]:

$$\sigma^2 = 4 \int_0^{\infty} P(f) \frac{\sin^4(\pi f \tau)}{(\pi f \tau)^2} df.$$

Исходя из известных для инерциальных измерителей основных составляющих и соответствующих конкретных выражений для спектральной плотности шума $P(f)$, можно записать аппроксимирующее выражение для вариации Аллана $\sigma^2(\tau)$ полиномом p^2 в следующем виде [26]:

$$\sigma^2(\tau) \approx p^2(\tau) = k_{RR}^2 \frac{\tau^2}{2} + k_{RRW}^2 \frac{\tau}{3} + k_{BI}^2 \frac{2}{\pi} \ln 2 + k_{ARW}^2 \frac{1}{\tau} + k_{QN}^2 \frac{3}{\tau^2}, \quad (3.2)$$

Значения коэффициентов k_{RR} , k_{RRW} , k_{BI} , k_{ARW} , k_{QN} полинома (3.2) характеризуют интенсивность отдельных шумовых составляющих выходного сигнала инерциального датчика. Определение их численных значений коэффициентов может осуществляться двумя способами. Первый способ заключается в использовании метода наименьших квадратов (МНК), обеспечивая максимальное совпадение аппроксимирующей функции $p^2(\tau)$ с экспериментальной $\sigma^2(\tau)$. Однако, исходя из опыта практического применения ВА, данный подход не всегда обеспечивает определение численных значений коэффициентов шумов с достаточной точностью, особенно в тех случаях, когда некоторые шумовые процессы не наблюдаются.

Второй способ определения численных значений коэффициентов стохастических процессов заключается в графическом анализе графиков ВА. Метод графического анализа позволяет достаточно точно определять как наличие стохастических процессов, так и значения их параметров. При таком подходе, путем предварительной обработки данных выходных сигналов инерциальных датчиков, можно устранять не только детерминированные процессы, которые мешают определять параметры шумов, но так же и некоторые стохастические процессы, что позволяет повысить точность определения стохастических параметров.

Признаком наилучших качественных показатели инерциальных датчиков на графике ВА является отсутствие процессов дрейфа сигнала, которым соответствуют участки ВА с положительными наклонами (рис.3.2). Наличие постоянного дрейфа первичного сигнала инерциального датчика искажает определение нестабильности смещения нуля методом ВА в процессе приемочных испытаний, так же эти процессы затрудняют возможность определения потенциальных точностных характеристик датчика при условии компенсации детерминированных погрешностей.

Основным процессом случайной погрешности ЛГ, который учитывается при моделировании решения навигационных задач является процесс случайного блуждания угла.

3.1.2 Метод статических испытаний лазерных гироскопов с применением вейлет преобразований сигналов для вариации Аллана

Суть усовершенствования метода определения случайных погрешностей ЛГ при статических испытаниях заключается в том, чтобы использовать для расчета ВА, данные которые предварительно очищены от шума квантования с помощью вейлет анализа.

Источником шумов квантования в БИНС являются погрешности оцифровки аналоговых сигналов. Однако, при моделировании погрешности выполнения начальной выставки объекта в данном случае шум квантования не учитывается. Причиной того, что в условиях работы БИНС в статике шум квантования не применяется в расчетах погрешностей НВ является то, что случайные ошибки шумов квантования осредняются за достаточно короткий промежуток времени (десятки секунд), в то время как для выполнения задач НВ необходимо более длительное время для усреднения измерений. Современные производители АЦП так же учитывают погрешности квантования путем контроля накопленной погрешности при формировании выходных дискретных сигналов [41].

В высокоточных ЛГ основным параметром определяющим влияние случайных погрешностей на решение задач НВ является случайный уход угла, который в данной работе определяется методом ВА. Рис. 3.3 демонстрирует влияние шума квантования при определении случайного ухода угла ЛГ по ВА.

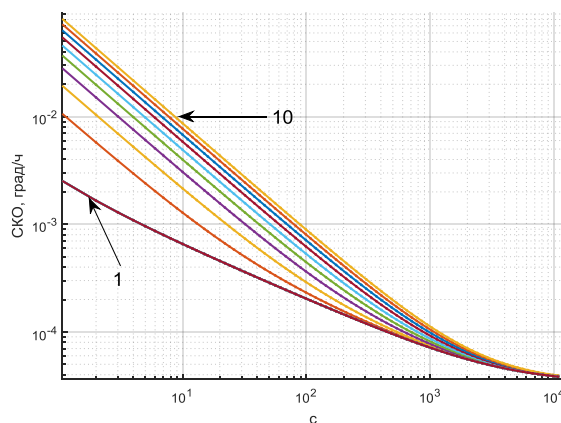


Рис. 3.3 – Результат моделирования кривых ВА для различных параметров шума квантования

Для моделирования кривых 1-10 на рис.3.3 были выбраны следующие исходные данные:

$$k_{QN} = 0,1 \dots 5,0 \text{ угл.сек,}$$

$$k_{ARW} = 0,002 \text{ град}/\sqrt{\text{ч}},$$

$$k_{BI} = 0,5 \cdot 10^{-4} \text{ град/ч}$$

$$k_{RR} = 0, k_{RRW} = 0.$$

Как видно из рис.3.3 при минимальном значении шума квантования случайный уход угла, который при моделировании определяется коэффициентом k_{ARW} определяется на графике ВА как наклон $-1/2$ Дб/дек. При увеличении значения коэффициента шума квантования k_{QN} асимптотическая характеристика случайного ухода угла значительно искажается, что исключает возможность ее определение как графическим методом, так и путем модельной аппроксимации.

Появление новых направлений в теории и технике обработки сигналов дает возможность для более глубокого анализа характеристик исследуемых систем. Одной из таких теорий является теория вейвлетов. Несмотря на то, что она является относительно новой, к нынешнему времени она уже нашла применение в изучении характеристик микромеханических гироскопов. В частности вейвлет преобразование применялось для сглаживания их сигналов перед обработкой с помощью фильтра Калмана [42, 43].

Вейвлеты представляют собой особые функции в виде коротких волн (всплесков) с нулевым интегральным значением и с локализацией по оси независимой переменной (времени или частоты), способных к сдвигу по этой оси и масштабированию (растяжению/сжатию). Любой из наиболее часто используемых типов вейвлетов порождает полную ортогональную систему функций. В случае ВП сигнала в связи с изменением масштаба вейвлеты способны выявить различие в характеристиках процесса на различных шкалах, а посредством сдвига можно проанализировать свойства процесса в различных точках на всем исследуемом интервале [44].

ВП одномерного сигнала – это его представление в виде обобщенного ряда или интеграла Фурье по системе базисных функций:

$$\psi_{ab}(t) = \frac{1}{\sqrt{a}} \psi\left(\frac{t-b}{a}\right).$$

Такие базисные функции сконструированы из материнского (исходного) вейвлета $\psi(t)$, обладающего определенными свойствами за счет операций сдвига во

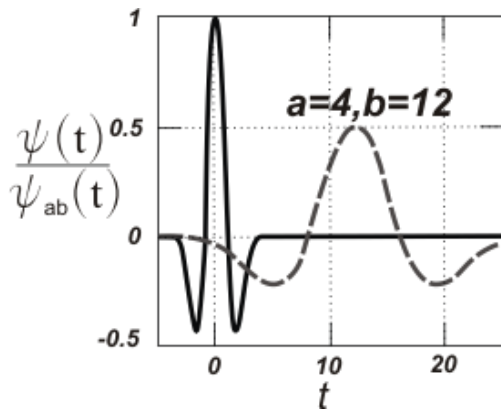


Рис. 3.4 – Графики материнского и порожденного вейвлетов

времени (b) и изменения временного масштаба (a) (рис.3.4). Множитель $1/\sqrt{a}$ обеспечивает независимость нормы этих функций от масштабирующего числа a .

Таким образом, для заданных значений параметров a и b функция $\psi_{ab}(t)$ и есть вейвлет, порождаемый материнским вейвлетом $\psi(t)$.

Так как компьютеризированная система регистрации сигналов ЛГ является дискретной системой наблюдения, то для обработки данных ЛГ необходимо использовать дискретное вейвлет-преобразование (ДВП).

Подобно дискретному преобразованию Фурье (ДПФ), ДВП оперирует вектором данных. Также подобно ДПФ, ДВП обратимо. И ДПФ, и ДВП, следовательно, могут рассматриваться как отображения, действующие из пространства входного сигнала (области времени) в пространство изображений. Для Фурье-преобразования функциями базиса является семейство синусов и косинусов. В ВП функции базиса – масштабирующие функции ("father functions") и вейвлеты ("mother functions")[44].

Дискретное преобразование произвольного сигнала записывается в виде:

$$\psi_{a_0^j, nb_0}(t) := \frac{1}{\sqrt{|a_0^j|}} \psi\left(\frac{t - kb_0}{a_0^j}\right),$$

где $j \in \mathbb{Z}$ и $a_0 > 1$.

В отличие от преобразования Фурье, ВП допускает использование фактически, бесконечного многообразия различных всплесковых базисов. Различные всплески отличаются друг от друга локализацией в пространстве и тем, как они сглаживают исходный сигнал.

Выбор анализирующего вейвлета, как правило, определяется тем, какую информацию нужно извлечь из обрабатываемого сигнала. Каждый всплеск имеет характерные особенности во временной и частотной области, поэтому иногда с помощью разных всплесков можно полнее выявить и подчеркнуть те или иные свойства анализируемых данных.

В настоящее время, благодаря своим свойствам вейвлет преобразование широко используется в качестве полосового фильтра с переменной шириной пропускания [45]. Предполагая, что случайная погрешность шума квантования описывается моделью белого (гаусовского) шума, и информация о такой погрешности содержится в высокочастотной области спектра сигнала путем применения фильтрации возможно изменить спектральный состав суммарной случайной погрешности выходного сигнала ЛГ следующим образом:

$$w_{gn}^c = \mathcal{E}_{gn}(t) + w_{gn}^{(0)} + w_{gn}^{(r)}(t) + w_{gn}^{(q)}(t) - w_{gn}^{(qw)}(t),$$

где w_{gn}^c – случайный шум n -го канала ЛГ после фильтрации шума квантования (индекс n соответствует одной из приборных осей трехосного блока x , y или z);

$w_{gn}^{(qw)}(t)$ – белый шум сигнала ЛГ очищенный фильтрацией ВП таким образом,

чтобы $\int_0^{\infty} [w_{gn}^{(q)}(t) - w_{gn}^{(qw)}(t)] = 0$. Рассматривая выходной сигнал ЛГ в дискрет-

ной форме такое условие будет иметь следующий вид:

$$\sum_{i=1}^N [w_{i\ gn}^{(q)} - w_{i\ gn}^{(qw)}] \rightarrow 0$$

где i – номер дискретного отсчета выходного сигнала ЛГ, N – количество дискретных отсчетов в запуске.

Для такой модели удаление шума при помощи вейвлет-преобразования выполняется в четыре этапа [46]:

- 1) Разложение сигнала по базису вейвлетов.
- 2) Выбор порогового значения шума для каждого уровня разложения.
- 3) Пороговая фильтрация коэффициентов детализации.
- 4) Реконструкция сигнала.

Практическая реализация фильтрации выходного сигнала ЛГ в данной работе выполнялась путем применения пакет Wavelet Toolbox системы MATLAB. В этом пакете представлен широкий выбор материнских вейвлетов. Для анализа сигналов исследуемых образцов ЛГ в качестве базиса был использован близкий к симметричным вейвлет из семейства Симлетов (рис.3.5) как один из наиболее оптимальных материнских вейвлетов для сглаживания белого шума [47]. Такие параметры фильтрации выходного сигнала ЛГ на основе ВП как уровень вейвлет-разложения, порог для детализирующих коэффициентов, параметры вейвлет-восстановления для аргументов функций ВП из пакета MATLAB Wavelet Toolbox приведены в Приложении А. На рис.3.5 приведена форма вейвлета, который использовался в данной работе для декомпозиции выходных сигналов ЛГ.

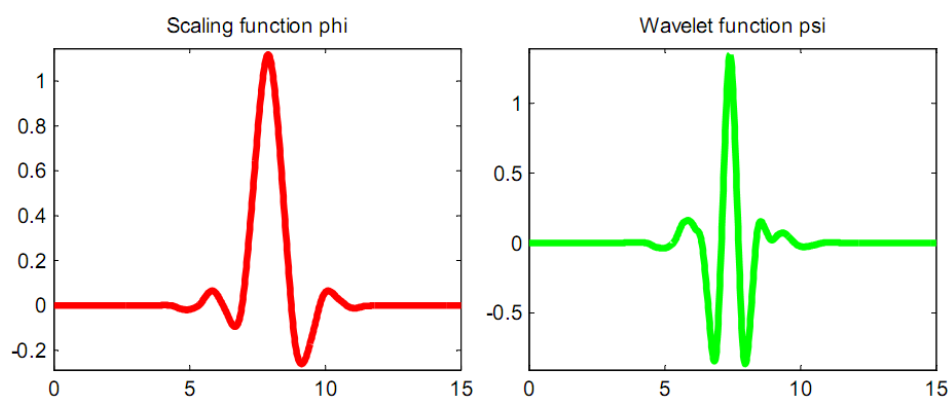


Рис. 3.5 – Масштабирующая функция и вейвлет Симлета "sym8"

Для проверки эффективности применения ВП для фильтрации шума квантования в выходном сигнала ЛГ применялся метод синтеза шумов случайных процессов [48]. Суть такого метода заключается в использовании формул

для пересчета параметров ВА в параметры спектральной плотности мощности случайной погрешности выходного сигнала ЛГ. На графике рис.3.6 приведена ВА для сигнала полученного путем синтеза шумов квантования и случайного блуждания угла.

Шум для исследованием методом ВА был синтезирован со следующими значениями параметров:

$$k_{QN} = 1,5 \text{ угл.сек}, k_{ARW} = 0,007 \text{ } ^\circ/\sqrt{\text{ч}}$$

$$k_{BI} = 0,015 \text{ } ^\circ/\text{ч}, k_{RR} = 0, k_{RRW} = 0.$$

В результате обработки синтезированного шума фильтром на основе ВП (см. Приложение А) было получено два массива данных для определения параметров этих методом ВА (рис.3.7)

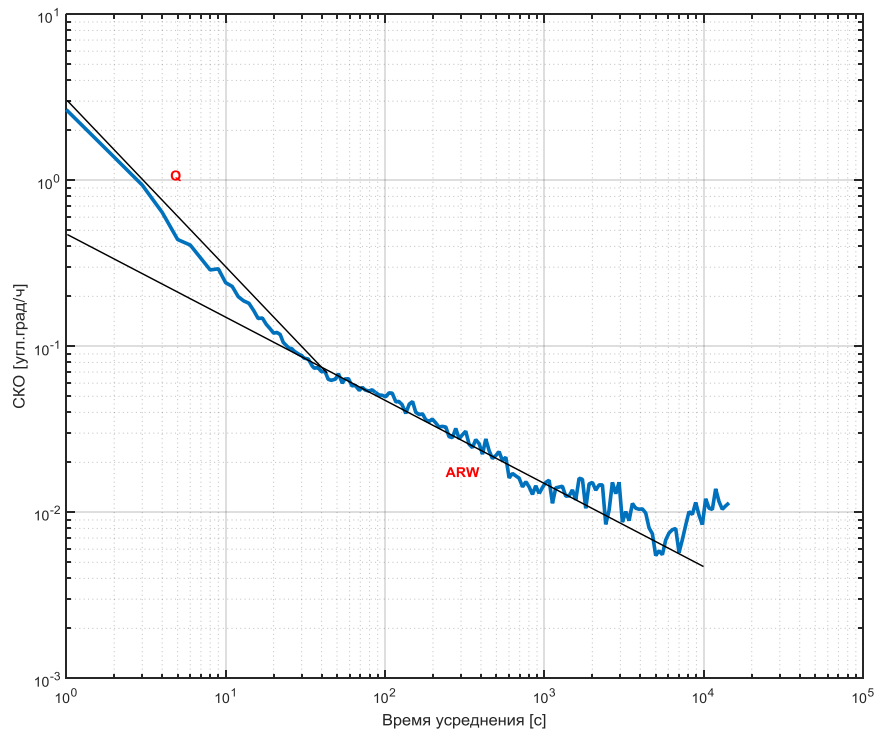


Рис. 3.6 – ВА для синтезированного сигнала ЛГ

Из графика ВА рис. 3.6 графическим методом были определены следующие значения параметров случайного шума:

$$k_{QN_1} = 1,5 \text{ угл.сек}, k_{ARW_1} = 0,0083 \text{ }^\circ/\sqrt{\text{ч}}$$

$$k_{BI_1} = 0,015 \text{ }^\circ/\text{ч}, k_{RR} = 0, k_{RRW} = 0.$$

После применения фильтрации ВП синтезированного шума и анализа графическим методом полученных данных ВА (рис. 3.7) искомый параметр случайного ухода угла были определены со следующим значениями:

$$k_{ARW_2} = 0,0067 \text{ }^\circ/\sqrt{\text{ч}}$$

Исходя из того, что разница искомого параметра относительно заданного значения k_{ARW} , определенного последним способом значительно меньше разницы с параметром в первом способе можно сделать вывод, что применение ВП является эффективным способом улучшающим определение характеристик ЛГ методом ВА.

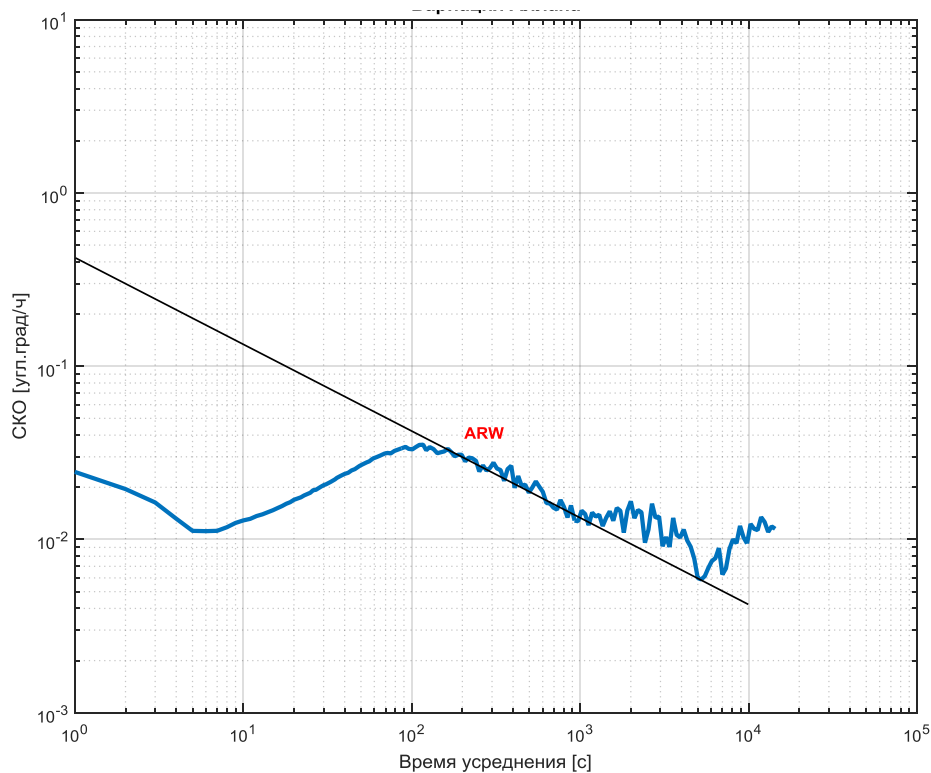


Рис. 3.7 – ВА синтезированного сигнала ЛГ после фильтрации ВП

3.1.3 Метод статических испытаний акселерометров с применением вычета погрешности от температуры самопрогрева БИНС для вариации Аллана

ВА является рекомендуемым методом [9] для определения случайных источников погрешности в инерциальных датчиках. При этом для использования ВА так же рекомендуется выполнять предварительную обработку данных для определения некоторых случайных источников погрешности, которые могут быть замаскированы наличием детерминированных процессов [13].

Характерной особенностью выбранных для исследования маятниковых АК является температурная зависимость их выходных сигналов. Даже при незначительном изменении температуры внешней среды погрешность смещения нуля в таких АК возрастает достаточно интенсивно. На рис.3.8 представлены экспериментальные данные выходного сигнала маятникового АК навигационного класса точности, который был получен в условиях температурных испытаний.

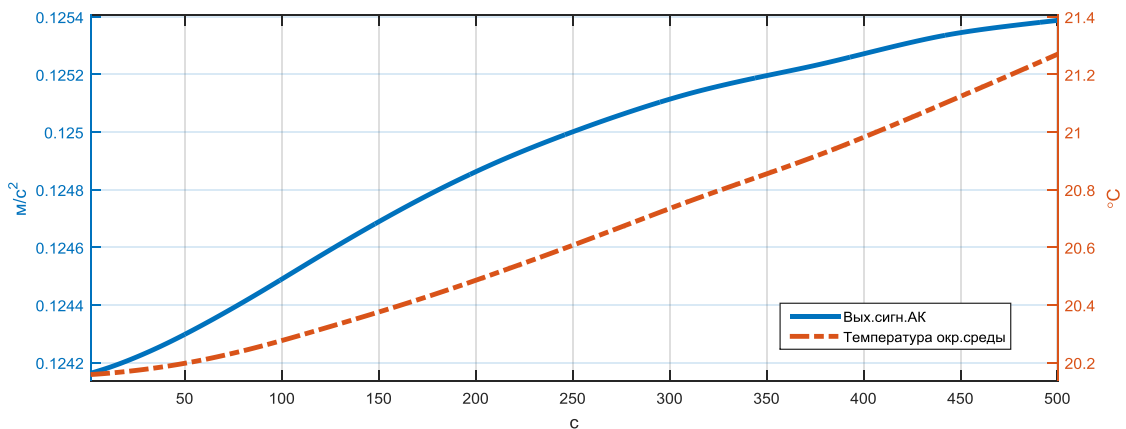


Рис. 3.8 – Дрейф выходного сигнала маятникового АК, установленного на неподвижном основании, при изменении температуры внешней среды на $\sim 1^\circ\text{C}$.

Этап статических испытаний предшествует температурным с целью индикации стохастических процессов и их параметров для оценки целесообразности дальнейших испытаний. Это в свою очередь приводит к необходимости ра-

ботать на данном этапе испытаний с выходными сигналами АК, которые в значительной степени искажаются за счет температурных погрешностей. Влияние температуры окружающей среды на выходной сигнал возникает даже в том случае, если АК в составе БИНС или трехосного блока АК помещен в температурную камеру, работающую в режиме обеспечения стабильной температуры. Такое явление возникает за счет выделения и накопления тепла внутри корпуса прибора за счет работы его блоков вспомогательной электроники и самих инерциальных датчиков. Установление температурного равновесия внутри измерительных приборов во время их работы часто называют самопрогревом, который представляет собой аperiodический переходной процесс и может быть описан уравнением [49]:

$$F(t) = p_1 e^{p_2 t} + p_3 e^{p_4 t} + p_5, \quad (3.3)$$

где $F(t)$ – выходной сигнал инерциального датчика в составе БИНС;

$p_1 \dots p_5$ – параметры уравнения переходного процесса.

Исходя из условий проведения статических испытаний (нормальная температура окружающей среды, отсутствие механических воздействующих факторов) [2] погрешность $w_{aj}^{(0)}(t)$ в формуле (2.16) будет номинально соответствовать погрешности постоянного смещения нуля АК, которая возникает вследствие изменения температуры в процессе самопрогрева БИНС:

$$w_{aj}^{(0)}(t) = F(t).$$

Как было приведено выше наличие детерминированной температурной погрешности в выходном сигнале АК приводит к затруднениям в определении параметров его шумовых процессов методом ВА и в данном случае рекомендуется выполнить предварительную обработку первичных выходных сигналов АК. Суть такой обработки в данном методе заключается в вычитании центрированной относительно своего начального значения t_0 функции $w_{aj}^{(0)}(t)$ из выходного сигнала АК:

$$a_j^-(t) = a_j(t) - \langle w_{aj}^{(0)}(t) - w_{aj}^{(0)}(t_0) \rangle, \quad (3.4)$$

где $a_j^-(t)$ – выходной сигнал АК с учетом коррекции температурной погрешности;

t_0 – начальный момент времени.

На практике переходной процесс (3.4) выражается через оценочную функцию, которая по возможности описывает с наименьшим приближением экспериментальные данные, которые представляют этот процесс. Решение таких задач характерно для области регрессионного анализа. Если задан набор эмпирических данных y_i имеющих пары независимых данных x_i и вектор оцениваемых параметров β для уравнения кривой $f(x, \beta)$, а сумма квадратических отклонений представляется выражением:

$$S(\beta) = \sum_{i=1}^m [y_i - f(x_i, \beta)]^2, \quad (3.5)$$

то решение задачи регрессионного анализа заключается в таком подборе параметров β , при котором сума (3.5) должна быть минимальной.

Функция (3.3) относится к классу нелинейных регрессионных моделей как относительно включенных в анализ переменных, так и по оцениваемым параметрам [52] поэтому для поиска ее параметров использовался один из алгоритмов нелинейной оптимизации – алгоритм Левенберга-Марквардта [51]. В основу этого алгоритма положено направление поиска, являющегося сочетанием направления Ньютона-Гаусса и наискорейшего спуска. Такой метод является итерационным. В каждой итерации вектор параметров β меняется новой оценкой $\beta + \delta$. Для определения величины δ функции $f(x_i, \beta + \delta)$ представляются их аппроксимациями в виде линейного соотношения между $f(x_i, \beta)$ и δ :

$$f(x_i, \beta + \delta) \approx f(x_i, \beta) + J_i \delta$$

где $J_i = \frac{\partial f(x_i, \beta)}{\partial \beta}$ – градиент (коэффициент линейности изменения f от изменения значения β).

Для минимальной суммы квадратических отклонений $S(\beta)$ градиент S относительно δ будет равен нулю. Приближение первого порядка для $f(x_i, \beta + \delta)$ может быть представлено следующим выражением:

$$S(\beta + \delta) \approx \sum_{i=1}^m (y_i - f(x_i, \beta) - J_i \delta)^2, \quad (3.6)$$

В векторном виде выражение (3.6) можно представить как

$$S(\beta + \delta) \approx \sum_{i=1}^m \mathbf{y} - \mathbf{f}(\beta) - \mathbf{J}\delta^2.$$

Взяв производную относительно δ и приняв результат равным нулю получим:

$$(\mathbf{J}^T \mathbf{J})\delta = \mathbf{J}^T [\mathbf{y} - \mathbf{f}(\beta)]$$

где \mathbf{J} – определитель матрицы Якоби (якобиан) у которого ряды равны \mathbf{J}_i , а \mathbf{y} и \mathbf{f} – векторы состоящие из i -х компонентов $f(x_i, \beta)$ и y_i соответственно. Это система линейных уравнений которые могут быть решены относительно δ . Особенностью метода является замена этого уравнения затухающей версией:

$$(\mathbf{J}^T \mathbf{J} + \lambda \mathbf{I})\delta = \mathbf{J}^T [\mathbf{y} - \mathbf{f}(\beta)]$$

где \mathbf{I} – единичная матрица обеспечивающая приращение δ для оцениваемого вектора параметров β ;

λ – коэффициент затухания, имеющий положительное значение и настраиваемый в каждой итерации. Если S уменьшается слишком быстро величина коэффициента так же может выбираться меньшей, что делает алгоритм более похожим на алгоритм Ньютона-Гаусса. Если итерация дает недостаточное уменьшение остатка величина λ может быть увеличена обеспечивая таким образом приближение к направлению градиентного спуска.

Однако недостаток такого алгоритма заключается в том, что если величина коэффициента затухания λ будет достаточно большой инвертирование $\mathbf{J}^T \mathbf{J} + \lambda \mathbf{I}$ не используется вообще. Марквардт обосновал, что можно масштабировать каждый компонент градиента отдельно согласно его кривизне, таким образом обеспечивая увеличение передвижения в тех направлениях, где градиент мал. Это позволяет избежать медленной сходимости в направлениях с малыми значениями градиента. Поэтому Марквардт заменил единичную матрицу \mathbf{I} диагональной матрицей, состоящей из диагональных элементов $\mathbf{J}^T \mathbf{J}$, в резуль-

тате чего алгоритм Левенберга-Марквардта в завершенном виде можно представить следующим выражением:

$$(\mathbf{J}^T \mathbf{J} + \lambda \text{diag}(\mathbf{J}^T \mathbf{J})) \delta = \mathbf{J}^T [\mathbf{y} - \mathbf{f}(\boldsymbol{\beta})]$$

Для оценки производительности алгоритмов оптимизации обычно используется функция Розенброка [52] которая для двух переменных определяется как:

$$f(x, y) = (1 - x)^2 + 100(y - x^2)^2. \quad (3.7)$$

Такая функция имеет глобальный минимум в точке $(x, y) = (1, 1)$ где $f(x, y) = 0$.

Применение алгоритма Левенберга-Марквардта для экспериментальных данных АК позволяет определить параметры функции $w_{aj}^{(0)}(t)$. После чего выполняется аппроксимация выходного сигнала АК (рис.3.9 а) и коррекция температурной погрешности по формуле (3.4) (рис.3.9 б).

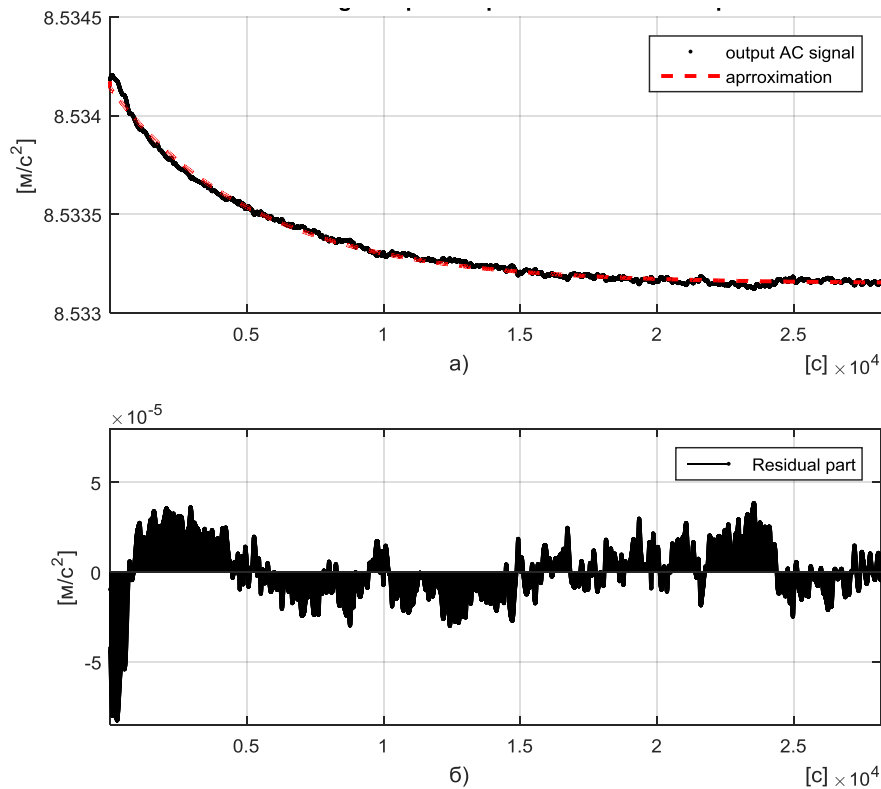


Рис. 3.9 – Результат оптимизации экспериментальных данных выходных сигналов АК и погрешность аппроксимации

На рис. 3.10 представлен результат моделирования кривых ВА для демонстрации влияния постоянного дрейфа ускорения при определении нестабильности смещения нуля АК по ВА.

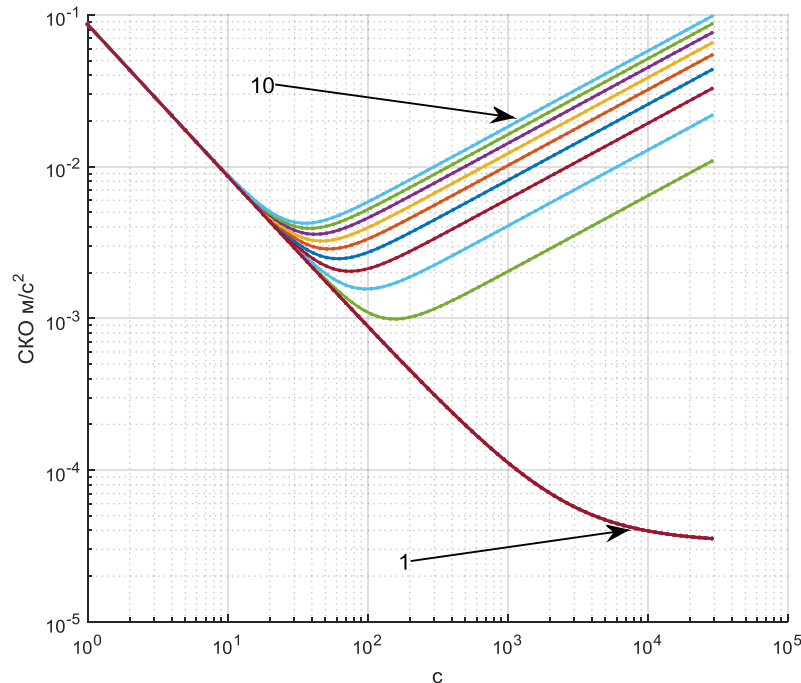


Рис. 3.10 – Результат моделирования кривых ВА для различных параметров постоянного дрейфа скорости для сигналов АК

Для моделирования кривых 1-10 на рис. 3.10 были выбраны следующие исходные данные:

$$k_{QN} = 0,05 \text{ м/с}^2 \cdot \text{с}, \quad k_{ARW} = 0,002 \text{ (м/с}^2\text{)}/\sqrt{\text{с}},$$

$$k_{BI} = 0,5 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2, \quad k_{RR} = 0 \dots 0,001 \text{ м/с}^2/\text{с}, \quad k_{RRW} = 0.$$

Как видно из рис. 3.10 на нестабильность смещения нуля в запуске по ВА в значительной мере влияет наличие постоянных дрейфов выходного сигнала АК. В данном случае главным источником такого дрейфа для маятникового АК является изменение температуры внешней среды вследствие самопрогрева внутри корпуса БИНС.

