

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

На правах рукописи



Крылов Алексей Анатольевич

**РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ КАЛИБРОВКИ ГИРОИНЕРЦИАЛЬНЫХ БЛОКОВ НА
ОСНОВЕ МЭМС ДАТЧИКОВ**

2.2.11. «Информационно-измерительные и управляющие системы (технические науки)»

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель

к.т.н., доцент Веремеенко К.К.

Москва – 2023

Оглавление

Введение.....	5
Глава 1. Анализ программно-аппаратных систем калибровки гироскопов на основе МЭМС датчиков.	12
1.1 Общие характеристики информационно-измерительной системы калибровки гироскопов	12
1.2 Общие характеристики МЭМС датчиков движения	14
1.3 Анализ характеристик МЭМС датчиков.....	15
1.3.1 Точностные характеристики (погрешности) МЭМС датчиков	15
1.3.2 Начальное смещение нуля и температурный дрейф МЭМС датчиков.....	16
1.3.3 Погрешности масштабного коэффициента МЭМС гироскопов и акселерометров	18
1.3.4 Учет нестабильности погрешностей МЭМС гироскопов и акселерометров	19
1.3.5 Влияние линейного ускорения на показания гироскопов.....	21
1.4 Анализ математических методов оценивания погрешностей.....	22
1.4.1 Обзор математических подходов к оцениванию погрешностей	22
1.4.2 Простейшие математические методы оценивания информации датчиков движения	23
1.4.3 Сравнение методов оценки, выбор методов для стендовой и эксплуатационной калибровки	25
1.5 Способы учёта шумов МЭМС датчиков.....	26
1.5.1 Изучение характера шумов МЭМС датчиков	27
1.5.2. Метод Кузовкова	29
1.5.3. Метод расширенного фильтра (augmented filter)	29
1.5.4 Сравнение методов путем моделирования и выбор предпочтительных способов.....	30
1.6 Модели погрешностей МЭМС датчиков, комплексная калибровка, анализ плана калибровки погрешностей в составе ГИБ.....	33
1.7 Анализ существующих программно-аппаратных систем калибровки гироскопов и акселерометров.....	35
1.7.1 Стендовая калибровка.....	35
1.7.2 Эксплуатационная калибровка	38
1.8 Выводы по главе.....	41
Глава 2. Методики калибровки МЭМС гироскопов и акселерометров	43
2.1 Модель погрешностей МЭМС гироскопов и акселерометров в составе ГИБ	43
2.1.1 Обоснование разделения начального смещения и дрейфа нуля	44
2.1.2 Уточненная модель погрешностей смещения нуля.....	46
2.1.3 Уточненная модель погрешности масштабного коэффициента.....	48

2.2 Задание необходимых движений основания с целью обеспечения наблюдаемости погрешностей при прямых измерениях	50
2.2.1 Техническое обеспечение методики калибровки и предварительные действия	50
2.2.2 Методика калибровки начального смещения нуля гироскопов	52
2.2.3 Методика калибровки начального смещения нуля акселерометров	52
2.2.4 Методика калибровки масштабных коэффициентов и неортогональности гироскопов и акселерометров	54
2.2.5 Методика калибровки нелинейности масштабных коэффициентов гироскопов и акселерометров	57
2.2.6 Методика калибровки погрешностей гироскопов, зависящих от линейного ускорения.....	58
2.3 Особенности методик калибровки по выходам БИНС	62
2.3.1 Смещение нуля гироскопов и акселерометров	64
2.3.2 Неортогональность и масштабные коэффициенты гироскопов и акселерометров	66
2.3.3 Сравнение применения способов идентификации с прямыми измерениями и с выходами БИНС	70
2.4 Калибровка в температурном диапазоне	71
2.4.1 Классическая температурная калибровка	71
2.4.2 Температурная калибровка с учетом температурного гистерезиса	74
2.5 Систематические значения и нестабильность погрешностей	78
2.5.1 Нестабильность параметров в запуске	79
2.5.2 Нестабильность параметров от включения к включению (и их изменение при хранении)	81
2.5.3 Изменение значений параметров на протяжении хранения	86
2.6 Оценка плана калибровки в зависимости от точности и необходимого числа повторений... ..	91
2.7 Докалибровка ГИБ при эксплуатации	92
2.8 Выводы по главе	95
Глава 3. Разработка программно-алгоритмического комплекса управления процессом калибровки	97
3.1 Управление процессом стандартной калибровки	98
3.2 Имитационное моделирование параметров калибровки	102
3.3 Имитационное моделирование БИНС	102
3.3.1 Моделирование траектории и условий полёта	103
3.3.2 Моделирование погрешностей навигационной системы по погрешностям датчиков.....	104
3.4 Построение оптимального плана калибровки	107

3.4.1 Вариации плана калибровки в зависимости от поставленной задачи, метод линейной комбинации.....	108
3.4.2 Способы оптимизации путем определения вклада погрешностей.....	109
3.4.3 Нахождение оптимальных параметров при помощи генетического алгоритма.....	111
3.5 Прогнозирование характеристик датчиков и ГИБ.....	113
3.6 Выводы по главе.....	115
Глава 4. Результаты применения комплекса управления процессом калибровки.....	117
4.1 Описание калибровочного эксперимента.....	117
4.1.1 Предварительная оценка характеристик датчиков.....	117
4.1.2 Построение плана калибровки и уточнение задач калибровки.....	118
4.2 Пример использования калибровочного комплекса для калибровки партии 4 ГИБ.....	123
4.2.1 Результаты калибровки погрешностей.....	123
4.2.2 Прогноз изменения характеристик датчиков и влияние этого изменения на работу БИНС.....	126
4.2.3 Сравнение результатов калибровки по прямым измерениям и выходам ИНС.....	128
4.2.4 Практическая оценка характеристик датчиков. Выводы об оценках характеристик и качестве калибровки.....	129
4.2.5 Рекомендации по докалибровке и учету случайных характеристик в ходе автокалибровки. Пример докалибровки.....	129
4.3 Рекомендации по учету прочих особенностей калибровки МЭМС датчиков (общие рекомендации к организации процесса калибровки).....	131
4.3.1 Учет временных отказов при определенных внешних условиях.....	131
4.3.2 Учет регулярных отказов датчиков.....	132
4.3.3 Учет погрешностей оснастки и негативных воздействий измерительного оборудования при калибровке.....	133
4.4 Выводы по главе.....	135
Заключение.....	137
Список литературы.....	139
Приложение 1. Пример расчета смещения нуля методом наименьших квадратов для информационных выходов по параметрам ориентации и навигации.....	158
Приложение 2. Результаты моделирования применения откалиброванного ГИБ в качестве БИНС и гироскопов.....	159
Приложение 3. Оценка случайных характеристик откалиброванного ГИБ за 4 часа методом вариации Аллана.....	163

Введение

Актуальность темы. Наиболее распространёнными автономными инерциальными навигационными системами являются бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) на основе гироинерциальных блоков (ГИБ). ГИБ обычно содержит взаимно ортогональные триады гироскопов и акселерометров. В составе навигационной системы в общем случае ГИБ может использоваться наряду с другими источниками первичной навигационной информации – приёмниками спутниковой навигационной информации, высотомерами, барометрами, видеокамерами и т.д.

В зависимости от класса точности инерциальных датчиков, обеспечивающих навигационную информацию, меняется сфера применения конечных навигационных систем. С начала 90-х годов XX века получили широкое распространение датчики на основе микроэлектромеханических систем (МЭМС датчики), имеющие малые массогабаритные характеристики и низкую стоимость. В то же время МЭМС датчики имеют достаточно грубые измерительные характеристики, которые, тем не менее, с развитием технологии улучшаются и уже почти достигли точностей, необходимых для применения в транспорте и малых БПЛА.

Многие ведущие компании, занимающиеся разработками в области инерциальной навигации, выпускают инерциальные МЭМС датчики, а также ГИБы и БИНСы на их основе. Из отечественных компаний стоит выделить: АО “ГИРООПТИКА”, МГТУ им. Баумана, МГУ им. Ломоносова, ЦНИИ “Электроприбор”, ЗАО “Инерциальные технологии технокомплекса”, “Технологический центр” МИЭТ, ФГУП “ГосНИИАС”, НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова, ПАО Совтест и другие. Из зарубежных компаний можно отметить: Draper Laboratory, Analog Devices, Honeywell, Northrop Grumman, Sensoror, Motorola, Rockwell International и др.

МЭМС гироскопы и акселерометры, как и инерциальные датчики других типов, имеют систематические и случайные погрешности. С целью компенсации систематических погрешностей и учёта случайных погрешностей применяется калибровка датчиков. По причине тенденции к миниатюризации МЭМС датчиков в их составе как правило отсутствует мощный вычислитель, что приводит к тому, что погрешности не могут быть скомпенсированы средствами самого датчика и требуют внешней корректировки в составе конечного изделия. Это значит, что калибровочные коэффициенты и алгоритмы калибровки должны храниться внутри контроллера, бортовой центральной вычислительной машины (БЦВМ) или другой иной аппаратуры хранения и обработки данных. Помимо этого, ряд температурных свойств МЭМС гироскопов и акселерометров зависит от состава, материалов и габаритов изделия, на которое они установлены. Поэтому калибровка МЭМС датчиков проводится совместно с калибровкой конечного блока. При этом она может осуществляться как с выходными параметрами

измеряемых угловых скоростей и ускорений, так и с выходами по навигационным параметрам, определяемым БИНС.

Особой проблемой являются случайные погрешности МЭМС датчиков. Существующие подходы [1] описывают воздействие разных факторов на такие погрешности как дрейф нуля и погрешность масштабного коэффициента (МК), однако не все случайные свойства погрешностей исследованы в полной мере и учтены в моделях и калибровочных комплексах. При использовании в малых БПЛА на динамических траекториях ГИБ подвергается значительным перегрузкам. Следовательно, блоки с МЭМС гироскопами должны быть откалиброваны с учетом этих воздействий. Поэтому разработка способов повышения точности ГИБ и БИНС на основе МЭМС гироскопов и акселерометров является актуальной научной задачей.

Степень разработанности темы исследования. Из отечественных учёных можно выделить таких специалистов как В.В. Матвеев, С.П. Тимошенко, Н.А. Парусников, А.А. Голован, О.С. Салычев и т.д. Из зарубежных выделяются работы H.D. Gavcar, P. Aggarwal, D. Lee, G. Zhanshe и др. На данный момент можно констатировать, что сложились несколько разных системных подходов к калибровке. Например, по свойствам МЭМС датчиков и их калибровке погрешностей в составе ГИБ можно выделить работы С.П. и А.С. Тимошенко, И.Х. Шаймарданова, С. Ф. Коновалова, В.Г. Пешехонова, F. Gulmammadov, I.P. Prikhodko, A. M. Shkel и др. Технологические особенности калибровки ГИБ и БИНС на МЭМС датчиках рассмотрены в работах Г.И. Емельянцева, В.В. Матвеева, В.Я. Распопова, Т.А. Лучкиной, H. D. Gavcar. Особенности математических методов обработки погрешностей датчиков в составе инерциальных навигационных систем рассмотрены в работах О.А. Степанова, А.В. Шаронова, О.С. Салычева, R. Fontanella.

Существующие методики калибровки гироинерциальных блоков на основе МЭМС датчиков в целом повторяют методики калибровки блоков на основе более точных датчиков с учетом упрощений, допустимых для более низких точностей. Однако, они не учитывают свойства случайных погрешностей МЭМС датчиков и возможность применения ГИБ на основе таких датчиков в более широких условиях, а также не рассматривают трудоемкость процесса калибровки. Таким образом, показана необходимость разработки новых моделей погрешностей и методик калибровки, повышающих точность калибруемых ГИБ и оптимизирующих процесс калибровки.

Объектом исследования является гироинерциальный блок, построенный на основе МЭМС гироскопов и акселерометров.

Предметом исследования являются методики улучшения характеристик гиринерциального блока путем разработки новых моделей погрешностей, снижения остаточных значений погрешностей после калибровки и выработки методических рекомендаций по учёту случайных погрешностей.

Цель работы состоит в улучшении точностных характеристик гиринерциальных блоков на основе МЭМС гироскопов и акселерометров, а также снижении трудоёмкости процесса калибровки путем разработки моделей погрешностей и методик калибровки для программно-алгоритмического комплекса калибровки.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **научные задачи**:

- 1) анализ погрешностей МЭМС датчиков (температурного дрейфа гироскопов и акселерометров, смещения нуля и погрешности масштабного коэффициента гироскопов, зависящих от ускорения, нестабильностей смещения нуля и погрешности масштабного коэффициента от включения к включению, а также при долговременном хранении);
- 2) разработка общей модели погрешностей гироскопов и акселерометров, а также модели функционирования ГИБ и БИНС с учётом этих моделей;
- 3) разработка методик калибровки ГИБ и БИНС по этим моделям с предварительной оценкой точности калибровки для систематической составляющей и возможностью учёта случайной составляющей;
- 4) разработка программно-аппаратного комплекса для обеспечения полного процесса калибровки по предложенным моделям и методикам, позволяющего управлять процессом калибровки, находить и задавать требуемые точности характеристик и объём испытаний, производить прогноз изменения погрешностей;
- 5) экспериментальное подтверждение разработанных модели и методик, выработка методических рекомендаций с учетом полученных результатов.

Методы исследования. При решении поставленной задачи использовались методы теории инерциальной навигации, теории измерений, теории оценивания, методов оптимальной фильтрации, методов имитационного и полунатурного моделирования, метод экспериментального исследования.

Научная новизна. В диссертации получены следующие новые научные результаты.

- 1) Разработана методика калибровки смещения нуля МЭМС гироскопов и акселерометров, учитывающая различные значения смещения нуля при различной скорости изменения внешней температуры и позволяющая снизить смещение нуля в этих условиях на 40%.

2) Разработана методика калибровки смещения нуля и погрешности масштабного коэффициента МЭМС гироскопа, зависящих от величины линейного ускорения объекта, позволяющая уменьшить остаточное смещение нуля в 5-10 раз и снизить остаточную погрешность масштабного коэффициента до 0,01% при калибровке в составе гироинерциального блока с акселерометрами.

3) Разработан новый подход к калибровке гироинерциальных блоков на МЭМС гироскопах и акселерометрах, учитывающий нестабильности погрешностей датчиков от включения к включению и на протяжении хранения, выработаны методические рекомендации по учету случайного характера этих погрешностей.

4) Предложен метод оптимального подбора параметров калибровки (количество повторений измерений и температурных точек), основанный на использовании генетического алгоритма и метода определения погрешности координаты через линейную комбинацию погрешностей, который позволяет сократить оцениваемое время калибровки в 5 раз при достижении требуемых значений погрешностей, а также снизить вычислительную сложность благодаря замене расчета алгоритма БИНС на формулу линейной комбинации в 60 раз.

Теоретическая и практическая значимость работы. Теоретическая значимость заключается в следующем:

- 1) проведенные исследования погрешностей МЭМС датчиков расширили теоретическое представление о модели погрешностей и заложили основу для разработки методик калибровки гироинерциального блока на МЭМС датчиках;
- 2) предложенный подход к формированию плана калибровки способствует развитию методологии серийного производства гироинерциальных блоков на МЭМС датчиках.

Практическая значимость заключается в следующем:

- 1) разработаны имитационные модели погрешностей МЭМС датчиков, гироинерциальных блоков и ИНС на их основе; эти модели необходимы для определения требуемых погрешностей датчиков на основе требований к навигационной системе на заданной траектории, а также для отладки калибровочных данных при калибровке ГИБ;
- 2) разработан программно-аппаратный комплекс для калибровки погрешностей ГИБ, реализующий методики калибровки согласно предложенной модели, а также управляющий параметрами и процессом калибровки;
- 3) составлены методические рекомендации по проведению калибровки, связанные со случайными погрешностями МЭМС датчиков и возможными отклонениями значений характеристик от заявленных;

4) предложенная методика калибровки ГИБ на основе МЭМС датчиков была реализована и внедрена в АО «ГосНИИП» во время проведения тематических НИР и ОКР, а исследования и теоретические положения вошли в учебные материалы, используемые в образовательном процессе в ФГБОУ МАИ.

Достоверность научных результатов определяется применением современных методов оценивания параметров информационно-измерительных систем, релевантных математических моделей описания характеристик технических систем, сопоставимостью методик с методиками, используемыми в современной научной литературе, согласованностью результатов экспериментов и имитационного моделирования.

На защиту выносятся:

- методика калибровки смещения нуля МЭМС гироскопов и акселерометров при различной температурной динамике, позволяющая снизить остаточное смещение нуля на 40% при скорости изменения температуры $+2^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ и $-2^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ по сравнению с классической табличной калибровкой;
- методика калибровки смещения нуля и погрешности масштабного коэффициента МЭМС гироскопа, зависящих от величины линейного ускорения объекта в диапазоне до 100g, что позволяет уменьшить остаточное смещение нуля в 5-10 раз и снизить остаточную погрешность масштабного коэффициента до 0,01% при калибровке в составе гироскопического блока с акселерометрами;
- метод линейной комбинации погрешностей гироскопов и акселерометров для определения погрешности координаты БИНС на заданной траектории, позволяющий снизить длительность вычислений в 60 раз по сравнению с применением алгоритма расчета погрешностей БИНС при сохранении точности определения погрешности координаты до 1%;
- метод оптимального подбора параметров калибровки – количества повторений измерений и температурных точек, основанный на использовании генетического алгоритма и метода определения погрешности координаты через линейную комбинацию погрешностей, позволяющий сократить оцениваемое время калибровки согласно плану до 5 раз при достижении требуемых точностей.

Личный вклад автора заключается в построении математических моделей и методик калибровки погрешностей ГИБ на основе МЭМС датчиков с учётом установленных автором особенностей этих погрешностей, в разработке программно-алгоритмического комплекса, реализующего эти модели и методики, а также разработке методических рекомендаций по калибровке и использованию комплекса.

Реализация результатов работы. Научные достижения диссертационной работы, а также результаты теоретических и экспериментальных исследований внедрены и используются при проведении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в АО «ГосНИИП». Результаты работы внедрены и используются в учебном процессе ФГБОУ ВО МАИ в лекционных курсах по дисциплинам «Испытания приборов и систем» и «Программно-алгоритмическое обеспечение ПНК».

Апробация работы. Материалы диссертации докладывались на конференциях «XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам» в 2020 году (ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург), «Авиация и космонавтика» (МАИ, Москва), «XXVIII Международная научно-техническая конференция «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации» (г. Алушта) в 2019 и 2020 году, «XXII конференция молодых ученых с международным участием» (ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург), VII и VIII «Молодёжных конференциях молодых ученых и специалистов» (ЦНИИ автоматизации и гидравлики, Москва) в 2017 и 2019 годах, III, V и VII «Научно-технических конференциях для специалистов организаций, входящих в АО «Концерн ВКО «Алмаз-Антей» (НОЦ ВКО «Алмаз-Антей», Москва) в 2018, 2020 и 2022 годах.

Публикации. По теме доклада опубликовано 22 работы, из них 5 статей в рецензируемых изданиях, определенных Высшей аттестационной комиссией Министерства образования и науки Российской Федерации, 2 статьи и 1 тезисы конференций в ведущих научных журналах и изданиях, включенных в международные системы цитирования, а также 3 свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ.

Структура и объем работы. Работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы, трех приложений, изложенных на 165 страницах, в том числе 157 страницах – основной части, 8 страницах – приложениях (включая 67 рисунков и 41 таблицу). Список литературы содержит 205 наименований.

Во **введении** изложены основные задачи и результаты работы, выделены практическая ценность и научная новизна.

В **первой главе** проведен анализ физических причин погрешностей МЭМС датчиков и гироскопических блоков на их основе, математических методов их описания, систематических подходов к их калибровке, а также построению программно-аппаратных комплексов для реализации таких подходов. Подробно рассмотрены математические методы для различных вариантов калибровки, а также вариантов информационных выходов ГИБ. Выбраны наиболее оптимальные подходы с учетом особенностей изделий на МЭМС датчиках.

Во **второй главе** описан комплексный подход к калибровке ГИБ на МЭМС датчиках с двумя вариантами информационных выходов. Подход включает построение достаточной системы движений и положений для идентификации всех погрешностей, учет нестабильностей погрешностей различного типа, а также изменяющейся температуры внешней среды. Рассмотрено различие информационных выходов ГИБ с прямыми показаниями датчиков и с показаниями навигационной системы, приведены аналитически выведенные уравнения расчета погрешностей для второго варианта. Предложены подходы к докалибровке в процессе хранения и полетной докалибровке.

В **третьей главе** описан программно-аппаратный комплекс, реализующий калибровку ГИБ, а также набор программных средств для управления планом калибровки. Предложен и обоснован метод перехода от требований к погрешностям БИНС к требованиям к погрешностям датчиков в ее составе. Разработан способ прогнозирования изменения значений погрешностей ГИБ от времени хранения.