Следующим этапом исследования стохастических характеристик АК является вычисление ВА для сигнала $a_j^-(t)$. Разница между ВА сигнала АК до обработки и после вычета температурной погрешности представлена на рис. 3.11. Горизонтальными линиями на графиках рис.3.11 обозначены характеристики нестабильности смещения нуля АК в запуске (ВІ).

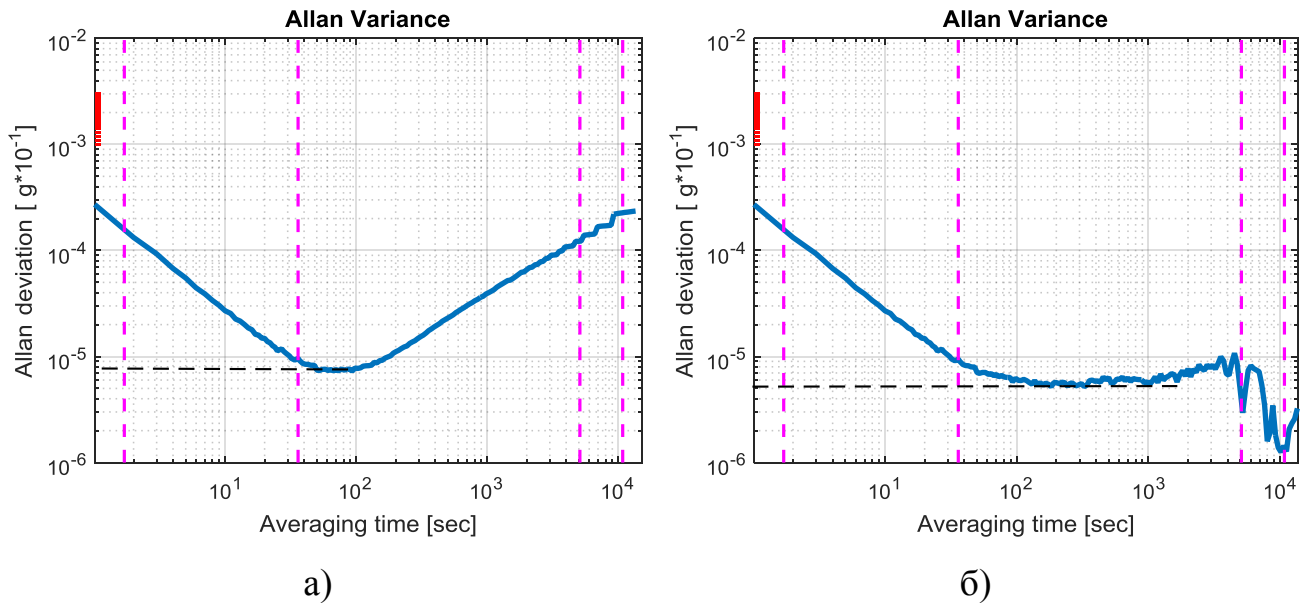


Рис. 3.11 – Полученные графические данные вариации Аллана сигнала АК до и после учета температурной погрешности

Как видно из графика, представленного на рис.3.11 а) до обработки сигнала АК коэффициент нестабильности смещения нуля составлял $1,2 \cdot 10^{-6}$ g, данная характеристика была искажена наличием температурного дрейфа, что в свою очередь привело к некорректной оценке потенциальных характеристик датчика. После применение коррекции сигнала АК для вычета погрешности вследствие температуры самопрогрева 3.11 коэффициент нестабильности смещения нуля, который был определен методом ВА составил $7,5 \cdot 10^{-7}$ g.

3.2 Разработка методов температурных испытаний

3.2.1 Общая характеристика температурных испытаний инерциальных датчиков

Целью температурных испытаний является установление зависимости основных параметров, которые определяют точностные характеристики измерительных приборов от изменения температуры окружающей среды [2]. Если такие измерительные приборы представляют собой инерциальные датчики, которые предназначены для использования в составе БИНС, то температурные испытания этих датчиков необходимо проводить так же в составе БИНС, так как вклад в погрешность выходного сигнала инерциальных датчиков вносят вспомогательные электронные блоки, предназначенные для формирования и преобразования выходных сигналов. Вспомогательные электронные блоки первичной обработки и формирования выходной информации в совокупности с инерциальными датчиками представляют собой измерительные каналы БИНС. В большинстве случаев в состав таких блоков входят АЦП, которые в свою очередь имеют свои собственные температурные погрешности [76] вследствие нестабильности характеристик их элементов и узлов, опорных напряжений и т.д.

Необходимо различать температурные испытания БИНС на стойкость к воздействиям и на устойчивость. К первым относятся испытания на циклическое воздействие смены температур для определения способности прибора противостоять быстрой смене температуры. Эти испытания заключаются в воздействии быстро сменяющихся максимального и минимального значений температуры из рабочего диапазона. Такие испытания проводятся с прибором в выключенном состоянии, а его параметры определяются после воздействия граничных температур и после выдержки в нормальных условиях. Для заданных условий работы исследуемого образца такие испытания не являются актуальными, так как их методы не требуют работы с выходными сигналами датчиков и дос-

таточно подробно описаны в технических стандартах на испытание измерительного оборудования в зависимости от классификации.

Испытания на устойчивость к температурным воздействиям заключаются в проверке параметров БИНС во время ее работы. Как правило, изделие помещается в температурную камеру на поворотный стол или неподвижное относительно Земли основание, после чего проводятся температурные тесты для наблюдения за изменением параметров. Такие тесты включают в себя как резкие изменения температуры так и долговременные выдержки при определенном значении температуры. Следует отметить, что основным объектом исследований во время температурных испытаний как для ЛГ так и для АК является дрейф смещения нуля в запуске.

3.2.2 Описание измерительного канала акселерометра

Как было описано ранее (см. рис.3.8) главным недостатком маятниковых АК является высокая температурная зависимость работы их чувствительных элементов, что приводит к увеличению погрешности определения положения объекта в инерциальной системе координат. Как правило в составе БИНС их объединяют в отдельный конструктивный блок – трехосный акселерометр, в котором номинальное расположение осей чувствительности АК является ортогональным (рис.3.12).

Одним из методов устранения влияния колебаний температуры внешней среды на работу чувствительных элементов АК является применение конструктивных решений, суть которых заключается в использовании систем термостатирования [53]. Однако при жестких требованиях к размерам и потребляемой мощности

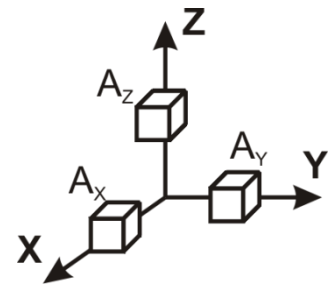


Рис. 3.12 Схема расположения осей чувствительности трехосного акселерометра

БИНС, термостатируемый объем должен быть минимальным, поэтому в некоторых случаях (в частности для исследуемого БИНС) электронный блок преоб-

разования сигналов (БПС) трехосного АК, который входит в измерительный канал, конструктивно размещают вне кожуха термостата.

Основным элементом электронного блока преобразования сигналов акселерометров является аналогово-цифровой преобразователь (АЦП). Как правило, диапазон рабочих температур АЦП относительно широкий: от -40 до $+85^{\circ}\text{C}$ [41]. Однако изменения температуры могут влиять на характеристик следующих элементов АЦП [54]:

- микросхемы;
- источник опорного напряжения;
- резистивный делитель;
- усилитель с программируемым коэффициентом усиления;
- напряжение, создаваемое паразитными токами на печатной плате.

Исходя из этого в технической документации на АЦП в большинстве случаев указываются такие параметры как смещение нуля, дрейф коэффициента усиления, точность в диапазоне рабочих температур [41,55].

Исследования погрешностей от воздействия температуры проводились с трехосным АК, особенностью конструкции которого является наличие термостатированного объема в который помещены его ЧЭ. Функциональная схема измерительного канала такого трехосного АК представлена на рис.3.13.

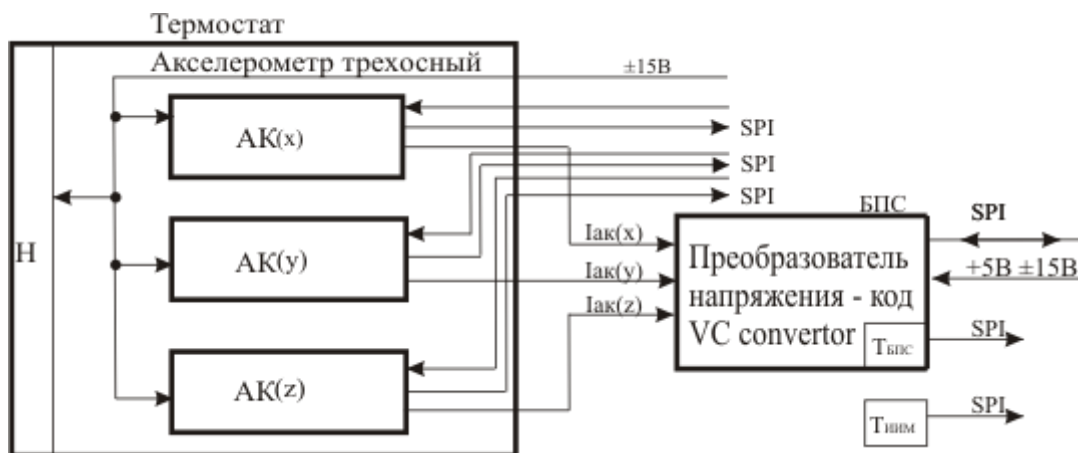


Рис. 3.13 – Функциональная схема измерительных каналов трехосного АК
 АК $x(y,z)$ – акселерометры, БПС – блок преобразования сигналов, Н – нагреватель, SPI – интерфейс информационного обмена, Т $_{бпс}$ – термодатчик на плате БПС, Т $_{иим}$ – термодатчик для измерения температуры внешней среды, размещенный на корпусе ИИМ.

БПС трехосного АК предназначен для преобразования аналоговых сигналов трех АК, расположенных по трем взаимоортогональным осям (рис.3.12) в виде сигналов постоянного тока в диапазоне ± 15 мА в цифровую форму 16-разрядных целых чисел в дополнительном коде, пропорциональных приращению входного сигнала по времени за период цикла преобразования (τ).

По схемотехническому решению БПС относится к классу интегрирующих АЦП с уравниванием заряда, сравнивающим приращение входного тока за период цикла преобразования с определенным элементарным значением заряда Q_e , определяющим цену младшего разряда выходного целочисленного кода [41]. Тогда, принимая, что входной ток во время цикла преобразования предполагается неизменным, приращение заряда за это время представляется простым произведением:

$$Q_e = I_{x(y,z)} \times \tau.$$

Представив значение порогового заряда как аналогичное по форме произведение эквивалентной разрешающей способности по току на длительность цикла преобразования, получим:

$$Q_e = I_e \times \tau.$$

Принцип работы БПС заключается в оценке и последующем преобразовании в цифровую форму отношения $Q_{x(y,z)} / Q_e$, которое, с учетом приведенного выше, сводится к отношению токов $I_{x(y,z)} / I_e$. Тогда с учетом инструментального смещения нуля, характеристика преобразования БПС по каждому из каналов АК $_{x(y,z)}$ описывается формулой:

$$N_{x(y,z)} = \text{round} \left[\left(I_{x(y,z)} + \Delta I_{sx(y,z)} \right) / I_e \right]$$

где $I_{x(y,z)}$ – входной ток канала $x(y,z)$ БПС, [мА];

$\Delta I_{sx(y,z)}$ – приведенное ко входу инструментальное смещение нуля соответствующего измерительного канала БПС, [мА];

$I_e = Q_e / \tau$ – эквивалентная разрешающая способность БПС по току [мА];

round – операция округления до ближайшего целого;

$N_{x(y,z)}$ – значение целочисленного цифрового кода на выходе БПС, [1/цикл].

Таким образом, произведение $N_{x(y,z)} \times Q_e$ имеет размерность [(мА×с)/цикл] и представляет собой квантованное по уровню значение приращения интеграла входного сигнала за период цикла преобразования.

На практике для удобства применяется другая форма записи формулы характеристики преобразования:

$$N_{x(y,z)} = \text{round} \left[K_{x(y,z)} \times (I_{x(y,z)} + \Delta I_{sx(y,z)}) \right] \quad (3.8)$$

где $K_{x(y,z)} = 1 / I_e$ – масштабный коэффициент ИК $x(y,z)$, [мА × цикл⁻¹].

Выражение (3.8) может быть представлено в виде:

$$N_{x(y,z)} = K_{x(y,z)} \times I_{x(y,z)} + K_{x(y,z)} \Delta I_{sx(y,z)} = N_{cx(y,z)} + \Delta N_{sx(y,z)} \quad (3.9)$$

где $N_{cx(y,z)}$ – центрированное значение цифрового кода на выходе ИК, [1/цикл];

$\Delta N_{sx(y,z)}$ – приведенное к выходу смещение нуля, [1/цикл].

Очевидно, что задав равные по модулю, но противоположные по знаку значения входного тока и при этом зафиксировав соответствующие значения выходного кода $N_{x(y,z)}^+$ и $N_{x(y,z)}^-$, можно определить:

$$\Delta N_{sx(y,z)} = (N_{x(y,z)}^+ + N_{x(y,z)}^-) / 2 \quad (3.10)$$

где $\Delta N_{sx(y,z)}$ – приведенное к выходу смещение нуля;

$$N_{cx(y,z)}^P = (N_{x(y,z)}^+ - N_{x(y,z)}^-) / 2 \quad (3.11)$$

где $N_{cx(y,z)}^P$ – положительное центрированное значение цифрового кода на выходе БПС, соответствующее значению входного тока, равному $I_{x(y,z)}^P$.

При этом для каждого ИК $x(y,z)$ могут быть рассчитаны:

$$K_{x(y,z)} = N_{cx(y,z)}^+ / I_{x(y,z)}^+ \quad (3.12)$$

где $K_{x(y,z)}$ значение масштабного коэффициента ИК.

$$\Delta I_{sx(y,z)} = \Delta N_{sx(y,z)} / K_{x(y,z)} \quad (3.13)$$

где $\Delta I_{sx(y,z)}$ приведенное ко входу смещение нуля.

К параметрам инструментального смещения нуля $\Delta I_{sx(y,z)}$ (или $\Delta N_{sx(y,z)}$) наряду с требованиями, аналогичными требованиям к $K_{x(y,z)}$, предъявляется требование минимизации его (смещения) абсолютной величины т.к. от его уровня зависит динамический диапазон преобразовываемого сигнала.

Реализация БПС, примененного в исследуемом трехосном АК, обеспечивая выполнение требования минимизации временного дрейфа, не обеспечивает того же в отношении температурного, что требует принятия дополнительных мер для компенсации его влияния на результат преобразования.

Температурный дрейф термостатированного трехосного АК проявляется в том, что при не зависящем от температуры значении входного тока $I_{x(y,z)}$ на выходе БПС наблюдается существенная с точки зрения точности преобразования погрешность значений выходных кодов $N_{x(y,z)}$, которая обусловлена влия-

нием изменения температуры окружающей среды [17]. На основании наблюдения факта воспроизводимости температурного дрейфа в серии повторяющихся испытаний можно полагать, что существует функция $f_{x(y,z)}^T(\Delta T)$, которая с достаточной точностью аппроксимирует зависимость выходной информации каналов трехосного АК от изменения температуры ΔT . Так как в составе трехосного АК предусмотрено наличие датчика температуры в БПС, то аппроксимирующая функция $f_{x(y,z)}^T(\Delta T)$ трансформируется в другую – $F_{x(y,z)}^T(N_t)$, где N_t – выходной код термодатчика. Такая функция устанавливает взаимно однозначное соответствие между показаниями термодатчика и значениями выходного кода измерительных каналов. С учетом того, что БПС предназначен для преобразования значений входного тока в цифровую форму, функция должна быть от двух независимых переменных:

$$N_{x(y,z)}(A_{x(y,z)}, N_t) = F_{x(y,z)}^T(A_{x(y,z)}, N_t) \quad (3.14)$$

где $A_{x(y,z)}$ – выходной сигнал измерительных каналов трехосного АК.

В соответствии с выражениями (3.9)...(3.11) для каждой пары значений $\{A_{x(y,z)}, N_t\}$ должно существовать однозначное представление выходного кода измерительных каналов трехосного АК в виде суммы его центрированного значения и приведенного к выходу смещения нуля, отсюда следует, что функция (3.14) представима в виде суммы двух функций:

$$F_{x(y,z)}^T(A_{x(y,z)}, N_t) = N_{cx(y,z)}(A_{x(y,z)}, N_t) + \Delta N_{sx(y,z)}(A_{x(y,z)}, N_t) \quad (3.15)$$

Рассмотрим первое слагаемое в правой части уравнения (3.15). В соответствии с назначением БПС, для любого N_t оно должно представлять линейную функцию от входного тока. По аналогии с выражением (3.14) его можно представить в виде:

$$N_{cx(y,z)}(A_{x(y,z)}, N_t) = K_{cx(y,z)}(N_t) A_{x(y,z)} \quad (3.16)$$

здесь $K_{cx(y,z)}(N_t)$ представляет функцию, отражающую зависимость масштабного коэффициента измерительных каналов трехосного АК от показаний датчика температуры. Для описания относительного изменения центрированного значения цифрового кода измерительных каналов трехосного АК вызванного изменением температуры введем в рассмотрение нормированную аппроксимирующую функцию $F_{cx(y,z)}^T(N_t)$:

$$N_{cx(y,z)}(A_{x(y,z)}, N_t) = N_{cx(y,z)}(A_{x(y,z)}, 0) \times F_{cx(y,z)}^T(N_t) \quad (3.17)$$

Таким образом, нормированная аппроксимирующая функция $F_{cx(y,z)}^T(N_t)$ описывает относительное изменение центрированного значения цифрового кода на выходе измерительного канала трехосного АК при неизменном входном токе БПС, вызванное изменением температуры относительно нормальных условий работы ($\Delta T=0$, при 20°C). Эта функция тождественна функции, которая описывает относительное изменение масштабного коэффициента измерительных каналов трехосного АК вызванное изменением температуры окружающей среды.

Второе слагаемое в уравнении (3.17) по определению не зависит от входного тока (см. уравнение (3.14)) т.е. является функцией одной переменной N_t :

$$\Delta N_{sx(y,z)}(A_{x(y,z)}, N_t) = \Delta N_{sx(y,z)}(N_t)$$

Так как в практике аппроксимации температурных зависимостей широко используется подход с применением нормированных аппроксимирующих функций [13], представим аддитивную температурную погрешность смещения нуля в виде:

$$\Delta N_{sx(y,z)}(N_t) = \Delta N_{sx(y,z)}(0) + F_{sx(y,z)}^T(N_t)$$

где $\Delta N_{sx(y,z)}(0)$ – значение приведенного к выходу смещения нуля при нормальных условиях работы; $F_{sx(y,z)}^T(N_t)$ – аппроксимирующая функция, нормированная по отношению к смещению нуля.

Для $F_{sx(y,z)}^T(N_t)$ и $F_{cx(y,z)}^T(N_t)$ должны выполняться следующие условия:

$$\begin{cases} F_{cx(y,z)}^T(N_t) = 1 \\ F_{sx(y,z)}^T(N_t) = 0 \end{cases}$$

Функции $F_{sx(y,z)}^T(N_t)$ и $F_{cx(y,z)}^T(N_t)$ могут быть получены путем обработки выходных сигналов измерительных каналов трехосного АК в ходе температурных испытаний. Обычно такие функции представляют собой степенной ряд вида:

$$F^T(N_t) = 1 + a_1 \times N_t + a_2 \times (N_t)^2 + a_3 \times (N_t)^3 + a_4 \times N_t + \dots + a_n \times (N_t)^n$$

3.2.3 Описание метода алгоритмической компенсации температурного дрейфа смещения нуля и масштабного коэффициента для измерительных каналов трехосного акселерометра

Конечная цель термокомпенсации температурной погрешности измерительных каналов трехосного АК заключается в обработке выходной информации $N_{x(y,z)}$, полученной при произвольной текущей температуре корректирующим алгоритмом для расчета прогнозного значения $\hat{N}_{x(y,z)}(0)$, которое могло бы быть сформированным при том же входном токе в нормальных условиях работы (при 20°C).

На рис.3.14 Представлена общая схема корректирующего звена трехосного АК для режимов температурного воздействия.

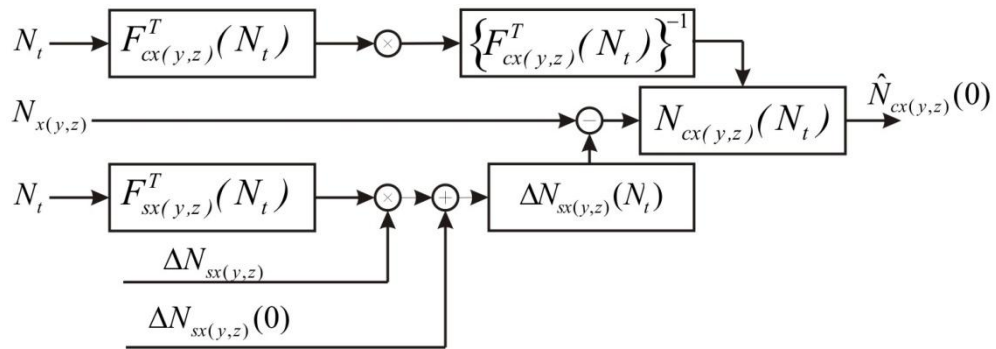


Рис. 3.14 – Разработанная общая схема корректирующего звена температурного воздействия

Как видно из схемы необходимыми априорными данными для работы такого алгоритма являются:

- 1) приведенное к выходу смещение нуля $\Delta N_{sx(y,z)}(0)$, измеренное в нормальных условиях (при 20°C);
- 2) изменение смещения нуля $\Delta N_{sx(y,z)}$, зафиксированное на данном участке температур относительно $\Delta N_{sx(y,z)}(0)$;
- 3) нормированная аппроксимирующая функция термозависимости смещения нуля $F_{sx(y,z)}^T(N_t)$;
- 4) нормированная аппроксимирующая функция термозависимости централизованного значения $F_{cx(y,z)}^T(N_t)$.

На рис.3.15 представлена циклограмма температурных режимов термокамеры для описываемой методики графики температурных датчиков $T_{ИИМ}$ и $T_{БПД}$ (см. рис.3.17) для одного из испытаний исследуемого трехосного АК.

Характерной особенностью показаний термодатчиков в исследуемом образце является то, что термодатчик в БПД реагирует на изменение температуры внешней среды с некоторым временным запаздыванием Δt относительно корпусного термодатчика ИИМ.

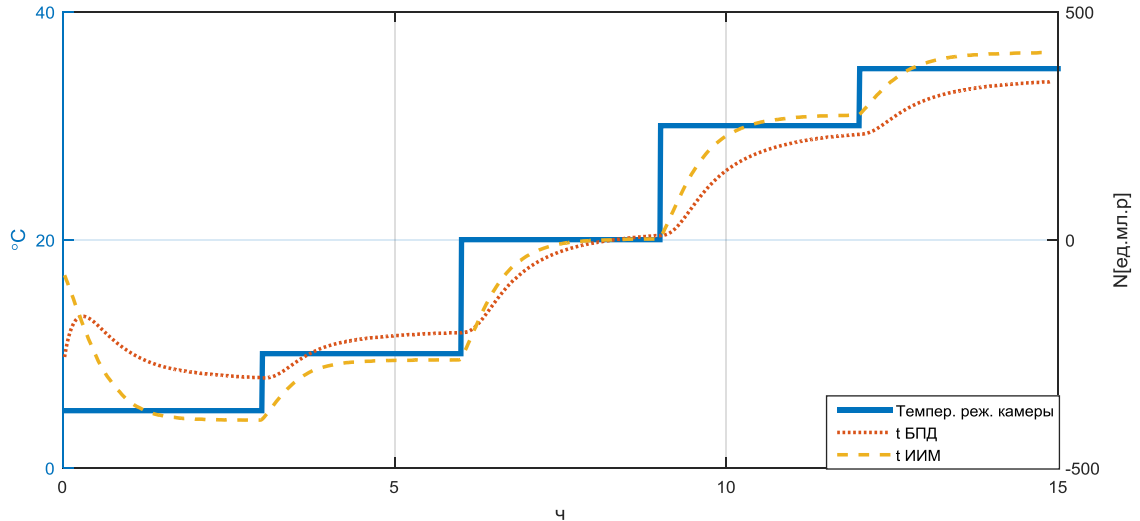


Рис. 3.15 – Полученное изменение температуры внутри корпуса БИНС и на плате БПС относительно циклограммы термоиспытаний.

Для исследования влияния динамики изменения температуры внешней среды на смещение нуля выходных сигналов трехосного АК (рис.3.16.а) необходимо выполнить анализ производных от сигналов $\frac{dT_{БПД}}{dt}$ и $\frac{dT_{ИИМ}}{dt}$ (рис.3.16.б).

Экспериментальные данные позволяют сделать выводы о том, что погрешность смещения нуля измерительного канала трехосного АК значительно возрастает при динамическом режиме изменения температуры, который соответствует времени перехода термокамеры на новый температурный режим согласно циклограмме рис.3.15. После окончания интенсивного изменения температуры в термокамере наблюдается статический режим воздействия температуры на выходные сигналы трехосного АК, для которого характерно наличие постоянного дрейфа нуля с меньшей скоростью относительно динамического режима изменения температуры за счет постепенного самопрогрева трехосного АК.

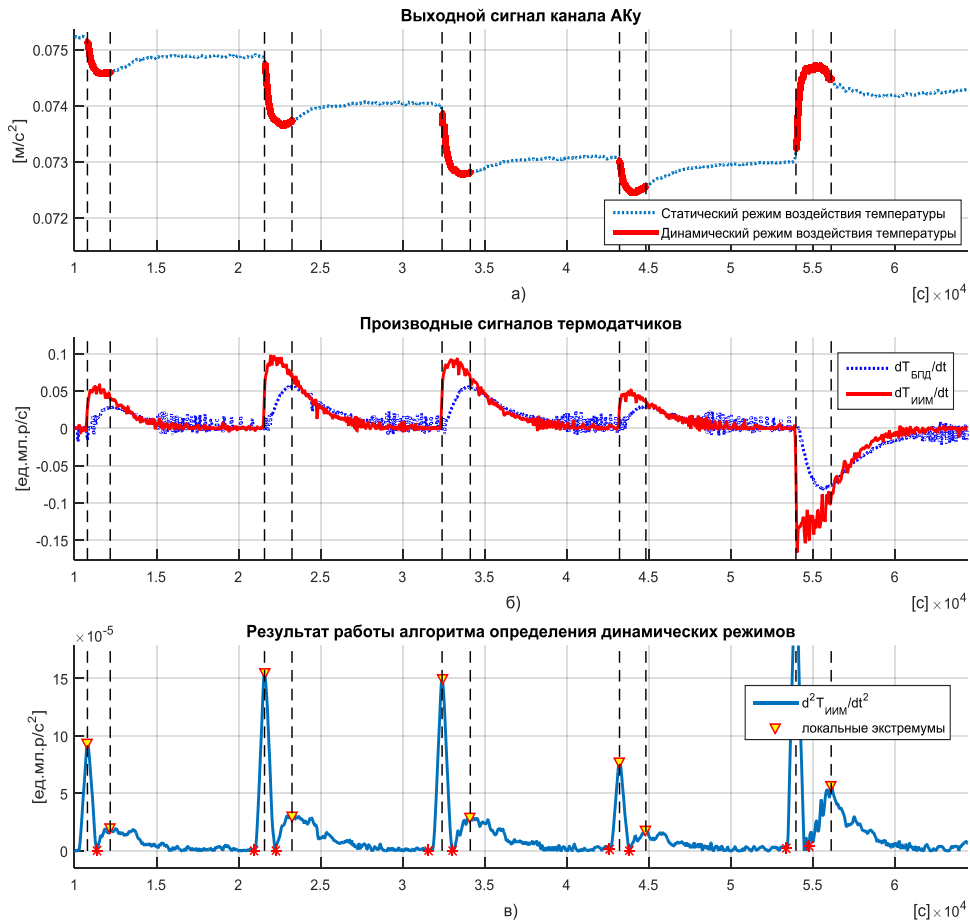


Рис. 3.16 – Результаты исследования динамики температуры.

Погрешность аппроксимации при использовании модели (3.15) для схемы корректирующего звена из рис.3.14 возникает из-за несоответствия полиномов аппроксимирующих функций $F_{sx(y,z)}^T(N_t)$ и $F_{cx(y,z)}^T(N_t)$ одновременно участкам с динамическим и статическим воздействием температуры. На рис.3.17 представлен результат применения общей аппроксимирующей модели для одной из реализаций температурных испытаний исследуемого образца трехосного АК. Как видно нескомпенсированные участки соответствуют режимам динамического воздействия температуры на выходной сигнал трехосного АК.

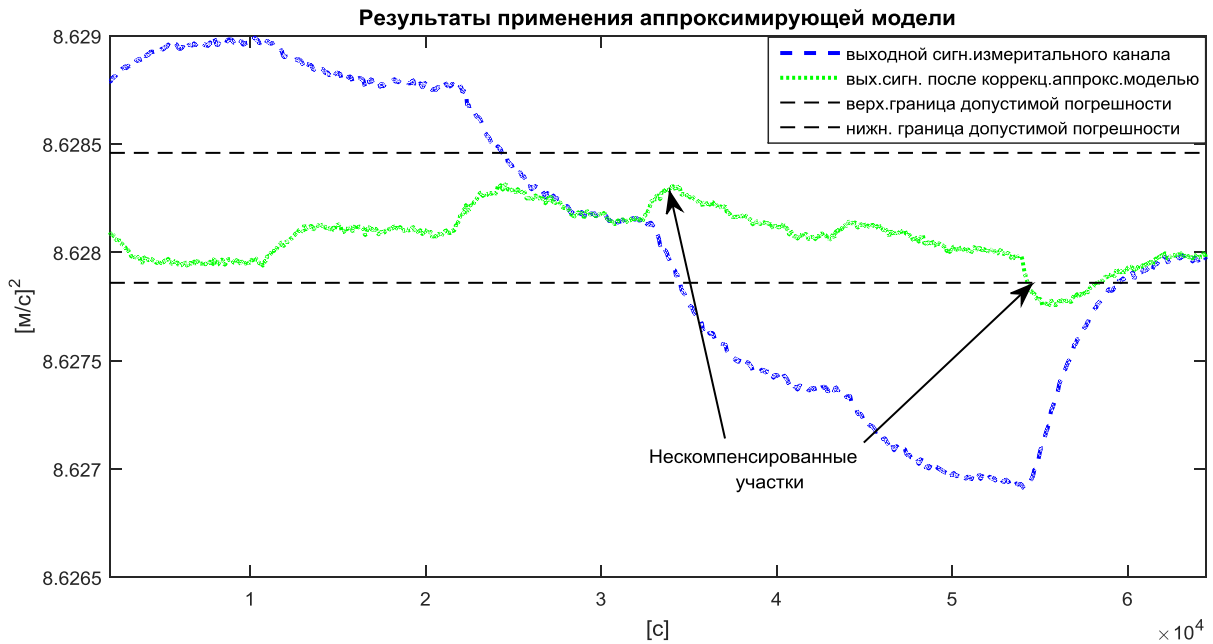


Рис. 3.17 – Полученные погрешности аппроксимирующей модели после применения коррекции по общей аппроксимирующей модели температурной погрешности

Наблюдаемый эффект временного запаздывания реакции термодатчика $T_{\text{БПД}}$ (рис. 3.15) на изменение температуры внешней среды относительно показаний термодатчика $T_{\text{ИИМ}}$ с временем Δt позволяет осуществлять идентификацию режимов температурного воздействия на выходные сигналы измерительного канала трехосного АК. Представим функцию идентификации в следующем виде:

$$S\left(\frac{d^2T_{\text{ИИМ}}}{dt^2}\right) = \begin{cases} 1, S\left(\frac{d^2T_{\text{ИИМ}}}{dt^2}\right) > \Delta T_{\text{П}} \\ 0, S\left(\frac{d^2T_{\text{ИИМ}}}{dt^2}\right) \leq \Delta T_{\text{П}} \end{cases}, \quad (3.18)$$

где $\Delta T_{\text{П}}$ – пороговое значение скорости изменения температуры.

В зависимости от величины временного запаздывания Δt , которое определяется в режиме постобработки экспериментальных данных серии температурных испытаний, функцию (3.18) можно определить через метод рекурсии для ее использования в режиме реального времени работы трехосного АК.

Метод алгоритмической термокомпенсации заключается в использовании функции идентификации (3.18) для применения температурной модели (3.14) на каждый из режимов воздействия температуры на выходной сигнал АК:

$$F_{x(y,z)}^T(A_{x(y,z)}, N_t) = \begin{cases} F_{x(y,z)}^{Td}(A_{x(y,z)}, N_t), S\left(\frac{d^2T_{ИИМ}}{dt^2}\right) = 1 \\ F_{x(y,z)}^{Ts}(A_{x(y,z)}, N_t), S\left(\frac{d^2T_{ИИМ}}{dt^2}\right) = 0 \end{cases}, \quad (3.19)$$

где $F_{x(y,z)}^{Td}(A_{x(y,z)}, N_t)$ – функция аппроксимирующая зависимость выходных данных трехосного акселерометра от динамического режима изменения температуры, $F_{x(y,z)}^{Ts}(A_{x(y,z)}, N_t)$ – функция аппроксимирующая зависимость выходных данных трехосного акселерометра от статического режима изменения температуры, $S\left(\frac{d^2T_{БПД}}{dt^2}\right)$ – алгоритм, определяющий режим изменения температуры (результат работы алгоритма представлен на рис.3.15 в).

Контроль результата обработки алгоритмом коррекции по методике алгоритмической термокомпенсации выполняется на основании выходной информации всех трех измерительных каналов трехосного АК для и представляется как расчетное значение модуля ускорения свободного падения \hat{g} [м/с²], определяемое по формуле $\hat{g} = \sqrt{N_x^2 + N_y^2 + N_z^2}$.

3.3 Разработка метода калибровки БИНС

3.3.1 Описание скалярного метода калибровки

В данной работе для калибровки трехосных блоков АК и ЛГ используется метод стендовой калибровки, который был разработан на основе скалярной калибровки. Рассмотрим более детально метод скалярной калибровки.

Скалярный способ калибровки [56] инерциального измерительного модуля или БИНС получил свое название благодаря тому, что в качестве эталона изме-

ряемой величины принимают не вектор, а скалярную величину. В гравитационном поле Земли для гироскопов такой скалярной величиной будет являться угловая скорость вращения Земли Ω , а для акселерометров – величина ускорения силы тяжести g .

Пусть инерциальный измерительный модуль БИНС представляет собой триаду одноосных гироскопов и акселерометров, связанных с основанием прибора и осями $Oxyz$.

С учетом погрешностей измерительного тракта (нулевые сигналы, погрешности масштабных коэффициентов), неортогональности осей чувствительности гироскопов и акселерометров, приводящих к перекрестным связям, а также случайных шумов выходные сигналы гироскопов и акселерометров в первом приближении имеют вид:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{U}_G \\ \dots \\ \mathbf{U}_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_G \\ \dots \\ \mathbf{B}_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{S}_G + \mathbf{E}_G + \mathbf{M}_G & \vdots & \mathbf{0} \\ \dots & \vdots & \dots \\ \mathbf{0} & \vdots & \mathbf{S}_A + \mathbf{E}_A + \mathbf{M}_A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \\ \dots \\ \mathbf{a} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{w}_G \\ \dots \\ \mathbf{w}_A \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

где $\mathbf{U}_{G(A)}$ - левые части уравнений представляют собой выходные сигналы гироскопов и акселерометров; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ – проекции измеряемой угловой скорости $\vec{\omega}$; $\mathbf{a} = [a_x, a_y, a_z]^T$ – проекции измеряемого ускорения \vec{a} ; $\mathbf{B}_{G(A)}$ – блочные матрицы, состоящие из $B_{x_G}, B_{y_G}, B_{z_G}$ – нулевых сигналов гироскопов, и $B_{x_A}, B_{y_A}, B_{z_A}$ – нулевых сигналов акселерометров; $\mathbf{S}_G, \mathbf{S}_A$ – диагональные матрицы, элементами которых являются $S_{x_G}, S_{y_G}, S_{z_G}$ – масштабные коэффициенты гироскопов и $S_{x_A}, S_{y_A}, S_{z_A}$ – масштабные коэффициенты акселерометров, $\mathbf{E}_{G(A)}$ – диагональные матрицы, элементами которых являются $E_{x_G}, E_{y_G}, E_{z_G}$ – погрешности масштабных коэффициентов гироскопов и $E_{x_A}, E_{y_A}, E_{z_A}$ – погрешности масштабных коэффициентов акселерометров; $\mathbf{w}_{G(A)}$ – вектор-столбец, состоящий из $n_{x_G}, n_{y_G}, n_{z_G}$ – случайных шумов гироскопов и $n_{x_A}, n_{y_A}, n_{z_A}$ – случайных шумов акселерометров, а из коэффициентов, пропор-

циональных углам неортогональностей осей приборов, можно составить матрицы:

$$\mathbf{M}_G = \begin{bmatrix} 0 & \Delta_{xz_G} & -\Delta_{xy_G} \\ -\Delta_{yz_G} & 0 & \Delta_{yx_G} \\ \Delta_{zy_G} & -\Delta_{zx_G} & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{M}_A = \begin{bmatrix} 0 & \Delta_{xz_A} & -\Delta_{xy_A} \\ -\Delta_{yz_A} & 0 & \Delta_{yx_A} \\ \Delta_{zy_A} & -\Delta_{zx_A} & 0 \end{bmatrix}.$$

Здесь в обозначении коэффициента Δ_{xz} первый индекс указывает, что прибор, расположенный на оси ox , повернут вокруг оси oz на угол, пропорциональный Δ_{xz} .

Так как скалярная калибровка проводится на неподвижном основании в гравитационном поле Земли, можно перейти от кажущегося ускорения \vec{a} к проекциям ускорения силы тяжести \vec{g} и от угловой скорости основания $\vec{\omega}$ к угловой скорости вращения Земли $\vec{\Omega}$. Разделим каждое уравнение выходного сигнала акселерометра на соответствующий масштабный коэффициент и модуль вектора \vec{g} ($g = \sqrt{g_x^2 + g_y^2 + g_z^2}$) и каждое уравнение выходного сигнала гироскопа на соответствующий масштабный коэффициент и модуль вектора $\vec{\Omega}$ ($\Omega = \sqrt{\Omega_x^2 + \Omega_y^2 + \Omega_z^2}$).

Введем новые обозначения безразмерных выходных сигналов и величин правых частей:

$$u_{ja} = \frac{U_{jA}}{S_{jA} g}; \bar{g}_j = \frac{g_j}{g}; b_{ja} = \frac{B_{jA}}{S_{jA} g}; e_{ja} = \frac{E_{jA}}{S_{jA}}; n_{ja} = \frac{n_{jA}}{S_{jA} g};$$

$$u_{jg} = \frac{U_{jG}}{S_{jG} \Omega}; \bar{\Omega}_j = \frac{\Omega_j}{\Omega}; b_{jg} = \frac{B_{jG}}{S_{jG} \Omega}; e_{jg} = \frac{E_{jG}}{S_{jG}}; n_{jg} = \frac{n_{jG}}{S_{jG} \Omega}.$$

Здесь $j = x, y, z$, а также

$$\delta_{xz_{a(g)}} = \frac{\Delta_{xz_{A(G)}}}{S_{x_{A(G)}}}; \delta_{xy_{a(g)}} = \frac{\Delta_{xy_{A(G)}}}{S_{x_{A(G)}}}; \delta_{yz_{a(g)}} = \frac{\Delta_{yz_{A(G)}}}{S_{y_{A(G)}}};$$

$$\delta_{yx_{a(g)}} = \frac{\Delta_{yx_{A(G)}}}{S_{y_{A(G)}}}; \delta_{zy_{a(g)}} = \frac{\Delta_{zy_{A(G)}}}{S_{z_{A(G)}}}; \delta_{zx_{a(g)}} = \frac{\Delta_{zx_{A(G)}}}{S_{z_{A(G)}}}.$$

Согласно скалярному способу калибровки, следует вычислить скалярную величину вектора измерений и сравнить его с известным скалярным значением измеряемого вектора. Поскольку $\bar{g}_x^2 + \bar{g}_y^2 + \bar{g}_z^2 = 1$, а также пренебрегая величинами второго порядка малости, для триады акселерометров получим:

$$\begin{aligned} \frac{1}{2}(u_{xa}^2 + u_{ya}^2 + u_{za}^2 - 1) &= (b_{xa} + n_{xa})\bar{g}_x + (b_{ya} + n_{ya})\bar{g}_y + (b_{za} + n_{za})\bar{g}_z + \\ &+ e_{xa}\bar{g}_x^2 + e_{ya}\bar{g}_y^2 + e_{za}\bar{g}_z^2 + (\delta_{xz_a} - \delta_{yz_a})\bar{g}_x\bar{g}_y + (\delta_{zy_a} - \delta_{xy_a})\bar{g}_x\bar{g}_z + \\ &+ (\delta_{yx_a} - \delta_{zx_a})\bar{g}_y\bar{g}_z. \end{aligned} \quad (3.21),$$

аналогично получим для триады гироскопов:

$$\begin{aligned} \frac{1}{2}(u_{xg}^2 + u_{yg}^2 + u_{zg}^2 - 1) &= (b_{xg} + n_{xg})\bar{\Omega}_x + (b_{yg} + n_{yg})\bar{\Omega}_y + (b_{zg} + n_{zg})\bar{\Omega}_z + \\ &+ e_{xg}\bar{\Omega}_x^2 + e_{yg}\bar{\Omega}_y^2 + e_{zg}\bar{\Omega}_z^2 + (\delta_{xz_g} - \delta_{yz_g})\bar{\Omega}_x\bar{\Omega}_y + (\delta_{zy_g} - \delta_{xy_g})\bar{\Omega}_x\bar{\Omega}_z + \\ &+ (\delta_{yx_g} - \delta_{zx_g})\bar{\Omega}_y\bar{\Omega}_z. \end{aligned} \quad (3.22).$$

Итак, разность между скалярной величиной нормированного измеряемого вектора и его действительным значением, равным единице, пропорциональна погрешностям трехосных блоков гироскопов и акселерометров. Коэффициентами в этой зависимости являются нормированные значения измеряемого ускорения $\bar{g}_x, \bar{g}_y, \bar{g}_z$ для акселерометров и угловой скорости $\bar{\Omega}_x, \bar{\Omega}_y, \bar{\Omega}_z$ для гироскопов, их степени и произведения.

В уравнениях (3.21) и (3.22) искомыми неизвестными являются 18 параметров, которые искажают выходные сигналы БИНС. Шесть из них представляют собой разности углов неортогональности осей датчиков.

Для калибровки БИНС надо в поле силы тяжести поворачивать трехосные блоки гироскопов и акселерометров в ее составе вокруг определенного направления на фиксированные углы и в каждом положении получать нормированные выходные сигналы. Для решения уравнений (3.21) и (3.22) требуется минимум девять положений БИНС, т.е. число испытаний должно быть $n \geq 9$. Дело в том, что в каждом положении БИНС одновременно измеряются выходные сигналы,

как гироскопов, так и акселерометров, поэтому минимальное число положений в два раза меньше общего числа искомым параметров.

Таким образом, изменяя углы поворота $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i (i = \overline{1, n})$ БИНС относительно географической системы координат $o\xi\eta\zeta$, измеряя и нормируя выходные сигналы БИНС, по заранее вычисленным элементам матрицы направляющих косинусов, можно с помощью метода наименьших квадратов определить погрешности БИНС.

Уравнения (3.21) и (3.22) в матричной форме имеют вид:

$$\mathbf{u} = \mathbf{X} \cdot \mathbf{e} \quad (3.23)$$

$$\text{где } \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_a \\ \dots \\ \mathbf{u}_g \end{bmatrix}; \quad \mathbf{X} = \begin{bmatrix} \mathbf{G} & \vdots & \mathbf{0} \\ \dots & \vdots & \dots \\ \mathbf{0} & \vdots & \mathbf{\Omega} \end{bmatrix} \quad \mathbf{e} = \begin{bmatrix} \mathbf{e}_a \\ \dots \\ \mathbf{e}_g \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_a, \mathbf{u}_g \text{ векторы-столбцы размерности}$$

$(n \times 1)$, нормированных выходных сигналов блока гироскопов и акселерометров:

$$\mathbf{u}_a = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}(u_{xa1}^2 + u_{ya1}^2 + u_{za1}^2 - 1) \\ \frac{1}{2}(u_{xa2}^2 + u_{ya2}^2 + u_{za2}^2 - 1) \\ \dots \\ \frac{1}{2}(u_{xan}^2 + u_{yan}^2 + u_{zan}^2 - 1) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_g = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}(u_{xg1}^2 + u_{yg1}^2 + u_{zg1}^2 - 1) \\ \frac{1}{2}(u_{xg2}^2 + u_{yg2}^2 + u_{zg2}^2 - 1) \\ \dots \\ \frac{1}{2}(u_{xgn}^2 + u_{ygn}^2 + u_{zgn}^2 - 1) \end{bmatrix},$$

$\mathbf{G}, \mathbf{\Omega}$ – матрицы нормированных проекций ускорения \vec{g} и угловой скорости $\vec{\Omega}$ размерности $(n \times 9)$:

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \bar{g}_{x1} & \bar{g}_{y1} & \bar{g}_{z1} & \bar{g}_{x1}^2 & \bar{g}_{y1}^2 & \bar{g}_{z1}^2 & \bar{g}_{x1}\bar{g}_{y1} & \bar{g}_{x1}\bar{g}_{z1} & \bar{g}_{y1}\bar{g}_{z1} \\ \bar{g}_{x2} & \bar{g}_{y2} & \bar{g}_{z2} & \bar{g}_{x2}^2 & \bar{g}_{y2}^2 & \bar{g}_{z2}^2 & \bar{g}_{x2}\bar{g}_{y2} & \bar{g}_{x2}\bar{g}_{z2} & \bar{g}_{y2}\bar{g}_{z2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \bar{g}_{xn} & \bar{g}_{yn} & \bar{g}_{zn} & \bar{g}_{xn}^2 & \bar{g}_{yn}^2 & \bar{g}_{zn}^2 & \bar{g}_{xn}\bar{g}_{yn} & \bar{g}_{xn}\bar{g}_{zn} & \bar{g}_{yn}\bar{g}_{zn} \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} \bar{\Omega}_{x1} & \bar{\Omega}_{y1} & \bar{\Omega}_{z1} & \bar{\Omega}_{x1}^2 & \bar{\Omega}_{y1}^2 & \bar{\Omega}_{z1}^2 & \bar{\Omega}_{x1}\bar{\Omega}_{y1} & \bar{\Omega}_{x1}\bar{\Omega}_{z1} & \bar{\Omega}_{y1}\bar{\Omega}_{z1} \\ \bar{\Omega}_{x2} & \bar{\Omega}_{y2} & \bar{\Omega}_{z2} & \bar{\Omega}_{x2}^2 & \bar{\Omega}_{y2}^2 & \bar{\Omega}_{z2}^2 & \bar{\Omega}_{x2}\bar{\Omega}_{y2} & \bar{\Omega}_{x2}\bar{\Omega}_{z2} & \bar{\Omega}_{y2}\bar{\Omega}_{z2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \bar{\Omega}_{xn} & \bar{\Omega}_{yn} & \bar{\Omega}_{zn} & \bar{\Omega}_{xn}^2 & \bar{\Omega}_{yn}^2 & \bar{\Omega}_{zn}^2 & \bar{\Omega}_{xn}\bar{\Omega}_{yn} & \bar{\Omega}_{xn}\bar{\Omega}_{zn} & \bar{\Omega}_{yn}\bar{\Omega}_{zn} \end{bmatrix};$$

$\mathbf{e}_a, \mathbf{e}_g$ – вектор-столбцы искомым параметров размерности (9×1) каждый:

$$\mathbf{e}_a = \left[b_{xa} + n_{xa}; b_{ya} + n_{ya}; b_{za} + n_{za}; e_{xa}; e_{ya}; e_{za}; \delta_{xz_a} - \delta_{yz_a}; \delta_{zy_a} - \delta_{xy_a}; \delta_{yx_a} - \delta_{zx_a} \right]^T;$$

$$\mathbf{e}_g = \left[b_{xg} + n_{xg}; b_{yg} + n_{yg}; b_{zg} + n_{zg}; e_{xg}; e_{yg}; e_{zg}; \delta_{xz_g} - \delta_{yz_g}; \delta_{zy_g} - \delta_{xy_g}; \delta_{yx_g} - \delta_{zx_g} \right]^T.$$

Матричное уравнение (3.34) можно решить методом наименьших квадратов. Такое решение будет иметь следующий вид:

$$\hat{\mathbf{e}} = (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T \mathbf{u} \quad (3.24)$$

где $\hat{\mathbf{e}}$ – искомая оценка параметров трехосных блоков акселерометров и гироскопов.

Итак, скалярный способ калибровки блока гироскопов и акселерометров имеет свои как положительные, так и отрицательные особенности:

- не требуется жестко «привязывать» оси поворотной установки к осям трехосного блока гироскопов;
- одна выборка поворотов в принципе позволяет калибровать как трехосный блок акселерометров, так и трехосный блок гироскопов;
- погрешности выставки отдельных гироскопов и акселерометров (углы неортогональности) связаны парами;
- при проведении расчетов по формуле (3.24) могут появляться вырожденные матрицы.

Указанные проблемы скалярной калибровки решены в данной работе и теоретически обоснованы в усовершенствованном методе стендовой калибровки.

3.3.2 Применение алгебры кватернионов для метода скалярной калибровки

Целью усовершенствования метода скалярной калибровки [30] является последующая разработка метода стендовой калибровки. Усовершенствование заключается в изменении способа и алгоритмов определения искомых калибровочных параметров таким образом, чтобы устранить основные недостатки скалярной калибровки. Одним из таких недостатков является появление вырож-

денных матриц при решении уравнений (3.24). Для решения такой проблемы в данной работе рассматривается применение алгебры кватернионов.

Алгебра кватернионов достаточно часто используется в разработке алгоритмов навигации и различных методов определения положения в пространстве [56, 58, 59]. Однако обзор современных известных методов скалярной калибровки показывает [56, 60, 61, 62], что применение алгебры кватернионов в области разработки методов калибровок не применялась. В выводах работы [63] указывается, что одной из отрицательных особенностей скалярного метода калибровки является возможность возникновения вырожденных матриц при проведении расчетов. В частности эта проблема возникает при реализации метода наименьших квадратов для решения матричных уравнений калибровки трехосных блоков инерциальных датчиков.

Так же в работе [63] было предложено решение проблемы появления вырожденных матриц за счет проведения статических испытаний для калибровки на трехстепенном стенде таким образом, чтобы углы разворота стенда для каждого испытания выполнялись с разным шагом. То есть, например, если испытание БИНС проводится на трехстепенном поворотном стенде то углы поворота по внутренней оси стенда могут изменяться от 0 до 360° с шагом 40°, углы по средней оси – от 0 до 80° с шагом 10°, а углы по внешней оси – от 0 до 180° с шагом 20°. Как видно, при таком подходе для минимизации количества статических испытаний и реализации разного шага поворота стенда по различным осям предлагается выполнять повороты в ограниченном диапазоне. Таким образом, метод калибровки получает существенное ограничение по возможности реализаций пространственных положений, в которых на оси чувствительности инерциальных датчиков проецируется скалярная величина с номинально одинаковым значением модуля проекции, но противоположными знаками.

В работе [64] для устранения проблемы сингулярности матриц при решении матричных уравнений (3.24) предложен переход от углов Эйлера-Крылова к кватернионам.

Как известно, при использовании углов Эйлера-Крылова α, β, γ для определения угловой ориентации между системой координат связанной с блоками гироскопов и акселерометров $oxuz$ и географической системой координат $o\xi\eta\zeta$ используют матрицу направляющих косинусов:

$$\mathbf{A}_c = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}, \quad (3.25)$$

где a_{ij} – направляющие косинусы для перехода от осей системы координат связанной с БИНС к осям географической системы координат. Матрица направляющих косинусов (3.25) однозначно определяется параметрами кватерниона поворотов следующим образом[65]:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} a^2 + b^2 - c^2 - d^2 & 2(bc + ad) & 2(bd - ac) \\ 2(bc - ad) & a^2 - b^2 + c^2 - d^2 & 2(cd + ab) \\ 2(bd + ac) & 2(cd - ab) & a^2 - b^2 - c^2 + d^2 \end{bmatrix}, \quad (3.26)$$

где уравнениями связи являются следующие выражения:

$$\begin{aligned} a &= \cos \frac{\alpha}{2} \cos \frac{\beta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} + \sin \frac{\alpha}{2} \sin \frac{\beta}{2} \sin \frac{\gamma}{2}; \\ b &= \cos \frac{\alpha}{2} \sin \frac{\beta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} + \sin \frac{\alpha}{2} \cos \frac{\beta}{2} \sin \frac{\gamma}{2}; \\ c &= \cos \frac{\alpha}{2} \cos \frac{\beta}{2} \sin \frac{\gamma}{2} - \sin \frac{\alpha}{2} \sin \frac{\beta}{2} \cos \frac{\gamma}{2}; \\ d &= \sin \frac{\alpha}{2} \cos \frac{\beta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} - \cos \frac{\alpha}{2} \sin \frac{\beta}{2} \sin \frac{\gamma}{2}. \end{aligned} \quad (3.27)$$

Таким образом, рассчитывая для каждой угловой ориентации элементы матрицы направляющих косинусов (3.26) посредством кватернионов возможно выполнить расчет нормированных проекций ω и \mathbf{a} в уравнениях (3.20).

3.3.3 Разработка методов стендовой калибровки на основе скалярной калибровки

Целью создания стендовой калибровки являлась разработка методики, которая охватывает процесс калибровки и коррекции выходных сигналов инерциальных датчиков БИНС, а так же оценка эффективности такой методики на основе экспериментальных исследований, проведенных на трехосном поворотном столе.

Особенностью данного алгоритма калибровки и коррекции является применение моделей сигналов трехосных блоков ЛГ и АК, которые часто используются в методиках скалярных калибровок на неподвижном основании.

3.3.4 Описание алгоритма и методики стендовой калибровки трехосного блока акселерометров

С учетом погрешностей измерительного тракта (нулевые сигналы, погрешностей масштабных коэффициентов), неортогональности осей чувствительности АК, которые приводят к наличию перекрестных связей, а так же случайных шумов, выходные сигналы трехосного АК имеют следующий вид:

$$\begin{cases} A_x = b_{x_A} + k_{x_A} a_x + \Delta_{xz_A} a_y - \Delta_{xy_A} a_z + n_{x_A} \\ A_y = b_{y_A} + k_{y_A} a_y - \Delta_{yz_A} a_x + \Delta_{yx_A} a_z + n_{y_A} \\ A_z = b_{z_A} + k_{z_A} a_z + \Delta_{zy_A} a_x - \Delta_{zx_A} a_y + n_{z_A} \end{cases} \quad (3.28)$$

где левые части уравнений представляют собой выходные сигналы измерительных каналов трехосного АК, a_x, a_y, a_z – проекции вектора ускорения силы тяжести на оси ортогональной системы координат, которые номинально совпадают с осями чувствительности АК, $b_{x_A}, b_{y_A}, b_{z_A}$ – смещения нулей АК, $k_{x_A}, k_{y_A}, k_{z_A}$ – масштабные коэффициент АК, $\Delta_{xy_A}, \Delta_{xz_A}, \Delta_{yx_A}, \Delta_{yz_A}, \Delta_{zx_A}, \Delta_{zy_A}$ – углы неортогональностей осей чувствительности АК, $n_{x_A}, n_{y_A}, n_{z_A}$ – случайные шумы (шум квантования).

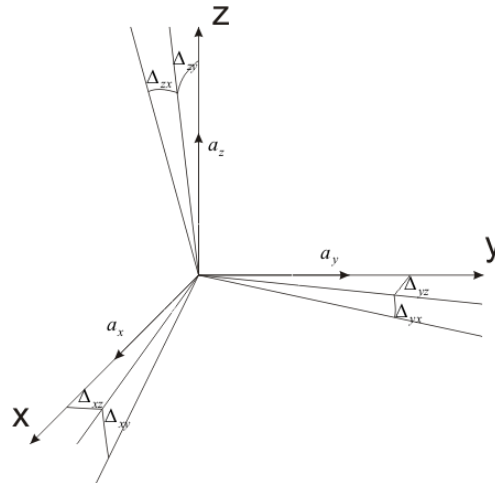


Рис. 3.18 – Углы неортогональности
трехосного АК

Представим систему уравнений (3.28) в следующей форме:

$$\begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{x_A} \\ b_{y_A} \\ b_{z_A} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{11}^A & K_{12}^A & K_{13}^A \\ K_{21}^A & K_{22}^A & K_{23}^A \\ K_{31}^A & K_{32}^A & K_{33}^A \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{x_A} \\ n_{y_A} \\ n_{z_A} \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

где элементы K_{11}^A , K_{22}^A , K_{33}^A матрицы 3×3 представляют собой масштабные коэффициенты, а все остальные элементы этой матрицы – коэффициенты перекрестных связей вследствие неортогональности осей чувствительности АК.

Уравнение (3.29) в векторно-матричной форме будет иметь следующий вид:

$$\mathbf{A} = \mathbf{b}_A + \mathbf{K}_A \cdot \mathbf{a} + \mathbf{n}_A \quad (3.30)$$

где $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix}$, $\mathbf{b}_A = \begin{bmatrix} b_{x_A} \\ b_{y_A} \\ b_{z_A} \end{bmatrix}$, $\mathbf{K}_A = \begin{bmatrix} K_{11}^A & K_{12}^A & K_{13}^A \\ K_{21}^A & K_{22}^A & K_{23}^A \\ K_{31}^A & K_{32}^A & K_{33}^A \end{bmatrix}$, $\mathbf{a} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix}$, $\mathbf{n}_A = \begin{bmatrix} n_{x_A} \\ n_{y_A} \\ n_{z_A} \end{bmatrix}$.

На основании результатов исследований стохастических характеристик рассматриваемых в данной работе образцов АК методом вариации Аллана [66] минимальное время накопления данных для калибровки в процессе лаборатор-

ных измерений можно выбрать таким образом, чтобы математические ожидания шумов этих измерений были равны нулю.

$$M \{n_{x_A}\} = M \{n_{y_A}\} = M \{n_{z_A}\} = 0$$

С учетом устранения шумов при усреднении выходных сигналов АК, полученных в процессе калибровки уравнение (3.30) упрощается к следующему виду:

$$\mathbf{A} = \mathbf{b}_A + \mathbf{K}_A \cdot \mathbf{a} \quad (3.31)$$

3.3.5 Описание алгоритма и методики стендовой калибровки трехосного блока лазерных гироскопов

С учетом погрешностей измерительного тракта (нулевые сигналы, погрешностей масштабных коэффициентов), неортогональности осей чувствительности ЛГ, которые приводят к наличию перекрестных связей, а так же случайных шумов, выходные сигналы трехосного ЛГ имеют следующий вид:

$$\begin{cases} G_x = b_{x_G} + k_{x_G} \omega_x + \Delta_{xz_G} \omega_y - \Delta_{xy_G} \omega_z + n_{x_G} \\ G_y = b_{y_G} + k_{y_G} \omega_y - \Delta_{yz_G} \omega_x + \Delta_{yx_G} \omega_z + n_{y_G} \\ G_z = b_{z_G} + k_{z_G} \omega_z + \Delta_{zy_G} \omega_x - \Delta_{zx_G} \omega_y + n_{z_G} \end{cases} \quad (3.32)$$

где левые части уравнений представляют собой выходные сигналы измерительных каналов трехосного ЛГ, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости Земли на оси ортогональной системы координат, которые номинально совпадают с осями чувствительности ЛГ, $b_{x_G}, b_{y_G}, b_{z_G}$ – смещения нулей АК, $k_{x_G}, k_{y_G}, k_{z_G}$ – масштабные коэффициенты ЛГ, $\Delta_{xy_G}, \Delta_{xz_G}, \Delta_{yx_G}, \Delta_{yz_G}, \Delta_{zx_G}, \Delta_{zy_G}$ – углы неортогональностей осей чувствительности ЛГ, $n_{x_G}, n_{y_G}, n_{z_G}$ – случайные шумы ЛГ (шум квантования).

Для определения проекций угловой скорости Земли на “горизонтальные” оси ЛГ по данной методике предусмотрено паспортное значение поворотных осей испытательного стенда относительно эталонного направления на



Рис. 3.19 – Контрольный элемент

Север, в качестве которого в лаборатории, где проводились испытания, выступает контрольный элемент (рис.3.19), в виде оптической призмы, закрепленной на опоре с развязанным фундаментом.

Представим систему уравнений (3.32) в следующей форме:

$$\begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{xG} \\ b_{yG} \\ b_{zG} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{11}^G & K_{12}^G & K_{13}^G \\ K_{21}^G & K_{22}^G & K_{23}^G \\ K_{31}^G & K_{32}^G & K_{33}^G \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{xG} \\ n_{yG} \\ n_{zG} \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

где элементы $K_{11}^G, K_{22}^G, K_{33}^G$ матрицы 3×3 представляют собой масштабные коэффициенты, а все остальные элементы этой матрицы – коэффициенты перекрестных связей вследствие неортогональности осей чувствительности ЛГ.

Уравнение (3.33) в векторно-матричной форме будет иметь следующий вид:

$$\mathbf{G} = \mathbf{b}_G + \mathbf{K}_G \cdot \boldsymbol{\omega} + \mathbf{n}_G \quad (3.34)$$

$$\text{где } \mathbf{G} = \begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{bmatrix}, \mathbf{b}_G = \begin{bmatrix} b_{xG} \\ b_{yG} \\ b_{zG} \end{bmatrix}, \mathbf{K}_G = \begin{bmatrix} K_{11}^G & K_{12}^G & K_{13}^G \\ K_{21}^G & K_{22}^G & K_{23}^G \\ K_{31}^G & K_{32}^G & K_{33}^G \end{bmatrix}, \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}, \mathbf{n}_G = \begin{bmatrix} n_{xG} \\ n_{yG} \\ n_{zG} \end{bmatrix}.$$

С учетом устранения шумов при усреднении выходных сигналов ЛГ, аналогично сигналам АК, полученных в процессе калибровки уравнение (3.34) упрощается к следующему виду:

$$\mathbf{G} = \mathbf{b}_G + \mathbf{K}_G \cdot \boldsymbol{\omega} \quad (3.35)$$

3.3.6 Разработка алгоритмов коррекции выходных сигналов трехосных блоков инерциальных датчиков для применения результатов калибровки

При условии проведения $i \geq 4$ испытаний для разных пространственных ориентаций трехосного АК, каждое из уравнений системы (3.26) можно рассматривать как систему из i уравнений развязывая ее отдельно, с помощью методов наименьших квадратов.

Для i -го количества испытаний представим каждое из уравнений системы (3.34) в векторно-матричной форме:

$$A_x = b_{x_G} + K_{11}^A a_x + K_{12}^A a_y + K_{13}^A a_z \Rightarrow \mathbf{A}_x = \mathbf{g} \cdot \mathbf{X},$$

$$\text{где } \mathbf{g} = \begin{bmatrix} 1 & a_{x_1} & a_{y_1} & a_{z_1} \\ 1 & a_{x_2} & a_{y_2} & a_{z_2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & a_{x_i} & a_{y_i} & a_{z_i} \end{bmatrix}, \mathbf{A}_x = \begin{bmatrix} A_{x_1} \\ A_{x_2} \\ \dots \\ A_{x_i} \end{bmatrix}, \mathbf{X} = \begin{bmatrix} b_x \\ K_{11} \\ K_{12} \\ K_{13} \end{bmatrix}.$$

Аналогично для других уравнений системы:

$$A_y = b_y + K_{21}^A a_x + K_{22}^A a_y + K_{23}^A a_z \Rightarrow \mathbf{A}_y = \mathbf{g} \cdot \mathbf{Y},$$

$$\text{где } \mathbf{A}_y = \begin{bmatrix} A_{y_1} \\ A_{y_2} \\ \dots \\ A_{y_i} \end{bmatrix}, \mathbf{Y} = \begin{bmatrix} b_{y_A} \\ K_{21}^A \\ K_{22}^A \\ K_{23}^A \end{bmatrix}.$$

$$A_z = b_{z_G} + K_{31}^A a_x + K_{32}^A a_y + K_{33}^A a_z \Rightarrow \mathbf{A}_z = \mathbf{g} \cdot \mathbf{Z},$$

$$\text{где } \mathbf{A}_z = \begin{bmatrix} A_{z_1} \\ A_{z_2} \\ \dots \\ A_{z_i} \end{bmatrix}, \mathbf{Z} = \begin{bmatrix} b_{z_A} \\ K_{31}^A \\ K_{32}^A \\ K_{33}^A \end{bmatrix}.$$

Решение этих уравнений методом наименьших квадратов будет иметь следующий вид:

$$\mathbf{X} = (\mathbf{g}^T \cdot \mathbf{g})^{-1} \mathbf{g}^T \cdot \mathbf{A}_x,$$

$$\mathbf{Y} = (\mathbf{g}^T \cdot \mathbf{g})^{-1} \mathbf{g}^T \cdot \mathbf{A}_y,$$

$$\mathbf{Z} = (\mathbf{g}^T \cdot \mathbf{g})^{-1} \mathbf{g}^T \cdot \mathbf{A}_z.$$

Воспользовавшись определенным таким образом смещением нулей и элементами матрицы \mathbf{K}_A для информационных каналов трехосного АК можно создать корректирующее звено. Для этого необходимо решить уравнение (3.35) относительно проекций вектора ускорения силы тяжести на оси ортогональной системы координат:

$$\hat{\mathbf{a}} = \mathbf{K}_A^{-1} [\mathbf{A} - \mathbf{b}_{0A}] \quad (3.36)$$

где $\hat{\mathbf{a}}$ – оценка проекций вектора ускорения на оси ортогональной системы координат, которая связана с осями чувствительности трехосного АК.