В **четвертой главе** показано применение разработанного программно-аппаратного комплекса при калибровке партии гироинерциальных блоков. Рассмотрено отличие модельных прогнозов от реальных результатов, выработаны практические рекомендации по использованию описанных подходов.

Содержание диссертации соответствует паспорту специальности 2.2.11. по пункту 1 - Научное обоснование перспективных информационно-измерительных и управляющих систем, систем их контроля, испытаний и метрологического обеспечения, повышение эффективности существующих систем, пункту 2 - Исследование возможностей и путей совершенствования существующих и создания новых элементов, частей, образцов информационно-измерительных и управляющих систем, улучшение их технических, эксплуатационных, экономических и эргономических характеристик, разработка новых принципов построения и технических решений и пункту 7 – Методы и системы программного и информационного обеспечения процессов исследования и испытаний образцов информационно-измерительных и управляющих систем, в том числе с использованием систем искусственного интеллекта.

Глава 1. Анализ программно-аппаратных систем калибровки гироскопических блоков на основе МЭМС датчиков.

В общем случае программно-аппаратную систему калибровки гироскопических блоков на основе МЭМС датчиков можно представить как информационно-измерительную систему, в основе которой лежит калибруемый прибор, выдающий измеренную информацию об инерциальном движении, а также воздействующая на прибор среда, параметры которой могут быть заданы, проконтролированы и измерены при помощи эталонных измерителей. Среди разновидностей калибровки по статусу эксплуатации можно выделить предэксплуатационную калибровку, при которой можно помимо самой калибровки оценить её качество, а также эксплуатационные свойства, и эксплуатационную калибровку, которая пригодна лишь для ограниченной донастройки ряда параметров, но тем не менее достигает “хороших” результатов для применения в конечном изделии. Для построения программно-аппаратной системы калибровки необходимо знать характеристики калибруемых гироскопических блоков, погрешности датчиков в их основе, а также модели погрешностей и условия обеспечения их наблюдаемости.

1.1 Общие характеристики информационно-измерительной системы калибровки гироскопических блоков

Для случая предэксплуатационной калибровки наиболее распространенным вариантом является стендовая калибровка, подразумевающая наличие автоматизированного рабочего места, включающего в себя измерительно-вращательные стенды, климатические камеры, персональный компьютер со специализированным программным обеспечением (ПО), оснасткой и оборудованием для подключения калибруемого блока датчиков. Типовая схема передачи информации в процессе стендовой калибровки показана на рисунке 1.1.

В случае эксплуатационной калибровки привлекаются иные виды эталонной измерительной информации, такие как параметры начальной выставки, комплексирование с иными навигационными устройствами и т.д.

В общем случае партия калибруемых ГИБ, источник эталонной измерительной информации (стенд), средства управления движением и параметрами среды (изменения температуры), а также набор программного обеспечения, связанного с управлением процессом калибровки ГИБ представляют собой информационно-измерительную и управляющую систему (ИИУС). Подобные ИИУС необходимы каждому предприятию, занимающемуся производством откалиброванных ГИБ или БИНС, а также их эксплуатационным сопровождением.



Рисунок 1.1 Информационная схема калибровки

Существует несколько подходов к улучшению характеристик типовых ИИУС, предназначенных для калибровки ГИБ. Первым можно выделить исследование свойств датчиков первичной информации, выявление ранее неизвестных систематических (калибруемых) и случайных параметров, составление методик их калибровки. Вторым можно назвать нахождение новых методик калибровки, позволяющих снизить значения погрешностей, для чего требуется анализ источников измерительной информации, информационных свойств, их взаимосвязей, наблюдаемости при различных условиях, а также методах оценки. Третьим способом является улучшение внешних характеристик ИИУС - эксплуатационных, экономических и эргономических, среди которых применительно к нашей задаче можно отметить повышение вычислительной эффективности алгоритмов калибровки, оптимизация процесса калибровки, научное обоснование параметров и методик калибровки, соответствующих заданным требованиям.

1.2 Общие характеристики МЭМС датчиков движения

МЭМС датчики – одно из перспективных направлений исследования в области чувствительных элементов, начиная с 90х годов XX века. Физической основой датчиков являются движущиеся микроэлектромеханические чувствительные элементы, а также микроэлектрические компоненты, преобразующие высокочастотные колебания в электрический ток соответствующего напряжения [2, 3]. Для целей инерциальной навигации особый интерес представляют датчики угловой скорости и линейного ускорения, особенности применения которых исследуются в данной работе. Также для навигационных целей могут вызывать интерес МЭМС датчики давления [4].

В основе МЭМС датчика лежит чувствительный элемент – инерционная масса, которая подвергается высокочастотным колебаниям [5], и под воздействием сил Кориолиса образует вторичные колебания [6, 7], перемещение которых измеряется электрическим образом при помощи микропреобразователя (например, пьезоэлемента), преобразующего изменение перемещения в изменение напряжения [8]. Далее, после прохождения через электрическую схему (ASIC) сигнал преобразуется в конечный вид [9] – напряжение для аналогового выхода и некоторое цифровое значение в случае цифрового выхода.

Наиболее распространена инерционная масса трёх типов – стержневая камертонная и пластинчатая [5, 6]. Самый перспективный и развивающийся вид – пластинчатая инерционная масса [8, 10], которая имеет форму либо призмы (L), либо кольца (R). Учитывая, что они применяются отдельно для первичных и вторичных колебаний, гироскопы бывают LL, RR и RL типа [7, 10]. Колебания чувствительных масс происходят в глубоком вакууме [11], созданном внутри капсулы МЭМС. МЭМС акселерометры имеют похожий принцип действия, но измеряют перемещения, задаваемые первичными колебаниями напрямую [12]. По причине изменения размеров и свойств инерционных масс при изменении внешних условий, такие датчики имеют невысокую добротность. Точность показаний обусловлена величиной и точностью изготовления кремниевых элементов [13], качеством вакуума [14], а также постоянством характеристик элементов съема [15] и прочих электронных компонентов [16]. При изучении параметров датчиков в составе блока, могут появляться дополнительные погрешности, связанные с установкой датчика на корпус [17] и преобразованием сигналов [18].

МЭМС датчики применяются в системах с непродолжительным временем работы, например, малых БПЛА [19] без коррекции, в системах с продолжительным временем работы, где не требуется высокая точность (не лучше нескольких градусов в час) и есть возможность внешней коррекции [20] – например, режимы совместного полёта или стабилизации для ракет малой и средней дальности [21], средние беспилотные летательные аппараты [22], применение

в системах общественного транспорта [23], мобильных телефонах и других мобильных устройствах [24] и т.д.

Особенностью МЭМС датчиков является невозможность полной калибровки погрешностей внутренними средствами по причине малого размера [25], ограничивающего вычислительные мощности, значительные величины случайных погрешностей [26], а также привязка некоторых характеристик датчика к характеристикам посадочного места в конечном изделии (теплоёмкость).

1.3 Анализ характеристик МЭМС датчиков

МЭМС датчики имеют характеристики, указывающие их измерительные возможности с определенной точностью, условия бесшумной работы, а также возможность настройки (калибровки). Необходимо отличать исходные (паспортные) характеристики, полученные от производителя, исследовательские характеристики, при которых датчики изучаются в разных условиях без учета паспортной информации, калибровочные характеристики, полученные с целью наиболее эффективного использования, а также выходные характеристики в составе конечного изделия.

1.3.1 Точностные характеристики (погрешности) МЭМС датчиков

Наиболее важными характеристиками являются точностные, то есть обеспечивающие измерения величин с требуемой точностью. Такие характеристики получаются в процессе исследований/испытаний по определённым методикам, нацеленным на получение наиболее полной информации по датчикам. Исходные характеристики обычно говорят о типовых погрешностях в наиболее распространённых условиях и режимах работы. Измерения как правило оцениваются общепринятыми методами вроде вариации Аллана и записываются в паспорт (или datasheet) датчика. Конечные (выходные для откалиброванного прибора) характеристики необходимы для проверки соответствия требованиям, предъявляемым к датчикам на соответствие их как функциональному элементу конечного изделия, и обусловлены свойствами, поведением и условиям применения этого изделия. Калибровочные характеристики, как правило, содержат информацию о систематических погрешностях в соответствии с калибровочной математической моделью. Численные параметры этих характеристик хранятся, обрабатываются и применяются с помощью вычислительного оборудования (контроллер, компьютер, БЦВМ). Данные о случайной составляющей погрешностей также могут храниться и использоваться в алгоритмах калибровки, но могут и служить в качестве априорной информации при эксплуатации или методической рекомендации для пользователей конечного изделия. Исследовательские характеристики, полученные в результате применения научных подходов к исследованию свойств датчиков, могут быть

сформулированы в виде научных рекомендаций, полезных как для конечного потребителя, так и для изготовителя. Рекомендации полезны в случае, если применяется не только доэксплуатационная калибровка, но и эксплуатационная калибровка, связанная с нестабильностью параметров [27] и уходом некоторых калибровочных параметров в процессе хранения и ожидания в режиме готовности. Это особенно важно для МЭМС датчиков, негативным свойством которых является уход параметров в процессе хранения [28].

1.3.2 Начальное смещение нуля и температурный дрейф МЭМС датчиков

Смещение нуля МЭМС гироскопа в некоторый момент времени - это отличие его показания от нулевого значения при отсутствии действующей на него по оси чувствительности угловой скорости. Так как МЭМС гироскоп имеет довольно сильный шум ($0.001-0.01^\circ/\text{с}/\sqrt{\text{Гц}}$) [29, 30], при частоте съёма информации F_n (обычно равной 100-2000 Гц) необходимо выбрать достаточный для нивелирования шума интервал времени и провести усреднение показаний на нём с целью установления искомого смещения на середине этого интервала (рисунок 1.2). Поэтому более точно назовём смещением нуля в некоторый момент времени низкочастотное (усреднённое на достаточном интервале) значение измерений МЭМС гироскопа при отсутствии угловой скорости.

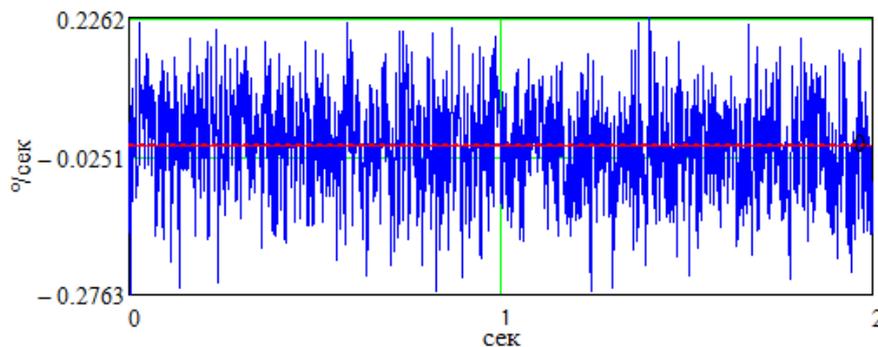


Рисунок 1.2 Шум нулевого сигнала гироскопа и начальное смещение нуля

Если говорить о внутренних характеристиках смещения нуля МЭМС гироскопа, не вызванных воздействием вибраций, линейного ускорения, вращением Земли, то необходимо разделять начальное смещение нуля и дрейф нуля. Эти характеристики вызваны различными внутренними процессами МЭМС и имеют различное поведение в статистическом смысле, хотя в конкретных датчиках и их настройке значения этих характеристик могут быть похожи.

Начальное смещение нуля МЭМС гироскопов вызвано прежде всего нестабильностью микроселектронной аппаратуры от включения к включению [31], хотя свойства кремниевых элементов [32], зависящие от внешней температуры среды, также меняются, что вносит дополнительный эффект в значение этого смещения. При длительном хранении наблюдается деградация геттера внутри капсулы МЭМС, что служит причиной изменения динамических

характеристик чувствительных масс и уходу корректных управляющих параметров от заводских значений [33].

Назовём дрейфом нуля в некоторый момент времени значение смещения нуля в этот момент времени за вычетом начального смещения нуля (смещения нуля за некоторое небольшое время после включения). В отличие от начального смещения нуля главной физической основой дрейфа (изменения низкочастотной составляющей показаний относительно значения при включении) является изменение внутренних параметров во время включенного состояния - параметров кремниевых элементов [34-36], электронных элементов [37], давления внутри капсулы [38] из-за изменения температуры. Изменение температуры вызвано как внутренним нагревом МЭМС за счёт выделения тепла электронной аппаратурой, так и нагревом блока датчиков за счёт выделения тепла вторичным источником питания и другой аппаратурой, а также за счет изменения условий внешней среды [39]. Последний фактор является наиболее весомым, в случае малого размера блока датчиков и отсутствия теплостока следует учитывать при калибровке параметры внутреннего нагрева [40]. При разных конструктивных положениях датчиков друг относительно друга и относительно источника тепла градиенты [41] температуры (неравномерное распределение тепла для различных конструктивных элементов) могут отличаться. Это говорит о необходимости калибровки МЭМС датчиков в тех же условиях, в которых они будут применяться в конечном изделии.

В отличие от смещения нуля при компенсации дрейфа в общем случае имеет зависимость от времени с момента включения, также может иметь зависимость от изменения температуры (рисунок 1.3). В простейшем случае это означает введение двумерных табличных значений [42] соответствия значения погрешности точкам времени по аналогии со смещением нуля или полиномов [43], в том числе с зависимостью от температуры [44]. В некоторых работах проведено разделение смещения нуля [45] и температурного дрейфа, но обычно не учитывается изменение температурной динамики от внутреннего/внешнего нагрева, что интересно для применения в изделиях с резко изменяющейся высотой. Также интерес представляет задача идентификации смещения нуля, при которой важно обеспечение наблюдаемости в разных условиях, в том числе при влиянии угловой скорости вращения Земли [46, 47].

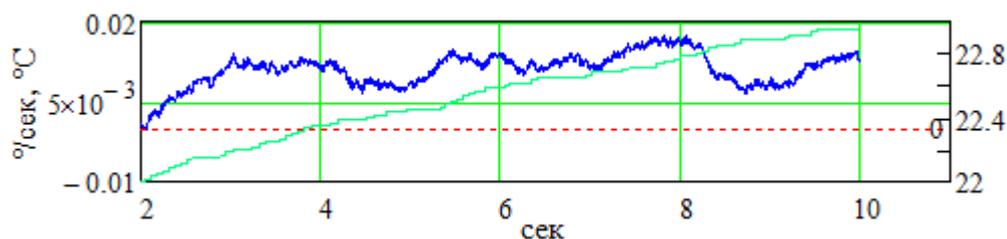


Рисунок 1.3. Зависимость смещения нуля от температуры.

Важно отметить, что хотя дрейфы гироскопов и акселерометров имеют похожие внутренние статистические характеристики по причине общих физических процессов, способы определения их значений и зависимостей будут отличаться из-за различной наблюдаемости параметров при разных условиях движения. Наблюдаемость должна обеспечиваться на уровне построения модели погрешностей и общего плана калибровки. Так, при определении систематической составляющей смещения нуля необходимо учесть влияние ускорения свободного падения g и неортогональность установки, которая не позволяет выставить датчик точно перпендикулярно g (обычно для этого используются многопозиционные методы, например, [48, 49]).

При использовании датчиков в летательных аппаратах с резко изменяющейся высотой они подвергаются значительным изменениям температуры с разными градиентами. Так как физические свойства [34-36] кремния могут меняться в зависимости от этих изменений, необходимо более подробное исследование изменения дрейфа нуля МЭМС датчиков при различной температурной динамике.

1.3.3 Погрешности масштабного коэффициента МЭМС гироскопов и акселерометров

Погрешность масштабного коэффициента гироскопа или акселерометра – отличие их масштабного коэффициента от номинального значения (в случае готового изделия равного 1) при воздействии движения или гравитационного ускорения в измеряемом диапазоне. Два наиболее значительных вида такой погрешности – изменчивость при воздействии движения одной величины (нестабильность) и изменчивость во всем диапазоне изменения этой измеряемой величины (нелинейность) [50]. Некоторые статьи предлагают учитывать зависимость этих параметров от температуры [51], а также от времени включения [52].

Для рассматриваемых нами МЭМС датчиков (для гироскопов – LL-типа) наибольшее значение имеет нелинейность в диапазоне измерений [53] (рисунок 1.4). Физически она связана с неравномерностью изменения силы Кориолиса вторичных инерционных масс [6, 54] из-за их изгибов при угловой скорости для гироскопов [55] и ускорениях для акселерометров [56]. Как правило нелинейность полностью не компенсируется средствами встроенной микросхемы, изменение температуры также вносит корректировку [57]. Температурные изменения масштабного коэффициента имеют те же физические причины, что и дрейф нуля – изменение размеров кремниевых элементов [54], давления вакуума [58] и как следствие, изменение внутренних частот колебаний инерционных масс [59]. Указанные особенности справедливы как для гироскопов, так и для акселерометров.

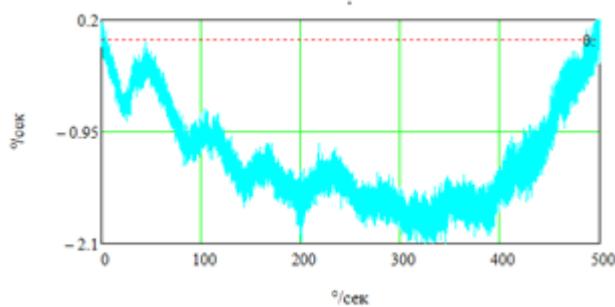


Рисунок 1.4. Нелинейность масштабного коэффициента МЭМС гироскопа

Наиболее распространен табличный подход к аппроксимации - определение масштабных коэффициентов на ряде заданных угловых скоростей/ускорений [51]. Однако он имеет недостатки, связанные с выбором точек, их числа и точностью на значениях между ними. В работах, посвящённых акселерометрам с диапазоном измерения малых линейных ускорений (инклинометрам) часто используются подходы к устранению нелинейности, связанные с позиционированием [60] (особенности нахождения связаны с моделью погрешностей), в отличие от акселерометров с большим диапазоном измерений, где используется центрифуга [61], позволяющая задавать линейные ускорения большого диапазона.

1.3.4 Учет нестабильности погрешностей МЭМС гироскопов и акселерометров

Нестабильность характеристики датчика – изменение этой характеристики во времени при отсутствии изменения задаваемой измеряемой величины, а также других факторов, таких как температура, давление окружающей среды и других. При этом следует отличать изменение характеристики по ходу одного включения, изменение характеристики от включения к включению за промежуток времени не более нескольких дней, а также долговременное изменение, связанное с условиями хранения. Также существует такое понятие как температурная нестабильность [62, 63]. В этой работе *нестабильность параметров от включения к включению* будет называться просто *нестабильностью* (run-to-run instability, пример для смещения нуля на рисунке 1.5), *нестабильность в одном включении* (in-run instability) будет относиться к *дрейфу нуля* или *масштабного коэффициента* (в некоторых работах [64] это считается просто нестабильностью). Нестабильность, связанная с условиями хранения, будет называться *нестабильностью хранения* (например, month instability или repeatability). Отдельно будет рассмотрено изменение параметров при температурной изменчивости, им дано название *температурной составляющей*. Физически нестабильность от включения к включению связана, как правило, с нестабильностью составляющей датчика, отвечающей за съём изменений с чувствительного элемента [65, 66], а изменение характеристик при хранении – с деградацией вакуума [67] и кремниевых структур [34-36].

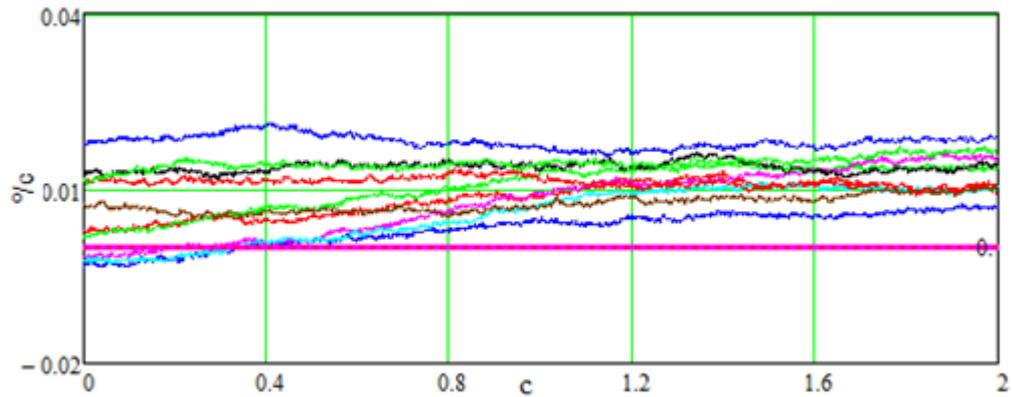


Рисунок 1.5. Нестабильность смещения нуля гироскопа от включения к включению для 10 записей

В работе [68] описывается изменение дрейфа при резком изменении внешней температуры (для описания этой зависимости используются нейросети (так как характер изменения изначально непредсказуем). Однако работ, в которых оценивается вклад начального смещения нуля и производится различие статистических характеристик начального смещения, и дрейфа нуля, не обнаружено. Нестабильность масштабного коэффициента от включения к включению подробно рассмотрена в работах [69] и [70]. В работе [71] рассмотрена нестабильность на разных угловых скоростях, в работе [63] – на разных температурах. E. Tatar и T. Mukherjee [64 - 55] исследуют нелинейность масштабного коэффициента и её особенности.