Аналогично для трехосного ЛГ

$$\hat{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{K}_G^{-1} [\mathbf{G} - \mathbf{b}_{0G}] \quad (3.37)$$

3.4 Выводы по 3 главе

- 1) В качестве метода определения параметров стохастических погрешностей ЛГ выбран метод вариации Аллана, как наиболее рекомендуемый и общепринятый на сегодняшнее время метод обработки выходных сигналов инерциальных датчиков.
- 3) За счет использования алгоритмов вейвлет анализа был усовершенствован метод применения вариации Аллана для определения параметров стохастических процессов ЛГ. В частности, решена проблема неоднозначности при графическом способе определения случайного блуждания угла. С помощью результатов моделирования выходного сигнала ЛГ было обосновано повышение точности определения параметра случайного блуждания угла.
- 4) Усовершенствован и теоретически обоснован метод определения нестабильности смещения нуля АК в запуске путем применения аппроксимации для определения и коррекции детерминированных погрешностей вследствие самопрогрева БИНС. Приведено теоретическое описание метода оптимизации

для поиска параметров нелинейной регрессионной модели которая описывает детерминированную погрешность АК, вызванную самопрогревом среды внутри корпуса БИНС. Результаты определения характеристик экспериментальных данных АК в условиях статики и самопрогрева БИНС подтвердили эффективность применения метода вариации Аллана для достоверного определения неустойчивости смещения нулей АК в запуске.

5) На основании скалярного метода калибровки разработаны методы калибровки трехосных блоков акселерометров и лазерных гироскопов с применением алгебры кватернионов и блочного подхода к решению уравнений выходных сигналов, что позволяет сократить минимально необходимое количество испытаний для калибровки параметров детерминированных погрешностей БИНС.

ГЛАВА 4

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА МЕТОДОВ ИСПЫТАНИЙ

4.1 Экспериментальное исследование стохастических характеристик инерциальных датчиков в составе БИНС

В отличие от детерминированных, стохастические погрешности БИНС не могут быть устранены путем коррекции выходных сигналов инерциальных датчиков. Однако исследование этих погрешностей позволяет сделать оценку качества инерциальных датчиков и определить их потенциальные возможности при работе в составе БИНС для выполнения поставленных задач. В случае если соответствующие стохастические характеристики датчиков превышают требуемые значения по, например, нестабильности смещения нуля в запуске, то очевидно, что дальнейшие испытания такой БИНС не смогут привести к возможности компенсации такой ошибки. Исходя из этого, статические испытания для определения стохастических характеристик БИНС наиболее рационально проводить сразу после изготовления и технологической настройки инерциальных датчиков. Особенностью таких испытаний является то, что их можно проводить как для каждого инерциального датчика по отдельности, перед окончательной сборкой БИНС, так и в составе БИНС.

4.1.1 Методика проведения статических испытаний для определения параметров стохастических процессов инерциальных датчиков

При проведении статических испытаний для определения стохастических характеристик БИНС использовалось следующее оборудование и программное обеспечение:

1. Развязанный фундамент (рис. 4.1);

2. Технологическая плита для закрепления инерциального датчика или технологическая плита для БИНС;
3. Источник питания ± 27 В;
4. Комплект кабелей;
5. ПК;
6. Программа для накопления данных инерциальных датчиков;
7. Пакет программ для технических расчетов Matlab с установленной программой расчета вариации Алаана AllanVarEstimation.m (Приложение А).



Рис. 4.1 –БИНС на рабочем месте для проведения статических испытаний

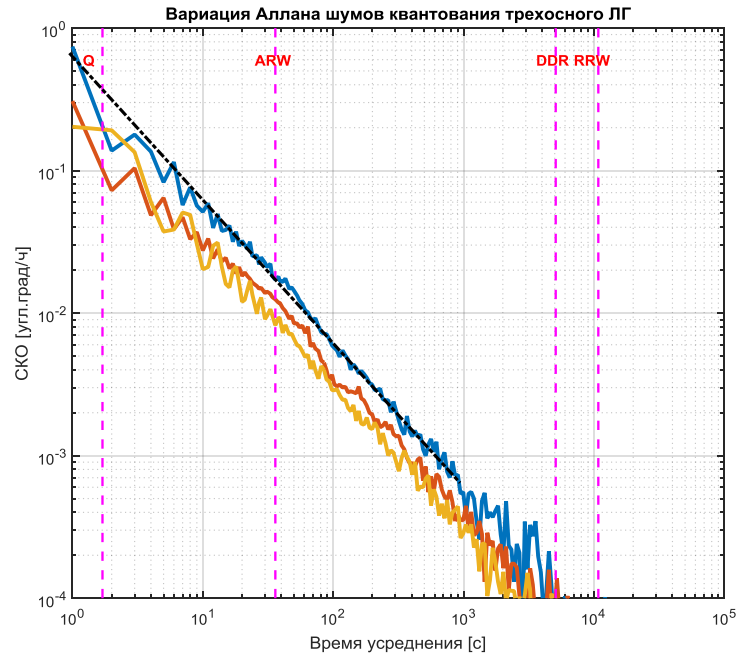
Методика, по которой проводились статические испытания в данной работе, состоит из следующей последовательности действий:

1. Монтаж плиты на неподвижном основании (развязанном фундаменте);

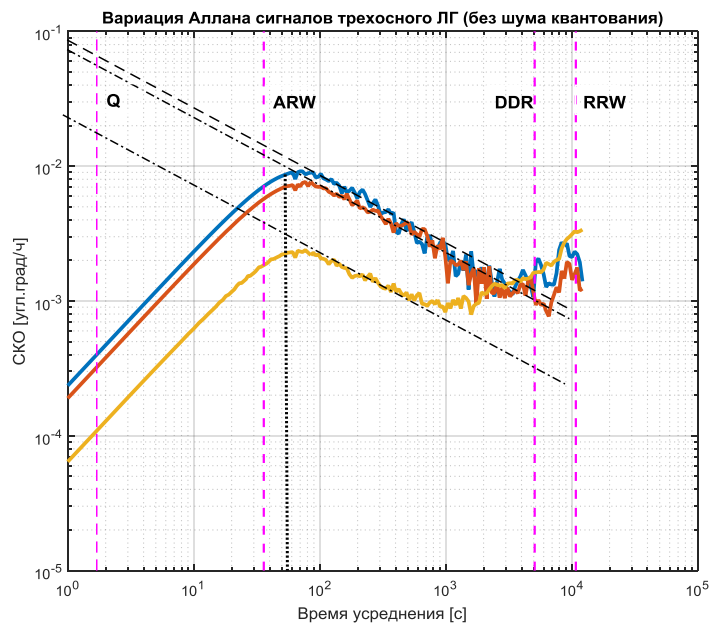
2. Закрепление БИНС (или инерциального датчика) на технологической плите;
3. Подача напряжения на БИНС (или инерциальный датчик);
4. Запуск на ПК программы Storage.exe для считывания данных на протяжении 6 часов;
5. Выключение БИНС (или инерциального датчика) путем снятия напряжения. Завершение работы программы накопления данных.
6. Повторение пунктов 3-5 данной методики не менее чем через 1 час пребывания прибора в выключенном состоянии таким образом, чтобы было получено 4 цикла испытаний.
7. Обработка накопленных данных с помощью программы AllanVarEstimation.m и анализ полученных результатов.

4.1.2 Анализ результатов определения параметров стохастических процессов для трехосного лазерного гироскопа

В результате выполнения методики по п.4.1.1 были накоплены массивы данных статических испытаний для 4 запусков трехосных блоков ЛГ и АК в составе БИНС, длительностью по 6 часов. Графики ВА для каждого запуска, согласно методу, который был изложен подпункте 3.1 были построены для сигналов с вычтенным шумом квантования и для шума квантования отдельно. Как видно из графиков (рис.4.2) это значительно упрощает определение графическим способом не только параметров шума квантования (QA) и случайного дрейфа накопленного угла (ARW) но и дает возможность точно определять время усреднения данных для минимизации погрешностей от шума квантования и случайного дрейфа накопленного угла. По данному значению времени усреднения в дальнейшем определяется время накопления данных БИНС для методики стендовой калибровки.



а)



б)

- ВА сигнала ЛГx
- ВА сигнала ЛГy
- ВА сигнала ЛГz
- - - вспомогательные линии для определения параметров стохастических погрешностей
- - - асимптотический наклон
- время усреднения при котором выполняется минимизация погрешности шума квантования

Рис. 4.2 – Результаты ВА шума квантования и остальной части сигнала трехосного ЛГ

Как видно из рис.4.2 стохастические характеристики каждого ЛГ определялись графически, с помощью линий соответствующих асимптотическим наклонам каждой из характеристик и специально определенных значений для оси абсцисс для каждой из характеристик, указанных в стандарте [13]. Результаты оценки стохастических характеристик трехосного ЛГ по каждому из запусков собраны в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Результаты оценки стохастических характеристик трехосного ЛГ

| | Запуск 1 | Запуск 2 | Запуск 3 | Запуск 4 | Ср. знач. |
|--------------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|
| Q_X [угл.с] | 0.40 | 0.35 | 0.40 | 0.40 | 0.39 |
| Q_Y [угл.с] | 0.25 | 0.25 | 0.30 | 0.25 | 0.26 |
| Q_Z [угл.с] | 0.20 | 0.25 | 0.25 | 0.20 | 0.22 |
| ARW_X [°/√ч] | 0.0015 | 0.0010 | 0.0017 | 0.0015 | 0.0014 |
| ARW_Y [°/√ч] | 0.0012 | 0.0010 | 0.0011 | 0.0012 | 0.0011 |
| ARW_Z [°/√ч] | 0.0004 | 0.0006 | 0.0007 | 0.0007 | 0.0006 |
| BI_X [°/ч] | 0.0016 | 0.0016 | 0.0016 | 0.0016 | 0.0016 |
| BI_Y [°/ч] | 0.0018 | 0.0018 | 0.0016 | 0.0018 | 0.0017 |
| BI_Z [°/ч] | 0.0015 | 0.0015 | 0.0015 | 0.0015 | 0.0015 |
| RRW_X [(°/ч)/√ч] | – | – | – | – | |
| RRW_Y [(°/ч)/√ч] | – | – | – | – | |
| RRW_Z [(°/ч)/√ч] | 0.002* | 0.003* | 0.002* | 0.002* | 0.002* |
| DRR_X [(°/ч)/ч] | – | – | – | – | |
| DRR_Y [(°/ч)/ч] | – | – | – | – | |
| DRR_Z [(°/ч)/ч] | – | – | – | – | |

Где Q_i – коэффициент шума квантования,

ARW_i – коэффициент случайного блуждания угла,

BI_i – коэффициент нестабильности смещения нуля,

RRW_i – коэффициент случайного блуждания угловой скорости,

DDR_i – коэффициент тренда угловой скорости,

— – данная характеристика в сигнале отсутствует,

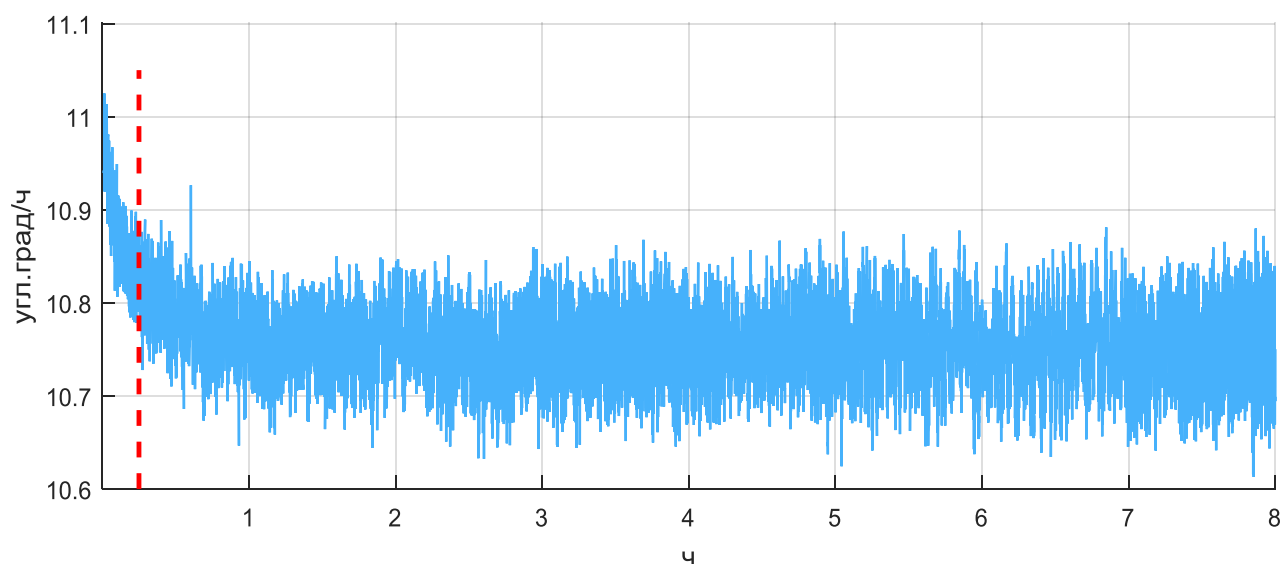
* – характеристика отсутствует при учете интервала для набора точностной готовности.

Коэффициент случайного блуждания угла (ARW) является основной характеристикой стохастических погрешностей ЛГ высокого класса точности так как при нормальной работе системы стабилизации периметра в таких ЛГ как правило отсутствуют дрейфы угла и угловой скорости (RRW и DDR), следовательно в таком случае невозможно определить стохастическую нестабильность смещения нуля за сравнительно короткие интервалы времени (до 10 ч). Из полученных результатов можно сделать вывод, что в целом трехосный ЛГ удовлетворяет требованиям по стохастическим характеристикам, так как значение коэффициента случайного блуждания угла (ARW) для всех ЛГ исследуемой БИНС не превышает допустимого значения $0,003^\circ/\sqrt{\text{ч}}$.

В одном из ЛГ (канал z) исследуемой БИНС наблюдается наличие дрейфов угла и угловой скорости (RRW и DDR). Наличие такой составляющей стохастических погрешностей может свидетельствовать либо о неточности технологической настройки ЛГ, либо о худшем качестве сборки относительно других двух ЛГ. Выше приводился расчет погрешности определения азимута, на основании которого были определены точностные требования к инерциальным датчикам. В данных расчетах из стохастических погрешностей предусматривался только коэффициент случайного блуждания угла. Так как дополнительные стохастические погрешности невозможно исключить из сигнала инерциального датчика методами алгоритмической коррекции, а замена датчика на другой является трудоемким и дорогостоящим процессом, необходимо более детально проанализировать влияние дополнительных стохастических характеристик на решение поставленной задачи исследуемой БИНС.

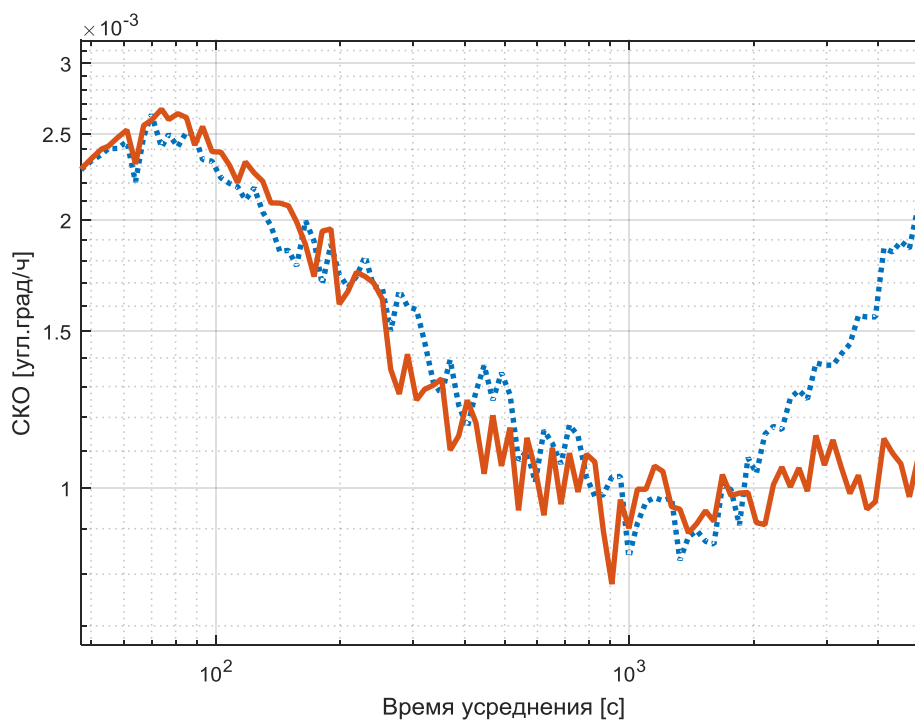
Для более детального исследования исходного сигнала датчика ЛГz, его сигнал был обработан с помощью метода скользящего среднего [67], который в свою очередь можно рассматривать как фильтр высоких частот. Результат та-

кой обработки представлен на графике рис.4.3. Из данного графика следует, что дрейф сигнала возникает в начале работы ЛГ. Так как в условиях работы БИНС предусмотрен 10 минутный интервал времени для выхода на режим точностной готовности можно проанализировать часть сигнала без данного участка времени методом ВА. Результат такого анализа представлен на графике рис.4.4. Дрейфы угла и угловой скорости (RRW и DDR) на данном графике отсутствуют, а значение параметра ARW $0,0006 \text{ } ^\circ/\sqrt{\text{ч}}$ удовлетворяет заданным требованиям.



- результат обработки сигнала ЛГz
- - граница участка длительностью 600 с

Рис. 4.3 – Результат фильтрации выходного сигнала ЛГ канала z арифметическим скользящим средним.



- ВА сигнала ЛГ z с начальным участком длительностью 600 с
- ВА сигнала ЛГ z без начального участка

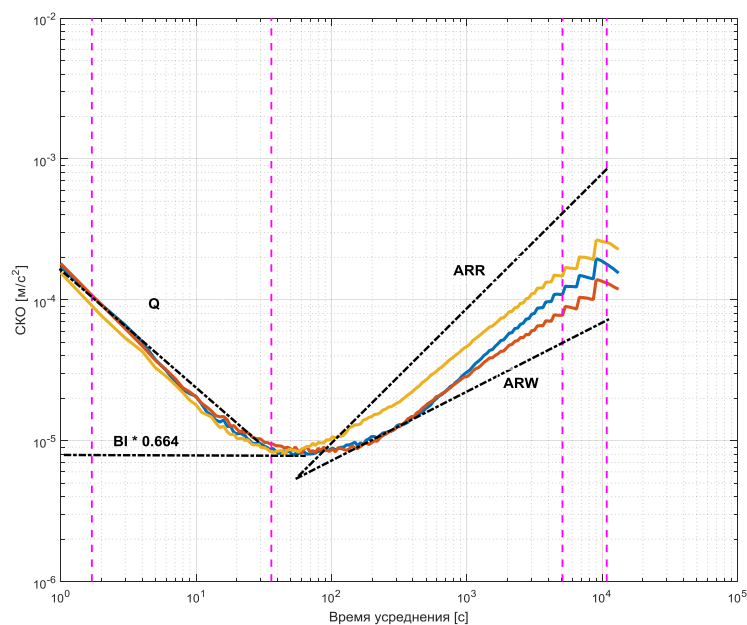
Рис. 4.4 – Результат ВА сигнала ЛГ канала z

Согласно полученным результатам все ЛГ из трехосного блока являются пригодными к дальнейшим испытаниям. Отсутствие дрейфов угла и угловой скорости (RRW и DDR) в основной части сигналов датчиков свидетельствует о высоком качестве их сборки и правильной технологической настройке. Так как испытания трехосного ЛГ проводились в составе БИНС гироскопы дополнительно подвергались воздействию изменения температуры вследствие самопрогрева. Однако отсутствие проявления в выходных сигналах ЛГ температурной характеристики свидетельствует об отсутствии необходимости в алгоритмической температурной компенсации их выходных сигналов. Применение предварительной обработки сигналов методом вейвлэт анализа позволило разделить шум квантования от основной части сигнала и установить временной интервал усреднения сигнала для минимизации ошибки от его воздействия. Согласно полученным графикам ВА этот интервал составляет 55 с (рис.4.2 б).

4.1.3 Анализ результатов определения параметров стохастических процессов для трехосного акселерометра

Результаты ВА для сигналов АК позволяют определить не только его стохастические характеристики, но и установить наличие зависимости его выходного сигнала от температуры.

На рис.4.5 приведен график ВА для трехосного АК в составе БИНС. В отличие от ЛГ на графиках ВА всех АК из трехосного блока наблюдается наличие участков кривой ВА с положительным асимптотическим наклоном. Однако при детальном рассмотрении эти наклон этих участков находятся между величиной $+1/2$ и $+1$, что характерно для данных с экспоненциальным характером изменения. Это в свою очередь подтверждает то, что выходной сигнал АК значительно зависит от температуры самопрогрева БИНС при работе в нормальных условиях.



- ВА сигнала АКx
- ВА сигнала АКy
- ВА сигнала АКz
- вспомогательные линии для определения параметров стохастических погрешностей
- асимптотический наклон

Рис. 4.5 – Результаты ВА сигнала трехосного АК до коррекции температурной погрешности самопрогрева

В АК навигационного класса, как правило, отсутствует такая характеристика стохастических погрешностей как случайное блуждание скорости (VRW). В исследуемых образцах АК так же наблюдается отсутствие данной погрешности (рис.4.5).

Основными источниками информации о стохастических характеристиках АК навигационного класса в данном случае являются параметры шумов квантования и стохастическая нестабильность смещения нуля. При определении стохастической нестабильности смещения нуля использовался алгоритм подбора кривой экспоненциальной зависимости выходных сигналов АК от температуры. Вычет данной характеристики из сигналов АК и последующий анализ оставшейся части методом ВА позволил устранить влияние процесса самопрогрева БИНС на выходные сигналы АК, что дало возможность более точно оценить коэффициент стохастической нестабильности смещения нуля.

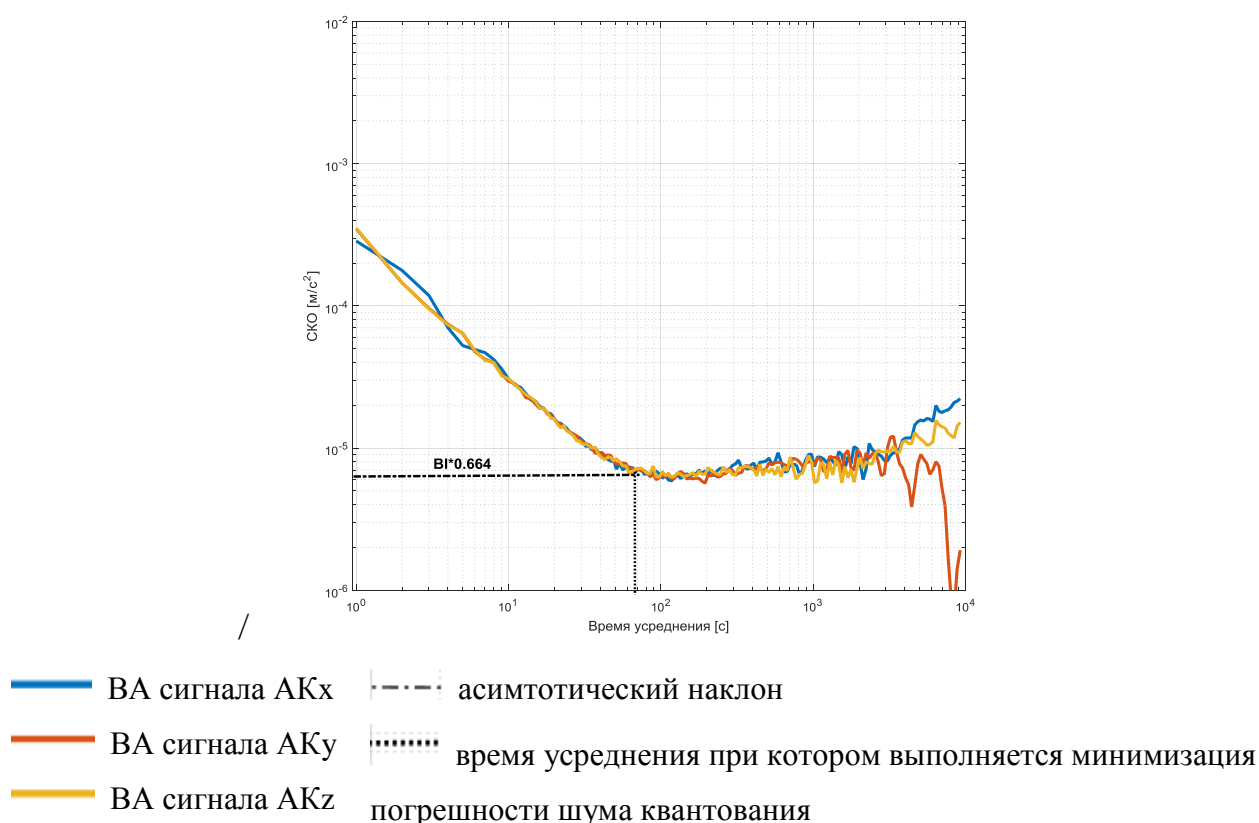


Рис. 4.6 – Результаты расчетов ВА выходного сигнала трехосного АК после коррекции температурной погрешности самопрогрева

На рис.4.6 приведен график ВА после вычета температурной погрешности. До вычета температурной погрешности (рис.4.5) стохастическая нестабильность смещения нуля составляла $6 \cdot 10^{-7}$ g, после вычета оценка этого параметра составила $4 \cdot 10^{-7}$ g. В целом из табл.4.2 максимальное значение этого коэффициента во всех циклах испытания составляет $5 \cdot 10^{-7}$ g, что значительно ниже допустимого значения на нестабильность смещения нуля АК. Значение нестабильности нуля, определяемое методом ВА, свидетельствует о потенциальных характеристиках АК, которые часто искажаются влиянием детерминированных погрешностей.

Для оценки минимального времени, которое необходимо для устранения влияния шума квантования при обработке сигнала путем расчета математического ожидания можно так же как и в случае с обработкой данных ЛГ применить метод вейвлэт анализа. Результат такой обработки представлен на графике ВА рис.4.7.

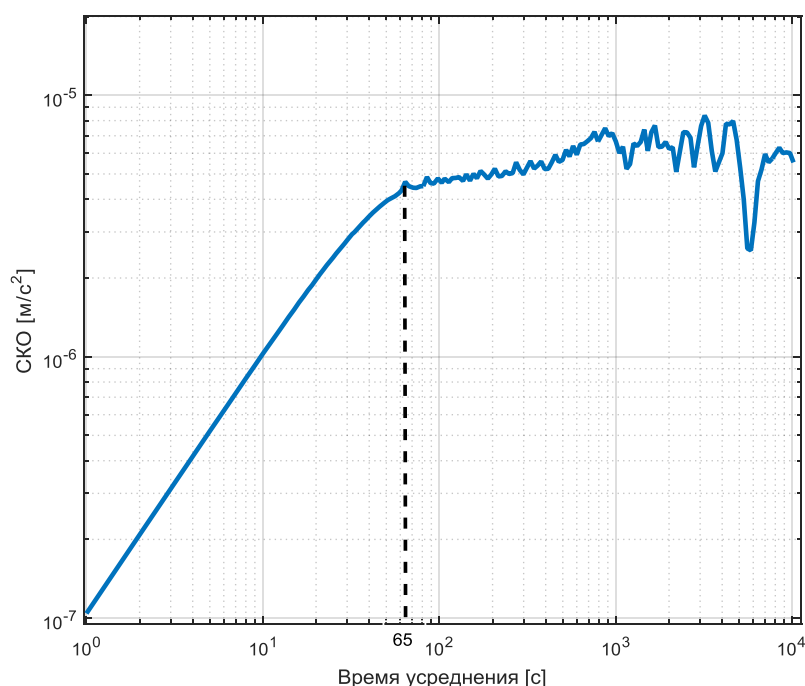


Рис. 4.7 – Полученные графики ВА выходного сигнала АКх после коррекции составляющей температурной погрешности и обработки методом вэйвлэт анализа

Как видно из графика шум квантования всех датчиков трехосного АК определяется в диапазоне до 65 с. Это значение превышает аналогичное значение для трехосного ЛГ, которое было равно 55 с. Следовательно, время накопления данных при стендовой калибровке принимается исходя из параметров шума квантования трехосного АК.

Результаты обработки данных методом ВА, полученных во время статических испытаний подтверждают пригодность трехосного АК к дальнейшим испытаниям.

В табл.4.2 приведены результаты оценки стохастических характеристик АК в 4 запусках.

Таблица 4.2

Результаты оценки стохастических характеристик трехосного АК

| | Запуск 1 | Запуск 2 | Запуск 3 | Запуск 4 | Ср. знач. |
|---|----------|----------|----------|----------|-------------|
| Q_x [$\mu\text{g}\cdot\text{s}$] | 11 | 11 | 11 | 11 | 11 |
| Q_y [$\mu\text{g}\cdot\text{s}$] | 10 | 11 | 10 | 10 | 10 |
| Q_z [$\mu\text{g}\cdot\text{s}$] | 10 | 11 | 11 | 11 | 11 |
| VRW_x [$\mu\text{g}\cdot\sqrt{\text{s}}$] | – | – | – | – | – |
| VRW_y [$\mu\text{g}\cdot\sqrt{\text{s}}$] | – | – | – | – | – |
| VRW_z [$\mu\text{g}\cdot\sqrt{\text{s}}$] | – | – | – | – | – |
| BI_x [μg], t_c [s] | 0.75 | 0.75 | 0.75 | 0.75 | 0.75 |
| BI_y [μg], t_c [s] | 0.75 | 0.75 | 0.75 | 0.75 | 0.75 |
| BI_z [μg], t_c [s] | 0.75 | 0.80 | 0.75 | 0.80 | 0.77 |
| ARW_x [$\mu\text{g}/\sqrt{\text{s}}$] | – | – | – | – | |
| ARW_y [$\mu\text{g}/\sqrt{\text{s}}$] | – | – | – | – | |
| ARW_z [$\mu\text{g}/\sqrt{\text{s}}$] | – | – | – | – | |
| ARR_x [$\mu\text{g}/\text{s}$] | – | – | – | – | |
| ARR_y [$\mu\text{g}/\text{s}$] | – | – | – | – | |
| ARR_z [$\mu\text{g}/\text{s}$] | – | – | – | – | |

Где Q_i – коэффициент шума квантования,

VRW_i – случайное блуждание скорости,

BI_i – нестабильность смещения нуля,

ARW_i – коэффициент случайного блуждания ускорения,

ARR_i – коэффициент тренда ускорения,

— — данная характеристика отсутствует.

4.2 Экспериментальное определение температурных характеристик исследуемой БИНС

Температурные испытания исследуемого БИНС можно разделить на два основных этапа. К первому относится определение параметров температурной характеристики трехосного АК и построение алгоритма коррекции на основе полученных параметров. Ко второму – проверка нестабильности выходных сигналов трехосного ЛГ в условиях температурных испытаний. При нормальной работе системы стабилизации периметра ЛГ, погрешности, связанные с нестабильностью сигнала в условиях изменения температур в рабочем диапазоне, не должны превышать максимально допустимые значения погрешностей, которые указаны в паспорте изделия. Особенностью температурных испытаний БИНС является то, что температура внутри ее корпуса будет отличаться от температуры установленной внутри термокамеры вследствие самопрогрева прибора. Учитывая данный эффект при обработке экспериментальных данных для получения параметров аппроксимирующих функций не допустимо использовать показания термокамеры. Для получения корректных результатов необходимо использовать показания термодатчиков, которые обычно устанавливаются внутри корпуса БИНС. Однако до начала температурных испытаний все термодатчики БИНС должны быть предварительно откалиброваны.

4.2.1 Методика проведения температурных испытаний для получения температурных характеристик акселерометров и проверки функционирования системы стабилизации периметра лазерных гироскопов

Для проведения температурных испытаний БИНС использовалось следующее оборудование и программное обеспечение:

1. Термокамера WEISS1000 (рис.4.8);



Рис. 4.8 – Камера для температурных испытаний WEISS1000

2. Трехосный механический поворотный стенд КЯ2.768.007;
3. Монтажное приспособление;
4. Источник питания ± 27 В;
5. Комплект кабелей;
6. ПК;
7. Программа для накопления данных инерциальных датчиков Storage.exe;

8. Пакет программ для технических расчетов Matlab с установленной программой расчета параметров аппроксимирующих функций температурных характеристик БИНС TermoData.m (Приложение Б).

На рис.4.9 представлено рабочее место для температурных испытаний во время охлаждения до -40°C .



Рис. 4.9 – БИНС в термокамере на механическом поворотном стенде во время охлаждения

Методика, по которой проводились температурные испытания в данной работе, состоит из следующей последовательности действий:

1. Установка трехосного механического поворотного станда КЯ2.768.007 в термокамере WEISS 1000;
2. Закрепление БИНС в монтажном приспособлении;
3. Установка БИНС на трехступенном стенде;
4. Стыковка кабелей с ИП и ПК;
5. Позиционирование БИНС с помощью органов управления механического поворотного стола КЯ2.768.007 таким образом, чтобы ось чувствительности X трехосного АК была направлена вертикально вверх;
6. Запуск на панели управления термокамеры WEISS 1000 программы температурных режимов согласно циклограмме изображенной на рис.4.10

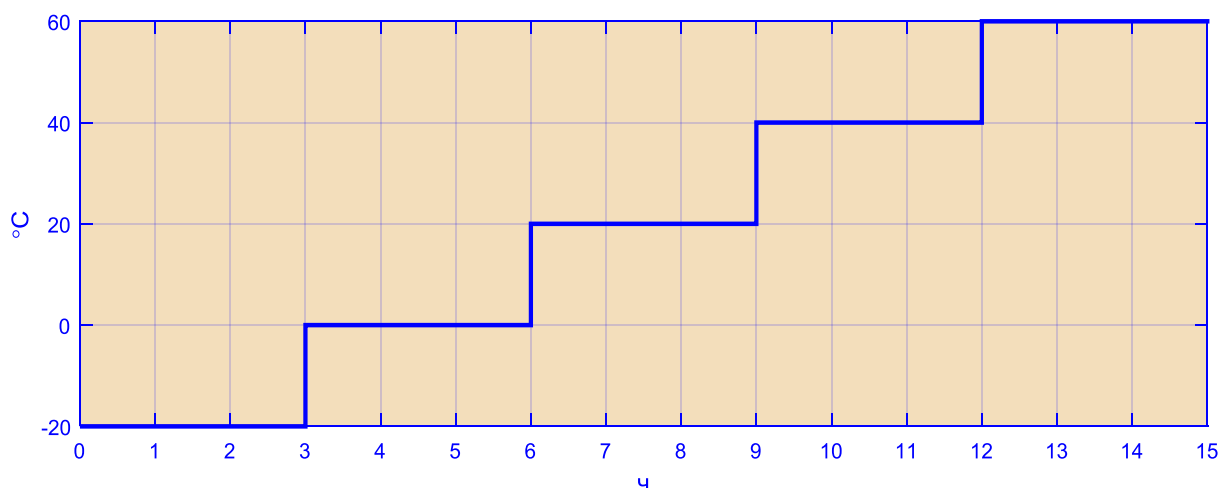


Рис. 4.10 – Разработанная циклограмма температурных испытаний

7. Подача напряжения на БИНС;
8. Запуск на ПК программы Storage.exe для считывания данных во время реализации температурных испытаний по заданной циклограмме;
9. Выключение БИНС путем снятия напряжения. Завершение работы программы накопления данных.
10. Повторение пунктов 5-9 данной методики для вертикального положения осей чувствительности Y и Z не менее чем через 3 часа пребывания прибора в выключенном состоянии.

11. Обработка накопленных данных с помощью программы TermoData.m и анализ полученных результатов.

Методика температурных испытаний составлена таким образом, что каждая ось трехосного АК проходит всю циклограмму испытаний при нагрузке ускорением 1 g, в то время как две других оси установлены в горизонтальном положении и соответственно на их оси во время испытательной нагрузки минимальна и близка к нулю. Таким образом, данные полученные в горизонтальном положении осей чувствительности АК будут отражать температурную характеристику детерминированного смещения нуля, а в вертикальном – температурную характеристику масштабного коэффициента.

4.2.2 Анализ результатов алгоритмической компенсации температурной зависимости трехосного акселерометра

После проведения температурных испытаний исследуемого БИНС по описанной выше методике были получены данные трехосного АК, с ярко выраженной температурной погрешностью (рис.4.11). Коэффициенты корреляции сигналов каждого АК из трехосного блока в каждом из 3 испытаний записаны в табл. 4.3.

Таблица 4.3

Коэффициенты корреляции выходных сигналов АК и термодатчика БИНС

| | Запуск 1 | Запуск 2 | Запуск 3 |
|-----------------------|-----------------|-----------------|-----------------|
| Канал АК _X | -0.94 | -0.90 | -0.91 |
| Канал АК _Y | -0.80 | -0.89 | -0.81 |
| Канал АК _Z | -0.92 | -0.91 | -0.94 |

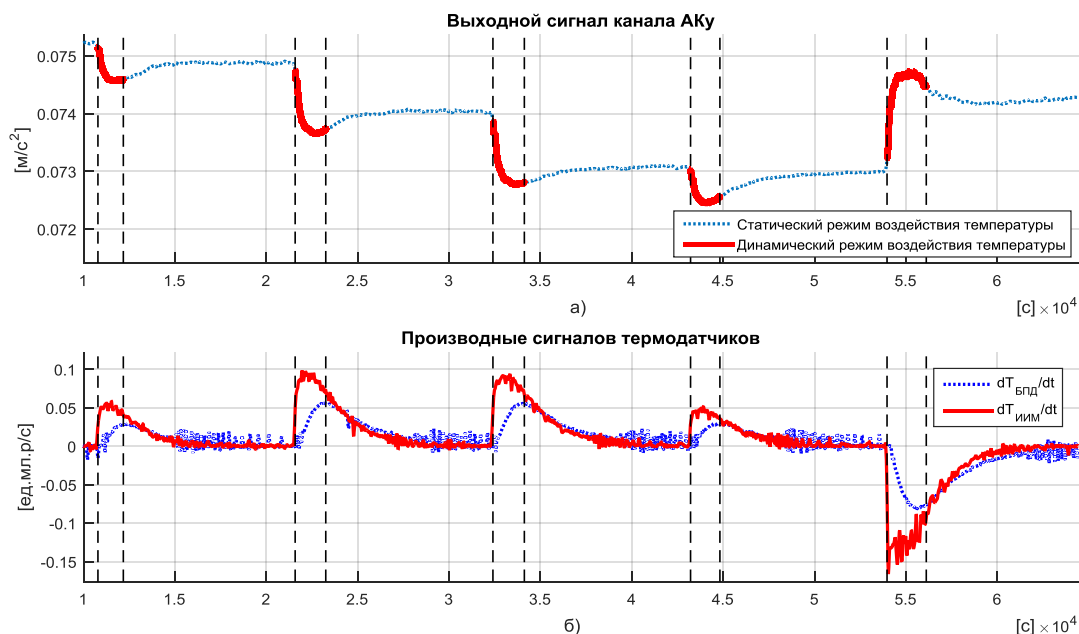


Рис. 4.11 – Выходные сигналы АК и термодатчика БИНС полученные во время температурных испытаний

Как видно из табл. выходные сигналы АК хорошо коррелируются с температурой внешней среды, что доказывает наличие в них значительных температурных погрешностей.

С помощью алгоритма описанного в теоретической части для выходных сигналов трехосного АК выполнена индикация статического и динамического воздействия температуры. Пример такой индикации представлен на графике рис.4.12.

Для каждого из участков статического и динамического режимов изменения сигнала была выполнена операция аппроксимации полиномом второй степени, в результате чего получена таблица коэффициентов для смещения нуля и масштабных коэффициентов соответственно.

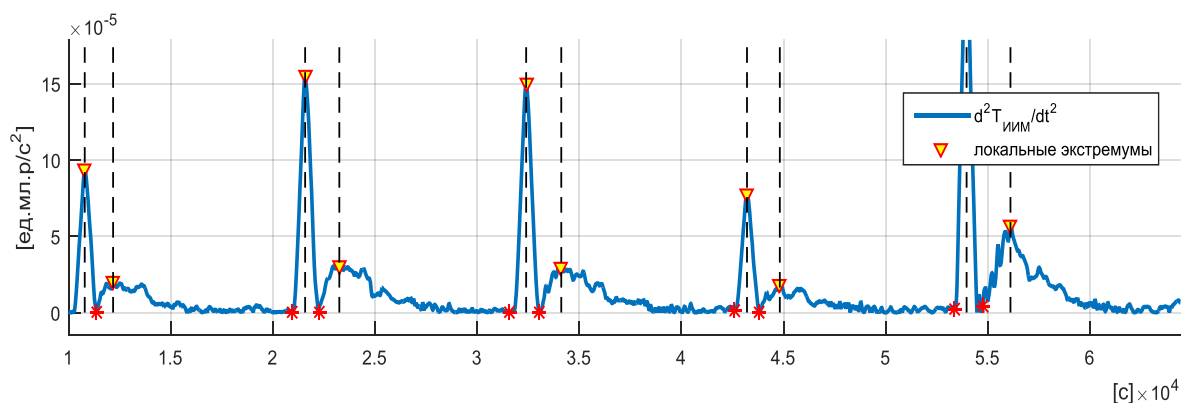


Рис. 4.12 – Результат индикации температурных режимов по выходному сигналу АК

Таблица 4.4

Коэффициенты аппроксимации для статического и динамического режимов температурного воздействия

Статический режим

| | β_1 | β_2 | α_1 | α_2 |
|-----------------------|-----------|------------|------------|------------|
| Канал АК _X | 6.3260e-5 | 2.5551e-9 | 1.3306e-12 | 1.6612e-9 |
| Канал АК _Y | 2.5936e-4 | -2.0542e-7 | 3.2212e-12 | -2.0040e-8 |
| Канал АК _Z | 0.1601e-4 | 2.0265e-8 | 3.307e-12 | -2.2470e-9 |

Динамический режим

| | β_3 | β_4 | α_3 | α_4 |
|-----------------------|-------------|-------------|-------------|------------|
| Канал АК _X | -4.5050e-06 | 1.3608e-12 | -6.0141e-05 | 1.6292e-08 |
| Канал АК _Y | -8.6913e-06 | -1.3042e-10 | -5.3030e-05 | 1.6158e-08 |
| Канал АК _Z | 7.0267e-07 | 9.0582e-11 | -5.6567e-05 | 1.6626e-08 |

Пример графика аппроксимации температурной погрешности для различных участков статических режимов воздействия температуры представлен на рис.4.13.

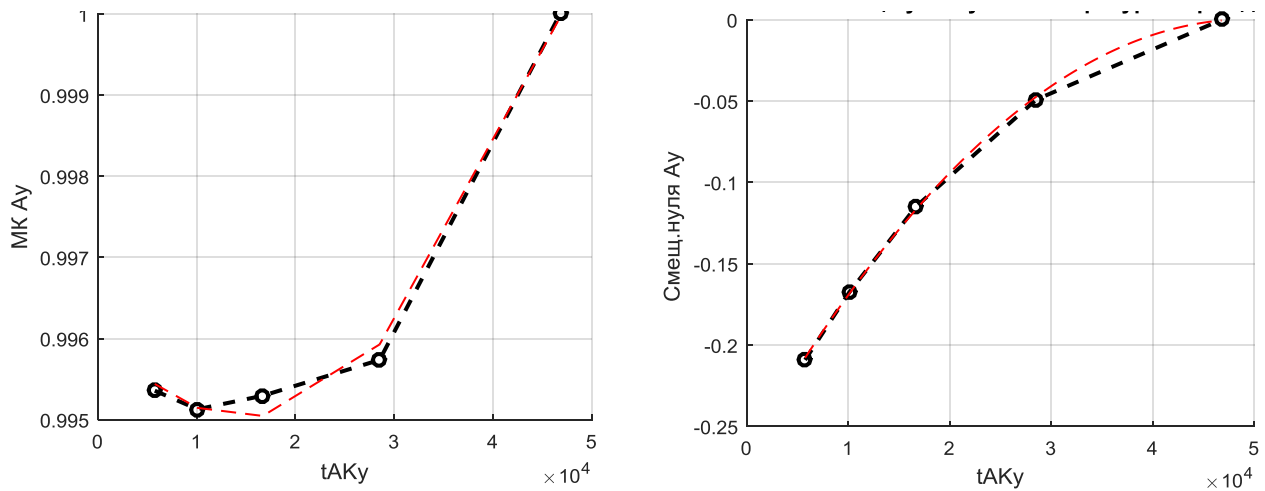


Рис. 4.13 – Результаты аппроксимации квадратичной функцией для смещения нуля и масштабного коэффициента выходного сигнала АК при статическом режиме воздействия температуры

Для проверки результатов определения температурной характеристики полученные коэффициенты были подставлены в модель выходного сигнала АК (4.1) с учетом температурной коррекции.

$$\begin{aligned} \tilde{V}_{xi} = & \left[K_{x0} + \alpha_{1x} \Delta t_x^2 + \alpha_{2x} \Delta t_x + \alpha_{3x} \Delta t_{BPS}^2 + \alpha_{4x} \Delta t_{BPS} \right] \times \dots \\ & \dots \times (V_{xi} + B_{x0} + \beta_{1x} \Delta t_x + \beta_{2x} \Delta t_x^2 + \beta_{3x} \Delta t_{BPS} + \beta_{4x} \Delta t_{BPS}^2) \end{aligned} \quad (4.1)$$

где

V_{xi} – первичный выходной сигнал АК_x;

K_{x0} , B_{x0} – паспортные параметры в памяти БИНС до выполнения штатной калибровки,

$\Delta t_x = m_x - m_{x0}$ – разница текущего кода термодатчика ЛГ_x относительно значения, при котором выполняется штатная калибровка;

$\Delta t_{BPS} = m_{BPS} - m_{BPS0}$ – разница текущего кода термодатчика БПС относительно значения, при котором выполняется штатная калибровка.

$\alpha_{1x}, \alpha_{2x}, \alpha_{3x}, \alpha_{4x}, \beta_{1x}, \beta_{2x}, \beta_{3x}, \beta_{4x}$ – коэффициенты аппроксимации.

Аналогично для АК_y и АК_z.

Результаты измерения трехосным акселерометром вектора g во время испытаний диапазоне температур $-20 \dots + 60$ ° с применением алгоритмической

коррекции температурных погрешностей в режиме реального времени (4.1) представлены на графике рис. 4.14.

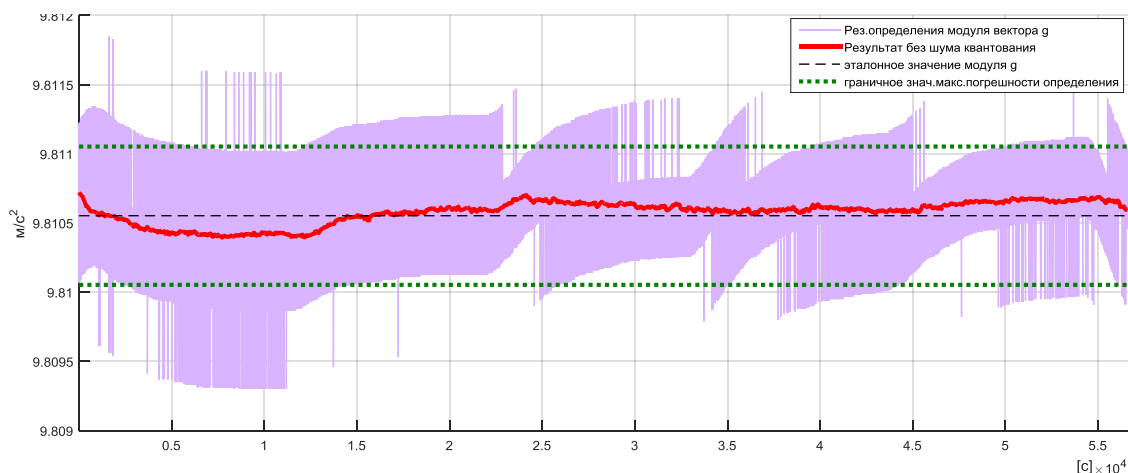


Рис. 4.14 – Полученные графики выходного сигнала трехосного АК после алгоритмической температурной коррекции

Для оценки погрешностей выходного сигнала до и после коррекции был выполнен расчет среднеквадратических отклонений показаний АК до и после коррекции. Результаты расчетов приведены в табл 4.5.

Таблица 4.5

Оценки погрешности температурной коррекции выходных сигналов трехосного АК

| СКО (3 σ) вых. сигнала АК _x , м/с ² | | СКО (3 σ) вых. сигнала АК _x , м/с ² | | СКО (3 σ) вых. сигнала АК _y , м/с ² | |
|---|-----------------|---|-----------------|---|-----------------|
| до коррекции | после коррекции | до коррекции | после коррекции | до коррекции | после коррекции |
| Температурный режим (-20°C) | | Температурный режим (-20°C) | | Температурный режим (-20°C) | |
| 0.0975 | 0.00012 | 0.0968 | 0.00015 | 0.0715 | 0.00013 |
| Температурный режим (+60°C) | | Температурный режим (+60°C) | | Температурный режим (+60°C) | |
| 0.1241 | 0.00046 | 0.1830 | 0.00038 | 0.1212 | 0.00042 |

Как видно из таблицы, до коррекции СКО выходных сигналов АК превышало допустимое значение по нестабильности смещения нуля в запуске. После коррекции температурные погрешности в выходных сигналах АК значительно уменьшились и не превышают допустимых значений по нестабильности смещения нуля в запуске.

Для более детального анализа результатов коррекции температурной погрешности выполнена обработка выходных сигналов трехосного АК методом ВА. Результаты такой обработки представлены на рис.4.15.

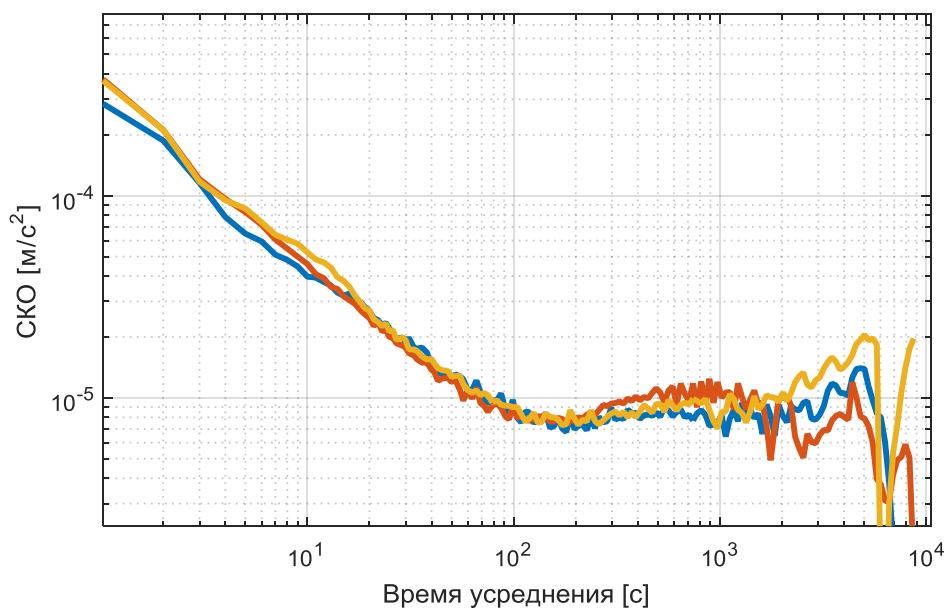


Рис. 4.15 – Полученные графики ВА выходных сигналов АК после температурной коррекции

На графике рис.4.15 отсутствуют участки кривой ВА с положительным наклоном, что свидетельствует об успешном моделировании температурной характеристики выходных сигналов АК и правильности ее применения в алгоритме выходных сигналов трехосного АК.

На основании результатов поиска температурных характеристик трехосного АК и при условии использования их параметров в алгоритме коррекции выходных сигналов можно считать, что подготовка исследуемого трехосного АК к калибровке является завершённой.

4.2.3 Анализ результатов температурных испытаний трехосного блока лазерных гироскопов

Одновременно с трехосным АК температурным испытаниям подвергался так же трехосный ЛГ, так как эти два блока находились в составе БИНС. В разделе 3 описывалась работа системы стабилизации периметра ЛГ. Так как периметр кольцевого лазера изменяется вследствие расширения моноблока от воз-

действия температуры, то такая система должна устранять температурную погрешность из выходного сигнала ЛГ.

Для проверки отсутствия температурной характеристики в выходном сигнале трехосного ЛГ был проведен расчет корреляции сигналов ЛГ с сигналами термодатчика, установленного на корпусе БИНС. Результаты корреляции представлены в табл.4.6.

Таблица 4.6

**Коэффициенты корреляции выходных сигналов ЛГ и термодатчика
БИНС**

| | Запуск 1 | Запуск 2 | Запуск 3 |
|-----------------------|-----------------|-----------------|-----------------|
| Канал ЛГ _x | 0.0031 | -0.0022 | 0.0054 |
| Канал ЛГ _y | 0.0005 | 0.0070 | -0.0010 |
| Канал ЛГ _z | -0.0012 | -0.0035 | -0.0019 |

Максимальное значение по табл.4.6 соответствует низкой силе корреляционной связи. Следовательно, можно считать, что в выходном сигнале ЛГ отсутствует температурная характеристика.

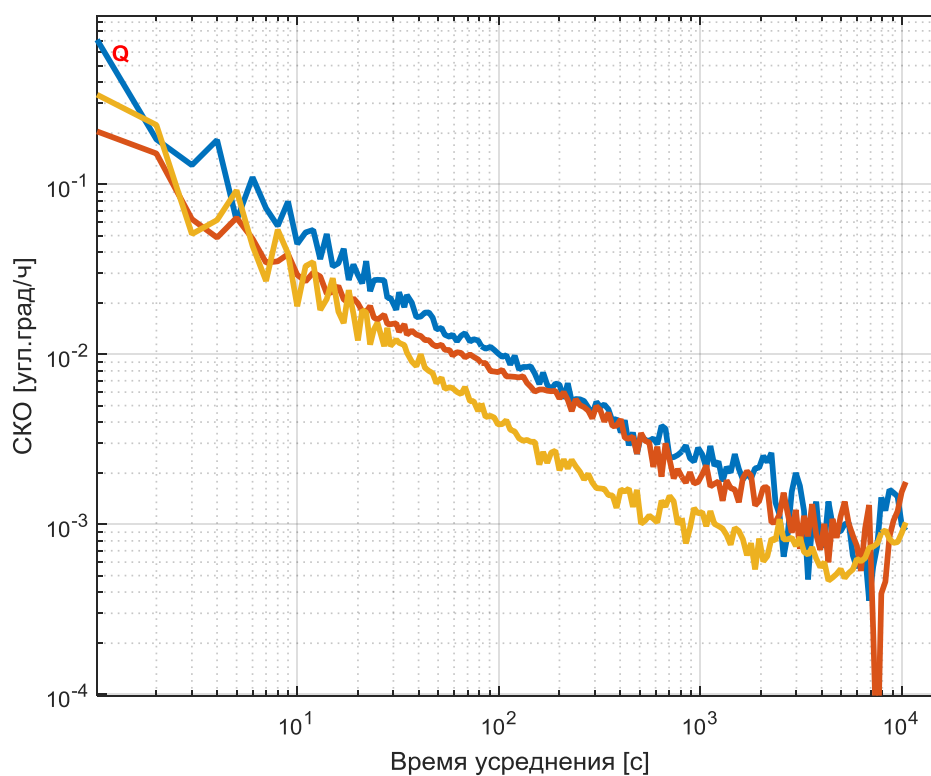
Длительность накопленного сигнала в одном включении во время температурных испытаний так же позволяет выполнить расчет ВА для подтверждения сохранения точностных характеристик ЛГ на уровне статических испытаний. Результаты ВА представлены в табл.4.7. Пример графика ВА для трехосного ЛГ представлен на рис 4.16.

Таблица 4.7

**Результаты определения наличия стохастических характеристик в
выходных сигналах ЛГ**

| | Запуск 1 | Запуск 2 | Запуск 3 |
|-------------------------------|-----------------|-----------------|-----------------|
| Q_x [угл.с] | 0.40 | 0.40 | 0.40 |
| Q_y [угл.с] | 0.25 | 0.25 | 0.25 |
| Q_z [угл.с] | 0.25 | 0.25 | 0.25 |
| ARW_x [°/√ч] | 0.0016 | 0.0015 | 0.0017 |

| | | | |
|-------------------------------|---------------|---------------|---------------|
| $ARW_Y [^\circ/\sqrt{ч}]$ | 0.0014 | 0.0012 | 0.0012 |
| $ARW_Z [^\circ/\sqrt{ч}]$ | 0.0012 | 0.0012 | 0.0012 |
| $BI_X [^\circ/ч]$ | 0.0016 | 0.0016 | 0.0016 |
| $BI_Y [^\circ/ч]$ | 0.0019 | 0.0018 | 0.0018 |
| $BI_Z [^\circ/ч]$ | 0.0015 | 0.0015 | 0.0017 |
| $RRW_X [(^\circ/ч)/\sqrt{ч}]$ | – | – | – |
| $RRW_Y [(^\circ/ч)/\sqrt{ч}]$ | – | – | – |
| $RRW_Z [(^\circ/ч)/\sqrt{ч}]$ | – | – | – |
| $DRR_X [(^\circ/ч)/ч]$ | – | – | – |
| $DRR_Y [(^\circ/ч)/ч]$ | – | – | – |
| $DRR_Z [(^\circ/ч)/ч]$ | – | – | – |



- ВА сигнала ЛГx
- ВА сигнала ЛГy
- ВА сигнала ЛГz

Рис. 4.16 – Полученные графики ВА выходных сигналов ЛГ во время температурных испытаний

На основании расчетных данных приведенных в табл.4.7, а именно отсутствии тренда угловой скорости и значении параметров ARW и BI на уровне статических испытаний, можно сделать вывод о том, что в выходных сигналах трехосного ЛГ стохастические погрешности не превышают допустимых значений.

В целом результаты температурных испытаний подтвердили готовность трехосного ЛГ к дальнейшим калибровочным испытаниям для определения его детерминированных погрешностей.

4.3 Выводы по 4 главе

В разделе 4 представлены методики и результаты экспериментальной отработки методов испытаний и температурной калибровки, теоретическая часть которых была изложена ранее. Методики исполнения всех рассматриваемых в работе методов отличаются простотой и отсутствием необходимости в высокоточном и дорогостоящем оборудовании. Так же организация и последовательность методов испытаний и калибровки была разработана таким образом, чтобы временные затраты на их проведение были наиболее оптимальными.

Результаты экспериментальной отработки статических испытаний для получения стохастических характеристик подтвердили пригодность инерциальных датчиков для дальнейших испытаний, а так же позволили определить наличие или отсутствие температурной погрешности в их выходных сигналах. На основании кривых ВА был определен наиболее оптимальный временной участок для усреднения данных при калибровке, продолжительность которого составляет 70 с как для лазерных гироскопов так и для акселерометров.

В результате статических испытаний было подтверждено соответствие исследуемого БИНС требованиям по следующим точностным характеристикам:

Для ЛГ:

Стохастическая нестабильность смещения нулей ЛГ в запуске:
0,0015-0.0018 град/ч (допустимое значение 0,015 град/ч);

Случайные дрейфы ЛГ:

0,0004 - 0.0015 град/ $\sqrt{ч}$ (допустимое значение 0,003 град/ $\sqrt{ч}$);

Для АК:

Стохастическая нестабильность смещения нулей АК в запуске:

4,0-4,5 $\cdot 10^{-6}$ м/с² (допустимое значение 5 $\cdot 10^{-4}$ м/с²);

Температурные испытания проводились в термокамере с помещенным в нее механическим трехступенным поворотным стендом ручного управления. Такой подход к использованию оборудования дал возможность обойтись без дорогостоящего поворотного стенда с термокамерой с относительно небольшими затратами времени на проведение эксперимента. При обработке данных, для аппроксимации выходных сигналов АК с температурой внешней среды использовались сигналы термодатчиков БИНС. В результате были получены параметры моделей аппроксимации для детерминированного смещения нуля трехосного АК и его масштабного коэффициента для статического и динамического режимов воздействия температуры на БИНС. Использование полученных параметров в разработанной модели коррекции выходных сигналов трехосного АК позволило уменьшить температурную погрешность до пределов допустимых отклонений. Максимальные значения погрешностей после температурной коррекции наблюдались на верхнем пределе диапазона рабочих температур (+60 °С). Это означает, что, возможно, при повышенных температурах окружающей среды могут возникать дополнительные источники температурной погрешности как в акселерометрах так и в термодатчиках БИНС, что в свою очередь требует проведения новых исследований для более детального анализа.

Анализ с помощью ВА выходных сигналов ЛГ, полученных во время температурных испытаний показал, что стохастические параметры трехосного ЛГ отличались не значительно относительно соответствующих параметров, полученных при статических испытаниях. Полученные коэффициенты корреляции выходных сигналов ЛГ с сигналами термодатчиков БИНС подтвердили температурную нечувствительность точностных параметров трехосного ЛГ.

Успешно выполненная температурная коррекция выходных сигналов АК и подтверждение соответствия требуемым точностным характеристикам датчиков ЛГ и АК путем оценки их параметров с помощью ВА подтвердили целесообразность выполнения стендовой калибровки исследуемого БИНС.

ГЛАВА 5

ОРГАНИЗАЦИЯ И ПРОВЕДЕНИЕ КАЛИБРОВКИ БИНС

Стендовая калибровка является заключительной процедурой ввода БИНС в эксплуатацию. Часто для калибровки необходимо обеспечивать стабильность температуры внешней среды, что в свою очередь подразумевает наличие дорогостоящего оборудования (например, двухосный поворотный стенд с термокамерой). Однако выбранная последовательность испытаний в данной работе позволяет получить параметры для алгоритма температурной коррекции до процедуры калибровки. После ввода этих параметров в систему обработки первичных сигналов БИНС стабилизация внешних температурных условий не требуется, что значительно упрощает требования к лабораторному оснащению. Благодаря анализу стохастических характеристик инерциальных датчиков, полученных на этапе статических испытаний методика стендовой калибровки позволяет оценивать детерминированные ошибки БИНС за максимально короткое время без потери точности от влияния шумов квантования.

После калибровки БИНС так же выполняется экспериментальная проверка работы его инерциальных датчиков, путем измерения модулей вектора угловой скорости Земли и ускорения свободного падения.

5.1 Методика проведения лабораторных испытаний на трехосном поворотном столе для стендовой калибровки

Для проведения стендовой калибровки БИНС использовалось следующее оборудование и программное обеспечение:

1. Трехосный поворотный стенд производства Acutronic - AC1136 (Рис.5.1);

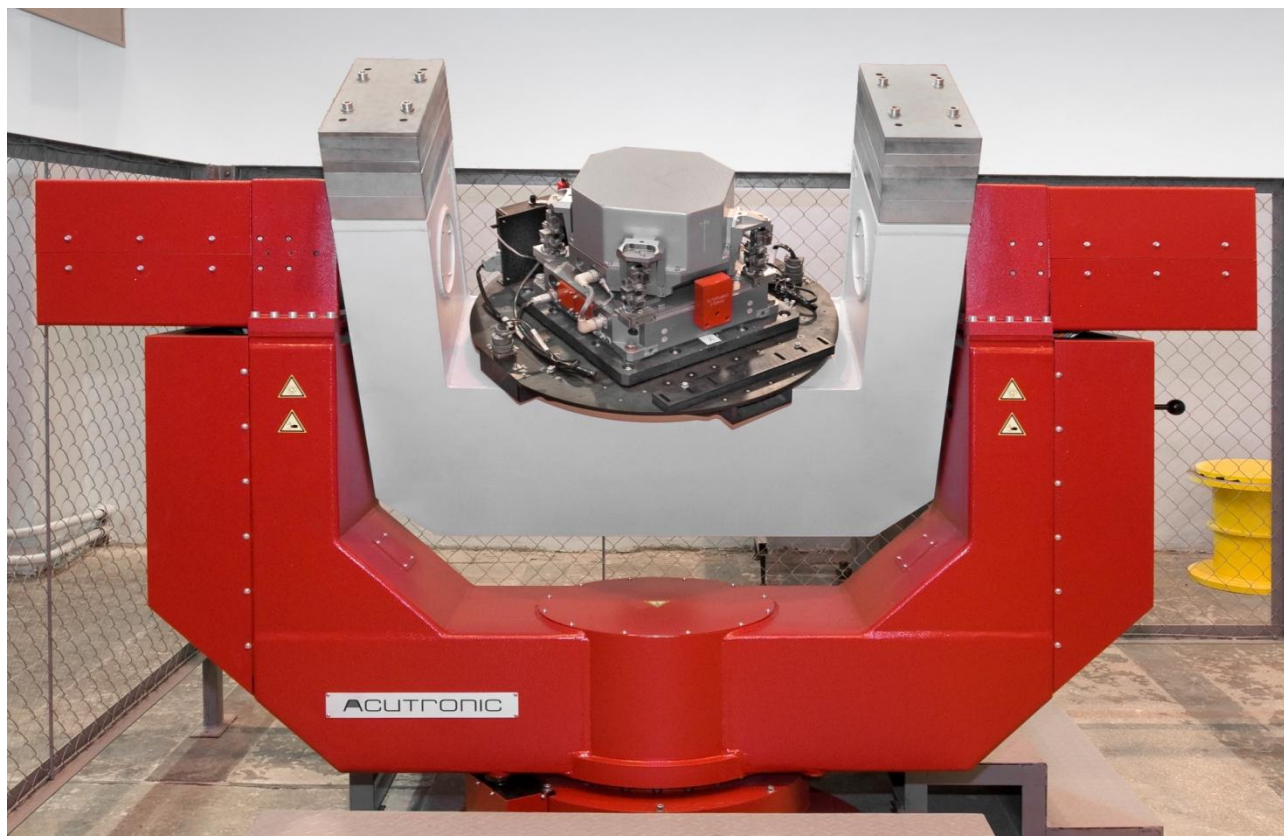


Рис. 5.1 – БИНС на трехосном поворотном стенде AC1136 (Acutronic)

2. Технологическая плита;
3. Источник питания ± 27 В;
4. Комплект кабелей;
5. ПК;
6. Жестко закрепленная оптическая призма с паспортизированным значением азимута (5.2).
7. Теодолит 2Т2А;



Рис. 5.2 – Жестко закрепленная призма для азимутальной оптической привязки изделий



Рис. 5.3 – Процесс определения угла между оптическими элементами с помощью теодолита 2Т2А

8. Программа для накопления данных инерциальных датчиков Storage.exe;
9. Макрос ACL_Script_Calibration.cfg (Приложение В) для системы управления трехстепенного станда (набор команд для пространственных ориентаций БИНС во время калибровки);
10. Макрос ACL_Script_TestCalibr.cfg для системы управления трехстепенного станда AC1136 (набор команд для проверки калибровки БИНС в различных пространственных ориентациях);

11. Пакет программ для технических расчетов Matlab с установленной программой расчета параметров детерминированных погрешностей БИНС CalibrationEstim.m (Приложение Д).