Нестабильность параметров МЭМС датчиков при хранении связана с деградацией геттера, обеспечивающего стабильную величину давления [72]. В ряде работ предпринята попытка оценки этой нестабильности. Например, в [73] изучено влияние долговременного хранения на смещение и дрейф нуля. В работе [74] рассмотрено изменение масштабного коэффициента за долгое время. В [75] приведена статистика МЭМС датчиков в плане недопустимого ухудшения параметров после хранения. Однако, в приведенных работах нет детального описания статистического изменения погрешностей после длительного хранения

Помимо дрейфа нуля для каждой записи необходимо учитывать шум нулевого сигнала, который для МЭМС датчиков довольно велик и требует значительного числа повторений для достоверной оценки. В работе [76] рассмотрены методы получения систематических значений при наличии шумов измерений, в работе [77] приводится методика расчёта количества повторений для учета нестабильности при калибровке.

Несмотря на то, что известно о физических предпосылках нестабильностей погрешностей МЭМС гироскопов и акселерометров, их характеристики, связанные с оценками изменения систематических и случайных составляющих погрешностей, а также взаимным влиянием, требуют более подробного исследования.

1.3.5 Влияние линейного ускорения на показания гироскопов

При совершении инерционными массами МЭМС гироскопов колебаний вдоль своих осей, вызванное ими линейное ускорение может привести к изменению собственных частот и перемещений этих инерционных масс. Это касается как первичных, так и вторичных инерционных масс [78, 79]. При действии ускорения перпендикулярно направлениям их колебаний также возможно небольшое изменение параметров колебаний, для установления характера этого изменения необходимо дополнительное исследование. То есть, необходимо выяснить, каким образом при наличии линейного ускорения по любому из направлений изменяется смещение нуля и масштабный коэффициент МЭМС гироскопов.

Из-за наличия гравитационного тяготения Земли на гироскопы даже в неподвижном положении действует g [80]. Это следует учитывать при калибровке, вводя соответствующее добавочное смещение в модель. В публикации [81] такая погрешность учтена в модели. В публикациях [82, 83] сравнивается влияние земного g и g , заданного на стенде при угловой скорости. Это важно, так как при вращении на центрифуге для задания необходимо задавать угловую скорость, причем для достижения $1g$ при метровом радиусе необходима угловая скорость порядка $300^\circ/\text{с}$.

Большинство моделей погрешностей МЭМС гироскопов не рассматривает влияние ускорения больше $1g$ из-за отсутствия такого ускорения при применении в конечном изделии. Однако, в [84] проводится учёт линейного ускорения до $40g$ и $100g$ соответственно. В работе [85] рассматривается влияние g на масштабный коэффициент гироскопа. Такой учёт проводится на центрифуге при задании достаточно большой угловой скорости, что подразумевает наличие соответствующего диапазона угловых скоростей у гироскопов. В таком случае вводится зависимость компенсирующего смещения от показаний линейного ускорения, выдаваемых акселерометрами. В работе [86] исследуются одинаковые ускорения на разных угловых скоростях. В работе [87] предпринята попытка установить зависимость масштабного коэффициента гироскопа от линейного ускорения. В диссертации (Thesis) Гавкара (Gavcar) подробно рассмотрены нюансы влияния линейного ускорения на масштабный коэффициент, особенно интересно исследование масштабного коэффициента на одной угловой скорости, но с разными ускорениями [88]. В целом, обзор работ показал, что для применения МЭМС гироскопов в изделиях, подвергающихся линейному ускорению до $100g$, необходимо провести дополнительное исследование по определению зависимости погрешностей гироскопов от величин линейных ускорений с различных сторон.

1.4 Анализ математических методов оценивания погрешностей

Погрешности МЭМС датчиков представляют собой случайные процессы, поэтому необходимо рассмотреть как простейшие методы оценивания, так и более сложные подходы, используемые в гироскопии на предмет применимости для данного типа датчиков.

1.4.1 Обзор математических подходов к оцениванию погрешностей

Во многих работах, например, [89], для определения случайных характеристик датчиков, действующих на различной длительности, используется метод вариации Аллана. В работе [90] используется несколько записей с целью дополнительно учесть нестабильность от включения к включению. Однако у данного метода есть недостатки – необходимость наличия нескольких длительных записей и их “подготовки” перед обработкой, малое количество полезной информации для более детальных исследований. Необходимость учета внешних факторов показана в работе [91]. Н.И. Кробка подробно исследует особенности применения вариации Аллана [92], отмечая необходимость учета разных условий использования и применения в различных конечных изделиях. Необходимо заметить, что метод оценки параметров датчиков движения при помощи вариации Аллана имеет множество недостатков: несоответствие характера погрешностей требованиям Марковского случайного процесса, низкая точность описанного метода наименьших квадратов для малых значений (несоответствие степеней полинома). В свете этих замечаний метод вариации Аллана выглядит непригодным для детальных исследований, предполагающихся в данной работе, учитывающей воздействие различных неслучайных факторов, влияющих на погрешности.

В данной работе будет использоваться классический математический аппарат, связанный с теорией вероятностей и теорией оценивания. Так, в книгах А.А. Свешникова и С.С. Ривкина [93, 94] даны основы теории вероятностей, рассмотрены характерные погрешности гироскопов в составе различных навигационных изделий и в общем случае. В книгах О.А. Степанова описаны способы оценивания погрешностей датчиков как при работе со статическими данными методами постобработки [95], так и в режиме реальной работы [96].

Во время доэксплуатационной калибровки нет необходимости (а в случае сложных моделей с повторениями и возможности) оценивать калибровочные параметры непосредственно во время калибровки, поэтому могут быть использованы средства постобработки. Во время эксплуатационной калибровки зачастую необходима мгновенная оценка погрешности, соответствующая такту выдачи информации датчиком. Вместе с этим во время эксплуатации обычно известна статистическая информация о характере изменения погрешностей. Этим в целом объясняется, почему “на борту” обычно используются привязанные ко времени методы, использующие априорную информацию, такие, как фильтр

Калмана. В то же время при калибровке “на стенде”, при условии, что статистические параметры могут быть неизвестны и неточны, выбор средств шире, но требует оценки более детальных параметров и их статистического характера. Для этого могут использоваться метод наименьших квадратов, метод максимума правдоподобия, байесовские алгоритмы, гарантирующего оценивания [97], вариации фильтра Калмана. В работах [95, 96] описано, в каких условиях наиболее целесообразно применять выбранный способ. Тем не менее, интересно применить описанные подходы к оценке свойств МЭМС датчиков и сравнить получившиеся оценки.

1.4.2 Простейшие математические методы оценивания информации датчиков движения

Рассмотрим применение простейших методов для оценок коэффициентов полиномиальных параметров – метода наименьших квадратов, метода наименьших модулей, метода максимального правдоподобия, байесовского подхода, фильтра Калмана. В качестве задачи можно рассмотреть описание смещения нуля гироскопа.

Метод наименьших квадратов (МНК) – наиболее простой и универсальный метод оценки измерительной информации, сводящийся к такому подбору аппроксимирующей функции, при которой сводится к минимуму сумма квадратов невязок значений (разностей) в заданных точках. Его универсальность обусловлена отсутствием требований к априорной измерительной информации – характеристикам случайных процессов истинного значения и погрешности. Классический МНК может быть обобщен до обобщенного метода наименьших квадратов (ОМНК) благодаря введению весовых коэффициентов [95], снижающих роль больших невязок (т.н. модифицированный метод наименьших квадратов):

$$p(t_i) = \operatorname{argmin}_t \sum_{i=0}^n q_i (y_i - p_i(x))^2,$$

где y_i – значения измерений;

$p_i(x)$ – вычисленные значения функции аппроксимации от искомой величины x ;

q_i – весовой коэффициент.

При этом алгоритм будет сводиться к решению системы уравнений с рангом, равным степени полинома. Такая система может быть решена разными методами, например, методом Гаусса, что не предполагает больших вычислительных затрат. Введение весовых коэффициентов для обобщенного метода увеличивает вычислительную сложность приблизительно в два раза, тем не менее сложность остается невысокой. Применительно к оценке характеристик некалиброванных МЭМС датчиков метод является актуальным по причине неизвестного значения систематического смещения нуля, частого отклонения значений разброса (СКО) смещения нуля от паспортных или отсутствия изначально известных фиксированных значений.

Метод наименьших модулей также не предполагает наличие априорной статистической информации об оцениваемом и случайном процессах, но в отличие от метода наименьших квадратов сводится к минимизации суммы модулей. Путь приведения такого условия для полинома к системе уравнений несколько сложнее, чем для метода наименьших квадратов, однако он аналогично сводим к системе уравнений. Вычислительная сложность метода примерно аналогична МНК, точность ниже по причине того, что все вычислительно несложные [98] методы имеют приближенный характер. Также метод наименьших модулей в общем случае не имеет одного алгоритма, и может иметь несколько решений. Применительно к калибровке МЭМС датчиков актуальность аналогична МНК.

Небайесовские подходы, например, **метод максимального правдоподобия**, предполагают изначально известной функцию плотности распределения вероятности (ф.п.р.в.), так как сутью метода является выбор аппроксимирующей функции с наибольшей вероятностью минимальной суммы невязок (например, разности квадратов). Подбор значения, максимизирующего вероятность попадания $p(t_i)$ в заданный СКО ошибок R может осуществляться любым оптимизационным методом, например, методом градиентного спуска. Такой метод, помимо требований к распределению погрешностей вычислительно весьма затратен и может приводить к не самым оптимальным решениям при использовании упрощённых способов оптимизации.

В рамках **байесовского подхода** подразумевается, что и искомая величина, и её погрешность представляют собой случайные процессы, при этом задача минимизации ставится для величины, называемой байесовским риском. Поэтому в качестве априорной информации необходимо знать как ф.п.р.в. процесса, так и ф.п.р.в. погрешности измерения. Так как для случая стендовой калибровки подразумевается, что точности движений и позиционирований стенда на порядок или более превышают точности калибруемых приборов, значения задаваемых воздействий считаются постоянными, и необходимости в применении такого подхода нет.

В отличие от указанных выше методов **фильтр Калмана** относится к “последовательным” методам оценивания [99], то есть таким методам, когда оценка каждого измерения проводится последовательно, каждый раз учитывая статистическую информацию, полученную на предыдущем этапе. В этом смысле можно сказать, что фильтр Калмана проводит рекурсивную байесовскую оценку каждого измерения. Помимо этого фильтр Калмана предполагает наличие значительного количества точной априорной информации о шумах самой системы, а также шумах случайных воздействий. Классический фильтр Калмана, описанный в работе [100, 98] является оптимальным решением в случае отсутствия временной корреляции

v_k шумовых параметров, то есть при условии, что на протяжении одной записи шум белый. Помимо описанных способов есть и другие, например, вариации фильтра Калмана, в том числе учитывающие воздействие коррелированных шумов. Характер шумов МЭМС датчиков нуждается в дополнительном экспериментальном исследовании.

Чтобы понять, какие из указанных методов наиболее пригодны для оценивания точностных характеристик МЭМС датчиков, необходимо учесть особенности стендовой и эксплуатационной калибровки, а также провести сравнительное математическое моделирование.

1.4.3 Сравнение методов оценки, выбор методов для стендовой и эксплуатационной калибровки

Для оценки применимости описанных методов к калибровке МЭМС датчиков в составе ГИБ или БИНС необходимо рассмотреть подробнее условия их функционирования и процесса калибровки. В случае стендовой калибровки могут быть учтены случайные характеристики, указанные в эксплуатационной документации. Однако возникает вопрос в методике оценки этих характеристик. Известные методы вроде вариации Аллана дают только ограниченный перечень параметров. Также указанные значения характеристик могут быть неточно оценены или воспроизводимы только в специфичных условиях. В связи с этим перед калибровкой необходимо принять решение, стоит ли учитывать какие-либо исходные статистические параметры. Существенно упрощает подход использование аналитического подхода, при котором составляются конечные расчетные уравнения и не используются значимые упрощения, способные повлиять на результат.

Стендовую калибровку следует проводить таким образом, чтобы определить и учесть также случайные погрешности (чтобы обеспечить требуемую точность должен быть выдержан требуемый объем измерений, повторений и воздействий). То есть, при стендовой калибровке могут быть определены значения случайных погрешностей, которые могут быть применены в дальнейшем при эксплуатационной калибровке, и, возможно, стендовой калибровке датчиков и приборов из той же партии.

Во время эксплуатации (полета) может быть использована только накопленная информация за данный момент, что говорит о необходимости использования последовательных методов. Ограничение ресурсов при эксплуатации (средства БЦВМ) говорит о необходимости избегать методов с большим количеством операций, расчётов матриц с высоким рангом и т.д.

В таблице 1.1 приводятся сравнительные результаты анализа и моделирования оценки дрейфа нуля МЭМС гироскопа по рассмотренным методам. Оценивалось значение со средним

арифметическим $0,0273^\circ/\text{с}$, СКО $0,031^\circ/\text{с}$, длительностью 20с с частотой 1000Гц при помощи линейной интерполяции.

Таблица 1.1 Сравнительный анализ методов.

Метод	ОМНК	МНМ	ММП	БМ	ОФК
Точность оценки среднего значения, $^\circ/\text{с}$	$4 \cdot 10^{-5}$	$3 \cdot 10^{-3}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$	$9 \cdot 10^{-5}$	$6 \cdot 10^{-5}$
Средняя невязка оценки, $^\circ/\text{с}$	$3,1 \cdot 10^{-2}$	$3,2 \cdot 10^{-2}$	$3 \cdot 10^{-2*}$	$3 \cdot 10^{-2*}$	$3 \cdot 10^{-2*}$ ($3,1 \cdot 10^{-2**}$)
Вычислительная сложность, с	<0,1	<0,1	5	6	0,5
Использование упрощенных методов вычислений	- (не требуется)	+	+	+	- (возможно сокращение незначимых вычислений)

* - априорная матрица ковариаций

** - апостериорная матрица ковариаций

Так как точность исследуемых МЭМС датчиков не лучше $1 \cdot 10^{-4}^\circ/\text{с}$, для рассмотренного случая подходят все методы за исключением метода наименьших модулей, и небольшая разница между остальными методами не является значимым преимуществом. Если принять во внимание вычислительную сложность, также использование упрощений (при необходимости), то преимущественным выглядит использование метода наименьших квадратов. Учитывая замечания о неопределенности качества априорной информации, можно обобщить, что наиболее соответствует потребностям стендовой калибровки метод наименьших квадратов. Для эксплуатационной (полетной) калибровки при наличии качественной априорной информации лучшим вариантом выглядит фильтр Калмана, так как он выдает на выходе оптимальные значения для текущей итерации, имея в этом преимущество перед МНК.

1.5 Способы учёта шумов МЭМС датчиков

Классический фильтр Калмана предполагает, что входящие в него шумовые характеристики имеют характер белого шума. То есть, во всех исследованиях оценок параметров датчиков, в которых он применяется, считается, что нестабильности и шумы имеют белое распределение. Для большинства погрешностей МЭМС датчиков это в целом тоже так [101], но дрейф нуля требует дополнительного исследования. Ряд работ считают шум применяемых датчиков или систем цветным, и предлагают различные модификации фильтра Калмана (расширенные фильтры, например, [102, 103] или адаптирующиеся, например, [104,

105]) для более корректной оценки погрешностей. Поэтому, в случае, если шум МЭМС датчиков имеет характер цветного шума, необходимо исследовать имеющиеся способы его учёта и выбрать оптимальный.

1.5.1 Изучение характера шумов МЭМС датчиков

Большинство работ, исследующих идентификацию и определение систематических параметров МЭМС датчиков предполагает, что учитываемый шум имеет нулевую среднюю и нормальное распределение. Изменчивость начального смещения нуля и смещений нуля на временных точках можно рассматривать как белый шум с нулевым средним [106]. Аналогично можно сказать про нестабильности масштабного коэффициента [107]. На длительных участках времени часто применяется вариация Аллана, позволяющая помимо дрейфа и шума квантования определить блуждание угла (коэффициент корреляции при представлении компоненты как винеровского процесса), описывающее динамику изменения низкочастотного дрейфа во времени, а также нестабильность нуля (фликкер-шум). Однако метод вариации Аллана позволяет определить все свои коэффициенты только на длительных записях продолжительностью от 1 часа, а некоторые признаки наличия цветных шумов наблюдаются уже за 10 секунд функционирования датчика.

Было проведено практическое исследование определения характера цветных шумов МЭМС датчиков. Для исследования было взято 6 датчиков производства АО “ГИРООПТИКА”. Проводилось 100 измерений дрейфа длительностью 1 минута с целью определения характера изменения случайных параметров. Оценивалось усредненное значение показаний гироскопов за 1 секунду около ряда временных точек – 2, 5, 10, 20, 30, 40 и 60 секунд.

При этом оценивалось значение дисперсии для 100 значений за вычетом начального смещения нуля для трёх гироскопов (таблица 1.2).

Таблица 1.2 Изменение дисперсии смещения нуля в зависимости от времени

Секунда \ Ось	Значение дисперсии		
	X	Y	Z
2	0,018	0,02	0,016
5	0,021	0,022	0,017
10	0,02	0,02	0,02
20	0,024	0,025	0,021
30	0,022	0,024	0,02
40	0,023	0,025	0,022
60	0,024	0,025	0,023

По таблице заметно, что со временем возрастает дисперсия значений смещения нуля. На примере 5 записей (рисунок 1.6) видно, что дрейфы за вычетом начального смещения нуля со временем расходятся.

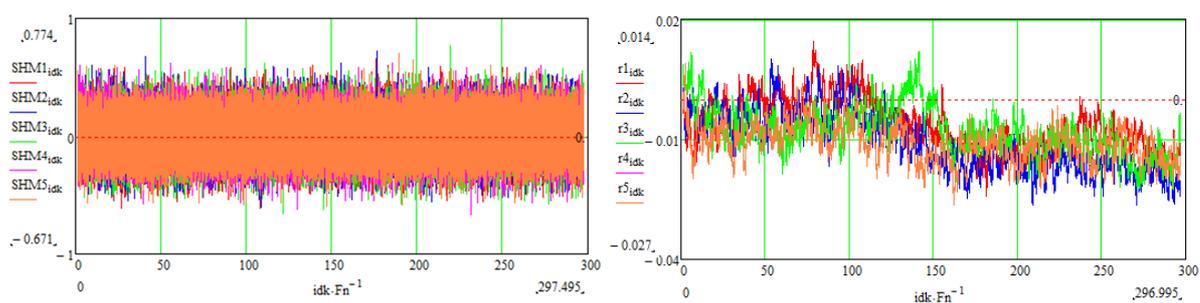


Рисунок 1.6. Графики 5 записей и осредненные значения скользящим окном в 100 записей.

Если сравнить спектры записей (рисунок 1.7), то можно увидеть наличие в каждой записи случайного набора слегка повышающихся частот с амплитудами от 0,0001 до 0,001%с и частотами от 0 до 20 Гц. Такая изменчивость обеспечивает наблюдаемое незначительное расхождение значений смещений нуля.

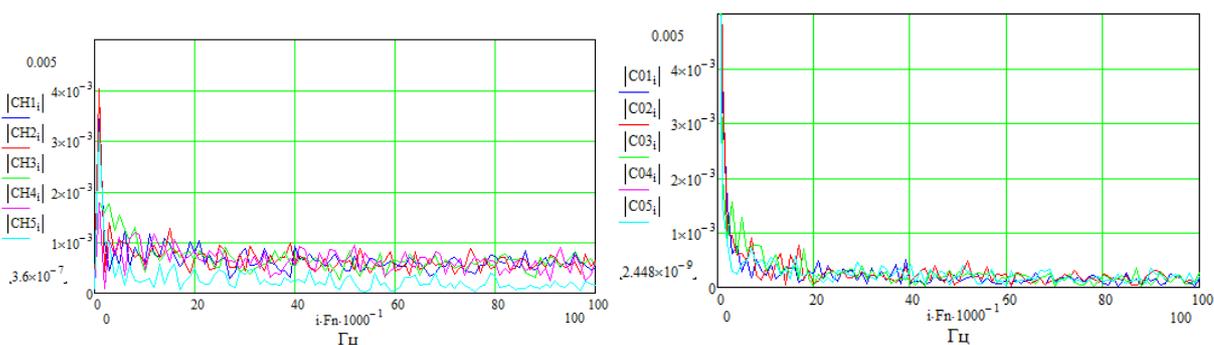


Рисунок 1.7. Спектры 5 записей и спектры 5 осредненных значений этих записей

Это позволяет представить нестабильность дрейфа нуля за вычетом систематической как цветной шум [108, 109], который может быть описан формирующим фильтром (пример для первого порядка):

$$dr_i^C = c_W dr_{i-1}^C + dr_{i-1}^W,$$

где dr_k^C – значение смещения нуля в i -й временной интервал с момента включения;
 c_W – дисперсия цветного шума.

При этом значения dr_k^C с течением времени уменьшаются (если бы dr_k^C оставался постоянным, значения дрейфа расходились бы со временем сильнее, нежели это видно по таблице 1.2).

Классический фильтр Калмана теоретически пригоден для работы с сигналами с белым шумом, однако может работать и с цветным шумом, если его дисперсия невелика по сравнению с белым шумом. На основе фильтра Калмана разработан ряд его вариаций, позволяющих более точно находить искомые систематические характеристики. Далее представлены некоторые из

этих вариаций, оценена их точность, а также пригодность применительно к задачам оценки дрейфа МЭМС датчиков. Из множества вариаций фильтра Калмана выбирались те, структура которых позволяла учитывать небелые шумы. Так, в методе Кузовкова используются дополнительные вектора состояния, усиления и матрицы ковариации, а в расширенном используются дополнительные компоненты в векторах, отвечающие за корреляции шумов.

1.5.2. Метод Кузовкова

Рассмотрим адаптивный редуцированный фильтр Кузовкова [110]. Достоинством метода является использование редуцированного вектора состояния x_k . Предлагается выделить вектор смещения f_{k-1} , уравнения системы выглядят следующим образом:

$$x_k = \Phi_{k,k-1}x_{k-1} + U_{k,k-1}f_{k-1};$$

$$f_k = \psi_{k,k-1}f_{k-1} + \Gamma_{k,k-1}w_{k-1};$$

$$Z_k = H_k x_k + V_k \text{ (аналогично формуле из классического фильтра);}$$

$$\widehat{x}_k = \Phi_{k,k-1}\widehat{x}_{k-1} + K_k^1(Z_k - H_k\Phi_{k,k-1}\widehat{x}_{k-1}).$$

Априорные матрица ковариации:

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1}P_{k-1}\Phi_{k,k-1}^T + \Phi_{k,k-1}C_{k-1}U_{k,k-1}^T + U_{k,k-1}C_{k-1}^T\Phi_{k,k-1}^T + U_{k,k-1}D_{k-1}U_{k,k-1}^T,$$

где C_k и D_k - вспомогательные матрицы апостериорной ковариации.

$U_{k,k-1}$ - переходная не оцениваемая (для упрощения в конкретном частном случае - постоянная) матрица воздействия на вектор состояния системы.

$$C_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1}C_{k-1}\psi_{k,k-1}^T + U_{k,k-1}D_{k-1}\psi_{k,k-1}^T;$$

$$D_{k/k-1} = \psi_{k,k-1}D_{k-1}\psi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k,k-1}Q_{k-1}\Gamma_{k,k-1}^T.$$

В этой модификации предлагается использование двух коэффициентов усиления:

$$K_k^1 = P_{k/k-1}P_k^T(H_kP_{k/k-1}H_k^T + R_k)^{-1};$$

$$K_k^2 = C_{k/k-1}^T H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1}.$$

Апостериорные матрицы ковариации:

$$P_k = P_{k/k-1} - K_k^1 H_k P_{k/k-1};$$

$$C_k = C_{k/k-1} - K_k^1 H_k C_{k/k-1};$$

$$D_k = D_{k/k-1} - K_k^2 H_k C_{k/k-1}.$$

1.5.3. Метод расширенного фильтра (augmented filter)

Метод расширенного вектора состояния предполагает расширение подхода фильтра с коррелированной по времени оценкой [111]. Расширение вектора состояния x_k^a происходит за счет добавления компоненты интенсивности шумов наблюдения v_k . Матрицы Φ_{k-1}^a (расширенная матрица перехода состояний) и w_k^a (вектор белых шумов (ковариаций) процесса с

нулевыми элементами не на главной диагонали) расширяются добавлением компонент интенсивности шумов дискретной системы ψ_k и ξ_k .

$$x_k^a = \begin{bmatrix} x_k \\ v_k \end{bmatrix}; \Phi_{k-1}^a = \begin{bmatrix} \Phi_k & 0 \\ 0 & \psi_k \end{bmatrix}; \Gamma_{k-1}^a = \begin{bmatrix} \Gamma_k & 0 \\ 0 & E \end{bmatrix}; w_k^a = \begin{bmatrix} w_k \\ \xi_k \end{bmatrix}; H_k^a = [H_k \quad E];$$

$$Q_{k-1}^a = \Gamma_{k-1}^a \begin{bmatrix} Q_{k-1} & 0 \\ 0 & R_{k-1} \end{bmatrix} (\Gamma_{k-1}^a)^T.$$

Прогноз:

$$x_k^- = \Phi_{k-1} x_{k-1}^-;$$

$$P_k = \Phi_{k-1}^a S_{k-1} \Phi_{k-1}^{aT} + Q_{k-1}^a.$$

Обновление:

$$K_k = P_k H_k^{aT} (H_k^a P_k H_k^{aT})^{-1};$$

$$x_k^+ = x_k^- + K_k (Z_k - H_k^a x_k^-).$$

Апостериорная ковариация:

$$S_k = (E - K_k H_k^a) P_k.$$

1.5.4 Сравнение методов путем моделирования и выбор предпочтительных способов

В разделах 1.5.2-1.5.3 приведен ряд методов фильтрации, показавших положительные результаты при математическом моделировании. Также в статье [112] был рассмотрен ряд других фильтров, таких как фильтры Брайсона и Хенриксона [113], Петовелло [114], Лучкиной [115], устойчивый к расхождению расширенный [116-118], сигма-точечный [119]. Однако указанные фильтры применительно к рассматриваемой задаче показали либо некорректные значения, либо не сошлись, либо сошлись за время в тысячи секунд, что делает их применение нецелесообразным.

С целью сравнения численных характеристик методов было проведено математическое моделирование применения классического фильтра Калмана и его модификаций к северному каналу навигационной системы в неподвижном положении при наличии заданной погрешности координаты. Моделирование проводилось для системы с характеристиками, соответствующими МЭМС датчикам (таблица 1.2). Время работы фильтра задавалось от 100 до 5000 с (однако, для изучения некоторых случаев потребовалось существенно большее время) с целью изучения поведения фильтров, с шагом дискретизации – 0,01с. В качестве выходных параметров рассматривались точность оценивания, время сходимости, изменение ковариации, величины шумов при достижении сходимости для координаты выбранного канала навигационной системы и для дрейфа гироскопов и акселерометров.

На рисунке 1.8 показаны графики сходимости по погрешности координаты (conv, сокр. от convergence, разность между определяемым показанием координаты и расчетным).

Расширенный фильтр (рисунок 1.8) имеет похожее время сходимости, но худшие отклонения от идеальных значений.

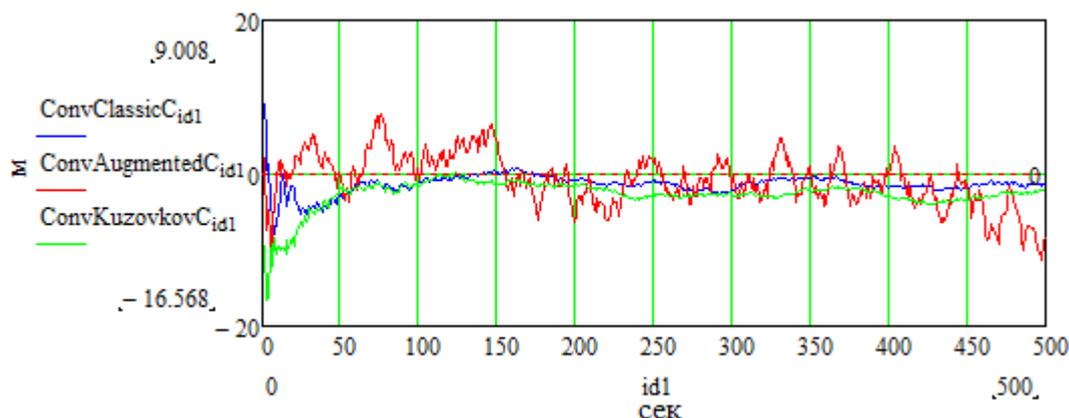


Рисунок 1.8. Сходимость фильтров по погрешности координаты: классический, расширенный и Кузовкова

Данные по всем фильтрам по скорости сходимости в секундах, достигнутой погрешности и итоговом шуме для координаты приведены в таблице 1.3.

Таблица 1.3. Время и точность сходимости модификаций фильтра по координате

Название фильтра	Время сходимости, с	Точность по координате, м	Шум сходимости, м
Классический	60	0,15	0,4
Расширенный	150	0,06	14
Кузовков	60	0,77	0,3

На рисунке 1.9 изображено изменение ковариации (Cov) приведенных фильтров. Ковариация в данном случае показывает предельную погрешность определения оцениваемого параметра.

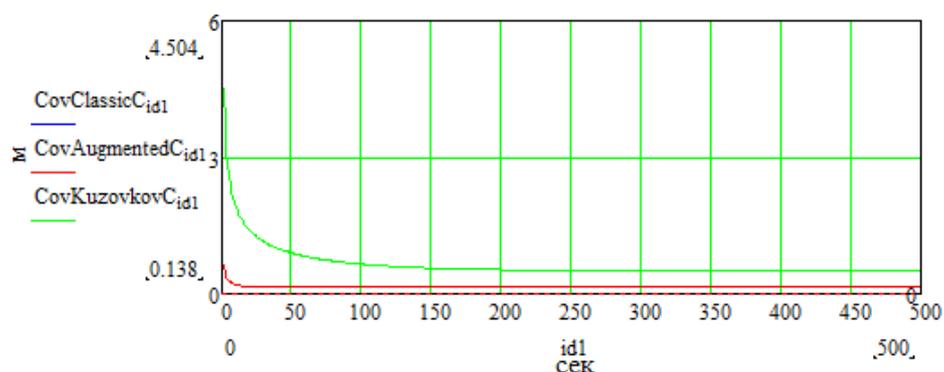


Рисунок 1.9. Изменение ковариации фильтров: классического, расширенного, Кузовкова.

Расширенный фильтр, его устойчивая вариация, а также сигма-точечный фильтр имеют достаточно большой шум конечного результата.

На рисунке 1.10 показаны сходимости фильтров по дрейфу гироскопа (conv, разность между определенным и расчетным показаниями), а на рисунке 1.11 сходимости фильтров по дрейфу акселерометра. Можно заметить, что фильтры Лучкиной и Кузовкова, хотя и сходятся, приходят к некоторой постоянной ошибке определения дрейфа гироскопа. Классический фильтр и фильтр Кузовкова имеют некоторую неустойчивость, вызванную цветной составляющей шума, тем не менее, не превышающую определенных значений.

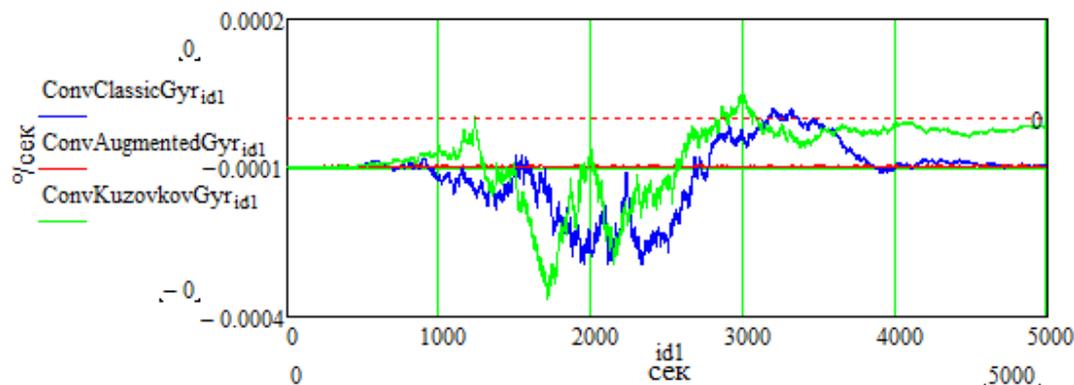


Рисунок 1.10. График точности определения дрейфа гироскопа, фильтры классический, расширенный, Кузовкова

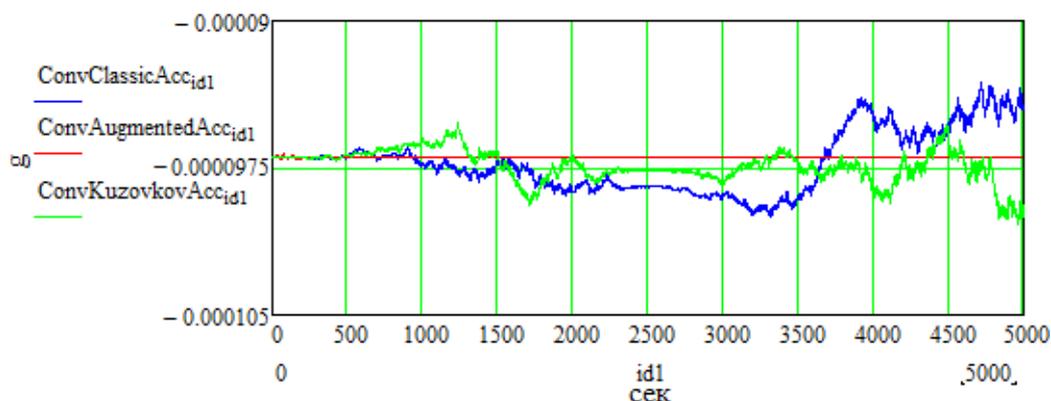


Рисунок 1.11. График точности определения дрейфа акселерометра, фильтры классический, расширенный, Кузовкова

Данные по всем фильтрам по скорости сходимости в секундах, достигнутой погрешности и итоговом шуме для дрейфа гироскопа и акселерометра приведены в таблице 1.4.

Таблица 1.4. Время и точность сходимости модификаций фильтра по дрейфу гироскопа и акселерометра.

Название фильтра	Время сходимости дрейфа гироскопа, с	Точность дрейфа гироскопа, °/с	Время сходимости дрейфа акселерометра, с	Точность дрейфа акселерометра, g	Время вычислений (вычислительная сложность), с
Классический	<1	$1 \cdot 10^{-5}$	<1	$8 \cdot 10^{-5}$	2
Расширенный	<1	$1 \cdot 10^{-4}$	<1	$1 \cdot 10^{-4}$	5,2
Кузовков	<1	$5 \cdot 10^{-5}$	<1	$7 \cdot 10^{-5}$	3,5

Так как время работы устройств на МЭМС датчиках составляет, как правило, несколько минут (в лучших случаях - часов), это накладывает ограничения на время сходимости применяемого фильтра. Классический фильтр имеет лучшие значения точности в 2-10 раз, однако все эти значения существенно превышают точность погрешностей МЭМС датчиков. Результаты моделирования отчасти совпадают с результатами моделирования части рассмотренных алгоритмов, приведенными в работе [116]. Однако, значения задаваемых параметров шумов и фильтров могли отличаться, что и привело к некоторому расхождению результатов. Исследование подбора оптимальных шумовых параметров требует более глубокого подхода к изучению модификаций фильтра Калмана. Это расширяет рамки изначально поставленной задачи нахождения наилучшего решения к навигационным системам, использующим МЭМС датчики, однако необходимо для математически более обоснованного выбора фильтра. В итоге, по полученным результатам, а также исходя из соображений вычислительной простоты, можно сделать вывод, что для целей последовательной обработки данных сигналов МЭМС датчиков наиболее пригоден классический фильтр Калмана.

1.6 Модели погрешностей МЭМС датчиков, комплексная калибровка, анализ плана калибровки погрешностей в составе ГИБ

Описанные в разделе 1.3 погрешности могут быть объединены в модель погрешностей, на основании которой следует организовывать план калибровки, включающий в себя определённые позиционирования и движения. Для начала предлагается упрощенная модель, описывающая в общем виде главные погрешности, затем, на основании ряда изученных работ предлагаются варианты детализации этой модели.

Общая модель погрешностей МЭМС гироскопа в составе гироинерциального блока:

$$\delta\omega_m = N_{\omega m} \omega_m * NMK\omega_{\omega m} + \nu\omega_m + \varepsilon\omega_m \quad (1),$$

где $\delta\omega_m = \omega_{изм} - \omega_{возд}$ – погрешность гироскопа, разность между

$\omega_{изм}$ – измеренным показанием угловой скорости и

$\omega_{возд}$ – реально действующим показанием угловой скорости;

ω – действующая угловая скорость по одному из трёх взаимно перпендикулярных направлений;

$N_{\omega m}$ – коэффициент неортогональности относительно приборной оси (несоосность относительно желаемого направления установки);

$NMK\omega_{\omega m}$ – погрешность масштабного коэффициента;

$\nu\omega_m$ – смещение нуля;

$\varepsilon\omega_m$ – шум нулевого сигнала (предположительно, белый);

m – основная ось (main), направление оси желаемой установки датчика;

Типичная модель погрешностей МЭМС акселерометров аналогична модели для гироскопов. Модели несколько отличаются в детализации смещения нуля:

$$v\omega_m = v\omega_{mcm0} + v\omega_{mдр} + v\omega_{ma} \quad (2),$$

где $v\omega_{mcm0}$ - начальное смещение нуля;

$v\omega_{mдр}$ - дрейф нуля;

$v\omega_{ma}$ - смещение нуля, вызванное линейным ускорением.

$$va_m = va_{mcm0} + va_{mдр} \quad (3),$$

где va_{mcm0} - начальное смещение нуля;

$va_{mдр}$ - дрейф нуля;

В целом, такие модели совпадают с описанными в литературе [49, 120]. В некоторых работах модели смещения нуля для гироскопов и акселерометров идентичны и не предполагают учета смещения нуля, вызванного линейными ускорением [50, 121]. При этом данное разделение не описывает зависимости составляющих смещения нуля от времени, запуска и температуры. Для более точной модели с учётом этих зависимостей необходимы теоретические и практические исследования.

Погрешность масштабного коэффициента гироскопа аналогично похожим образом отличается от погрешности масштабного коэффициента акселерометра, то есть содержит величину, зависящую от линейного ускорения:

$$NMK\omega_m = Nln\omega_m + Nst\omega_m + N\omega a_m \quad (4)$$

где $Nln\omega_m$ - нелинейность масштабного коэффициента;

$Nst\omega_m$ - нестабильность масштабного коэффициента;

$N\omega a_m$ - зависимость масштабного коэффициента от линейного ускорения.

Приведенные модели требуют уточнения в соответствии с исследованиями, которые должны показать вклад систематических и случайных составляющих, а также необходимость их учета или возможность игнорирования при калибровке. Для этого требуется комплексное исследование нестабильностей смещения нуля и масштабного коэффициента в запуске, от включения к включению и от времени хранения. Нелинейность масштабного коэффициента обычно описывается полиномом второй или третьей степени [122]. Для описания нестабильности и её зависимости от времени и температуры требуются практические исследования.

Чтобы откалибровать ГИБ согласно модели, содержащей погрешности различных типов, необходима *комплексная калибровка*. Классические движения и позиционирования обеспечивают только наблюдаемость погрешностей, повторения и длительность записей позволяют оценить нестабильности параметров, изменение температуры – температурные

погрешности. Комплексная методика должна учитывать погрешности при всех этих факторах одновременно.

Назовем *планом калибровки* определенную последовательность нахождения значений искомым погрешностей, а также перечень и объём требуемых для этого испытаний. В работе [123] предложен комплексный подход, в котором поэтапно находятся параметры системы как неизвестные общей системы уравнений. Для определения параметров используется рекурсивный метод наименьших квадратов, что позволяет унифицировать расчеты. Помимо определения систематических погрешностей находится ошибка точности их вычисления. Если случайные параметры датчиков предполагаются известными, возможно использовать фильтр Калмана, что позволит оценить точность параметра и закончить оценку параметра при достижении требуемой точности оценки. В работе [124] используется расширенный фильтр Калмана, который оценивает параметры в условиях неизвестного шума и нестабильности в течение одного включения. Также эта работа интересна использованием генетического алгоритма с целью определения требуемого времени калибровки. Данный алгоритм даёт несколько предпочтительных планов калибровки, из которых можно выбрать более удобный по какому-либо критерию.

Рассмотренные работы, как и другие не рассматривают нестабильности, присущие МЭМС датчикам, такие как температурная нестабильность и нестабильность от включения к включению. Тем не менее, видится полезным учесть описанные достоинства этих работ, также приняв во внимание использование метода доверительного интервала [94] и более подробно рассмотрев вклад каждой составляющей в суммарную погрешность.