Методика, по которой проводились калибровка ЛГ и АК в данной работе, состоит из следующей последовательности действий:

1. Установка технологической плиты на трехосном поворотном стенде AC1136;
2. Закрепление БИНС на технологической плите;
3. Стыковка кабелей с ИП и ПК;
4. Позиционирование БИНС с помощью органов управления трехосного поворотного стенда AC1136 таким образом, чтобы обеспечить возможность оптической привязки теодолитом контрольного оптического элемента БИНС с лабораторной призмой. Такое пространственное положение БИНС должно совпадать с ее первой пространственной ориентацией во время калибровки для упрощения расчетов азимутального положения трехосного ЛГ;
5. Подача напряжения питания на БИНС;
6. Запуск на ПК программы для считывания данных во время реализации стендовой калибровки;
7. Запуск на панели управления стенда AC1136 макроса калибровки ACL_Script_Calibration.cfg, во время выполнения которого БИНС последовательно устанавливается в 12 пространственных ориентаций (рис.5.4)

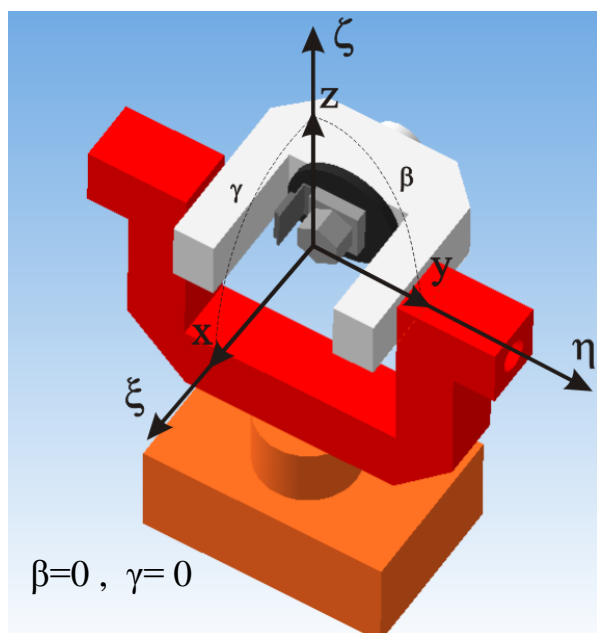
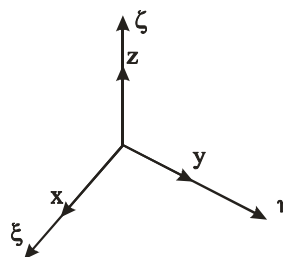
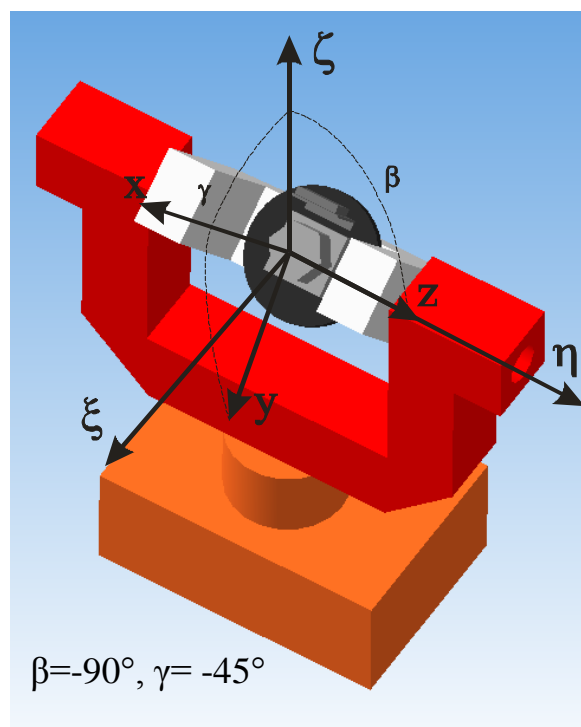
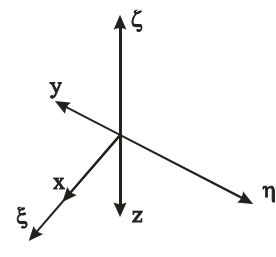
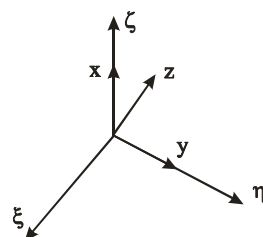
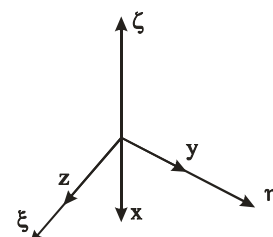
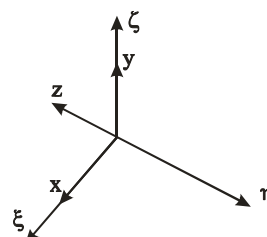
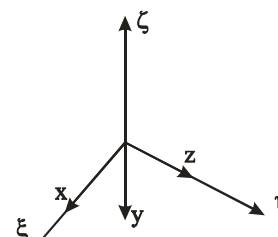
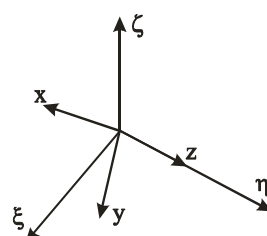
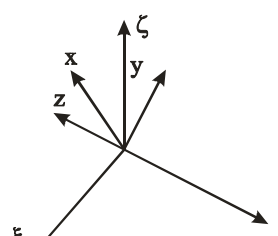
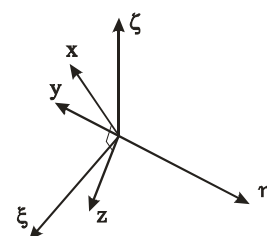
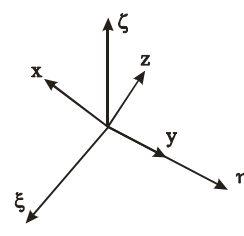
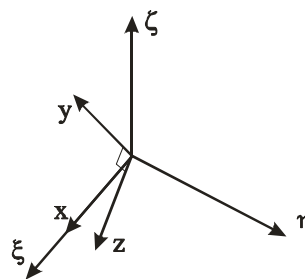
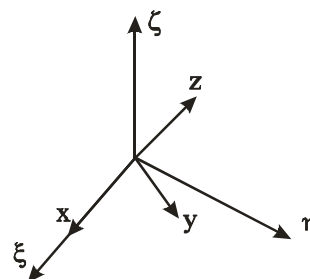
5) $\beta=0, \gamma=0$ 6) $\beta=180^\circ, \gamma=0$ 1) $\beta=0, \gamma=-90^\circ$ 2) $\beta=0, \gamma=90^\circ$ 3) $\beta=90^\circ, \gamma=0$ 4) $\beta=-90^\circ, \gamma=0$ 7) $\beta=-90^\circ, \gamma=-45^\circ$ 8) $\beta=90^\circ, \gamma=45^\circ$ 9) $\beta=180^\circ, \gamma=-45^\circ$ 10) $\beta=0, \gamma=45^\circ$ 11) $\beta=135^\circ, \gamma=0$ 12) $\beta=-45^\circ, \gamma=0$ 

Рис. 5.4 – Предложенные пространственные ориентации БИНС во время калибровки

8. Выключение БИНС путем снятия напряжения после завершения работы макроса. Завершение работы программы накопления данных.
9. Обработка накопленных данных с помощью программы CalibrationEstim.m и ввод полученных калибровочных параметров в систему коррекции детерминированных ошибок БИНС;
10. Выполнение п.5 и 6;
11. Запуск макроса ACL_Script_TestCalibr.cfg для проверки калибровки в 9 пространственных ориентациях.
12. Анализ результатов с помощью пакета программ для технических расчетов Matlab.

5.2 Результаты определения калибровочных коэффициентов трехосного акселерометра в составе БИНС

В результате проведенной серии стендовых калибровок трехосного АК в составе исследуемого БИНС были получены следующие калибровочные параметры:

Таблица 5.1

Результаты определения калибровочных параметров трехосного АК

| | AK_x | AK_y | AK_z |
|---------------|------------|-----------|------------|
| Калибровка №1 | | | |
| B_{0a} | 0.090117 | 0.092241 | 0.12179 |
| K_{1a} | 0.8148 | 0.0010164 | -0.0014483 |
| K_{2a} | -0.0010369 | 0.85883 | -0.005538 |
| K_3 | 0.0010814 | 0.0053613 | 0.85306 |
| Калибровка №2 | | | |
| B_{0a} | 0.090053 | 0.092346 | 0.121877 |
| K_{1a} | 0.814840 | 0.000905 | -0.001408 |
| K_{2a} | -0.000873 | 0.858927 | -0.005458 |
| K_{3a} | 0.000879 | 0.005381 | 0.853101 |

| Калибровка №3 | | | |
|---------------|-----------|----------|-----------|
| B_{0a} | 0.090728 | 0.092301 | 0.121782 |
| K_{1a} | 0.814725 | 0.000954 | -0.001354 |
| K_{2a} | -0.001079 | 0.858766 | -0.005456 |
| K_{3a} | 0.000983 | 0.005209 | 0.852961 |

На основании данных табл.5.1 можно рассчитать нестабильности смещения нуля и масштабных коэффициентов трехосного АК от запуска к запуску.

Нестабильность смещения нуля от запуска к запуску:

$$\sigma b_{ax} = \sqrt{\frac{1}{3-1} \sum_{i=1}^3 (B_{0axi} - M\{B_{0ax}\})^2} = 2.71 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2,$$

аналогично $\sigma b_{ay} = 2.65 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2$, $\sigma b_{az} = 4.75 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2$,

Нестабильность масштабного коэффициента:

$$\sigma K_{1ax} = \sqrt{\frac{1}{3-1} \sum_{i=1}^3 (K_{1axi} - M\{K_{1ax}\})^2} = 88 \text{ ppm},$$

аналогично $\sigma K_{2y} = 146 \text{ ppm}$, $\sigma K_{3z} = 71 \text{ ppm}$

5.3 Результаты определения калибровочных коэффициентов трехосного блока лазерных гироскопов в составе БИНС

В результате проведенной серии стендовых калибровок трехосного ЛГ в составе исследуемого БИНС были получены следующие калибровочные параметры:

Таблица 5.2

Результаты определения калибровочных параметров трехосного ЛГ

| | ЛГ _x | ЛГ _y | ЛГ _z |
|---------------|-----------------|-----------------|-----------------|
| Калибровка №1 | | | |
| B_{0g} | 0.18560 | 0.026498 | -0.027218 |
| K_{1g} | 1.00480 | -0.0045217 | 0.0025188 |
| K_{2g} | -0.00033819 | 1.0017 | -0.0031615 |

| | | | |
|---------------|------------|------------|-----------|
| K_{3g} | 0.00022548 | -0.0091769 | 1.0009 |
| Калибровка №2 | | | |
| B_{0g} | 0.187935 | 0.024217 | -0.026688 |
| K_{1g} | 1.004767 | -0.004487 | 0.002528 |
| K_{2g} | -0.000269 | 1.001702 | -0.003153 |
| K_{3g} | 0.000215 | -0.009151 | 1.000873 |
| Калибровка №3 | | | |
| B_{0g} | 0.181159 | 0.024417 | -0.028170 |
| K_{1g} | 1.004807 | -0.004485 | 0.002548 |
| K_{2g} | -0.000256 | 1.001763 | -0.003160 |
| K_{3g} | 0.000215 | -0.009188 | 1.000919 |

На основании данных табл. 5.2 можно рассчитать нестабильность масштабных коэффициентов трехосного ЛГ от запуска к запуску:

$$\sigma K_{1gx} = \sqrt{\frac{1}{3-1} \sum_{i=1}^3 (K_{1gxi} - M\{K_{1gx}\})^2} = 1,8 \text{ ppm},$$

аналогично $\sigma K_{2gy} = 1,1 \text{ ppm}$, $\sigma K_{3gz} = 0,4 \text{ ppm}$.

Нестабильность смещения нуля от запуска к запуску:

$$\sigma b_{gx} = \sqrt{\frac{1}{3-1} \sum_{i=1}^3 (B_{0gxi} - M\{B_{0gx}\})^2} = 0.0034 \text{ }^\circ/\text{ч},$$

аналогично $\sigma b_{ay} = 0.0012 \text{ }^\circ/\text{ч}$, $\sigma b_{az} = 0.0007 \text{ }^\circ/\text{ч}$,

5.4 Анализ результатов стендовой калибровки трехосного акселерометра

При калибровке трехосного блока АК проводилось 12 испытаний при разных угловых ориентациях поворотного стола трехстепенного стенда. Во время каждого из испытаний накапливались, и сохранялась для дальнейшей обработки выходные сигналы с информационных каналов трехосного АК. На рис.5.5 приведен график выходных сигналов трехосного АК в одной из пространственных ориентаций БИНС во время калибровки.

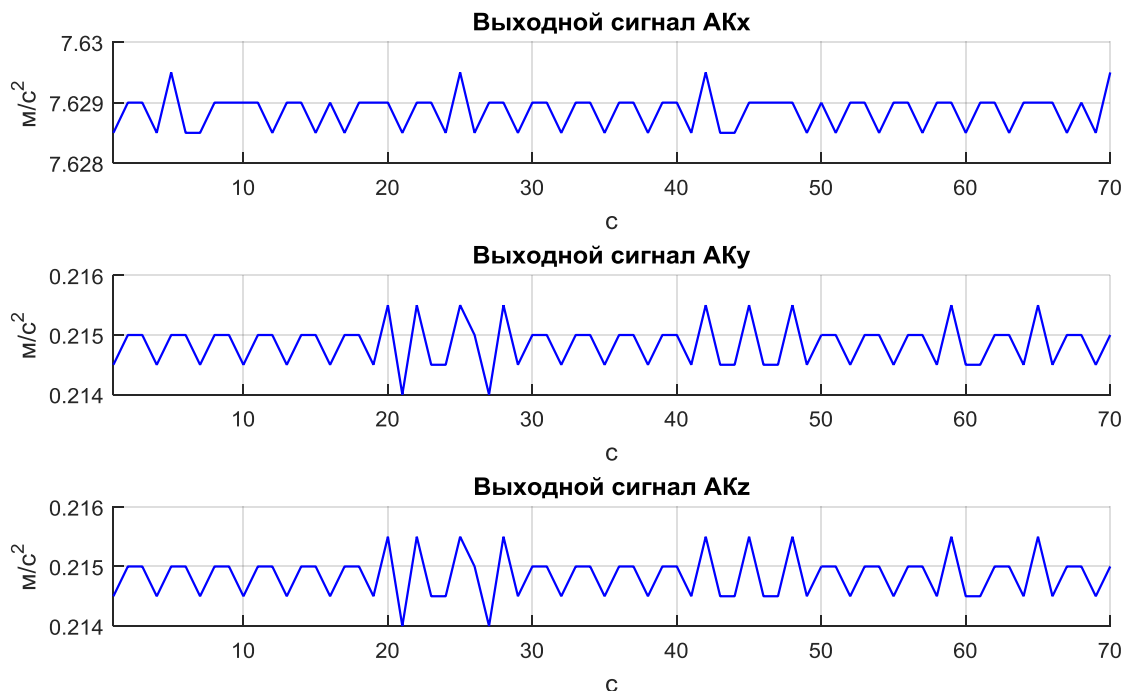


Рис. 5.5 – Выходные сигналы трехосного АК снятые во время одного из испытаний на трехосном поворотном стенде

На рис. 5.6 представлены результаты расчета модуля ускорения свободного падения g для каждого из 12 испытаний до и после коррекции выходных сигналов трехосного АК алгоритмом коррекции (3.34). Как видно до коррекции выходные сигналы трехосного АК в значительной мере искажались за счет наличия детерминированных погрешностей. В частности с помощью рис. 5.7 можно оценить влияние смещения нуля и ошибок масштабных коэффициентов на погрешность определения эталонного значения модуля g до калибровки. Как видно из 5.8 математическое ожидание полученных значений модуля g после калибровки практически совпадает с его эталонным значением (в данном случае разница этих величин составляет $3,2 \cdot 10^{-9} \text{ м/с}^2$), что позволяет сделать вывод про правильность выбранного алгоритма для определения смещения нулей в изложенной выше методике.

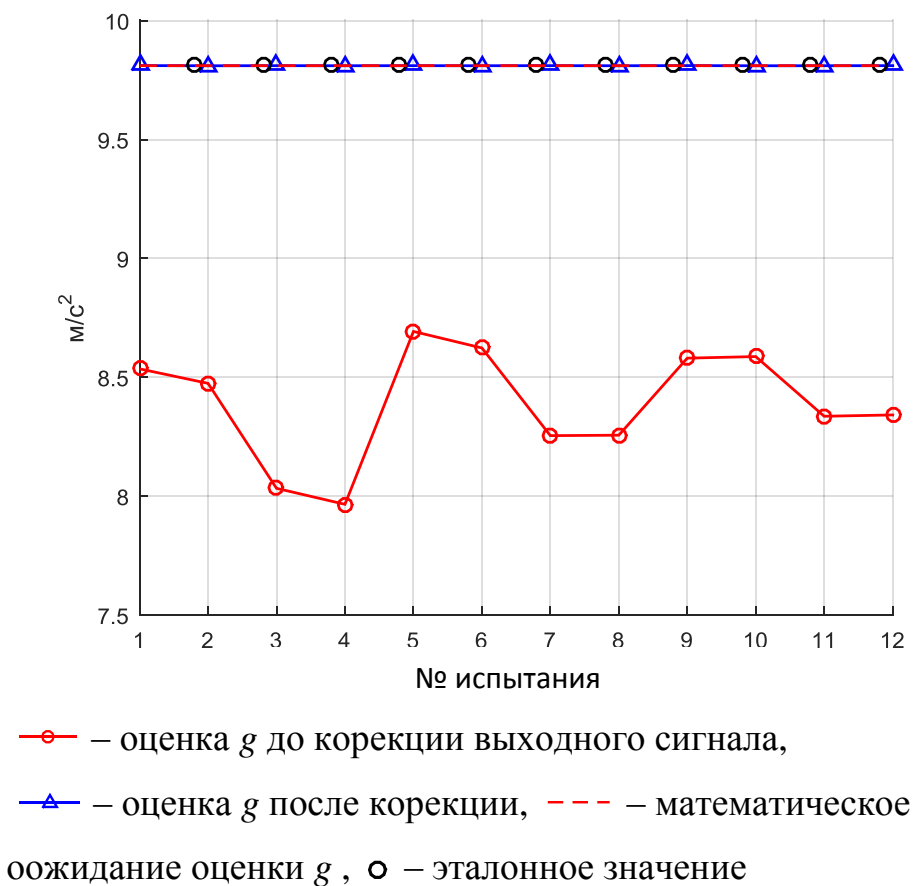
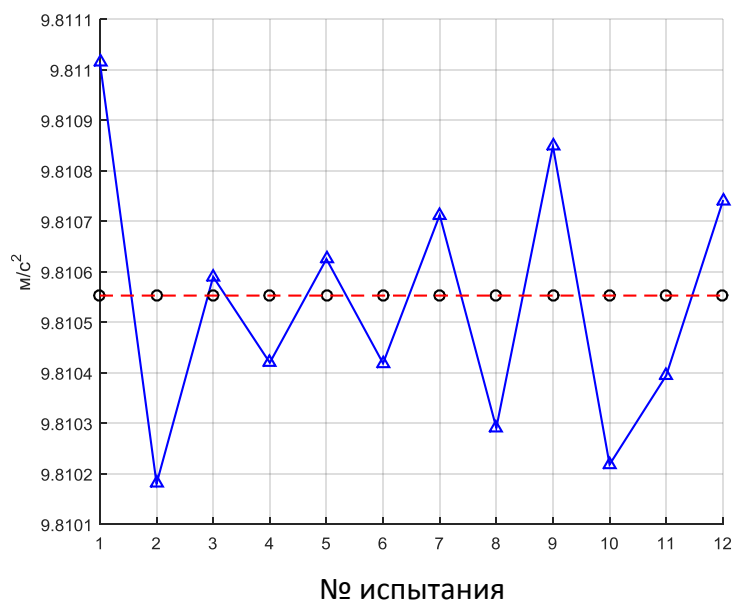


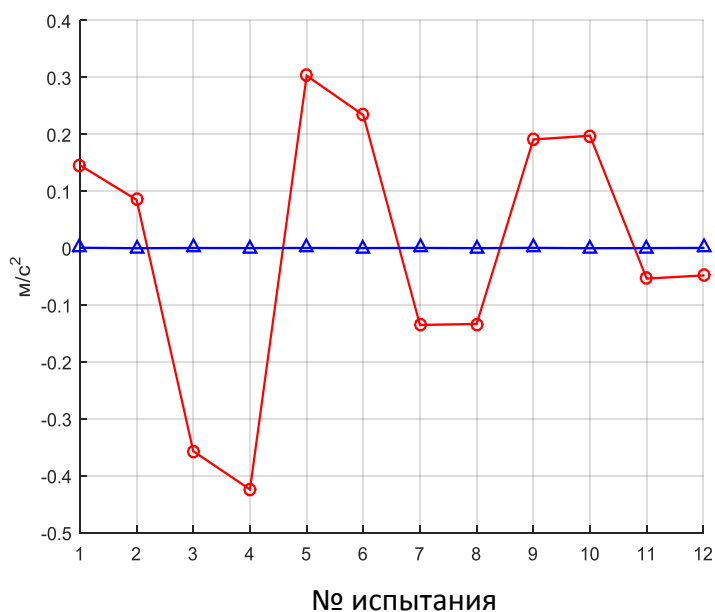
Рис. 5.6 – Результаты определения модуля ускорения свободного падения g по выходным сигналам трехосного АК

В качестве основного параметра для оценки точности стендовой калибровки выбрана нестабильность определения эталонной величины в виде среднеквадратического отклонения. На рис. 5.7, 5.8 представлены относительные нестабильности определения модуля вектора g до и после калибровки трехосного АК в составе исследуемого БИНС.



—▲— оценка g после коррекции выходного сигнала, ○ — эталонное значение g ,
 --- — среднее значение оценок g .

Рис. 5.7 – Результаты определения модуля ускорения свободного падения относительно его эталонного значения



—○— по выходному сигналу до коррекции ($\sigma = 0.20667$), —▲— по выходному
 сигналу после коррекции ($\sigma = 0,00033$)

Рис. 5.8 – Результаты определения нестабильности абсолютной величины модуля вектора g

В таблице 5.3 собраны оценки точности калибровки на основании измерения модуля вектора g .

Таблица 5.3

Оценка погрешностей калибровки трехосного АК

| № калибровки | $/M\{\hat{g}_n\} - g / (м/с^2)$ | $\delta_{\hat{g}} (м/с^2)$ | $\delta_{\hat{g}} (м/с^2)$ |
|--------------|---------------------------------|----------------------------|----------------------------|
| 1 | 3.21e-09 | 0.21 | 3.26e-04 |
| 2 | 2.83e-09 | 0.07 | 2.89e-04 |
| 3 | 1.91e-08 | 0.12 | 5.04e-04 |

Величина $\delta_{\hat{g}}$ аналогична погрешности нестабильности смещения нуля в запуске, однако, эта величина получена вследствие сложения погрешностей нестабильности нуля в запуске всех датчиков АК входящих в состав трехосного блока:

$$\delta_{\hat{g}} = \sqrt{\delta_x^2 + \delta_y^2 + \delta_z^2}$$

С учетом равнозначности всех составляющих:

$$\delta_i = \frac{\delta_{\hat{g}}}{\sqrt{3}} \quad (5.1)$$

где i – x, y или z.

Значение максимальной величины нестабильности смещения нуля для одноосного АК из состава трехосного блока по данным табл.4.8 и согласно формуле 5.1 будет составлять $2.9 \cdot 10^{-4}$, что удовлетворяет заданным требованиям на нестабильность смещения нуля АК.

5.5 Анализ результатов стендовой калибровки трехосного блока лазерных гироскопов

Стендовая калибровка трехосного блока ЛГ проводилась в составе БИНС. Так как в исследуемой БИНС ОЧ трехосного АК и трехосного ЛГ номинально совпадают, соответственно угловые ориентации трехосного ЛГ были такие же, как и у трехосного АК. Однако при этом датчики ЛГ фиксировали проекции угловой скорости Земли в статических положениях во время калибровки. На рис.5.9 приведен график выходных сигналов трехосного ЛГ в одной из пространственных ориентаций БИНС во время калибровки.

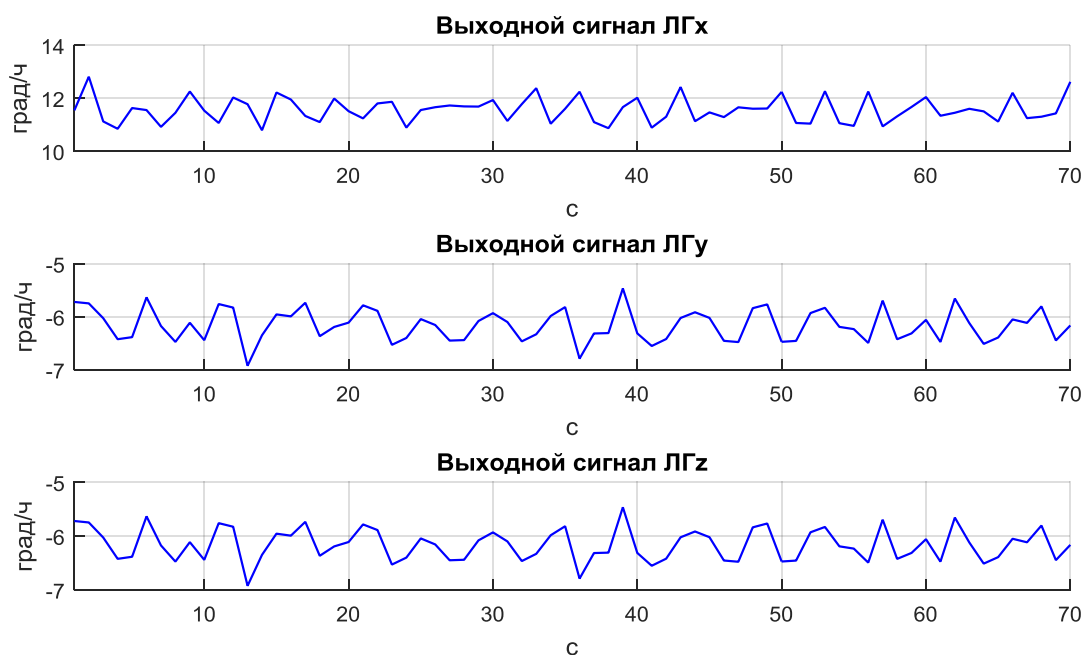


Рис. 5.9 – Выходные сигналы трехосного ЛГ накопленные во время одного из испытаний на трехосном поворотном стенде

Оценка точности калибровки трехосного ЛГ так же как и для АК проводилась на основании расчета модуля измеряемой величины, которой в этом случае является угловая скорость Земли ω . На рис. 5.10 представлены результаты такого расчета для каждого из 12 испытаний до и после коррекции выходных сигналов с помощью алгоритма коррекции (3.35). На рис.5.11 представлено ма-

тематическое ожидание полученных значений модуля w после калибровки и его эталонное значение, разница этих величин составляет $9,8 \cdot 10^{-5}$ град/ч.

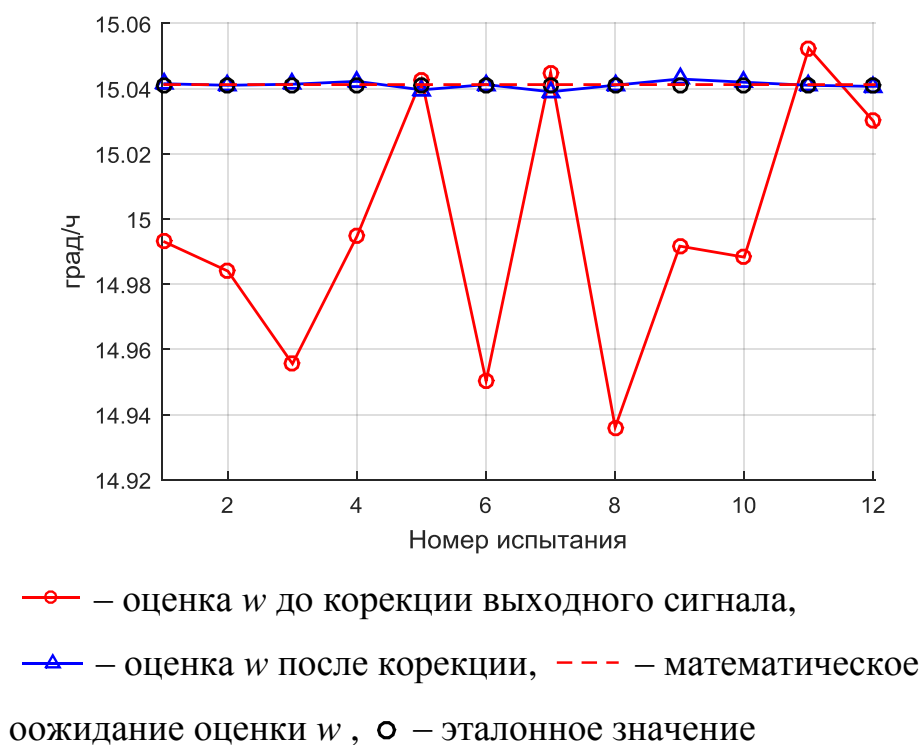


Рис. 5.10 – Результаты определения модуля угловой скорости Земли w по выходным сигналам трехосного ЛГ

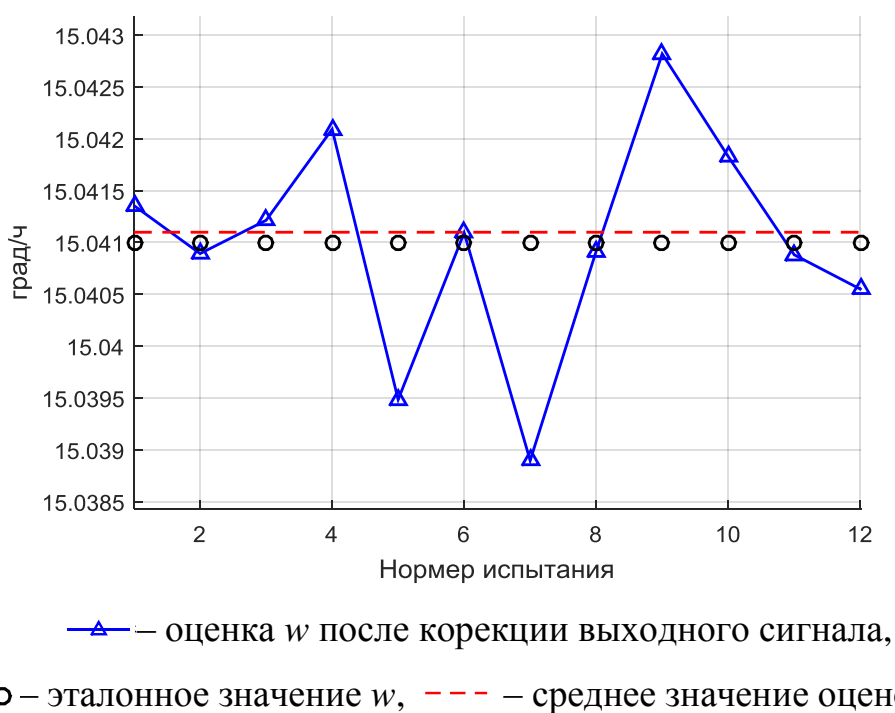
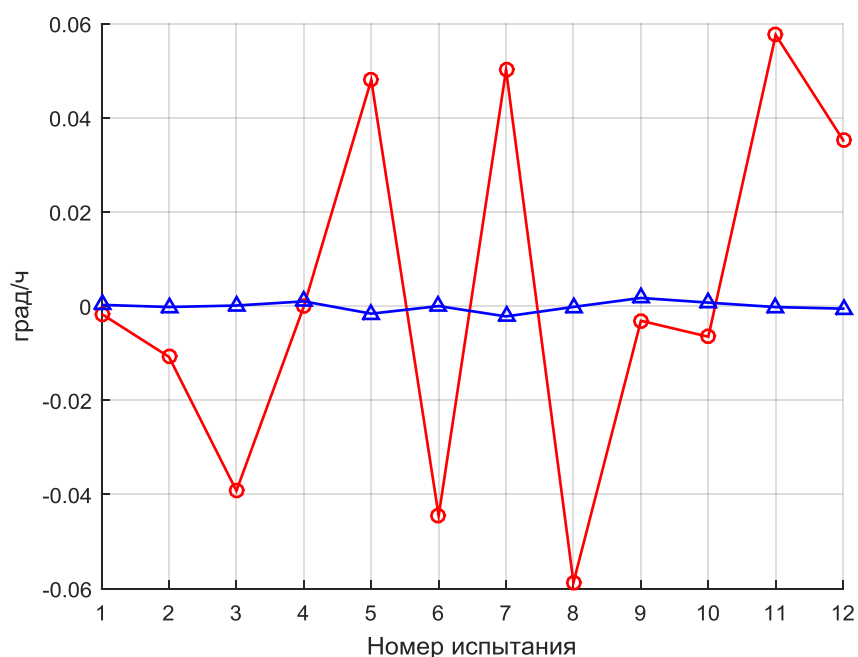


Рис. 5.11 –Результаты определения модуля угловой скорости Земли относительно ее эталонного значения

Оценка точности стендовой калибровки трехосного ЛГ, как и в случае трехосного АК представляет собой расчет нестабильности определения эталонной величины в виде среднеквадратического отклонения. На рис. 5.12 представлены относительные нестабильности определения модуля вектора w до и после калибровки трехосного ЛГ в составе исследуемого БИНС.