1.7 Анализ существующих программно-аппаратных систем калибровки гироскопов и акселерометров

Обычно в статьях и монографиях при описании систем калибровки ограничиваются математическими моделями, инвариантными к оборудованию и программному обеспечению, и методическими указаниями по выбору характеристик оборудования и ПО. Так как одной из целей работы является практическое применение разработанных моделей и планов калибровки, следует рассмотреть готовые программно-аппаратные комплексы, выполняющие научно-технические задачи, связанные с калибровкой изделий на МЭМС датчиках.

1.7.1 Стендовая калибровка

Ключевой частью такого программно-аппаратного комплекса будет калибровочное оборудование, показания которого будут считаться метрологическим эталоном при сверке показаний измерительного блока датчиков. При калибровке гироскопов и акселерометров таким эталоном являются соответственно стенд задания угловой скорости (вращательный

стенд) и стенд задания линейного ускорения (центрифуга). Известные отечественные производители таких стендов – Инертех [125], ИПМ им. Келдыша [126], ФГУП ГосНИИАС [127], СГТУ им. Гагарина Ю.А [128]. Известные зарубежные производители – Acutronic, Acuitas, Actidyn. Для калибровки МЭМС датчиков достаточно использование относительно грубых стендов по сравнению с калибровкой датчиков других типов. Приблизительные требования, предъявляемые к стендам для калибровки МЭМС датчиков в составе ГИБ для 4х изделий приведены в таблицах 1.5, 1.6, 1.7 и 1.8.

Таблица 1.5. Требуемые технические характеристики стенда задания угловых скоростей для калибровки партии из 4х ГИБ на МЭМС гироскопах

Наименование параметра	Значение
Количество степеней свободы	2
Нагрузка, кг	>20
Диаметр планшайбы, м	1
Неперпендикулярность осей, °	<0.5
Погрешность выставки осей в горизонтальное положение, °	<0.3
Диапазон позиционирования - внутренняя ось, ° - внешняя ось, °	360 360
Диапазон угловых скоростей - внутренняя ось, °/с - внешняя ось, °/с	1200 600
Точность задания угловой скорости - внутренняя ось, °/с - внешняя ось, °/с	0.00003 0.00003
Стабильность задания угловой скорости (на скоростях выше 10 °/с и ниже 10 °/с) - внутренняя ось, % - внешняя ось, %	0,001 (0,01) 0,001 (0,01)

Таблица 1.6. Требуемые технические характеристики стенда задания линейных ускорений для калибровки ГИБ на МЭМС гироскопах

Наименование параметра	Значение
Нагрузка, кг	>12
Диаметр планшайбы, м	1
Неперпендикулярность осей, °	<0.5
Погрешность выставки осей в горизонтальное положение, °	<0.3
Диапазон линейных ускорений - внутренняя ось, g	100
Точность задания линейного ускорения, g	0.0003
Температурный диапазон термокамеры, °С	-60 - +60

Таблица 1.7. Требуемые технические характеристики температурной камеры для калибровки ГИБ на МЭМС гироскопах

Наименование параметра	Значение
Температурный диапазон, °С	-65 - +85
Нестабильность поддержания температуры, °С	±2
Допускаемое отклонение от достигнутого значения, °С	±2
Неравномерность (градиент) распределения температуры воздуха, °С	±2
Вариация температуры воздуха, °С	±2
Скорость увеличения температуры, °С/мин	>=4
Скорость снижения температуры, °С/мин	>=2

Таблица 1.8. Требуемые технические характеристики для стендов к установке и подключению изделий

Наименование параметра	Значение
Масса полезной нагрузки	13 кг
Количество пользовательских контактов на планшайбе	2 силовых, 24 информационных

Обычно используются стенды многоцелевого назначения. Так, двухосный стенд Acutronic AC2267-TM позволяет производить вращения по трём осям при заданной температуре. Аналогично существуют центрифуги с температурными камерами, также для задания линейного ускорения может быть использовать высокоскоростной стенд задания угловых скоростей с расширенной планшайбой [125].

На основе стендов, а также разработанного вспомогательного технического и программного обеспечения разрабатываются калибровочные системы. Из отечественных готовых систем калибровки, описанных в научных публикациях, можно выделить [66] и [71]. Достоинством этих работ является автоматизация процесса калибровки, позволяющая в реальном времени анализировать параметры заданного стендом движения и показания измерительного блока, применяя расчётные формулы по заранее заданным методикам и получая искомые калибровочные коэффициенты сразу по окончании испытаний. Из зарубежных публикаций можно выделить [122], в которой основные этапы калибровки и этапы каждого эксперимента систематизированы и представлены в виде блок-схем. В [129] также приведена полная система, декомпозированная блок-схемами, а также показано экспериментальное подтверждение применяемых методик, оценивающее точность калибровки.

Калибровка блоков с информационными выходами БИНС (параметрами ориентации и навигации) может осуществляться по показаниям спутниковой навигационной системы [130], высотомеров, барометров и других приёмников, входящих в состав изделия. Однако при стендовой калибровке основными эталонными показаниями будут сигналы измерения собственного движения стендом, либо их идеализированное представление (при условии, что

мы считаем их погрешность на всех задаваемых режимах сильно меньше оцениваемой). Подробно решения многочисленных вариантов подобных задач описываются в монографиях К.К. Веремеенко [101], из иностранных работ можно выделить [131] и [132].

1.7.2 Эксплуатационная калибровка

Помимо стендовой калибровки представляет интерес эксплуатационная калибровка. Она предполагает возможность задания относительно точных движений и позиционирований, а также комплексирования с внешними источниками информации в составе навигационной системы. Такие источники могут сообщать информацию об угле отклонения от осей географической системы координат, текущих скоростях и координатах. Угол отклонения может быть определен с точностью около 1° при использовании магнитометров [133, 134] и с примерно такой же точностью при использовании визуальной навигационной системы [135, 136]. Гравиметры могут быть полезны при определении g с точностью до $5 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$ [137]. При этом использование магнетометров ограничено географическим положением и наличием магнитных аномалий, а точность визуальной навигационной системы условиями видимости и точностью карт. Для определения ошибки скорости может быть использован доплеровский измеритель скорости, точность его определения составляет порядка $0,05 \text{ м/с}$ [138]. Точность определения расстояния до некоторой известной точки для радара составляет около метра [139, 140], при помощи лидара несколько метров [139] или даже несколько десятых метра [141]. Компьютерное зрение при полёте на малых высотах в режиме стерео 3D модели позволяет достичь точности 1 м [142], в режиме фотограмметрии – $0,1 \text{ м}$ [140], в режиме монокулярного зрения (SLAM) – $0,2 \text{ м}$ [142]. Высота может быть определена при помощи барометра с точностью до 1 м при известном характере атмосферного давления [142] и точностью до 10 м при неизвестных условиях [143, 144]. При полёте на средние расстояния до 100 км могут быть использованы системы глобальной навигации (GNSS) и псевдоспутники. В условиях городской среды точность GPS на 2017 год составляет менее 1 м [145], точность ГЛОНАСС имеет похожий порядок [146]. Точность псевдоспутников, при их доступности, также составляет менее 1 м [147, 148]. Спутниковых данных обычно недостаточно для определения высоты, одним из средств для её коррекции может служить радиовысотомер, точность при этом может достигать 20 м [149]. Также интересным вариантом выглядит использование прецизионных датчиков [150] и целых блоков [151], которые могут применяться как в случае предэксплуатационной, так и эксплуатационной калибровки. Существуют варианты использовать группы МЭМС датчиков для каждой оси чувствительности, что несколько снижает усреднённые погрешности [152].

По итогам рассмотрения различных измерительных устройств, пригодных для комплексирования, можно составить обобщённую таблицу 1.9.

Таблица 1.9 Достижимые параметры ориентации и навигации при различных вариантах комплексирования

Тип корректора	Режим работы	Координата, м	Скорость, м/с	Угол, °	Ограничения
СНС(GPS/ Глонасс/ Galileo)	классический	5 (кроме высоты)	0,05	*	Наземное использование в зоне покрытия
	дифференциальный	0.05	*	*	
	фазовый	0.01	*	*	
Наземные РСС	классический	5	1	0,5	Область действия РСС
ДИСС	классический	-	5	*	100м
Радар (радиовысотомер)	классический	10 (10)	*	*	Ограниченная дальность действия (до 1 км)
Лидар	классический	10	*	*	Ограниченная дальность действия (до 1 км)
Магнитометры	классический	-	-	1	Кроме полюсов и мест магнитных аномалий
Техническое зрение	SLAM	10	*	*	Достаточное освещение / допустимая погода
	Visual Odometry	10			
	UWB	10			
Более точный ГИБ**,	классический	1	0,1	0,01	Точность установки, определение параметров взаимного движения
Высотомер-барометр	классический	1	*	*	Точность определения погоды

- - означает, что данный способ не предусматривает коррекцию данного параметра.

* - означает, что точность определения этого параметра является производной величиной от точности координат, скорости их изменения и ряда других параметров.

** - взят пример для лазерных датчиков угловой скорости (ДУС).

В зависимости от выбранного способа комплексирования и времени использования точность определения навигационных параметров может определять точность полётной калибровки гироскопов и акселерометров. Так как МЭМС датчики могут применяться в совершенно различных летательных аппаратах с разным временем полёта, то и точность калибровки будет варьироваться от грубой для малого времени до точной для большого. Численные оценки точности требуют отдельного исследования. Для подобной бортовой калибровки обычно используются вариации фильтра Калмана, что говорит о том, что случайные характеристики датчиков должны быть предварительно оценены с хорошей точностью.

По приведённым выше примерам с учётом обобщённой (таблица 1.10) можно попытаться обобщить полученные точности калибровки ДУС и датчиков линейного ускорения (ДЛУ) для конкретных примеров.

Таблица 1.10 Достижимые параметры калибровки ДУС и ДЛУ при различных вариантах комплексирования

Тип корректора	Режим работы	Точность ДУС, %/с	Точность ДЛУ, g
СНС(GPS/ Глонасс/ Galileo)	классический	0,002 [153]	0,03 [153]
	дифференциальный	0,004 [154]	0,002 [154]
	фазовый	0,002 [155]	0,002 [155]
Наземные РСС	классический	0,02 [156]	0,001 [156]
ДИСС	классический	$5 \cdot 10^{-5}$ [157]	$1 \cdot 10^{-5}$ [157]
Радар (радиовысотомер)	классический	0,1 [158]	0,5 [159]
Лидар	классический	$2 \cdot 10^{-4}$ [160]	$1 \cdot 10^{-4}$ [160]
Магнитометры	классический	0,001 [161]	-
Техническое зрение	SLAM	0,001 [162]	0,02 [162]
	Visual Odometry	$2 \cdot 10^{-5}$ [163]	$2 \cdot 10^{-3}$ [163]
	UWB	$1 \cdot 10^{-3}$ [164]	$1 \cdot 10^{-3}$ [164]
Более точный ГИБ *	классический	0,03[165]	0,01[165]
Высотомер- барометр	классический	-	10^{-2} [133]

* - корректировка от более точного ГИБ на части полета (обычно на начальной)

Так, в работе [165] описан вариант полётной калибровки датчиков в составе ракеты, использующие два типа гироскопов и стабилизационную платформу. В работе [167] используются данные магнетометров. Необходимо заметить, что максимально достижимую точность при использовании того или иного средства коррекции описать сложно, так как в каждом конкретном случае используются индивидуальные конфигурация оборудования и его настроек, условия применения и т.д. Поэтому данные в таблице 1.10 приведены для найденных вариантов, которые кажутся наиболее независимыми от других средств и внешних факторов в части коррекции.

Помимо аппаратной составляющей комплекса калибровки важную роль может играть программная составляющая, позволяющая определять параметры калибровки. Примерами таких программ могут быть программа имитационного моделирования характеристик ГИБ [168] и БИНС [169, 170], а также моделирование условий и параметров реального полёта [171]. Приведенные программы, а также ряд подобных, обычно решают задачу нахождения итоговой погрешности БИНС при полёте, но для определения параметров калибровки необходимо решать обратную задачу. Анализ публикаций показал, что определению параметров калибровки, связанных с достигаемыми точностями ГИБ, обычно не уделяется достаточного внимания. Исходя из этого, есть смысл попробовать формализовать переход от требований к полету к плану калибровки, сформулировать требуемые параметры и методы, а также предложить набор прикладного ПО, позволяющего автоматизировать эту процедуру.

1.8 Выводы по главе

Анализ работ, описывающих погрешности МЭМС датчиков, показал необходимость более подробного исследования температурного дрейфа при различной температурной динамике, нестабильностей погрешностей МЭМС датчиков от включения к включению и от времени хранения, а также погрешностей МЭМС гироскопов, зависящих от величины линейного ускорения. Проведено сравнение математических методов на предмет их применимости для оценки погрешностей МЭМС датчиков при стендовой и эксплуатационной калибровке с учетом их случайного характера. По результатам имитационного моделирования сделаны выводы о предпочтительности использования обобщенного метода наименьших квадратов для постобработки измерений ГИБ с прямыми выходами в ходе классической стендовой калибровки по причине его значительно меньшей вычислительной сложности (в 50-60 раз относительно других методов) и достаточным уровнем точности. Для докалибровки в процессе эксплуатации (полета) рекомендован к использованию классический фильтр Калмана по причине необходимости использования априорной информации о случайных погрешностях.

Проведено исследование дрейфа нуля МЭМС гироскопов и акселерометров, показано, что дрейф нуля может быть описан как цветной шум с изменяющимися от времени коэффициентами дисперсии. В связи с этим были исследованы и смоделированы вариации фильтра Калмана, учитывающие воздействие цветного шума. По результатам моделирования с параметрами, близкими к дрейфу нуля МЭМС гироскопов, наилучшие результаты по точности (в 2-10 раз) и простоты вычислений (в 2-3 раза) показал классический оптимальный фильтр Калмана.

Глава 2. Методики калибровки МЭМС гироскопов и акселерометров

В основе новой модели погрешностей должны лежать результаты комплексного исследования нестабильностей погрешностей. В этой главе для наглядности сначала рассмотрена полученная модель, а по ходу главы пояснен выбор составляющих модели. На основе модели разработан комплексный подход к калибровке, включающий отдельные методики, оценивающие каждую составляющую модели. В связи со сложностью предполагаемого подхода предпринята попытка оценить его трудоемкость.

2.1 Модель погрешностей МЭМС гироскопов и акселерометров в составе ГИБ

На основе обобщения обзора, проведённого в разделе 1.3, а также ряда выявленных особенностей необходимо уточнить формулы (1-4), их аналоги для акселерометров, пересмотрев их составляющие. Прежде всего, необходимо отделить погрешности датчика, и дополнительные погрешности, вносимые его вхождением в состав ГИБ. Для упрощения будем считать, что аналого-цифровые преобразования являются частью датчиков, а в ГИБ дополнительно вносятся лишь погрешности установки, а также добавляется определенный профиль распределения механических нагрузок, воздействия климатических факторов, а также распределения внутренней энергии и электромагнитных взаимодействий.

Обобщая сказанное, в классическом ГИБ, содержащем три гироскопа и три акселерометра, каналы угловой скорости будут содержать следующие измерения относительно воздействий по трём идеальным взаимно ортогональным осям:

$$\delta\omega_x = \cos\alpha_{xx}\omega_x(\omega_{задX}, a_{задX}, T_x, t) + \cos\alpha_{xy}\omega_x(\omega_{задY}, a_{задY}, T_y, t) + \cos\alpha_{xz}\omega_x(\omega_{задZ}, a_{задZ}, T_z, t);$$

$$\delta\omega_y = \cos\alpha_{yx}\omega_y(\omega_{задX}, a_{задX}, T_x, t) + \cos\alpha_{yy}\omega_y(\omega_{задY}, a_{задY}, T_y, t) + \cos\alpha_{yz}\omega_y(\omega_{задZ}, a_{задZ}, T_z, t);$$

$$\delta\omega_z = \cos\alpha_{zx}\omega_z(\omega_{задX}, a_{задX}, T_x, t) + \cos\alpha_{zy}\omega_z(\omega_{задY}, a_{задY}, T_y, t) + \cos\alpha_{zz}\omega_z(\omega_{задZ}, a_{задZ}, T_z, t),$$

где $\omega_{задX}$, $\omega_{задY}$, $\omega_{задZ}$ – задаваемые угловые скорости по трём взаимно ортогональным осям.

$a_{задX}$, $a_{задY}$, $a_{задZ}$ – задаваемые линейные ускорения по трём взаимно ортогональным осям.

T_x , T_y , T_z – воздействующие внешние температуры.

α_{xx} , α_{xy} , α_{xz} , α_{yx} , α_{yy} , α_{yz} , α_{zx} , α_{zy} , α_{zz} – углы неортогональности (перекоса) оси, на которой расположен датчик (первый индекс) по отношению к приборной оси (второй индекс).

Аналогично каналы линейного ускорения:

$$\delta a_x = \cos\alpha_{xx}a_x(a_{задX}, T_x, t) + \cos\alpha_{xy}a_x(a_{задY}, T_y, t) + \cos\alpha_{xz}a_x(a_{задZ}, T_z, t);$$

$$\delta a_y = \cos\alpha_{yx}a_y(a_{задX}, T_x, t) + \cos\alpha_{yy}a_y(a_{задY}, T_y, t) + \cos\alpha_{yz}a_y(a_{задZ}, T_z, t);$$

$$\delta a_z = \cos\alpha_{zx}a_z(a_{задX}, T_x, t) + \cos\alpha_{zy}a_z(a_{задY}, T_y, t) + \cos\alpha_{zz}a_z(a_{задZ}, T_z, t).$$

В общем случае для каждого датчика каждое измерение угловой скорости или линейного ускорения несёт погрешность масштабного коэффициента и смещения нуля:

$$\omega(\omega_{\text{зад}}, a_{\text{зад}}, T, t) = \nu\omega_{\text{см}}(\omega_{\text{зад}}, a_{\text{зад}}, T, t) + K\omega_{\text{МК}}\omega_{\text{зад}}(1 + \nu\omega_{\text{МК}}(\omega_{\text{зад}}, a_{\text{зад}}, T, t));$$

$$a(a_{\text{зад}}, T, t) = \nu a_{\text{см}}(a_{\text{зад}}, T, t) + Ka_{\text{МК}}a_{\text{зад}}(1 + \nu a_{\text{МК}}(a_{\text{зад}}, T, t)).$$

В следующих подразделах будут рассмотрены эти погрешности с точки зрения их физического смысла, зависимости от различных факторов и способам их описания, математического моделирования и учёта при калибровке.

2.1.1 Обоснование разделения начального смещения и дрейфа нуля

Судя по паспортным значениям МЭМС гироскопов как отечественного (АО “ГИРООПТИКА”, МИЭТ, ЗАО “ИТТ”), так и зарубежного (Sensoror, Silicon Sensing) производства, неоткалиброванные датчики имеют большое значение либо общего смещения (в зарубежных спецификациях bias, например в [172, 173]) нуля, либо начального смещения нуля, либо смещения нуля в диапазоне температур. Это связано с тем, что свойствами микросхемы датчика проведена либо грубая настройка датчика, либо настройка с первичной калибровкой, подразумевающих возможное доведение до наилучших показателей внешним средством коррекции измерений – микроконтроллером, БЦВМ и т.д. Наибольший вклад в общее смещение нуля при отсутствии угловой скорости вносит значение, установившееся при включении.

В работе [26] предлагается разделение начального смещения и дрейфа нуля. При этом дрейфом нуля считается уход нулевого значения от некоторого установившегося начального. В зависимости от внутренней настройки датчиков, измерения в течение нескольких секунд после включения могут иметь значительные колебания [174], значительно большие, чем в последующий период времени. Для разных датчиков это время настройки различно, но в сопровождающей документации оно, как правило, не отражается. Если учесть начальное смещение, разброс дрейфа в температурном диапазоне окажется существенно меньшим, чем разброс начального смещения, но будет иметь зависящую от времени [42] и изменения температуры динамику [175].

Помимо описанного в пунктах 1.2.1-1.2.3 физического и технического различия между начальным смещением нуля и дрейфом нуля, необходимо отметить их различную статистическую составляющую, что должно отразиться в модели погрешностей. По результатам исследования МЭМС гироскопов таких производителей, как АО “ГИРООПТИКА”, ОАО “ЛМП” (дочернее предприятие МИЭТ), ЗАО “ИТТ” и ряда других, было установлено, что разброс (СКО) начального смещения нуля при испытаниях от включения к включению приблизительно равен разбросу средних значений дрейфа, рисунок 2.1.

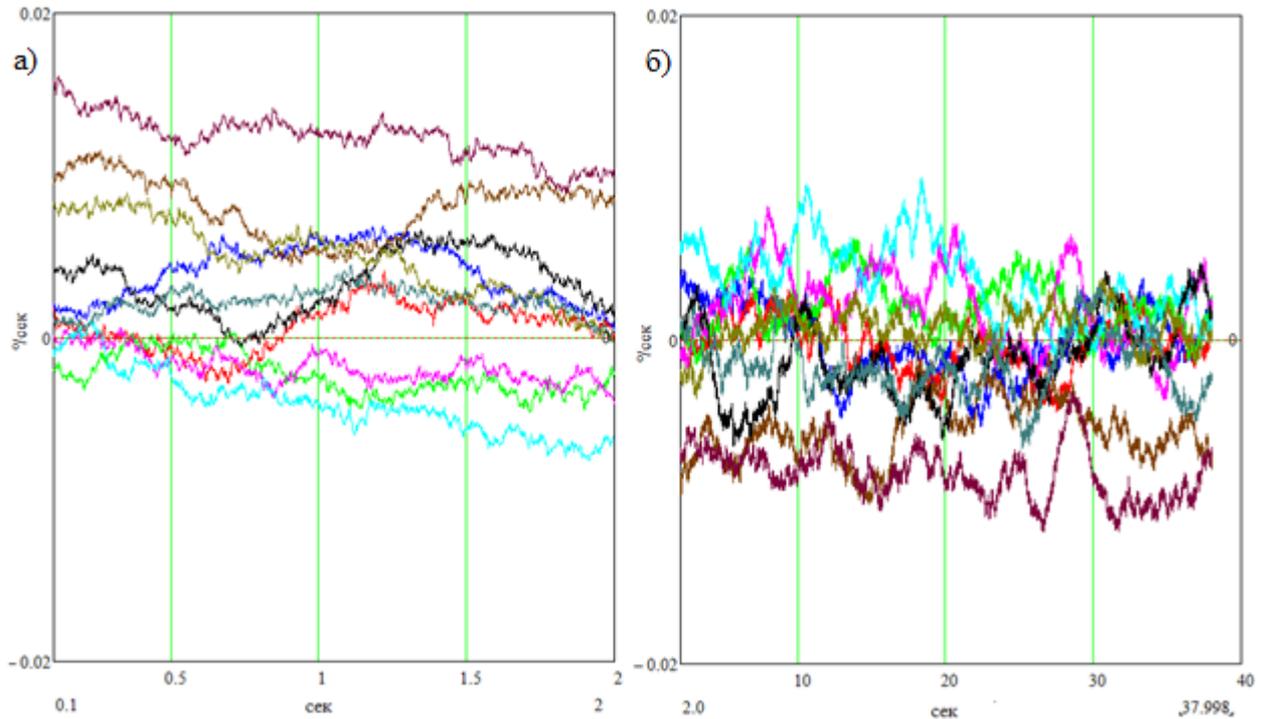


Рисунок 2.1 Разбросы а) - начальных смещений; б) - дрейфов с вычтенными начальными смещениями

При этом оценивалось среднее значение для каждого включения для начального смещения нуля – за первые две секунды от выхода на рабочий режим, для дрейфа нуля – за 40 секунд после первых двух секунд от выхода на рабочий режим, за вычетом начального смещения нуля для этой записи.

Для акселерометров получилась похожая картина, результаты представлены в таблице 2.1. В качестве опытных образцов использовались МЭМС Комплексные преобразователи производства АО “ГИРООПТИКА”, датчики в составе ГКВ-11 производства ОАО “Лаборатории Микроприборов”, датчики угловой скорости и линейного ускорения АО «Инерциальные Технологии «Технокомплекса», датчики в составе STIM300 Sensoror.

Таблица 2.1 Разброс (СКО) начального смещения и дрейфа нуля датчиков в составе ГИБ разных производителей.

Производитель	Начальное смещение нуля гироскопа, °/с	Дрейф нуля гироскопа, °/с	Начальное смещение нуля акселерометра, g	Дрейф нуля акселерометра, g
АО “ГИРООПТИКА”	0.02	0.02	0.015	0.005
ОАО “ЛМП”	0.02	0.02	0.002	0.002
ЗАО “ИТТ”	0.05	0.06	0.03	0.025
Sensoror	0.005	0.002	0.002	0.001

Более детальный анализ показывает, что длительность начального смещения нуля МЭМС гироскопа (период заметных колебаний, связанных с установкой собственных частот) может

колебаться от 0.005 до 10 секунд. Длительность и амплитуда колебаний, вызванных установкой постоянных параметров колебаний чувствительного элемента, приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 Длительность колебаний в показаниях МЭМС гироскопов различных производителей

Производитель	Длительность колебаний гироскопа, с	Амплитуда колебаний гироскопа, %с
АО "ГИРООПТИКА"	0.02	0.02
ОАО "ЛМП"	0.01	0.015
ЗАО "ИТТ"	0.05	0.06
Sensoror	0.005	0.01

Конечное изделие не всегда может обеспечивать условия для проведения начальной самокалибровки, поэтому для целей предэксплуатационной калибровки необходимо предварительно оценивать время начального смещения и учитывать его в калибровочном процессе.

2.1.2 Уточненная модель погрешностей смещения нуля

В связи с очерченными соображениями по разделению смещения нуля на начальное смещение и дрейф нуля, а также учетом смещения нуля гироскопа, зависящего от линейного ускорения, предлагаются следующие модели. Каждую из погрешностей предлагается также рассматривать как сумму случайных и систематических погрешностей. Модель смещения нуля гироскопа для одного измерения:

$$\upsilon\omega_{\text{см}}(T, t, a) = \upsilon\omega_{\text{см сист}}(T, t, a) + \upsilon\omega_{\text{см случ}}(T, t, a) \quad (5),$$

где $\upsilon\omega_{\text{см сист}}(T, t, a)$ – суммарное систематическое значение смещения нуля;

$\upsilon\omega_{\text{см случ}}(T, t, a)$ – суммарное случайное значение смещения нуля;

Систематическая составляющая смещения нуля разбивается на компоненты (включая компонент, зависящий от величины линейного ускорения):

$$\upsilon\omega_{\text{см сист}}(T, t) = \upsilon\omega_{\text{см0 сист}}(T) + \upsilon\omega_{\text{др сист}}(T, t) + \upsilon\omega_a \text{ сист}(a) \quad (6),$$

где $\upsilon\omega_{\text{см0 сист}}(T)$ – систематическое значение начального смещения нуля;

$\upsilon\omega_{\text{др сист}}(T, t)$ – систематическое значение дрейфа нуля;

$\upsilon\omega_a \text{ сист}(a)$ – систематическое значение смещения нуля, зависящего от линейного ускорения;

Случайная составляющая смещения нуля также разбивается на компоненты:

$$\upsilon\omega_{\text{см случ}}(T, t) = \upsilon\omega_{\text{см0 случ}}(T) + \upsilon\omega_{\text{др случ}}(T, t) + \upsilon\omega_a \text{ случ}(a) + n_{\omega} \quad (7),$$

где $\upsilon\omega_{\text{см0 случ}}(T)$ – случайное значение начального смещения нуля;

$\upsilon\omega_{\text{др случ}}(T, t)$ – случайное значение дрейфа нуля;

$\upsilon\omega_a \text{ случ}(a)$ – случайное значение смещения нуля, зависящего от линейного ускорения;

n_{ω} – белый шум нулевого сигнала с нулевым средним.

Рассмотрим каждую из случайных компонент, случайную составляющую начального смещения нуля можно представить в виде:

$$v\omega_{\text{см0 случ}} = v\omega_{\text{см0T}}(T) + v\omega_{\text{см0хр}}(t_{\text{долг}}) + v\omega_{\text{см0вкл}}(t_{\text{день}}) \quad (8),$$

где $v\omega_{\text{см0T}}(T)$ – случайная составляющая, зависящая от температуры;

$v\omega_{\text{см0хр}}(t_{\text{долг}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от времени хранения;

$v\omega_{\text{см0вкл}}(t_{\text{день}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от включения к включению.

Случайная составляющая дрейфа имеет похожие компоненты, как и начальное смещение, а также компоненту, зависящую от температурной динамики:

$$v\omega_{\text{др случ}} = v\omega_{\text{Tдр}}(T) + v\omega_{\text{Ttдр}}(T, t) + v\omega_{\text{дрхр}}(t_{\text{долг}}) + v\omega_{\text{дрвкл}}(t_{\text{день}}) \quad (9),$$

где $v\omega_{\text{Tдр}}(T)$ – случайная составляющая, зависящая от начальной температуры;

$v\omega_{\text{Ttдр}}(T, t)$ – случайная составляющая, зависящая от времени и температурной динамики.

$v\omega_{\text{дрхр}}(t_{\text{долг}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от времени хранения;

$v\omega_{\text{дрвкл}}(t_{\text{день}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от включения к включению (случайная величина, имеющая некоторое постоянное среднее).

Приведенные формулы зависят от следующих параметров:

T – температура;

t – время с момента включения;

$t_{\text{день}}$ – время проведения серии испытаний, обычно в течение нескольких часов;

$t_{\text{долг}}$ – продолжительное время, связанное с хранением.

Аналогично общая модель для акселерометра:

$$va_{\text{см}}(T, t) = va_{\text{см сист}}(T, t) + va_{\text{см случ}}(T, t) \quad (10),$$

где $va_{\text{см сист}}(T, t)$ – суммарное систематическое значение смещения нуля;

$va_{\text{см случ}}(T, t)$ – суммарное случайное значение смещения нуля.

Систематическая составляющая смещения нуля акселерометра похожа на аналогичную составляющую гироскопа за исключением зависимой от ускорения или иных факторов компоненты:

$$va_{\text{см сист}}(T, t) = va_{\text{см0 сист}}(T) + va_{\text{др сист}}(T, t) \quad (11),$$

где $va_{\text{см0 сист}}(T)$ – систематическое значение начального смещения нуля;

$va_{\text{др сист}}(T, t)$ – систематическое значение дрейфа нуля.

Обобщенная случайная составляющая смещения нуля акселерометра:

$$va_{\text{см случ}}(T, t) = va_{\text{см0 случ}}(T) + va_{\text{др случ}}(T, t) + n_a \quad (12),$$

где $va_{\text{см0 случ}}(T)$ – случайное значение начального смещения нуля;

$va_{\text{др случ}}(T, t)$ – случайное значение дрейфа нуля;

n_a – белый шум нулевого сигнала с нулевым средним.

Случайная составляющая смещения нуля акселерометра имеет следующие компоненты (аналогично смещению нуля гироскопов):

$$va_{см0\text{случ}} = va_{см0T}(T) + va_{см0\text{хр}}(t_{\text{долг}}) + va_{см0\text{вкл}}(t_{\text{день}}) \quad (13),$$

где $va_{см0T}(T)$ – случайная составляющая, зависящая от температуры;

$va_{см0\text{хр}}(t_{\text{долг}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от времени хранения;

$va_{см0\text{вкл}}(t_{\text{день}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от включения к включению.

Случайная составляющая дрейфа акселерометров также имеет компоненты, аналогичные дрейфу гироскопа:

$$va_{др\text{случ}} = va_{Tдр}(T) + va_{Ttдр}(T, t) + va_{др\text{хр}}(t_{\text{долг}}) + va_{др\text{вкл}}(t_{\text{день}}) \quad (14),$$

где $va_{Tдр}(T)$ – случайная составляющая, зависящая от начальной температуры;

$va_{Ttдр}(T, t)$ – случайная составляющая, зависящая от времени и температурной динамики.

$va_{др\text{хр}}(t_{\text{долг}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от времени хранения;

$va_{др\text{вкл}}(t_{\text{день}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от включения к включению (случайная величина, имеющая некоторое постоянное среднее).

В разделах 2.2 и 2.3 будет рассмотрен общий подход нахождения смещения нуля для конкретной калибровки при умолчании, что параметры, зависящие от хранения, равны нулю. Изменение этих параметров, а также способы их учета будут рассмотрены в разделе 2.6.2. Также в этих разделах не учитываются статистические свойства МЭМС датчиков, связанные с нестабильностью от включения к включению, которые рассмотрены в разделе 2.6.1. Различные способы калибровки в температурном диапазоне рассмотрены в разделе 2.6.5, поэтому в 2.2 и 2.3 будет рассматриваться только некоторое систематическое значение, связанное с любым конкретным начальным T .

2.1.3 Уточненная модель погрешности масштабного коэффициента

Замечания, связанные выделением систематических и случайных составляющих в смещении нуля, должны быть учтены и при составлении модели погрешности масштабного коэффициента. Так, для одного измерения можно составить следующую формулу погрешности масштабного коэффициента гироскопа:

$$vK\omega_{МК}(\omega_{\text{зад}}, T, t, a) = vK\omega_{МК\text{сист}}(\omega_{\text{зад}}, T, t, a) + vK\omega_{МК\text{случ}}(\omega_{\text{зад}}, T, t, a) \quad (15),$$

где $vK\omega_{МК\text{сист}}(\omega_{\text{зад}}, T, t, a)$ – суммарная систематическая погрешность масштабного коэффициента;

$vK\omega_{МК\text{случ}}(\omega_{\text{зад}}, T, t, a)$ – суммарная случайная погрешность масштабного коэффициента.

Систематическая составляющая имеет следующие компоненты (включая компонент, зависящий от линейного ускорения):

$$vK\omega_{MK \text{ сист}}(\omega_{\text{зад}}, T, t, a) = vK\omega_{Tt \text{ сист}}(t) + vK\omega_T \text{ сист}(T) + vK\omega_{\text{нл сист}}(\omega_{\text{зад}}) + vK\omega_a \text{ сист}(a) \quad (16),$$

где $vK\omega_{Tt \text{ сист}}(t)$ – систематическая погрешность масштабного коэффициента, зависящая от времени с момента включения и температурной динамики;

$vK\omega_T \text{ сист}(T)$ – систематическая погрешность масштабного коэффициента, зависящая от начальной температуры;

$vK\omega_{\text{нл}}(\omega_{\text{зад}})$ – систематическая составляющая, изменяющаяся от величины заданного действия (для гироскопов – угловой скорости), нелинейность;

$vK\omega_a \text{ сист}(a)$ – систематическая составляющая, изменяющаяся от величины действия линейного ускорения.

Случайная составляющая имеет следующие компоненты:

$$vK\omega_{MK \text{ случ}}(\omega_{\text{зад}}, T, t, a) = vK\omega_T \text{ случ}(T) + vK\omega_{Tt \text{ случ}}(T, t) + vK\omega_{\text{хр}}(t_{\text{долг}}) + vK\omega_{\text{вкл}}(t_{\text{день}}) + vK\omega_{\text{нл случ}}(\omega_{\text{зад}}) + vK\omega_a \text{ случ}(a) \quad (17),$$

где $vK\omega_T \text{ случ}(T)$ – случайная составляющая, зависящая от начальной температуры;

$vK\omega_{Tt \text{ случ}}(T, t)$ – случайная составляющая, зависящая от времени с момента включения и температурной динамики;

$vK\omega_{\text{хр}}(t_{\text{долг}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от времени хранения;

$vK\omega_{\text{вкл}}(t_{\text{день}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от включения к включению (случайная величина с постоянным средним);

$vK\omega_{\text{нл случ}}(\omega_{\text{зад}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от величины заданного действия (для гироскопов – угловой скорости), нелинейность;

$vK\omega_a \text{ случ}(a)$ – случайная составляющая, изменяющаяся от величины действия линейного ускорения;

Аналогично общая модель погрешности масштабного коэффициента для акселерометров:

$$vKa_{MK}(a_{\text{зад}}, T, t) = vKa_{MK \text{ сист}}(a_{\text{зад}}, T, t) + vKa_{MK \text{ случ}}(a_{\text{зад}}, T, t) \quad (18),$$

где $vKa_{MK \text{ сист}}(a_{\text{зад}}, T, t)$ – суммарная систематическая погрешность масштабного коэффициента;

$vKa_{MK \text{ случ}}(a_{\text{зад}}, T, t)$ – суммарная случайная погрешность масштабного коэффициента.

Систематическая составляющая погрешности имеет следующие компоненты:

$$vKa_{MK \text{ сист}}(a_{\text{зад}}, T, t) = vKa_{Tt \text{ сист}}(t) + vKa_T \text{ сист}(T) + vKa_{\text{нл сист}}(a_{\text{зад}}) \quad (19),$$

где $vKa_{Tt \text{ сист}}(t)$ – систематическая погрешность масштабного коэффициента, зависящая от времени с момента включения и температурной динамики;

$\nu Ka_{T\text{сист}}(T)$ – систематическая погрешность масштабного коэффициента, зависящая от начальной температуры;

$\nu Ka_{\text{нл}}(a_{\text{зад}})$ – систематическая составляющая, изменяющаяся от величины заданного действия (для гироскопов – угловой скорости), нелинейность.

Случайная составляющая имеет компоненты:

$$\nu Ka_{\text{МК случ}}(a_{\text{зад}}, T, t) = \nu Ka_{T\text{ случ}}(T) + \nu Ka_{Tt\text{ случ}}(T, t) + \nu Ka_{\text{хр}}(t_{\text{долг}}) + \nu Ka_{\text{вкл}}(t_{\text{день}}) + \nu Ka_{\text{нл случ}}(a_{\text{зад}}) \quad (20),$$

где $\nu Ka_{T\text{ случ}}(T)$ – случайная составляющая, зависящая от начальной температуры;

$\nu Ka_{Tt\text{ случ}}(T, t)$ – случайная составляющая, зависящая от времени с момента включения и температурной динамики;

$\nu Ka_{\text{хр}}(t_{\text{долг}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от времени хранения;

$\nu Ka_{\text{вкл}}(t_{\text{день}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от включения к включению (случайная величина с постоянным средним);

$\nu Ka_{\text{нл случ}}(a_{\text{зад}})$ – случайная составляющая, изменяющаяся от величины заданного действия (для гироскопов – угловой скорости), нестабильность нелинейности;

2.2 Задание необходимых движений основания с целью обеспечения наблюдаемости погрешностей при прямых измерениях

Одна из основных задач любой методики калибровки - обеспечение наблюдаемости [124] всех погрешностей, для этого калибруемому ГИБ необходимо задать соответствующие угловые скорости, линейные ускорения, позиционирования. Задаваемые действия должны обеспечить наблюдаемость суммарных значений погрешностей согласно моделям, представленным в формулах (5-20), а также коэффициенты неортогональности установки датчиков. В качестве математических методов реализации приведенных расчетных формул был выбран (раздел 1.4.3) метод наименьших квадратов (упрощающийся до метода средних значений), использующийся для постобработки.

2.2.1 Техническое обеспечение методики калибровки и предварительные действия

Для определения смещения нуля и дрейфа нуля МЭМС гироскопов и акселерометров потребуются прецизионные установки на неподвижный стол с ориентациями относительно сторон света, а также вертикали с точностью до 3 " для задания угловых скоростей вращательный стол с точностью 0,01 % в диапазоне до 500 °/с, для задания линейных ускорений – центрифуга с точностью задания линейных ускорений 0,02 % в диапазоне до 100 g. С целью точной установки калибруемого гироинерциального блока на стол или центрифугу необходима оснастка с показателями плоскостности и параллельности не более 0,01 мм.

Универсальным решением является куб с шестью точностными гранями, подходящий для всех методик (рисунок 2.2).

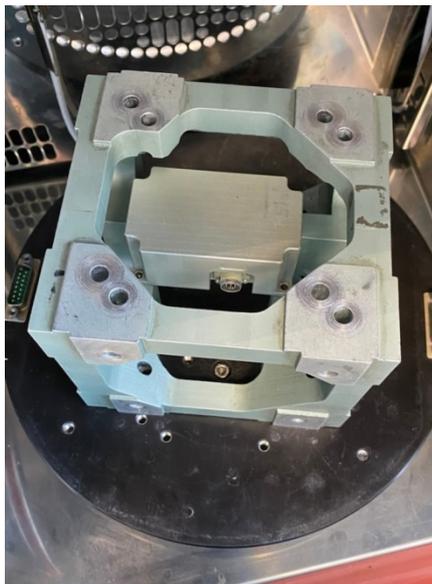


Рисунок 2.2. Пример установки ГИБ на МЭМС датчиках в точностном кубе

Перед калибровкой необходимо установить приблизительные значения масштабных коэффициентов гироскопов и акселерометров.