—○— по выходному сигналу до коррекции ($\sigma = 0.036106$), —△— по выходному сигналу после коррекции ($\sigma = 0.001009$)

Рис. 5.12 – Результаты определения нестабильности абсолютной величины модуля вектора w

В табл. 5.4 собраны оценки точности калибровки на основании измерения модуля вектора w .

Таблица 5.4

Оценка погрешностей калибровки трехосного ЛГ

| № калибровки | $/M\{\widehat{w}_n\} - w / (^\circ/\text{ч})$ | $\delta_{\widehat{w}} (^\circ/\text{ч})$ | $\delta_{\widehat{w}} (^\circ/\text{час})$ |
|--------------|---|--|--|
| 1 | $9,8 \cdot 10^{-5}$ | 0.0361 | 0.001009 |
| 2 | $2,4 \cdot 10^{-4}$ | 0.0232 | 0.000532 |
| 3 | $1,6 \cdot 10^{-4}$ | 0.0114 | 0.000416 |

Величина $\delta_{\dot{g}}$ аналогична погрешности нестабильности смещения нуля в запуске, однако, эта величина получена вследствие сложения погрешностей нестабильности нуля в запуске всех датчиков АК входящих в состав трехосного блока:

С учетом равнозначности всех составляющих аналогично формуле (5.2):

$$\delta_i = \frac{\delta_{\dot{g}}}{\sqrt{3}} \quad (5.2)$$

где i – x, y или z.

Значение максимальной величины нестабильности смещения нуля для одноосного ЛГ из состава трехосного блока по данным табл.4.9 и согласно формуле 5.2 будет составлять $5.83 \cdot 10^{-4} \text{ }^\circ/\text{ч}$, что удовлетворяет заданным требованиям на нестабильность смещения нуля ЛГ.

5.6 Выводы по 5 главе

Преимущество метода стендовой калибровки БИНС относительно других, методов, которые были рассмотрены в предыдущем разделе, заключается в разработке и применении модели выходных сигналов, которая не требует высоких вычислительных нагрузок для решения обратной к поиску калибровочных параметров задачи – коррекции выходных сигналов с помощью полученных путем лабораторных исследований параметров. Используя такую особенность был разработан алгоритм коррекции, который дал возможность подтвердить ее эффективность не только с помощью моделирования, но и практически – применением параметров, определенных с помощью калибровок. На основании сравнения измеренных значений ускорения свободного падения и угловой скорости Земли с их эталонными значениями удалось выполнить оценку точности калибровки ЛГ и АК по двум параметрам: нестабильность определения эталон-

ной величины в разных пространственных ориентациях БИНС и отклонение математического ожидания оценок эталонной величины в различных пространственных ориентациях. Последняя оценка для трехосного ЛГ и АК практически стремилась к 0, что является подтверждением правильности выбранного алгоритма калибровки. Нестабильность отклонения оценок эталонных величин в пространственных ориентациях относится к погрешности нестабильности смещения нуля в запуске. После калибровок максимальные значения этой погрешности были следующие:

для АК: $2,9 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$ (допустимое значение $5 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$),

для ЛГ: $5,8 \cdot 10^{-4} \text{ }^\circ/\text{ч}$ (допустимое значение $0,015 \text{ }^\circ/\text{ч}$).

Проведение трех циклов калибровок так же дало возможность установить погрешность таких точностных параметров БИНС как нестабильности смещения нуля от запуска к запуску и нестабильности масштабного коэффициента.

Для трехосного ЛГ максимальные значения этих параметров параметров имели следующие значения:

нестабильность смещения нуля от запуска к запуску: $0.0034 \text{ }^\circ/\text{ч}$ (допустимое значение $0,015 \text{ }^\circ/\text{ч}$);

нестабильность масштабного коэффициента от запуска к запуску: $1,8 \text{ ppm}$ (допустимое значение 10 ppm).

Для трехосного АК:

- нестабильность смещения нуля от запуска к запуску: $4.75 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2$ (допустимое значение $5 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$);

- нестабильность масштабного коэффициента от запуска к запуску: 146 ppm (допустимое значение 200 ppm).

Результаты, полученные в процессе выполнения калибровок исследуемого БИНС позволяют сделать вывод про правильность выбранных уравнений для моделирования выходных сигналов трехосного АК и ЛГ.

ВЫВОДЫ

В диссертационной работе решена актуальная научно-практическая задача усовершенствования и разработки методов испытаний и калибровки для БИНС высокого класса точности, применяемой для решения задач начальной выставки наземных подвижных объектов.

1. В работе приведен обзор основных положений методов испытаний и калибровок, выполнена их классификация. Выполнено научное обоснование необходимых для определения путем испытаний параметров стохастических процессов инерциальных датчиков. Обоснован выбор испытания для определения детерминированных погрешностей исследуемого типа БИНС. В результате подробного обзора и анализа существующих методов испытаний и калибровок БИНС, а так же на основании опыта практической работы с инерциальными датчиками была разработана последовательность испытаний и калибровок для исследуемого типа БИНС. Перечень и последовательность методов испытаний и калибровок разрабатывались исходя из практических соображений в экономии времени и затрат на испытательное оборудование. При таком подходе к методам испытаний основное внимание было направлено на использование современных математических методов обработки экспериментальных данных, которые позволяют оценивать параметры инерциальных датчиков с максимальной точностью. Такими методами в данной работе являются метод вариации Аллана, метод вейвлет анализа сигнала, методы применения алгебры кватернионов и нелинейной оптимизации для аппроксимации детерминированных процессов.

2. В работе выполнен обзор точностных параметров современных инерциальных датчиков навигационного класса точности. Результаты обзора инерциальных датчиков использовались в работе для моделирования выходных сигналов БИНС и исследования эффективности разработанных методов.

3. Усовершенствован и теоретически обоснован метод определения параметров стохастических погрешностей ЛГ путем применения вейвлет анализа

при использовании вариации Аллана. На основании сочетания этих двух методик был разработан метод статических испытаний для трехосного ЛГ и АК. Полученные параметры в результате применения такого метода использовались в дальнейшем для разработки методики стендовой калибровки. Результаты определения характеристик синтезированных шумов подтвердили эффективность применения метода вариации Аллана для достоверного определения стохастических характеристик ЛГ.

4. Усовершенствован и теоретически обоснован метод определения нестабильности смещения нуля АК в запуске путем применения аппроксимации для определения и коррекции детерминированных погрешностей вследствие самопрогрева БИНС. Приведено теоретическое описание метода оптимизации для поиска параметров нелинейной регрессионной модели которая описывает детерминированную погрешность АК, вызванную самопрогревом среды внутри корпуса БИНС. Результаты определения характеристик экспериментальных данных АК в условиях статики и самопрогрева БИНС подтвердили эффективность применения метода вариации Аллана для достоверного определения нестабильности смещения нулей АК в запуске.

5. Новизна и эффективность разработанных методов скалярной калибровки трехосных блоков акселерометров и лазерных гироскопов заключается в использовании алгебры кватернионов и результатов вариации Аллана для установления минимально возможной числа и длительности лабораторных испытаний БИНС. Так же в данной методике использовался подход, который позволил повысить точность калибровки за счет упрощенной математической модели коррекции выходных сигналов трехосных блоков инерциальных датчиков. При таком подходе отсутствует необходимость раздельного определения углов неортогональностей осей. Такие погрешности как в математической модели выходных сигналов так и в модели коррекции инерциальных датчиков учитываются сумарно с масштабными коэффициентами.

9. Результаты исследований внедрены на предприятии СПС «Арсенал» и используются в методиках испытаний опытных образцов инерциально навигационных измерителей на базе лазерных гироскопов и маятниковых акселерометров навигационного класса точности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аврутов В.В., Испытания инерциальных приборов: Учебное пособие. - К.: НТУУ «КПИ им. Игоря Сикорского», 2016. - 205 с.
2. Titterton D., Weston J., Strapdown Inertial Navigation Technology -2nd Edition, Institution of Electrical Engineers , UK, 2004 -558 p.
3. ГОСТ 26883-86: Внешние воздействующие факторы. Термины и определения.– Введ. 01.07.1987. – 2008 г., – 11 с.
4. Alison Godwin. Accuracy of Inertial Motion Sensors in Static, Quasistatic, and Complex Dynamic Motion / Alison Godwin, Michael Agnew, Joan Stevenson // Journal of Biomechanical Engineering / Copyright © 2009 by ASME. – November 2009, Vol. 131.
5. ГОСТ 19.301-2000 Программа и методика испытаний. Требования к содержанию и оформлению.– Введ. 01.01 1981. – 2001 г., – 14 с.
6. Основы метрологии, стандартизации и сертификации/ Марусина М.Я., Ткалич В.Л., Воронцов Е.А., Скалецкая Н.Д. Учебное пособие. – СПб.: СПбГУ ИТМО, 2009. – 164 с.
7. IEEE STD 647. IEEE Standart Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Laser Gyros. – Revision of IEEE Std 647-1995. – IEEE Aerospace and Electronic Systems Society, 2006.
8. Anthony Lawrence. Modern Inertial Technology / Mechanical engineering series: Springer-Verlag New York, Inc. - 1998. - 147 p.
9. IEEE Std 1293-1998/Cor 1-2008. IEEE Standart Specification Format Guide and Test Procedure for Linear, Single-Axis, Nongyroscopic Accelerometers. – IEEE Aerospace and Electronic Systems Society, 2008.
10. IEEE Std 952-1997 standard specification format guide and test procedure for single-axis interferometric fiber optic gyros. IEEE Std 952-1997 (1998).
11. ГОСТ 22261-94. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Требования стойкости к внешним воздействующим факторам. – Взамен ГОСТ В 20.39.304-76 и ГОСТ В 20.39.304-85; введ. 1996-01-01. – М.: Изд-во стандартов, 1999. – 68 с.

12. ГОСТ 30630.0.0-99 Методы испытаний на стойкость к внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Программа и методика испытаний. Требования к содержанию и оформлению. – Введ. 01.09.2000. – Минск.: 2000 г. – 24 с.
13. MIL-STD-1554-1996, IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition, and Analysis / Randall Curey, Steve M. Mills, Richard H. Hulett, Don Wright, Judith Gorman // American National Standards Institute. – 2005.
14. МИ 2440-97 ГСИ. Методы экспериментального определения и контроля характеристик погрешности измерительных каналов измерительных систем и измерительных комплексов (взамен МИ 2313-94).
15. George T. Schmidt. INS/GPS Technology Trends [Электронный ресурс] / George T. Schmidt // Educational Notes RTO-EN-SET-064. – Режим доступа: <http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/EN/RTO-EN-SET-064/EN-SET-064-01.pdf>.
16. Allan, D. Statistics of atomic frequency standards. Proceedings of the IEEE 54, 2 (feb. 1966).
17. Кунец Г. А., Воробьев А. В. Принцип и методика компенсации температурной зависимости блока акселерометров БИНС // X науково-технічна конференція “Приладобудування: стан і перспективи”. – 2014. – Вип. 47. – С.38–39.
18. Grigorie L.T. The bias temperature dependence estimation and compensation for an accel-erometer by the use of the neuro-fuzzy techniques. Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering, vol. 32, no. 3-4, 2008, p. 383-400.
19. Pan Y. J., Li L. L., Ren C. H., Luo H. L.. Study on the compensation for a quartz accelerometer based on a wavelet neural network. Measurement Science & Technology, vol. 21, no. 10, 2010, p.102–115.
20. Jing-Min Gao, Ke-Bei Zhang. Temperature Characteristics and Error Compensation for Quartz Flexible Accelerometer / International Journal of Automation and Computing /Volume 12, Issue 5. - 2015. P 540-550.

21. ГОСТ 16504-81 Испытания и контроль качества продукции.– Введ. 08.12.1981. – Москва: 1982 г. – 48 с.
22. Силвер М. Навигация с помощью бесплатформенной системы на основе лазерных гироскопов: Вопросы проектирования системы ТИИЭР, т 71, №10, 1983 г.
23. Tehrani, M. Ring laser gyro data-analysis with cluster sampling technique. Proceedings of the SPIE the International Society for Optical Engineering 412 (1983), pp 207–220.
24. Аврутов В. В. Исследование инерциального измерительного модуля с USB портом / В. В. Аврутов, С. В. Царенко // Вісн. Нац. техн. ун-ту України "КПІ". Сер. Приладобудування. - 2012. - Вип. 44. – С. 24-28.
25. Кучерков С. Г. Использование вариаций Аллана при исследовании характеристик микромеханического гироскопа/ С. Г. Кучерков, Д. И. Лычев, А. И. Скалон, Л. А. Чертков // Гироскопия и навигация. – 2003. – № 2 (41). – С. 98 – 103.
26. Д. А. Кутовой, П. В. Ситников. Некоторые практические вопросы использования вариации Аллана при исследовании бесплатформенного инерциального блока.
27. Ф. Рамиан. Измерение вариации Аллана анализатором фазовых шумов / Измерительное оборудование. T-Comm/Спецвыпуск. – 2009. – С. 11 – 15.
28. IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition and Analysis. IEEE Std. 1554, 2005.
29. Claudia C., Meruane Naranjo. Analysis and Modeling of MEMS base Inertial Sensors. KTH Electrical Engineering, Stockholm 2008.
30. Аврутов В.В., Головач С.В., Мазепа Т.Ю. О скалярной калибровке инерциального измерительного модуля // XIX Санкт–Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник докладов.– СПб, 2012. – С.113–118.

31. Лакоза С. Л., Мелешко В. В. Скалярная калибровка акселерометров низкой и средней точности // Радиооптика. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 01. С. 9–28.
32. Sheng-Chih Shen, Chia-Jung Chen, and Hsin-Jung Huang, A new calibration method for low cost mems inertial sensor module, *Journal of Marine Science and Technology*, Vol. 18, No. 6, pp. 819–824, 2010.
33. G. Panahandeh, I. Skog, and M. Jansson, Calibration of the Accelerometer Triad of an Inertial Measurement Unit, Maximum Likelihood Estimation and Cramer-Rao Bound, international conference on indoor positioning and indoor navigation (IPIN), Zurich, Switzerland, 15–17 september 2010.
34. V. Avrutov. Scalar Method of Fault Diagnosis of Inertial Measurement Unit// *Advances in Aerospace Engineering / Hindawi Publishing Corporation*. – 2015. – Volume 2015, Article ID 264564, 10 pages.
35. V. Avrutov. Scalar Diagnostics of the Inertial Measurement Unit//*I.J. Intelligent Systems and Applications*, 2015, vol.11, pp.1–9. <http://www.mecspress.org/ijisa/ijisa-v7-n11/IJISA-V7-N11-1.pdf>
36. Черняк М. Г., Палюшок В. А. Спосіб калібрування тривісного блока навігаційних акселерометрів на одновісному поворотному стенді // *Механіка гіроскопічних систем*. – 2013. – Вип.26. – С.5–15.
37. Aronowitz F. Fundamentals of the Ring Laser Gyro // In: *Optical Gyros and their Application (NATO RTO AGARDograph 339)*.–1999.–P.3-1–3-45;
38. Головач С.В. Результаты экспериментальных исследований блока лазерных гироскопов // С.В. Головач. Тез. допов. на Міжнародній наук.-техн. конф. «Приладобудування. Стан і перспективи 2012». – К., 2012. – с.46-47.
39. Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weill, Angus P. Andrews. *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*, John Wiley & Sons, Inc. Publication, p. 392, 2000.
40. *Inertial Navigation System with Embedded GPS Receiver and Mission Computer: Navigation Performance* [Електронний ресурс]. – Режим доступу до ресурсу:

41. Официальный сайт производителя Texas Instruments [Электронный ресурс]: Analog to Digital Converter > Precision ADC (≤ 10 MSPS). – Режим доступа: <http://www.ti.com/lscds/ti/data-converters/precision-adc-less-10mmps-technical-documents.page>
42. Wesley Teskey, Mohamed Elhabiby and Naser El-Sheimy, *Sensors & transducers*, Vol.5, 2010. pp 61-75.
43. Walid Abdel-Hamid, *Accuracy Enhancement of Integrated MEMS-IMU/GPS Systems for Land Vehicular Navigation Applications*, 2005.
44. Яковлев А.Н. Введение в вейвлет-преобразования / А.Н. Яковлев. – Учеб. пособие. – Новосибирск. Изд-во НГТУ, 2003 – 104 с.
45. В.В. Витязев. Вейвлет анализ временных рядов: Учеб. пособие. - СПб.: Изд-во С.-Петербур. ун-та, 2001. - 58 с.
46. Технологии анализа данных BASEGROUP LABS [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <https://basegroup.ru/community/articles/wavelet-applications>.
47. Введение в вейвлет-анализ: Учеб.-практическое пособие. М.Н.Юдин, Ю.А.Фарков, Д.М.Филатов. Моск. геологоразв. акад. М., 2001. 72 с.
48. Kasdin N.J. Discrete simulation of colored noise and stochastic-processes and $1/f$ α power-law noise generation / N.J. Kasdin. *Proceedings of the IEEE*. 1995. Vol. 83. Issue 5. P. 802-827.
49. Ильинский А.С., Кравцов В.В., Свешников А.Г. Математические модели электродинамики. М.: Высшая школа. 1991. 224с.
50. Мхитарян В.С., Архипова М.Ю. Эконометрика. / М.: Московский международный институт эконометрики, информатики, финансов и права, 2003. – 69 с.
51. Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация. — М.: Мир, 1985. — 509 с.
52. Rosenbrock, H.H. (1960). «An automatic method for finding the greatest or least value of a function». *The Computer Journal* 3: 175–184.

53. Венгеровский Л.В. Системы термостатирования в радиоэлектронике / Л.В.Венгеровский, А.Х.Ванштейн. – М. : Энергия, 1969г.
54. Козак, В. Прецизионные аналого-цифровые преобразователи// Электроника : НТБ. 2006. № 4. С. 35-37.
55. В.Р.Козак. Многоканальный прецизионный аналого-цифровой преобразователь в стандарте VME // Препринт ИЯФ 2004-69, 2004.
56. Измайлов Е.А., Лепе С.Н., Молчанов А.В., Поликовский Е.Ф. Скалярный способ калибровки и балансировки бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – XV Международная конференция по интегрированным навигационным системам, СПб. 2008, с.145–154.
57. Лазарев, Ю.Ф. Разработка и моделирование алгоритмов бесплатформенной системы ориентации. / Ю.Ф. Лазарев, Я.Г. Бобровицкая / Электронное учебное пособие. – Киев: НТУУ "КПИ", 2011. – 135 с.
- 58.Фу К., Гонсалес Р., Ли К. Робототехника. // Пер.с англ.-М.: Мир, 1989. 622 с.
- 59.Челноков Ю.Н. Об одной концепции в теории устойчивости и управления движением твердого тела, основывающегося на теоремах Эйлера-Даламбера и Шаля / Ю.Н. Челноков // Гироскопия и навигация. – 2004. – №3 (46).– С.107–118.
60. Климкович, Б.В. Калибровка БИНС в инерциальном режиме. Объединение скоростного и скалярного методов / Б.В. Климкович // Гироскопия и навигация. – 2014. – № 3. – С. 29.
61. Myint Htun Naing. Calibration method accelerometers unit of inertial navigation system on test stand. Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU, 2014, no. 1, pp. 38-54. DOI: 10.7463/0114.0691573 (in Russian).
62. Popov E.A. Calibration programs for accelerometer's triad. 16 konferentsiya molodykh uchenykh "Navigatsiya i upravlenie dvizheniem": tez. dokl. [Abstracts of the 16th conference of young scientists "Navigation and movement control"], St. Petersburg, Russia, March 11- 14, 2014, art. no. 91. Available at:

- <http://www.elektropribor.spb.ru/kmu2014/progr> , accessed 01.05.2015. (in Russian).
63. Аврутов, В.В. О скалярной калибровке блока гироскопов и акселерометров / В. В. Аврутов // Вестник НТУУ “КПИ”. Серия ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. – 2010. – Вип. 40. – С. 10-17.
64. Аврутов, В. В. Влияние погрешности поворота стенда на точность калибровки блока гироскопов и акселерометров / В. В. Аврутов, Т. Ю. Мазепа // Вестник НТУУ “КПИ”. Серия ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. – 2012. – Вип. 43. – С. 5-9.
65. Лазарев Ю. Ф. Кінематика. Додатки [Електронний ресурс] : навчально-довідковий матеріал / Ю. Ф. Лазарев ; НТУУ «КПІ». – Електронні текстові дані (1 файл: 5,49 Кбайт). – Київ : НТУУ «КПІ», 2003. – Режим доступу до ресурсу: http://kafpson.kpi.ua/Arhiv/Lazarev/kinematika_dodatki.pdf.
66. Головач С.В. Експериментальне дослідження характеристик лазерного гіроскопа // Вісник НТУУ «КПІ», Серія приладобудування. – 2014. – Вип. 47. – С.33–38.
67. Грешилов А. А., Стакун В. А., Стакун А. А. Математические методы построения прогнозов. — М.: Радио и связь, 1997.- 112 с.
68. Боронахин, А.М. Средства испытаний инерциальных систем и их чувствительных элементов / А. М. Боронахин, П. А. Иванов, Е. Д. Бохман, Ю. В. Филатов, И. Л. Суров // Сборник докладов XVIII Санкт - Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2011.
69. Boronakhin, A. M. Test Beds for Small Sized Inertial Systems and Sensors/ A.M. Boronakhin, P. A. Ivanov, E. D. Bokhman, Yu. V. Filatov, and I. L. Surov// ISSN 2075-1087, Gyroscopy and Navigation. – 2012. – Vol. 3. – № 3. – pp. 188.
70. Artese, G. Calibration of a low cost MEMS INS sensor for an integrated navigation system / G. Artese, A. Trecroci// The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. – Beijing, 2008. – Part B5. – P. 877.

71. MEMS Accelerometer, Gyroscope and IMU Market 2008 – 2013: report ID 29144 – Yole Developpement, 2009. – 239 p.
72. Artese, G. Calibration of a low cost MEMS INS sensor for an integrated navigation system / G. Artese, A. Trecroci// The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. – Beijing, 2008. – Part B5. – P. 877.
73. IEEE Aerospace and Electronic Systems Society. IEEE 3 Park Avenue, New York, NY 10016-5997, USA-IEEE Std 1554™. IEEE Recommended Practice for Inertial Sensors Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition and Analysis. – 2005. – 115 p.
74. Егоров Ю.Г., Мьинт Х. Н. Синтез программ калибровки блока акселерометров бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Труды ФГУП "НПЦАП". Системы и приборы управления. 2014. – № 4. С. 79–86.
75. Попов Е.А. Программы калибровки триады акселерометров // XVI конференция молодых ученых «Навигация и управление движением» (Санкт–Петербург, Россия, 11–14 марта 2014 г.): тез. докл. СПб., 2014. Докл. № 91. Режим доступа: <http://www.elektropribor.spb.ru/kmu2014/progr> (дата обращения 01.05.2015).
76. Кробка, Н.И. Дифференциальные методы идентификации структуры шумов гироскопов [Текст] // Гироскопия и навигация. – 2011. – №1(72). – С.59 – 77.
77. Valykov V. V., A method of correcting errors in analog-to-digital conversion and a device for its implementation, Patent №2399156 of Russian Federation, МПК7 Н 03 М 1/10, Н 03 М 1/06. Валиков В. В.; patent holder "Scientific and Production Association "MIR", 10.09.2010, p. 3.
78. С.В. Суханов. Алгоритмы компенсации погрешностей выходного сигнала лазерного гироскопа // Математическое моделирование. Оптимальное управление/Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского, 2011, № 3 (2), с. 134–140.
79. Гмурман В. Е. Теория вероятностей и математическая статистика: Уч. пос. для вузов. — 10-е изд. — М.: Высшая школа, 2004. — 479 с.

80. Харченко М.А. Корреляционный анализ: Учебное пособие для ВУЗов / Л.М. Носилова. - Воронеж.: – 2008. – 31.с.
81. Аврутов В.В. Скалярный метод контроля и диагностики инерциально-измерительного модуля / В.В. Аврутов, С.В. Головач // Вісник НТУУ «КПІ», Серія приладобудування. – 2014. Вип. №48(2) – С.14-20 (Входить до WorldCat, РИНЦ, Google Scholar, BASE, OpenAIRE та інших).
82. Головач С.В. Комплексная алгоритмическая компенсация температурного дрейфа и измерительного канала трехосного акселерометра в составе БИНС / С.В. Головач // Вісник НТУУ «КПІ», Серія приладобудування. – 2015. – Вип.№ 50(2). – С.27-34 (Входить до WorldCat, РИНЦ, Google Scholar, BASE, OpenAIRE та інших).
83. Аврутов В.В. Метод калібрування та корекції вихідних сигналів тривісного акселерометра / В.В. Аврутов, С.В. Головач, О.М. Сапегін, М.Ю. Хутко // Наукові вісті Національного технічного університету України "Київський Політехнічний Інститут". – 2016. – Вип. 2016/1. – С. 92-98 (Входить до WorldCat, Google Scholar, OpenAIRE, РИНЦ та EBSCO та інших).
84. Головач С.В. Результаты применения метода алгоритмической компенсации температурных дрейфов измерительных каналов трехосного акселерометра / С.В. Головач // Вісник НТУУ «КПІ», Серія приладобудування. – 2016. – Вип. №51(1). – С.12-18 (Входить до WorldCat, РИНЦ, Google Scholar, BASE, OpenAIRE та інших).
85. Аврутов В.В. О скалярной калибровке инерциального измерительного модуля / В.В. Аврутов, С.В. Головач, Т.Ю. Мазепа // Материалы XIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. Сборник докладов. – СПб, 2012. – С.113-118.
86. Аврутов В.В. Скалярная диагностика инерциально-измерительного модуля / В.В. Аврутов, С.В. Головач, С.О. Гуриченко // Материалы VII научно-технической конференции аспирантов и молодых ученых с международным участием. – Ковров, 2015.– С. 200-208.

87. Головач С.В. Результаты экспериментальных исследований блока лазерных гироскопов / С.В. Головач // Тез. допов. на Міжнародній наук.-техн. конф. «Приладобудування. Стан і перспективи 2012». – 2012. – С.46-47.
88. Аврутов В.В. Особенности скалярного метода калибровка инерциально-измерительного модуля БИНС / В.В.Аврутов, С.В. Головач // XIV Міжнародна молодіжна наук.-техн. конференція «Людина і Космос»: тез. допов. – Дніпропетровськ, 2012.
89. Головач С.В. Общая характеристика и результаты применения метода вариации Аллана для оценки стохастических процессов лазерных гироскопов /С.В. Головач // Современные технологии в системах управления и вооружения: сборник статей международной научно-технической конференции, посвященной 60-летию высшего образования в г. Коврове. – Ковров, 2013. – С.116-117.
90. Вахлаков А.Ю. Результаты оценки статистических точностных характеристик лазерных гироскопов по статистике Аллана / А.Ю. Вахлаков, В.М. Корогод, С.В. Головач // Тез. допов. на Міжнародній наук.-техн. конф. «Приладобудування. Стан і перспективи 2013». – 2013.
91. Головач С.В. Комплексная термокомпенсация трехосного акселерометра / С.В. Головач // Тез. допов. на Міжнародній наук.-техн. конф. «Приладобудування. Стан і перспективи 2015». – 2015. – С.46-47.
92. Головач С.В. Результаты применения метода алгоритмической компенсации температурных погрешностей для выходных сигналов трехосного акселерометра / С.В. Головач // 2-га Українська науково-технічна конференція «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи»: тез. допов./ КП СПС «Арсенал». – 2016. – С.101-102.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение А

Листинг программы AllanVarEstimation.m

```

function [A, t] = Allan_prc(v,bPlot,ln,ddd)
%arguments:
%v - double v, vector or string field name of data struct
%bPlot - bool, bPlot
%ln - bool vector 1x5 ln, show help lines
%outputs:
%1 - double vector A, sigma^2
%2 - double vector t, averagin times
A = 0; t = 0;
if nargin<2
    bPlot = 1;
end
if nargin<3||isempty(ln)
    ln = '';
end
if ischar(v)==1
    global data
    if nargin<2
        fs = data.Frequency;
    end
    if sum(strcmp(v,{'Gx','Gy','Gz'}))>0
        type = 'LG';
    elseif sum(strcmp(v,{'Ax','Ay','Az'}))>0
        type = 'AK';
    else
        type = 'Other';
    end
    sname = v;
    if isfield(data,'tm')
        v = data.tm.(v).ar;
    else
        return;
    end
else
    type = 'Other';
    sname = '';
end
if nargin < 4
    ddd = 1;
end
%-----
N = length(v);
m = floor(N/2);
t = floor(exp(linspace(0,log(m),200)));
t = t(diff(t)~=0);
t(length(t)+1)= m;
A = 0;

sz = size(v);
d = v; B = [];
for st = 1:sz(2)
    v = d(:,st);
    for i = 1:length(t)
        k = floor(N/t(i)); % кол-во участков
        y = 0;
        for j = 1:k
            y(j) = sum(v( (t(i)*(j-1)+1):(t(i)*j) ))/t(i);
        end
        % статистика A
        if i<30; fprintf('.') ; end;
        A(i)= sum((diff(y)).^2)/(2*(k-1));
    end
    B = [B;A]; fprintf('\n');
end

[val ind] = min(abs(t-36));
% fprintf('\n ARW = %5.4f \n',sqrt(A(ind))/10)
if (bPlot==1)
    set(0,'DefaultLineLineWidth',2.5);
    data.aFig = figure; loglog(t/ddd,sqrt(B)); grid;
    if sz(2)>1;
        for i=1:sz(2);

```



```

        str{i} = strcat(['sensor ', num2str(i)]);
    end
    legend(str);
end
xlabel('Averaging time [sec]);...
ylabel(texlabel('Allan deviation [ g/hour]'));
title('Allan Variance');
hold on
set(0, 'DefaultLineLineWidth', 1.5);
loglog([1.7 1.7], [1e-007 10e4], '--*m'); text(1.2, 0.6, 'Q', 'FontWeight', 'bold', 'Color', 'r')
% loglog([3.6 3.6], [1e-004 1], '--*m'); % text(2.7, 0.6, '---', 'FontWeight', 'bold', 'Color', 'r')
loglog([36 36], [1e-007 10e4], '--*m'); text(25.0, 0.6, 'ARW', 'FontWeight', 'bold', 'Color', 'r')
loglog([10800 10800], [1e-007 10e4], '--*m');
text(3600, 0.6, 'DDR', 'FontWeight', 'bold', 'Color', 'r')
loglog([5090 5090], [1e-007 10e4], '--*m');
text(7000, 0.6, 'RRW', 'FontWeight', 'bold', 'Color', 'r')
set(0, 'DefaultLineLineWidth', 1.0);
%
%   for i=1e-001:1e-002:0.3           % градуировка
%       loglog([1 1.1], [i i], '-r');
%   end
%   for i=1e-003:1e-004:3e-003
%       loglog([1 1.1], [i i], '-r');
%   end
hold off
Size=get(0, 'screensize');
set(gca, 'XLim', [1 100000]);
set(gcf, 'Position', [(Size(3)-945)/2 ((Size(4)-749)/2) 945 749]);

Amin=floor(log10(min(sqrt(A))));
Amax= ceil(log10(max(sqrt(A))));
if isfinite(Amin)==0; return; end;
if abs(Amax-Amin)<4
    Amax=Amax+(4-(Amax-Amin));
elseif abs(Amax-Amin)>4
    Amin=Amin+(abs(Amax-Amin)-4);
end
set(gca, 'YLim', [10^Amin 10^Amax]);
% build help lines
if ~isempty(ln) && length(ln)==5
    vrs = ver;
    if ln(1)==1
        if strcat(vrs(1).Release, ' (R2015a)')
            annotation(gcf, 'line', [0.13 0.595], [0.925 0.311]);
        else
            scribe.line(data.aFig, 'position', [0.13 0.925 0.619 -0.816], 'LineWidth', 1.2,
'Color', 'k', 'LineStyle', ':'); % -1
        end
    end
    if ln(2)==1
        if strcat(vrs(1).Release, ' (R2015a)')
            annotation(gcf, 'line', [0.13 0.748], [0.718 0.311]);
        else
            scribe.line(data.aFig, 'position', [0.13 0.925 0.619 -0.407], 'LineWidth', 1.2,
'Color', 'k', 'LineStyle', '--'); % -1/2
        end
    end
    if ln(3)==1
        if strcat(vrs(1).Release, ' (R2015a)')
            annotation(gcf, 'line', [0.285 0.89], [0.311 0.312]);
        else
            scribe.line(data.aFig, 'position', [0.820 0.320 -0.800 0], 'LineWidth', 1.2, 'Color',
'k', 'LineStyle', '-'); % 0 -
        end
    end
    if ln(4)==1
        if strcat(vrs(1).Release, ' (R2015a)')
            annotation(gcf, 'line', [0.131 0.753], [0.11 0.517]);
        else
            scribe.line(data.aFig, 'position', [0.749 0.517 -0.618 -0.407], 'LineWidth', 1.2,
'Color', 'k', 'LineStyle', '--'); % +1/2
        end
    end
    if ln(5)==1
        if strcat(vrs(1).Release, ' (R2015a)')
            annotation(gcf, 'line', [0.44 0.906], [0.11 0.72]);
        end
    end
end