Масштабный коэффициент ДУС – отношение значения на выходе датчика в условных единицах (вольты, коды АЦП) к соответствующему значению угловой скорости, действующей на ось чувствительности датчика. Определение масштабного коэффициента ДУС проводится вращательном стенде путём задания максимальной угловой скорости в диапазоне измерений по каждой оси ГИБ.

$$K\omega_{MKr} = \frac{\omega_{изм\ max}}{\omega_{зад\ max}}$$

Масштабный коэффициент акселерометра – отношение значения на выходе датчика в условных единицах (вольты, коды АЦП) к соответствующему значению линейного ускорения, действующего на ось чувствительности датчика. Определение масштабного коэффициента ДЛУ в диапазоне измерений проводится на центрифуге путём задания максимального линейного ускорения в диапазоне измерений по каждой оси ГИБ. Также возможно определение масштабного коэффициента при ускорении, вызываемом естественной гравитацией:

$$Ka_{MKr} = \frac{a_{изм\ max}}{\omega_{зад\ max}}$$

или

$$Ka_{MKr} = \frac{a_{изм\ 1g}}{a_{зад\ 1g}}$$

2.2.2 Методика калибровки начального смещения нуля гироскопов

Для определения начального смещения нуля гироскопа (5-9) необходимо учесть, наличие проекции угловой скорости вращения Земли и смещения нуля, зависящего от линейного ускорения (при действии g). Для этого предлагается провести измерения в шести позициях относительно сторон света и вертикали в неподвижном положении, при этом гироскоп выдаёт следующие измерения:

- 1) Положение вверх (параллельно \vec{g} от центра Земли):

$$ng_U = v\omega_{uU} - v\omega_g + v\omega_{cm0}.$$

- 2) Положение вниз (параллельно \vec{g} к центру Земли):

$$ng_D = -v\omega_{uU} - v\omega_g + v\omega_{cm0}.$$

- 3) Положение Север:

$$ng_N = -v\omega_{uN} + v\omega_{cm0}.$$

- 4) Положение Юг:

$$ng_S = -v\omega_{uN} + v\omega_{cm0}.$$

- 5) Положение Восток:

$$ng_E = v\omega_{cm0}.$$

- 6) Положение Запад:

$$ng_W = v\omega_{cm0},$$

где $v\omega_{cm0}$ – начальное смещение нуля,

$v\omega_g$ – смещение нуля, вызванное действием g ,

$v\omega_{uN}$ – северная проекция вращения Земли на месте измерения,

$v\omega_{uU}$ – вертикальная проекция вращения Земли на месте измерения.

Погрешностями гироскопа, требующими корректировки, являются $v\omega_0$ и $v\omega_g$ (которое является вариантом $v\omega_a$ для 1 g). Такой подход важен именно для определения начального смещения нуля, так как в случае дрейфа любая проекция ng будет вычтена.

Необходимо отметить, что измеренные величины $v\omega_{uN}$ и $v\omega_{uU}$ могут не соответствовать реальным значениям проекций угловой скорости вращения Земли, так как у многих МЭМС гироскопов минимальная чувствительность находится примерно на уровне этих значений, поэтому возможны отличия в 0.3-2 раз. Все расчеты необходимо проводить с учётом приблизительного масштабного коэффициента, так как смещение нуля необходимо вычислять до определения точного значения МК.

2.2.3 Методика калибровки начального смещения нуля акселерометров

Принимая во внимание большую неортогональность (до 1 °), вызванную монтажом (болты, клей), истинное значение смещения нуля становится ненаблюдаемым при неподвижном

положении и ориентациях перпендикулярно g . Учитывая, что масштабный коэффициент M_a может отличаться для положительного и отрицательного направлений (M_{ap} и M_{an}), задача их определения объединяется с задачей нахождения смещения нуля νa_{cm} (10-14).

Для определения νa_{cm0} предлагается шестипозиционная методика, который является развитием четырёхпозиционной. Для его реализации ГИБ закрепляется в “кубик”, имеющий 6 ровных отшлифованных граней, перпендикулярных друг другу. При четырёх позициях, меняющихся поворотом на 90° для одного акселерометра измеряются четыре проекции, две вертикальных, две горизонтальных. Вертикальные измеряются положением приборной оси “вверх” и “вниз”, горизонтальные – “восток” и “запад” (рисунок 2.3) или “север” и “юг”. Угол α показывает отклонение датчика от приборной оси.

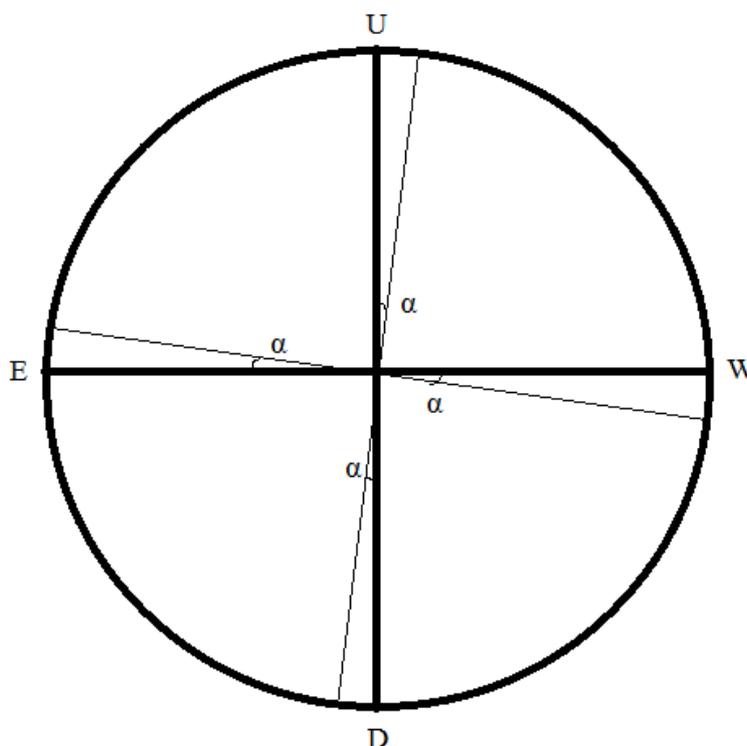


Рисунок 2.3 Пример 4х позиций, ориентация приборных осей, совпадающих с географическими направлениями, которые выделены жирными линиями. Реальные проекции выбранного датчика с учётом угла отклонения α показаны тонкими линиями.

1) При положении вверх:

$$na_U = M_{an}(-\nu_v g + \nu a_{cm0}).$$

2) При положении вправо (например, на Восток):

$$na_R = M_{an}(-\nu_h g + \nu a_{cm0}).$$

3) При положении вниз:

$$na_D = M_{ap}(\nu_v g + \nu a_{cm0}).$$

4) При положении влево (например, на Запад):

$$na_L = M_{ap}(v_v g + va_{cm0}), \text{ где}$$

v_v – коэффициент отклонения оси датчика от вертикали;

v_h – коэффициент отклонения оси датчика от горизонтали.

В зависимости от выбора горизонтальных позиций (при одной установке ГИБ в корпус “кубика” достаточно двух любых противоположных направлений) есть два варианта определения – Запад и Восток, а также Север и Юг. Так как в ГИБе необходимо определять 4 позиции для всех трёх акселерометров, будут задействованы установки на все 6 граней, и для всех 3х датчиков можно использовать среднее для двух вариантов. Вариант для Востока и Запада (справедливо для любого из датчиков):

$$va_{cm0EW} = \frac{na_D * na_E - na_U * na_W}{na_D + na_E - na_U - na_W}.$$

Вариант для Севера и Юга, можно получить другую оценку:

$$va_{cm0NS} = \frac{na_D * na_N - na_U * na_S}{na_D + na_N - na_U - na_S}.$$

Усредненное значение для двух вариантов:

$$va_{cm0} = \frac{va_{cm0EW} + va_{cm0NS}}{2},$$

по данным из шести позиций, две из которых (верх и низ используются и в том и в другом варианте).

Обозначим $asorn$ как общий вид измеренной проекции, где as – общее обозначение, o – датчик (ось), по которому проводятся измерения, r – ось проекции, на которую измеряется наклон, n – направление, положительное (по направлению $g - p$) или отрицательное (n). Например, $asxxp$ – показания измерения по оси X при положении осью X вниз, $asxyn$ – показания измерения по оси Y при положении осью X вверх и т.д. Тогда для каждого из акселерометров:

$$va_{cmx} = \frac{\frac{asxxp * asxyn - asxxn * asxyp}{asxxp + asxyn - asxxn - asxyp} + \frac{asxxp * asxzn - asxxn * asxzp}{asxxp + asxzn - asxxn - asxzp}}{2},$$

$$va_{cmy} = \frac{\frac{asyyp * asxyn - asyyn * asxyp}{asyyp + asxyn - asyyn - asxyp} + \frac{asyyp * aszyn - asyyn * aszyp}{asyyp + aszyn - asyyn - aszyp}}{2},$$

$$va_{cmz} = \frac{\frac{aszpz * asxzn - aszpn * asxzp}{aszpz + asxzn - aszpn - asxzp} + \frac{aszpz * asyzn - aszpn * asyzp}{aszpz + asyzn - aszpn - asyzp}}{2}, \text{ где}$$

$asxxp$ – показания измерения по оси X при положении осью X вниз (по направлению g), $asxyn$ – показания измерения по оси Y при положении осью X вверх и т.д.

2.2.4 Методика калибровки масштабных коэффициентов и неортогональности гироскопов и акселерометров

Масштабный коэффициент датчика – отношение значения на выходе датчика в условных единицах к соответствующему значению линейного ускорения, действующего на ось

чувствительности датчика. Неортогональность ДУС и ДЛУ относительно приборных осей ГИБ – углы отклонения реального положения ДЛУ и ДЛУ относительно осей ГИБ (пример – рисунок 2.4). Проекция измеряемых угловой скорости или линейного ускорения при ориентации относительно каждой оси ГИБ представляют собой задаваемое значение угловой скорости или линейного ускорения, умноженное на соответствующие косинусы углов неортогональности. Для определения значений проекций необходимо задать действие по каждой из осей при отсутствии действия по другим осям. При этом коэффициенты неортогональности будут определяться как значения косинусов углов, а масштабный коэффициент как корень из суммы квадратов проекций действий по трем осям.

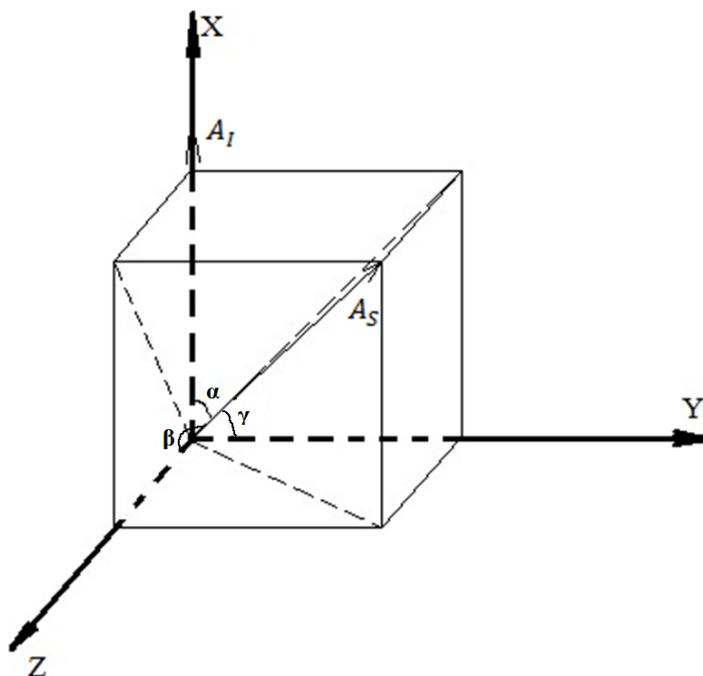


Рисунок 2.4. Пример углов неортогональности по оси X. α – угол отклонения оси датчика X (A_S) от приборной оси (A_I). β и γ – углы отклонения оси датчика X (A_S) к инструментальным осям других датчиков (Z и Y соответственно)

Определение масштабного коэффициента гироскопа проводится на основе измерений, проведенных на стенде задания угловой скорости. Перед определением коэффициентов неортогональности необходимо определить полные масштабные коэффициенты датчиков угловой скорости или линейного ускорения и вычесть смещение нуля (определено в предыдущих разделах).

Уточненные масштабные коэффициенты гироскопов для каждой из трех осей рассчитываются по формулам:

$$K\omega_{MKx} = \frac{\sqrt{n\omega_{x_{cp}}^I{}^2 + n\omega_{x_{cp}}^{II}{}^2 + n\omega_{x_{cp}}^{III}{}^2}}{\omega};$$

$$K\omega_{MKY} = \frac{\sqrt{n\omega_{y_cp}^I{}^2 + n\omega_{y_cp}^{II}{}^2 + n\omega_{y_cp}^{III}{}^2}}{\omega};$$

$$K\omega_{MKZ} = \frac{\sqrt{n\omega_{z_cp}^I{}^2 + n\omega_{z_cp}^{II}{}^2 + n\omega_{z_cp}^{III}{}^2}}{\omega},$$

где $n\omega_{x_cp}^I$, $n\omega_{x_cp}^{II}$ и т.д. – средние арифметические значения измеренных проекций угловой скорости при вращении прибора последовательно по каждой из осей X, Y, Z (таблица 2.3, при вращении), а ω – заданная угловая скорость.

Таблица 2.3 – Соответствие проекций осям

	Установка I (X вверх)	Установка II (Y вверх)	Установка III (Z вверх)
Ось X	$n\omega_{x_cp}^I, na_{x_cp}^I$	$n\omega_{x_cp}^{II}, na_{x_cp}^{II}$	$n\omega_{x_cp}^{III}, na_{x_cp}^{III}$
Ось Y	$n\omega_{y_cp}^I, na_{y_cp}^I$	$n\omega_{y_cp}^{II}, na_{y_cp}^{II}$	$n\omega_{y_cp}^{III}, na_{y_cp}^{III}$
Ось Z	$n\omega_{z_cp}^I, na_{z_cp}^I$	$n\omega_{z_cp}^{II}, na_{z_cp}^{II}$	$n\omega_{z_cp}^{III}, na_{z_cp}^{III}$

Косинусы неортогональности гироскопов определяются матрицей:

$$W_N = \begin{pmatrix} \frac{n\omega_{x_cp}^I}{K\omega_{MKX}*\omega} & \frac{n\omega_{x_cp}^{II}}{K\omega_{MKX}*\omega} & \frac{n\omega_{x_cp}^{III}}{Ka_{MKX}*\omega} \\ \frac{n\omega_{y_cp}^I}{K\omega_{MKY}*\omega} & \frac{n\omega_{y_cp}^{II}}{K\omega_{MKY}*\omega} & \frac{n\omega_{y_cp}^{III}}{Ka_{MKY}*\omega} \\ \frac{n\omega_{z_cp}^I}{K\omega_{MKZ}*\omega} & \frac{n\omega_{z_cp}^{II}}{K\omega_{MKZ}*\omega} & \frac{n\omega_{z_cp}^{III}}{K\omega_{MKZ}*\omega} \end{pmatrix}.$$

МЭМС гироскопы могут иметь различные масштабные коэффициенты в двух направлениях вращения, поэтому необходимо определять масштабные коэффициенты как для положительных, так и для отрицательных угловых скоростей. При этом можно получить две матрицы неортогональности для двух направлений вращения и рассчитать среднюю из них для универсального применения.

Определение масштабного коэффициента акселерометра в диапазоне около 1g проводится на основе измерений на стенде задания точных позиционирований путём задания ориентаций параллельно \vec{g} и противоположно \vec{g} для каждой оси ГИБ. Масштабный коэффициент ДЛУ определяется с учётом трех измеренных проекций относительной каждой оси ГИБ.

Применяемые итоговые коэффициенты неортогональности определяются через обратную матрицу:

$$W_N^{-1} = \begin{pmatrix} k\omega_{XX} & k\omega_{XY} & k\omega_{XZ} \\ k\omega_{YX} & k\omega_{YY} & k\omega_{YZ} \\ k\omega_{ZX} & k\omega_{ZY} & k\omega_{ZZ} \end{pmatrix}$$

Масштабные коэффициенты акселерометров для каждой из трех осей рассчитываются по формулам (проекции согласно таблице 2.3, без вращения):

$$Ka_{MKx} = \frac{\sqrt{na_{x_cp}^I{}^2 + na_{x_cp}^{II}{}^2 + na_{x_cp}^{III}{}^2}}{a};$$

$$Ka_{MKy} = \frac{\sqrt{na_{y_cp}^I{}^2 + na_{y_cp}^{II}{}^2 + na_{y_cp}^{III}{}^2}}{a};$$

$$Ka_{MKz} = \frac{\sqrt{na_{z_cp}^I{}^2 + na_{z_cp}^{II}{}^2 + na_{z_cp}^{III}{}^2}}{a}.$$

Для определения неортогональности акселерометров в составе ГИБ используются те же значения измеренных проекций линейного ускорения $na_{x_cp}^I$, $na_{x_cp}^{II}$ и т.д., что и для расчета масштабного коэффициента. Из значений проекций линейных ускорений с учетом соответствующих масштабных коэффициентов Ka_{MKx} , Ka_{MKy} , Ka_{MKz} и значения заданного ускорения a составляется матрица неортогональности Aa (матрица косинусов):

$$A_N = \begin{vmatrix} \frac{na_{x_cp}^I}{Ka_{MKx} * a} & \frac{na_{x_cp}^{II}}{Ka_{MKx} * a} & \frac{na_{x_cp}^{III}}{Ka_{MKx} * a} \\ \frac{na_{y_cp}^I}{Ka_{MKy} * a} & \frac{na_{y_cp}^{II}}{Ka_{MKy} * a} & \frac{na_{y_cp}^{III}}{Ka_{MKy} * a} \\ \frac{na_{z_cp}^I}{Ka_{MKz} * a} & \frac{na_{z_cp}^{II}}{Ka_{MKz} * a} & \frac{na_{z_cp}^{III}}{Ka_{MKz} * a} \end{vmatrix}.$$

Так как измерения проводятся в условиях естественной гравитации, то $a = g$. Далее вычисляется обратная матрица Aa^{-1} . Матрицу Aa^{-1} можно представить в виде:

$$A_N^{-1} = \begin{vmatrix} ka_{XX} & ka_{XY} & ka_{XZ} \\ ka_{YX} & ka_{YY} & ka_{YZ} \\ ka_{ZX} & ka_{ZY} & ka_{ZZ} \end{vmatrix}.$$

2.2.5 Методика калибровки нелинейности масштабных коэффициентов гироскопов и акселерометров

Нелинейность масштабного коэффициента ДУС или ДЛУ – отклонение значений масштабного коэффициента ДУС или ДЛУ в диапазоне измерений от линейной характеристики, взятой относительно значения на границе диапазона измерений. Для неоткалиброванного датчика нелинейность составляет основу систематической погрешности. Для гироскопов:

$$\nu K\omega_{\text{нл сист}} = \frac{K\omega_{MK} - K\omega_k}{K\omega_{MK}},$$

где $K\omega_{MK}$ – основной масштабный коэффициент, определенный на границе диапазона измерений;

$K\omega_k$ – масштабный коэффициент, определенный на заданной угловой скорости номер k ;

$$k = 1 \dots n,$$

где n – количество угловых скоростей, покрывающих диапазон измерений.

Необходимо учесть, что примерно на уровне 1/500 от диапазона измерений [176] для МЭМС датчиков измерение действующей величины приобретает большую нестабильность (1-5%) от включения к включению, поэтому даже при большом числе повторений определение искомой величины не вполне достоверно. Значения нелинейности определяются на ряде точек действия угловых скоростей, пример приведен в таблице 2.4.

Аналогично для акселерометров:

$$Ka_{\text{нл сист}} = \frac{vKa_{\text{сист}}(T,t) - Ka_k}{Ka_{MK}},$$

где Ka_{MK} – основной масштабный коэффициент, определенный на границе диапазона измерений (также есть вариант определения масштабного коэффициента при естественно гравитационном ускорении g , далее учитывая отношение с заданным на центрифуге с целью учета погрешности расстояния);

Ka_k – масштабный коэффициент, определенный на заданном линейном ускорении номер k ;

$$k = 1 \dots n,$$

где n – количество угловых скоростей, покрывающих диапазон измерений.

Таблица 2.4 Задаваемые действия угловых скоростей и линейных ускорений для определения параметров нелинейности датчиков

Величина угловой скорости, °/с	Величина линейного ускорения, g
10	1
25	2
50	5
100	10
200	25
300	50
400	75
500	100

Набор найденных точек может быть аппроксимирован линейным полиномом или полиномом более высокой степени. Максимальное отклонение от единицы во всем диапазоне измерений после калибровки будет остаточной нелинейностью канала угловой скорости или линейного ускорения:

$$vK\omega_{\text{нл случ}} = \max(1 - vK\omega_{MK \text{ сист}});$$

$$vKa_{\text{нл случ}} = \max(1 - vKa_{MK \text{ сист}}).$$

Перед расчетом масштабного коэффициента необходимо учесть ранее определенные смещения нуля и неортогональности.

2.2.6 Методика калибровки погрешностей гироскопов, зависящих от линейного ускорения

Задачей исследования было идентифицировать и определить значения смещения нуля и

погрешности масштабного коэффициента МЭМС гироскопов LL-типа, вызванных действием линейного ускорения в диапазоне 0...100g по разным направлениям действия.