```

```

        else
            scribe.line(data.aFig,'position',[0.438 0.925 -0.308 -0.407],'LineWidth',1.2,
'Color','k','LineStyle',':'); % +1
        end
    end
end % help lines
end
end

function [dn n] = Denoise_prc(v,bPlot)
%arguments:
%1 - double vector or string field name of data struct
%2 - bool bPlot
%output:
%1 - dn, denoising signal
%2 - n, noise
dn = 0; n = 0;
if nargin<2
    bPlot = 0;
end
type = 'Other';
%-----
if ischar(v)==1
    global data
    if ~isfield(data,'Frequency')
        return;
    end
    if isfield(data,'tm')
        v = data.tm.(v).ar;
    else
        return;
    end
end
%-----
TPTR='heursure';
SORH='s';
SCAL= 'one'; %'mln';
LOD = 6;
WNAM='sym8';
dn = wden(v,TPTR,SORH,SCAL,LOD,WNAM);
nLGx = v - dn; n = nLGx;
t = 1:length(dn);
if bPlot==1
    figure; hold on;
    plot(t,v,'b');
    set(0,'DefaultLineLineWidth',2.0);
    plot(t,dn,'r'); grid;
    hold off;
    set(0,'DefaultLineLineWidth',1.0);
end
end
end

```

Приложение Б

Класс `termo` для создания объектов температурной компенсации

БИНС (скрипт Matlab)

```

classdef termo
    %UNTITLED2 Summary of this class goes here
    % Detailed explanation goes here
    properties
        Tregims = {'5','10','20','30','35'};
        Nregim = '20';
        ln = 0;
        norm = [100 100];
        f = KKP_data;
        varList = {'tBPD','TBPSAK'};
        indicateVar = 'tBPD';
        dependentVal= 'Ax';
        maxReg = 5;
    end
    methods
        function obj = termo()
            dir{1} = 'F:\Progs\MatlabFunctions\';
            dir{2} = 'H:\Progs\MatlabFunctions\';
            dir{2} = 'I:\Progs\MatlabFunctions\';
            for i = 1:length(dir)
                if (isdir(dir{i})==1)
                    addpath(dir{i});
                end
            end
        end
        function obj = add(obj,adr)
            % a = Load(obj,adr)
            if nargin > 1
                a = KKP_data(adr);
            else
                a = KKP_data('');
            end
            if a.data.TMacces==1
                obj.ln = obj.ln+1;
                obj.f(obj.ln) = a;
                fprintf('add %d file\n',obj.ln);
            else
                disp('File not add');
            end
        end
        function obj = setVar(obj,v)
            % obj = setVar(obj,v)
            if nargin<2
                return;
            end
            if ~ischar(v)
                return
            end
            obj.varList{end+1}=v;
            obj.dependentVal = v;
            for i=1:length(obj.varList)
                for j=1:length(obj.f)
                    if obj.f(j).checkName(obj.varList{i})==0
                        fprintf('not found %s var field',obj.varList{i});
                        return;
                    end
                end
            end
        end
        % delete all another fields
        for i = 1:length(obj.f)
            dL = obj.f(i).data.dataList; n = 0; delList = '';
            for j=1:length(obj.f(i).data.dataList)
                if isempty(find(not(cellfun('isempty',strfind(obj.varList,dL{j}))))))
                    n = n+1; delList{n} = dL{j};
                end
            end
            for j=1:length(delList)
                obj.f(i) = obj.f(i).delete(delList{j});
            end
            k = 1; aN='a1';
            while isfield(obj.f(i).data,aN)
                for m = 1:length(obj.f(i).data.(aN))

```

```

        for q=1:length(delList)
            obj.f(i).data.(aN)(m) = obj.f(i).data.(aN)(m).delete(delList{q});
        end
    end
    k = k+1; aN = strcat('a',num2str(k));
end
end
end
function obj = addVar(obj,vName,p,saveName)
%
    obj = addVar(obj,vName,p,saveName)
    if nargin<2
        return;
    end
    if nargin<3
        p = 'sn';
    end
    if nargin<4
        saveName=strcat(vName, strrep(p, ',', ''));
    end
    for i=1:obj.ln
        if ~obj.f(i).checkName(vName)
            disp(strcat(['in file ',num2str(i), ' field',vName, ' is absent']));
        else
            for i=1:obj.ln
                v = obj.f(i).get(vName,p);
                if ~isempty(v)
                    obj.f(i)=obj.f(i).save(v,saveName);

                    % find saved value in parts and add if are absent
                    k = 1; aN='a1';
                    while isfield(obj.f(i).data,aN)
                        for m = 1:length(obj.f(i).data.(aN))
                            v = obj.f(i).data.(aN)(m).get(vName,p);
                            if ~isempty(v)
                                obj.f(i).data.(aN)(m) =
                                obj.f(i).data.(aN)(m).save(v,saveName);
                            end
                        end
                        k = k+1; aN = strcat('a',num2str(k));
                    end
                else % isempty vector for f data
                    return;
                end
                obj.varList{end+1}=saveName;
            end
        end
    end
end
end
function obj = indicate(obj,Regim,bPlot,varPlot)
%
%
%
%
%
    Note: there are different regims:
    1) Stat: Only statics
    2) Dyn: separate Static and Dynamic - Default regim
    if nargin<2
        Regim = 'Dyn';
    end
    if nargin<3
        bPlot = 0;
    end
    if nargin<4||isempty(varPlot)
        varPlot = obj.indicateVar;
    end
    %-----
    for i=1:obj.ln
        if nargin<3
            P = indicatePart(obj,i,bPlot);
        else
            P = indicatePart(obj,i,bPlot,varPlot);
        end
        if strcmp(Regim,'Dyn')
            p{1} = [P(:,2) P(:,4)];
            p{2} = [P(:,4) [P(2:end,2); obj.f(i).ln]];
            if length(p{2})>obj.maxReg
                p{2}(end,:)=[];
            end
            if length(p{1})>obj.maxReg
                p{1}(end,:)=[];
            end
        end
        if strcmp(Regim,'Stat')

```

```

        p{1} = [[1;P(2:end,2)] [P(2:end,2); obj.f(i).ln]];
        if length(p{1})>obj.maxReg
            p{1}(end,:)=[];
        end
    end
    obj.f(i).data.'p' = p;
end
end
function P = indicatePart(obj,N,bPlot,indVar,p)
%
% P = indicatePart(obj,N,bPlot,indVar,p)
% ATTENTION! USE p=1 if indVar MUST BE INDICATION VARIABLE NOT ONLY FOR PLOT!
% Note: if function get indVar arg it using for only info plot
%       if p arg is absent or contain process parameters
%           and use standart obj.indVar for indicate
%       else if p is equal 1 function use indVar for indicate;
%
    bPlot2=0;
    if nargin<3
        bPlot = 0;
    end
    if nargin<4
        indVar = obj.indicateVar;
    end
    if nargin<5||isnumeric(p)
        p='dn,df,am500,df,md';
    end
    if nargin>=4
        if isfield(obj.f(N).data.tm,indVar)
            bPlot2=1; bPlot=0;
            plotVar = indVar;
        end
        if ~isnumeric(p)
            indVar = obj.indicateVar;
        else
            bPlot2=0;
        end
    end
    end
    %-----
    z = obj.f(N).get(indVar,p);
    wind = 200; Wind=12000;
    [P]= peakIndicator(z,wind,Wind,bPlot);
    %-----
    if bPlot2==1
        if nargin<5; p='dn'; end;
        obj.f(N).plot(plotVar,p); hold on;
        y = get(gca,'YLim');
        for i=1:size(P,1)
            x = [P(i,1) P(i,1)]; plot(x,y,'b--');
            x = [P(i,2) P(i,2)]; plot(x,y,'r--');
            x = [P(i,3) P(i,3)]; plot(x,y,'k--');
            x = [P(i,4) P(i,4)]; plot(x,y,'m--');
        end
        set(gca,'YLim',y);
    end
end
function obj = separate(obj,bPlot,varPlot,parPlot)
% obj=separate(obj,bPlot,varPlot,parPlot)
if nargin<2
    bPlot=0;
end
if nargin<3
    varPlot=obj.indicateVar;
end
if nargin<4
    parPlot = 'dn';
end
%-----
if (isfield(obj.f(1).data,'p'))
    for i = 1:length(obj.f)
        F = obj.f(i);
        for j = 1:length(obj.f(i).data.p{1})
            for k = 1:length(obj.f(i).data.p)
                aN = strcat('a',num2str(k));
                obj.f(i).data.(aN)(j) = F.copy(F,F.data.p{k}(j,1),F.data.p{k}(j,2));
                obj.f(i).data.(aN)(j).data.p = [F.data.p{k}(j,1) F.data.p{k}(j,2)];
            end
        end
    end
else
    disp('Error: cant separate without indicate points'); return;
end
end

```

```

%-----
if bPlot==1
for i=1:obj.ln
    obj.f(i).plot(varPlot,parPlot); hold on; y = get(gca,'YLim');
    clrstr = 'kbgry';
    for j=1:length(obj.f(i).data.p)
        for k=1:length(obj.f(i).data.p{j})
            x1 = [obj.f(i).data.p{j}(k,1) obj.f(i).data.p{j}(k,1)];
plot(x1,y,':k','linewidth',2,'color',clrstr(j));
            x2 = [obj.f(i).data.p{j}(k,2) obj.f(i).data.p{j}(k,2)];
plot(x2,y,':k','linewidth',2,'color',clrstr(j));
            aN = strcat('a',num2str(j)); text(mean([x1(1)
x2(1)]),mean(y),aN,'HorizontalAlignment','center');
        end
    end
    set(gca,'YLim',y);
end
end
end
function obj = normalize(obj,bPlot,varPlot,aN)
%
    obj = normalize(obj,bPlot,varPlot,aN)
% Normalise possible only if indicate performed before and number
% of parts in each file is equal to obj.Tregims length.
% Than vector obj.norm using: first element the distance from
% end regim that determinate as normal and second element
% the size of sample for mean,normalize value define
% Function subtract the normalize value from all parts and files
% and save normalize value if file data as normVal.
% WARNING if third input absent or empty normalize value
% finding in the last a subpart
if nargin<2
    bPlot=0;
end
if nargin<3
    varPlot=obj.indicateVar;
end
if nargin<4
    aN = strcat('a',num2str(length(obj.f(1).data.p)));
end
ind = find(cellfun(@length,strfind(obj.Tregims,obj.Nregim));
if isempty(ind); disp('initial normalize set error'); end;
if ~isfield(obj.f(1).data,aN); disp('initial normalize set error'); return; end;
%-----
for i = 1:obj.ln
    % file normalized
    datL = obj.f(i).data.dataList;
    lnt = obj.f(i).data.(aN)(ind).ln;
    t1 = obj.f(i).data.p{end}(ind,2)-sum(obj.norm);
    t2 = obj.f(i).data.p{end}(ind,2)-(obj.norm(1));
    for j=1:length(datL)
        normVal = obj.f(i).mean(datL{j},[t1 t2]);
        obj.f(i).data.tm.(datL{j}).ar = obj.f(i).data.tm.(datL{j}).ar - normVal;
        obj.f(i).data.tm.(datL{j}).normY = normVal;
        obj.f(i).data.tm.(datL{j}).normX = [t1 t2];
        % part normalized
        a='a1'; l=1;
        while l<=obj.ln&&(isfield(obj.f(l).data,a))
            for k=1:length(obj.f(l).data.(a))
                obj.f(l).data.(a)(k).data.tm.(datL{j}).ar =
obj.f(l).data.(a)(k).data.tm.(datL{j}).ar - normVal;
                obj.f(l).data.(a)(k).data.tm.(datL{j}).normY = normVal;
            end
            l = l+1; a = strcat('a',num2str(l));
        end
    end
end
%-----
if ~isempty(bPlot)&&bPlot~=0
    obj.f(i).plot(varPlot,'sn,dn');
    hold on;
    x1 = obj.f(i).data.tm.(varPlot).normX(1);
    x2 = obj.f(i).data.tm.(varPlot).normX(2);
    y = mean(obj.f(i).data.tm.(varPlot).ar(x1:x2));
    plot(x1,y,'*r');
    plot(x2,y,'*r');
end
end
end
function plot(obj,A,varName,nFile,nPart,varAprx,Coeff)
% plot(obj,A,varName,nFile,nPart,varAprx,Coeff)
% A - may be cell // {'a1','a2'}, if A empty [] - get all calls by default

```



```

        plot(x,y,clr(ii), 'DisplayName', varName{k});
    else
        plot(x,y,clr(ii), 'HandleVisibility', 'off');
    end
end
end
if isfield(obj.f(nFile(i)).data.(A{ii})(nPart(j)).data, 'Am') && nargin<7
    if isempty(varAprx)
        fN = fieldnames(obj.f(nFile(i)).data.(A{ii})(nPart(j)).data.Am);
    else
        fN = varAprx;
    end
    if iscell(varAprx) || iscell(fN)
        for m=1:length(fN)
            ya = obj.f(nFile(i)).data.(A{ii})(nPart(j)).data.Am.(fN{m}).Ar;
            if i==1
plot(x,ya, 'linestyle', lnt{m}, 'color', 'g', 'DisplayName', strcat([varName{k}, ' approx']));
                else
plot(x,ya, 'linestyle', lnt{m}, 'color', 'g', 'HandleVisibility', 'off');
                end
            end
        end
        end
        plot([p(1)
p(1)], get(gca, 'YLim'), 'k', 'linewidth', 1, 'HandleVisibility', 'off');
        plot([p(2)
p(2)], get(gca, 'YLim'), 'k', 'linewidth', 1, 'HandleVisibility', 'off');
        end
        end
        x2 = x(end);
        set(gca, 'XLim', [x1 x2]); grid; hold off;
        % legend('show', 'Location', 'west');
    else
        if (isnumeric(Coeff))
            % plot coefficients
            for ii=1:length(A)
                for i=1:length(varAprx)
                    [P pr] = plotApproxCoefFiles(obj,A{ii},varAprx{i},Coeff);
                    title(strcat([A{ii}, ' ', varAprx{i}]));
                end
            end
        elseif (ischar(Coeff))
            % plot vectors
            if strcmp(Coeff, 'Error')

                elseif strcmp(Coeff, 'Residual')

            end
        end
    end
end
end
function plotPart(obj,N,A,p,varPlot)
% plotPart(obj,A,n,p)
% N - file
% A = a1 || a2 || ...
% p - part(all by default), p can be vector [1 3 4]...
if nargin<2
    N = 1;
end
if nargin<3
    A = 'a1';
end
if ~isfield(obj.f(1).data,A)
    disp('Error: No such field'); return;
end
if nargin<4 || isempty(p)
    p = 1:obj.maxReg;
end
if nargin<5
    varPlot = obj.dependentVal;
end
%-----
a = obj.f(N).data.(A)(p(1));
x = a.ln;
if length(p)>1
    for i=2:length(p)
        a=a+obj.f(N).data.(A)(p(i))
    end
end

```



```

        x = [x a.ln];
    end
end
a.plot(varPlot,'sn,dn'); hold on; YL = get(gca,'YLim');
for i = 1:length(p)
    plot([x(i) x(i)],YL,'k--');
end
set(gca,'YLim',YL);
end
function plotPartAll(obj,N,varPlot,p)
% plotPartAll(obj,N,varPlot,p)
% N - file
% p - numbers of parts; default - all
if nargin<2
    n=1;
end
if nargin<3
    varPlot=obj.indicateVar;
end
if nargin<4
    p = 1:length(obj.f(N).data.p{1});
end
%-----
ln_p = length(obj.f(N).data.p); x = 1;
a = obj.f(N).data.a1(p(1)); x = [x a.ln];
for i=2:ln_p
    a = a+obj.f(N).data.(strcat('a',num2str(i)))(p(1));
    x = [x a.ln];
end
for i=2:length(p)
    for j=1:ln_p
        a = a+obj.f(N).data.(strcat('a',num2str(j)))(p(i));
        x = [x a.ln];
    end
end
%-----
a.plot(varPlot,'dn'); y=get(gca,'YLim'); hold on;
% set borders
for i=1:length(x)
    plot([x(i) x(i)],y,'--k');
end
% rebuild by approximate
lin = {'-', '--', '-.', ':', '-.-', '-.', ':'};
clr = 'kgrc';
for i = 1:length(obj.f(N).data.p{1})
    for k = 1:length(obj.f(N).data.p)
        aN = strcat('a',num2str(k));
        if isfield(obj.f(N).data.(aN)(i).data,'Am')
            t = obj.f(N).data.p{k}(i,1):obj.f(N).data.p{k}(i,2);
            fNms = fieldnames(obj.f(N).data.(aN)(i).data.Am);
            for m=1:length(fNms)
plot(t',obj.f(N).data.(aN)(i).data.Am.(fNms{m}).Ar,'color',clr(m),'linestyle',lin{m})
                end
            end
        end
end
set(gca,'YLim',y);
end
function obj = approxPart(obj,A,varAprox,pow,N)
%
    obj = approxPart(obj,A,varAprox,pow,N)
% if N not set all files will be approximate
% 1) create Ap struct in each aN paralel for tm
% 2) create fields in Ap with names of approx values and
%    fill the Ap.DataList
% 3) in each field create Ar - vector with approx data
%
%                               Pa - vector with poly koef
%                               Da - vector tm.(val).ar - Ap.(val).ar
%                               St - std of Da
if nargin<2
    return;
end
if nargin<3
    varAprox = obj.indicateVar;
end
if nargin<4
    pow=1;
end
if nargin<5
    N = 1:obj.ln;
end

```

```

end
if ~(ischar(A) && isfield(obj.f(1).data,A))
    disp('Error initial settings'); return;
end
if isempty(find(not(cellfun('isempty',strfind(obj.varList,varAprox))))
    disp('Error: input var is absent in data'); return;
end
if pow<1 || pow>5
    disp('Error pow set'); return;
end
%-----
vn = obj.dependentVal;
vi = 0;
for n=1:length(N) % for each hand picked file
    i = N(n);
    for j=1:length(obj.f(i).data.(A)) % for each aN in file
        vd = obj.f(i).data.(A)(j).data.tm.(vn).ar;
        vi = obj.f(i).data.(A)(j).data.tm.(varAprox).ar;
        P = polyfit(vi,vd,pow);
        va = polyval(P,vi);
        obj.f(i).data.(A)(j).data.Am.(varAprox).Pa = P;
        obj.f(i).data.(A)(j).data.Am.(varAprox).Ar = va;
        obj.f(i).data.(A)(j).data.Am.(varAprox).St = std(va-vd);
        obj.f(i).data.(A)(j).data.Am.(varAprox).Re = obj.f(i).filter_denoise((va-vd));
    end
end
end
function Par = getPar(obj,A,varName,ParName,Nfile,Npart)
%
    Par = getPar(obj,A,varName,ParName,Nfile,Npart)
    Par = [];
    if nargin<2 || ~ischar(A)
        A = 'al';
    end
    if nargin<3 || ~ischar(varName)
        varName=obj.indicateVar;
    end
    if nargin<4 || ~ischar(ParName)
        ParName='Pa';
    end
    if nargin<5 || ~isnumeric(Nfile) || isempty(Nfile)
        Nfile = 1:obj.ln;
    end
    if nargin<6 || ~isnumeric(Npart) || isempty(Npart)
        Npart = 'all';
    end
    lnF = length(Nfile);
    %-----
    for i=1:lnF
        if ~isnumeric(Npart) && strcmp(Npart,'all')
            Npart = 1:length(obj.f(Nfile(i)).data.(A));
        end
        lnP = length(Npart);
        for j=1:lnP
            if isfield(obj.f(Nfile(i)).data.(A)(Npart(j)).data,'Am') && ...
                isfield(obj.f(Nfile(i)).data.(A)(Npart(j)).data.Am,varName)
                Par = [Par; obj.f(Nfile(i)).data.(A)(Npart(j)).data.Am.(varName).(ParName)];
            else
                disp('Error: No such field');
            end
        end
    end
end
end
function plotApproxCoefPart(obj,A,varName,Nfile,Ncoef)
    ParName = 'Pa';
    Npart = 'all';
    if nargin<2 || ~ischar(A)
        A = 'al';
    end
    if nargin<3
        varName=obj.indicateVar;
    end
    if nargin<4 || ~isnumeric(Nfile)
        Nfile = 1:obj.ln;
    end
    if nargin<5 || ~isnumeric(Ncoef)
        Ncoef = 1;
    end
    %-----
    if ischar(varName) && strcmp(varName,'all')
        varName = fieldnames(obj.f(Nfile(1)).data.(A)(1).data.Am);
    end

```

```

end
if ~iscell(varName)
    varName = {varName};
end
for i=1:length(varName)
    Par{i} = getPar(obj,A,varName{i},ParName,Nfile,Npart);
    if isempty(Par{i}); disp('Error: empty parameter field'); return; end;
end
figure; hold on;
clr = 'kbrbkcy'; mrk = 'os*p^vx';
for i=1:length(Par)
    plot(Par{i}(:,Ncoef), 'color', clr(i), 'marker', mrk(i));
end
set(gca, 'XLim', [1 length(Par{i}(:,1))]);
end
function [P pr] = plotApproxCoefFiles(obj,A,varName,Ncoef)
% plotApproxCoefFiles(obj,A,varName,Ncoef)
P = []; pr = [];
if Ncoef==0
    ParName = 'St';
    Ncoef = 1;
else
    ParName = 'Pa';
end
Npart = 'all';
if nargin<2||~ischar(A)
    A = 'al';
end
if nargin<3
    varName=obj.indicateVar;
end
Nfile = 1:obj.ln;
if nargin<4||~isnumeric(Ncoef)
    Ncoef = 1;
end
%-----
for i=1:obj.ln
    Par{i} = getPar(obj,A,varName,ParName,Nfile(i));
    Norm(i) = (obj.f(i).data.tm.(obj.dependentVal).normY);
    if isempty(Par{i}); disp('Error: empty parameter field'); return; end;
end
[aaa,Ind] = sort(Norm);
figure; hold on;
mrk = 'os*p^vx';
clr = 'kbrgmcy'; clr = 'kbrmbkcy';
strLg = {};
%
    clr = linspace(1,0.3,length(Ind));
for i=1:length(Ind)
    hp = plot(Par{Ind(i)}(:,Ncoef), 'linewidth', 2, 'marker', mrk(i));
    hp.Color = clr(i);
    pr(i) = obj.f(Ind(i)).data.tm.(obj.dependentVal).normY;
    strLg = [strLg, strcat(['file ', num2str(i), ' (', num2str(Ind(i)), ')', ':
', num2str(pr(i))]);];
    for j=1:length(Par{Ind(i)})
        text(j,Par{Ind(i)}(j,Ncoef), strcat([' ', num2str(i)]), 'FontSize', 10, 'Color', 'k')
    end
    P = [P Par{Ind(i)}(:,Ncoef)];
end
set(gca, 'XLim', [1 length(Par{i}(:,1))]);
legend(strLg, 'Location', 'north');
end
function obj=setApproxCoeff(obj,A,Coeff,varName,nFile,nPart)
% function setApproxCoeff(A,Coeff,varName,nFile,nPart)
% For set another coefficients after approximation;
% Coeff - [n k], where k - coefficient, n - index place in polynom (last num - free member);
% k,n - may be columns;
% varName - name Field of approximation, can be 'all' mode
% nFile - file for application, all files if not set
% nPart - part for application, all files if not set
if nargin<2
    return
end
if nargin<3
    return
end
if length(Coeff)<2
    if isempty(Coeff); return; end
    Coeff(2)=1;
end
if nargin<4

```

```

        varName = obj.indicateVar;
    end
    if nargin<5&&strcat(nFile, 'all') || isempty(nFile)
        nFile = 1:obj.ln;
    end
    if nargin<6 || isempty(nPart)
        nPart = 'all';
    end
    % -----
    for i = 1:length(nFile);
        if ~isfield(obj.f(nFile(i)).data,A)
            disp('Error: no such A field'); return;
        end
        if strcmp(nPart, 'all')
            nPart = 1:length(obj.f(nFile(i)).data.(A));
        end
        for k = 1:length(nPart)
            if isfield(obj.f(nFile(i)).data.(A)(nPart(k)).data, 'Am')
                P = obj.f(nFile(i)).data.(A)(nPart(k)).data.Am.(varName).Pa;
                for j=1:size(Coeff,1)
                    P(Coeff(j,1)) = Coeff(j,2);
                end
                obj.f(nFile(i)).data.(A)(nPart(k)).data.Am.(varName).Pa=P;
            else
                disp('Error: fields with approximation data is absent'); return;
            end
        end
    end
    obj = recalcApproxResult(obj);
end
function obj = recalcApproxResult(obj)
% function get field with polynom coeff and recalc all St fields in approximation results
    for i = 1:obj.ln
        for j = 1:length(obj.f(i).data.p)
            aN = strcat('a', num2str(j));
            for k = 1:length(obj.f(i).data.(aN))
                if isfield(obj.f(i).data.(aN)(k).data, 'Am')
                    fNm = fieldnames(obj.f(i).data.(aN)(k).data.Am);
                    for m=1:length(fNm)
                        P = obj.f(i).data.(aN)(k).data.Am.(fNm{m}).Pa;
                        vi = obj.f(i).data.(aN)(k).data.tm.(fNm{m}).ar;
                        v0 = obj.f(i).data.(aN)(k).data.tm.(obj.dependentVal).ar;
                        va = polyval(P,vi);
                        obj.f(i).data.(aN)(k).data.Am.(fNm{m}).St = std(va-v0);
                        obj.f(i).data.(aN)(k).data.Am.(fNm{m}).St =
std(obj.f(i).filter_denoise((va-v0)));
                        obj.f(i).data.(aN)(k).data.Am.(fNm{m}).Ar = va;
                        obj.f(i).data.(aN)(k).data.Am.(fNm{m}).Re =
obj.f(i).filter_denoise((va-v0));
                    end
                else
                    disp('Error: fields with approximation data is absent'); return;
                end
            end
        end
    end
end
function table(obj)
% find Approx independent value field names
valField = [];
N = []; % files that can be write in table
% approximation fields find crazy algorithm
for i=1:obj.ln
    if ~isfield(obj.f(i).data, 'p')
        N = [N 0];
    else
        if ~isfield(obj.f(i).data, 'al')
            N = [N 0];
        else
            for k=1:length(obj.f(i).data.p)
                aN = strcat('a', num2str(k));
                if isfield(obj.f(i).data.(aN)(1).data, 'Am')
                    fNm = fieldnames(obj.f(i).data.(aN)(1).data.Am);
                    for n=1:length(fNm)
                        if
isempty(valField) || isempty(find(not(cellfun('isempty', strfind(valField, fNm{n}))))))
                            valField{end+1}=fNm{n};
                        end
                    end
                end
            end
        end
    end
end
end
end

```


Приложение В

Алгоритм стендовой калибровки для АК CalibrationEstim.m (скрипт Matlab)

```

clc; clear all
addpath H:\Progs\MatlabFunctions\;
addpath H:\Progs\model_AC\;
path = 'H:\Progs\Kalibr\N01_10-05-2012'
% path = 'H:\Progs\Kalibr\N17_13-11-2014'
% path = 'H:\Progs\Kalibr\N18_09-04-2013'
% path = 'H:\Progs\Kalibr\N18_15-04-2013'
% path = 'H:\Progs\Kalibr\N18_30-09-2013'
%-----
% Загрузка эксп. значений по каждому испытанию
[Ae,P] = GetAC_LabTestsCalibr(path);
% Ae - показания датчиков, P - углы поворота стенда
U = Ae*200; % выходной сигнал [м/с^2]
tAC = clstAC(); % объект трехосного АК
g = 9.810553;
tAC.Vector = [0 0 g];
a = tAC.loadAngles(P); % a - все проекции g для углов P

%-----
% Ux = Bx + gx*k11 + gy*k12 + gz*k13
% Uy = By + gx*k21 + gy*k22 + gz*k23
% Uz = Bz + gx*k31 + gy*k32 + gz*k33
% [Ux] = [Bx] + [ k11 k12 k13] [gx]
% [Uy] = [By] + [ k21 k22 k23] [gy]
% [Uz] = [Bz] + [ k31 k32 k33] [gz]
% или U = B + K*g

gx = a(:,1); gy = a(:,2); gz = a(:,3);
one(1:length(gx),1) = 1;
G = [one gx gy gz];

for i = 1:1
Ux = U(:,1); Uy = U(:,2); Uz = U(:,3);
X = (G'*G)\(G'*Ux);
Y = (G'*G)\(G'*Uy);
Z = (G'*G)\(G'*Uz);

%-----
% U = B + K*g -> K*g = (U-B) -> Ge = inv(K) (U-B)
K(1,:) = X(2:end);
K(2,:) = Y(2:end);
K(3,:) = Z(2:end);
B = [X(1); Y(1); Z(1)];
Ub(1,:) = U(:,1)-B(1);
Ub(2,:) = U(:,2)-B(2);
Ub(3,:) = U(:,3)-B(3);
Ge = inv(K)*Ub;
% определение вектора g для всех испытаний
% g_exp - до калибровки, g_est - после коррекции
for i = 1:length(Ge)
g_exp(i) = sqrt(Ux(i)^2+Uy(i)^2+Uz(i)^2);
g_est(i) = sqrt(Ge(1,i)^2+Ge(2,i)^2+Ge(3,i)^2);
end

set(0,'DefaultLineLineWidth',1.2);
figure; hold on;
plot(g_exp,'-or');
plot(g_est,'-^b');
vg = [g g g g g g g g g g g];
t = [0.999 1.999 2.999 3.999 4.999 5.999 6.999 7.999 8.999 9.999 10.999 11.999];
plot(t,vg,'oblack');
vm(1:12) = mean(g_est);
plot(t,vm,'--r')
disp(std(g_exp))
disp(std(g_est))
disp(std(g_est(1:12)))

U = Ge';
end

```

Приложение Д

Макрос ACL_Script_Calibration.cfg программной среды ACUTROL для управления органами станда при статической калибровке

```
* * * * *  
* * * * *
```

```
%Demo Macro
```

```
:mode:position all
```

```
% otsro4ka
```

```
:demand:position 1,0; p 2,0; p 3,0
```

```
delay 10
```

```
%1 rt
```

```
:demand:position 1,135; p 2,90; p 3,-9
```

```
delay 102
```

```
%2 rt
```

```
:demand:position 1,135; p 2,90; p 3,-189
```

```
delay 60
```

```
%3 rt
```

```
:demand:position 1,-45; p 2,90; p 3,-189
```

```
delay 60
```

```
:demand:position 1,-45; p 2,-90; p 3,-189
```

```
delay 60
```

```
% 90 grad
```

```
%4 rt
```

```
:demand:position 1,-135; p 2,-90; p 3,-189
```

```
delay 60
```

```
%5 rt
```

```
:demand:position 1, -135; p 2,-90; p 3,-9
```

```
delay 60
```

```
%razvorot 180
```

```
%6 rt
```

```
:demand:position 1,45; p 2,-90; p 3,-9
```

```
delay 60
```

```
%razvorot na 180
```

```
:demand:position 1,45; p 2,90; p 3,-9
```

```
delay 60
```

```
% 90 g
```

```
%7 rt
```

```
:demand:position 1,45; p 2,0; p 3,-9
```

```
delay 60
```

```
%razvorot na 180
```

```
%8 rt
:demand:position 1,45; p 2,0; p 3,-189
delay 60
%razvorot na 180
:demand:position 1,45; p 2,180; p 3,-189
delay 60

% 90 g
%9 rt
:demand:position 1,-45; p 2,180; p 3,-189
delay 60
%razvorot na 180
:demand:position 1,-45; p 2,0; p 3,-189
delay 60

% end
%10 (1) rt
:demand:position 1,-45; p 2,-90; p 3,-189
delay 60

:demand:position 1,0; p 2,0; p 3,0
delay 100
```


Приложение Ж

ЗАТВЕРДЖУЮ:

Директор - Головний конструктор
КП СПБ «Арсенал»



М.І. Лихоліт

« 15 » вересня 2016 р.



АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ

результатів науково-дослідної роботи

Ми, що нижче підписалися, Головний конструктор напрямку, начальник НТК-1 та начальник від.16 КП СПБ «Арсенал» склали дійсний акт про те, що результати дисертаційної роботи на отримання наукового степеня кандидата технічних наук «Методи випробувань та калібрування БІНС» аспіранта кафедри приладів і систем орієнтації та навігації НТУУ "КПІ" Головача Сергія Володимировича впроваджені в практику випробувань та калібрування приладів, що розробляються на підприємстві, а саме:

1. Розроблено методику калібрування для тривісного блоку акселерометрів, та тривісного блоку гіроскопів виробу ККП-16.
2. Впроваджено методику та програмне забезпечення для обробки даних статичних випробувань для отримання стохастичних параметрів лазерних гіроскопів та акселерометрів.
3. Впроваджено методику температурних випробувань, алгоритми та програмне забезпечення для корекції температурної похибки тривісного акселерометра.

Головний конструктор напрямку



А. М. Сладкий

Начальник відділу 16



Е. М. Горелов

Приложение 3

“ЗАТВЕРДЖУЮ”

Декан приладобудівного факультету

Національного технічного університету України

“Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського”



Г.С. Тимчик

“ 29 ” листопада 2016 р.

АКТ

**впровадження результатів дисертаційних досліджень в
навчальний процес Національного технічного університету
України «КПІ ім. І.Сікорського»**

Ми, що підписалися нижче, заступник декана з навчально-методичної роботи к.т.н., доцент Філіппова М.В., зав. кафедри приладів і систем орієнтації і навігації, д.т.н., професор Бурау Н.І., к.т.н., доцент Аврутов В.В. склали цей акт про те, що результати дисертаційних досліджень за темою «Методи калібрувань та випробувань безплатформених інерціальних навігаційних систем» здобувача Головача Сергія Володимировича, використовуються в навчальному процесі кафедри приладів і систем орієнтації і навігації приладобудівного факультету НТУУ «КПІ ім. І.Сікорського».

А саме, що результати експериментальних досліджень були використані в лекційному курсі дисципліни «Випробування і контроль приладів і систем».

Заст. декана
з навчально-методичної роботи

 М.В. Філіппова

Зав. каф. ПСОН

 Н.І. Бурау

Доцент каф. ПСОН

 В.В. Аврутов

« 29 » 11 2016 р.