МЭМС гироскоп LL-типа имеет взаимно перпендикулярные инерционные массы первичных и вторичных колебаний. При этом ось чувствительности угловой скорости перпендикулярна обеим осям колебаний. Силы, вызываемые действием линейного ускорения, могут изменить характеристики колебаний инерционных масс [177]. Поэтому интересна чувствительность показаний такого МЭМС гироскопа к изменению величины линейного ускорения [178]. Из этих соображений был поставлен эксперимент по измерению смещения нуля при действии линейного ускорения в диапазоне 0...100 g для относительно грубого МЭМС датчика, но способного измерять угловую скорость до 3000 °/с. Исследовалось изменение смещения нуля при действии ускорения по трем осям действия в положительном и отрицательном направлении, для каждого из них составлены корреляционные кривые [179].

Для проведения эксперимента использовался стенд задания угловой скорости Acutronic с точностной (в части расстояния между отверстиями и плоскостности) штангой расширенного радиуса (0,5 м). Посредством такого стенда можно косвенным образом задавать требуемое линейное ускорение до 100 g, подбирая угловую скорость под расстояние, определяемое посадочными отверстиями и конструкцией датчика (для расстояния порядка 0,4м необходима угловая скорость около 3000 °/с). Для идентификации погрешностей, относящихся только к влиянию линейного ускорения, необходимо измерить показания гироскопа при одной и той же угловой скорости около центра вращения (с минимально возможным ускорением) и на расстояниях, обеспечивающем требуемые значений ускорений. Погрешность определяется как разность измерений, полученных в двух указанных вариантах движений:

$$\omega_a = \omega_{\text{расст}} - \omega_{\text{центр}},$$

где $\omega_{\text{расст}}$ – измерения угловой скорости на расстоянии от центра;

$\omega_{\text{центр}}$ – измерения угловой скорости в центре;

В исследованиях [180, 181] было показано, что смещение нуля МЭМС гироскопов изменяется в зависимости от величины действующего линейного ускорения. При этом в работе [182] было замечено, что смещение нуля появляется при разных направлениях действия линейного ускорения относительно оси чувствительности гироскопа. Относительно каждой оси (по ГИБ) действия линейного ускорения на ось гироскопа можно составить профиль зависимости (рисунок 2.5) смещения нуля гироскопа от линейного ускорения по одной оси в одном направлении.

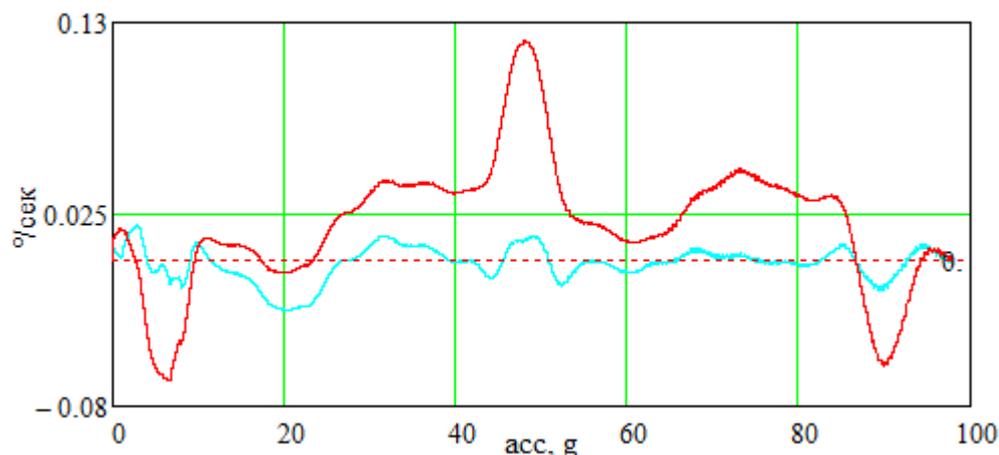


Рисунок 2.5 Пример профиля зависимости смещения нуля гироскопа от линейного ускорения по одной оси действия в положительном направлении (красная линия – до калибровки, голубая линия – после калибровки)

Для калибровки может использоваться аппроксимация полиномами, проходящими через ряд табличных значений. Суммарное действие может быть рассчитано как сумма смещений нуля по всем осям:

$$\omega_{\text{асист}}(a) = k_{ax} * a_x + k_{ay} * a_y + k_{az} * a_z \quad (21),$$

где $k_{ax, ay, az}$ – коэффициенты влияния ускорения на смещение нуля, определённые табличным образом;

$a_{x, y, z}$ – линейные ускорения, действующие по трём приборным осям.

Наличие линейных ускорений в формуле (21) свидетельствует о том, что подобная калибровка может быть проведена только в составе ГИБ. Устанавливая датчик шестью возможными гранями относительно направления задаваемого ускорения, можно получить смещение нуля от ускорения для каждого случая (с целью устранения влияния случайных погрешностей необходимо осуществить 10 повторений измерений и взять для расчета усредненные значения).

Кривые корреляционных значений смещения нуля по каждой из осей можно аппроксимировать кусочно-линейной функцией, рассчитав табличные значения для некоторого набора точек в диапазоне от 0 до 100g. При воздействии ускорений с разных направлений соответствующие поправочные значения могут быть суммированы. Результаты экспериментов показали, что значения смещения нуля от воздействия линейного ускорения, перпендикулярного колебаниям инерционных масс малы, и ими можно пренебречь.

Остаточное случайное значение будет разностью измеренного смещения нуля, зависящего от ускорения и результата вычисления полиномиального алгоритма:

$$\omega_{\text{аслуч}}(a) = \omega_a(a) - \omega_{\text{асист}}(a).$$

Ряд публикаций [183] свидетельствует, что линейное ускорение также влияет на погрешность масштабного коэффициента. Исходя из этого, было проведено экспериментальное исследование этой погрешности. На рисунке 2.6 показано сравнение масштабного коэффициента высокоскоростного гироскопа, позволяющего измерять скорость до $3000^\circ/\text{с}$ при измерениях с линейным ускорением и без него (строго говоря, при наличии небольших расстояний в несколько миллиметров присутствовали ускорения до 1 g). Как видно из графика, дополнительная нелинейность масштабного коэффициента, вызванная влиянием линейного ускорения, может достигать 0,4% при ускорении 100g. Так как нестабильность такой нелинейности не превышает 0,1%, этот эффект можно учесть при калибровке квадратичной формулой зависимости:

$$K\omega(a_{\text{зад}}) = k\omega_2 a_{\text{зад}}^2 + k\omega_1 a_{\text{зад}} + k\omega_0.$$

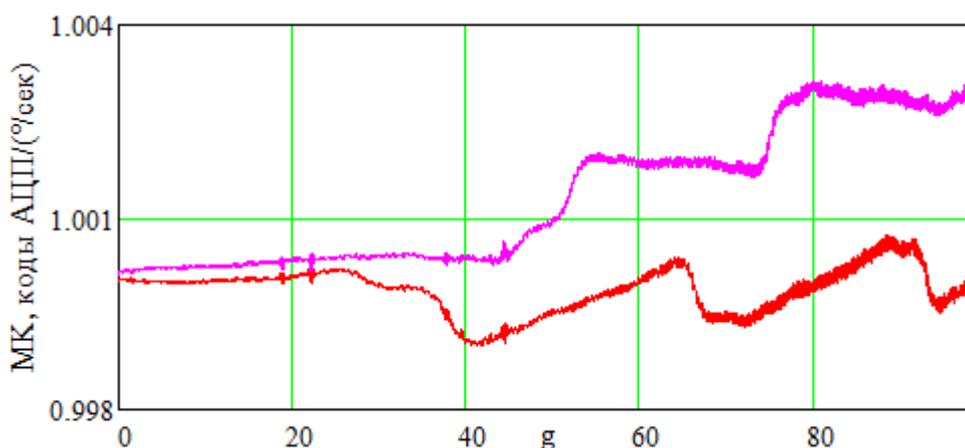


Рисунок 2.6. Изменение масштабного коэффициента без (красная линия) и с (лиловая линия) влиянием ускорения

В таблице 2.5 приведен пример результатов по исследованию погрешностей гиринерциального блока при классической калибровке и с калибровкой с зависимостями от линейного ускорения по предложенным методам. Показаны результаты по трём осям в двух направлениях.

Таблица 2.5 Значения смещения нуля гироскопа при действии линейного ускорения по разным осям до и после калибровки

Ось действия ускорения / Учёт калибровки погрешностей от линейного ускорения	Смещение нуля		Погрешность масштабного коэффициента	
	До калибровки	После калибровки	До калибровки	После калибровки
X+	0,082	0.012	0,087	0,011
X-	0,087	0.016	0,095	0,011

	Смещение нуля		Погрешность масштабного коэффициента	
	Y+	0,113	0.012	0,121
Y-	0,084	0.011	0,093	0,008
Z+	0,105	0.014	0,11	0,012
Z-	0,091	0.017	0,082	0,01

Из выявленных особенностей можно заметить, что наибольшее значение смещения нуля гироскопа происходит по оси действия ускорения, совпадающей с осью измерения угловой скорости. Данный способ позволил уменьшить смещение нуля гироскопа, зависимое от действия линейного ускорения в 5-10 раз и снизить вызванную им нелинейность масштабного коэффициента в диапазоне от 0...100g в среднем с 0.1% до 0.01%.

2.3 Особенности методик калибровки по выходам БИНС

Несмотря на то, что по причине больших значений погрешностей на МЭМС датчиках нельзя построить полноценный БИНС (без коррекции от внешних источников информации), на МЭМС датчиках вполне возможно построить БИНС, которая при комплексировании будет решать задачи стабилизации и автономной навигации на коротких участках. Для вычисления навигационных параметров по данным датчиков был выбран алгоритм инерциальной навигационной системы, функционирующей относительно географического трёхгранника, описанного в работах [184] и [185]. Параметры движений и обеспечиваемой ими наблюдаемости параметров, описанные в разделе 2.2 применимы и для данного случая. Как и в разделе 2.2, целью будет идентификация суммарных погрешностей $\omega_{\text{см}}$, $\alpha_{\text{см}}$, $\omega_{\text{МК}}$, $\alpha_{\text{МК}}$.

Для того, чтобы определить формулы для калибровки БИНС по заданным движениям (раздел 2.2) необходимо проанализировать зависимости показаний датчиков (и их отличия от идеальных показаний) от показаний БИНС. В работе [185] указаны следующие уравнения, исчерпывающе показывающие эти зависимости:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \\ V_1 \\ V_2 \\ V_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \Omega_Y^2 + \Omega_X^2 - \omega_0^2 & \dot{\Omega}_Z - \Omega_X \Omega_Y & -(\dot{\Omega}_Y + \Omega_X \Omega_Z) & 0 & 2\Omega_Z & -2\Omega_Y \\ -(\dot{\Omega}_Z + \Omega_X \Omega_Y) & \Omega_Y^2 + \Omega_X^2 - \omega_0^2 & \dot{\Omega}_X - \Omega_Y \Omega_Z & -2\Omega_Z & 0 & 2\Omega_X \\ \dot{\Omega}_Y - \Omega_X \Omega_Z & -(\dot{\Omega}_X + \Omega_Y \Omega_Z) & \Omega_Y^2 + \Omega_X^2 + 2\omega_0^2 & 2\Omega_Y & -2\Omega_X & 0 \end{pmatrix} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \\ V_1 \\ V_2 \\ V_3 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \gamma & -\beta \\ -\gamma & 0 & \alpha \\ \beta & -\alpha & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \Delta n_1 \\ \Delta n_2 \\ \Delta n_3 \end{pmatrix} \quad (22);$$

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \Omega_Z & -\Omega_Y \\ -\Omega_Z & 0 & \Omega_X \\ \Omega_Y & -\Omega_X & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta \Omega_1 \\ \Delta \Omega_2 \\ \Delta \Omega_3 \end{pmatrix} \quad (23);$$

или, выбирая минимально необходимое для целей стендовой калибровки:

$$\begin{aligned}\frac{d}{dt}\alpha &= \Omega_Z\beta - \Omega_Y\gamma + \Delta\Omega_1; \\ \frac{d}{dt}\beta &= -\Omega_Z\alpha + \Omega_X\gamma + \Delta\Omega_2; \\ \frac{d}{dt}\gamma &= \Omega_Y\alpha - \Omega_X\beta + \Delta\Omega_3; \\ \frac{d}{dt}V_1 &= 2\Omega_ZV_2 - 2\Omega_YV_3 + \gamma n_y - \beta n_z + \Delta n_1; \\ \frac{d}{dt}V_2 &= -2\Omega_ZV_1 + 2\Omega_XV_3 - \gamma n_x + \alpha n_z + \Delta n_2; \\ \frac{d}{dt}V_3 &= 2\Omega_YV_1 - 2\Omega_XV_2 + \beta n_x - \alpha n_y + \Delta n_3,\end{aligned}$$

где $\Delta\Omega_{1,2,3}$ – погрешности измерения угловых скоростей гироскопами относительно приборного трёхгранника;

$\Delta n_{1,2,3}$ – погрешности измерения линейных ускорений акселерометрами относительно приборного трёхгранника;

$R_{1,2,3}$ – погрешности БИНС в определении координат;

$V_{1,2,3}$ – погрешности определения линейных скоростей $R_{1,2,3}$ соответственно;

α, β, γ – угловые погрешности ориентации трёхгранника относительно вычисленного;

ω_0 – частота Шулера;

$\Omega_{x,y,z}$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения приборного трёхгранника;

$\dot{\Omega}_{x,y,z}$ – производные проекций вектора абсолютной угловой скорости вращения выбранного трёхгранника.

При этом

$$\begin{aligned}\Delta\Omega_1 &= C_{11}\Delta\Omega_x + C_{12}\Delta\Omega_y + C_{13}\Delta\Omega_z; \\ \Delta\Omega_2 &= C_{21}\Delta\Omega_x + C_{22}\Delta\Omega_y + C_{23}\Delta\Omega_z; \\ \Delta\Omega_3 &= C_{31}\Delta\Omega_x + C_{32}\Delta\Omega_y + C_{33}\Delta\Omega_z; \\ \Delta n_1 &= C_{11}\Delta n_x + C_{12}\Delta n_y + C_{13}\Delta n_z; \\ \Delta n_2 &= C_{21}\Delta n_x + C_{22}\Delta n_y + C_{23}\Delta n_z; \\ \Delta n_3 &= C_{31}\Delta n_x + C_{32}\Delta n_y + C_{33}\Delta n_z,\end{aligned}$$

где $\Delta\Omega_{os} = \cos\alpha(\nu K\omega_{MKos} - 1) * \omega_{зад} + \nu\omega_{см os}$ – погрешность измерения угловой скорости гироскопа по оси os ;

$\Delta n_{os} = \cos\alpha(\nu Ka_{MKos} - 1) * a_{зад} + \nu a_{см os}$ – погрешность измерения линейного ускорения акселерометра по оси os .

Особенностью применения этих уравнений к стендовой калибровке является сравнение показаний реально функционирующей БИНС с идеальными вычисленными показаниями с

нулевыми систематическими погрешностями (то есть, параметрами движения стан­дов при допущении, что погрешности стан­дов малы и ими можно пренебречь). Подставив в эти уравнения идеальные значения и сократив не имеющие связей элементы, можно выйти на конечные скалярные зависимости Δn и $\Delta \Omega$. Необходимо заметить, что эти значения показывают лишь отклонение измеренных значений угловой скорости или линейного ускорения от истинных значений, поэтому для пересчёта в погрешности датчиков по моделям (5-20) необходимо их приведение к модельному формату. Поэтому сначала следует определять смещения нуля и его составляющие, а затем параметры масштабного коэффициента и коэффициенты неортогональности. При этом видно, что в случае, если масштабный коэффициент далек от 1 (не настраивался производителем), то определение параметров будет затруднено.

2.3.1 Смещение нуля гироскопов и акселерометров

В данном разделе будут выведены соотношения, реализующие расчет смещений нуля гироскопов и акселерометров согласно методикам обеспечения наблюдаемости из п. 2.2.2 и 2.2.3. В неподвижном положении определяются Δn и $\Delta \Omega$ датчиков, соответствующие их смещениям нулей. При ориентации БИНС относительно сторон света направляющие косинусы C_{11} , C_{22} и C_{33} принимают значение 1, остальные C становятся равными нулю.

Отсюда **смещение нуля гироскопов** определяется по следующим формулам:

$$\Delta \Omega_1 = \Delta \Omega_x;$$

$$\Delta \Omega_2 = \Delta \Omega_y;$$

$$\Delta \Omega_3 = \Delta \Omega_z;$$

Для ориентации относительно сторон света:

$$\Omega_x = 0;$$

$$\Omega_y = u \cos \varphi;$$

$$\Omega_z = u \sin \varphi;$$

Подставляя в 23, а также учитывая, что в условиях стан­да $\Delta \omega_{OX}$, $\Delta \omega_{OY}$ и $\Delta \omega_{OZ}$ можно считать константами, получим:

$$\Delta \omega_x = \frac{d}{dt} \alpha - u \sin \varphi \beta + u \cos \varphi \gamma \quad (24);$$

$$\Delta \omega_y = \frac{d}{dt} \beta + u \sin \varphi \alpha \quad (25);$$

$$\Delta \omega_z = \frac{d}{dt} \gamma - u \cos \varphi \alpha \quad (26);$$

Рассмотрим определение **смещения нуля акселерометров**. Для обеспечения полной наблюдаемости используется шестипозиционный метод. При неподвижном положении относительно любого позиционирования все датчики будут измерять проекцию g , в

соответствии с углами неортогональности. При этом необходимо учитывать, что у каждого датчика свой неопределенный масштабный коэффициент и смещение нуля. Первой из этих определяемых погрешностей должно быть смещение нуля.

В нулевой ориентации относительно географических сторон свет БИНС имеет следующие параметры (таблица 2.6).

Таблица 2.6 Значения задаваемых угловых скоростей $\Omega_{x,y,z}$ и линейных ускорений $n_{x,y,z}$ при разных ориентациях для 6 позиций

Ориентация, оси	Элементы матрицы косинусов C , равные 1 (или -1 со знаком -)	Каналы угловой скорости Ω	Каналы линейного ускорения n
X вверх, Y восток, Z север	C_{12}, C_{23}, C_{31} .	$\Omega_x = u \sin \varphi;$ $\Omega_y = 0;$ $\Omega_z = u \cos \varphi.$	$n_x = -g;$ $n_y = 0;$ $n_z = 0.$
X вниз, Y восток, Z юг	$C_{12}, -C_{23}, -C_{31}$.	$\Omega_x = -u \sin \varphi;$ $\Omega_y = 0;$ $\Omega_z = -u \cos \varphi.$	$n_x = g;$ $n_y = 0;$ $n_z = 0.$
Y вверх, Z восток, X север	C_{13}, C_{21}, C_{32} .	$\Omega_x = u \cos \varphi;$ $\Omega_y = u \sin \varphi;$ $\Omega_z = 0.$	$n_x = 0;$ $n_y = -g;$ $n_z = 0.$
Y вниз, Z восток, X юг	$C_{13}, -C_{21}, -C_{32}$.	$\Omega_x = -u \cos \varphi;$ $\Omega_y = -u \sin \varphi;$ $\Omega_z = 0.$	$n_x = 0;$ $n_y = g;$ $n_z = 0.$
Z вверх, Y север, X восток	C_{11}, C_{22}, C_{33} .	$\Omega_x = 0;$ $\Omega_y = u \cos \varphi;$ $\Omega_z = u \sin \varphi.$	$n_x = 0;$ $n_y = 0;$ $n_z = -g.$
Z вниз, Y север, X запад	$C_{22}, -C_{11}, -C_{33}$.	$\Omega_x = 0;$ $\Omega_y = u \cos \varphi;$ $\Omega_z = -u \sin \varphi.$	$n_x = 0;$ $n_y = 0;$ $n_z = g.$

Исходя из этих параметров уравнения погрешностей Δn , определяющие смещения нуля акселерометров будут определяться по формулам:

При положении X вверх, Y восток, Z север:

$$\Delta n_y = \frac{d}{dt} V_1 - 2u \cos \varphi V_2;$$

$$\Delta n_z = \frac{d}{dt} V_2 + 2u \cos \varphi V_1 - 2u \sin \varphi V_3 - \gamma g;$$

$$\Delta n_x = \frac{d}{dt} V_3 + 2u \sin \varphi V_2 + \beta g.$$

При положении X вниз, Y восток, Z юг:

$$\Delta n_y = \frac{d}{dt} V_1 + 2u \cos \varphi V_2;$$

$$\Delta n_z = -\frac{d}{dt} V_2 + 2u \cos \varphi V_1 - 2u \sin \varphi V_3 - \gamma g;$$

$$\Delta n_x = -\frac{d}{dt} V_3 + 2u \sin \varphi V_2 + \beta g.$$

При положении Y вверх, Z восток, X север:

$$\Delta n_z = \frac{d}{dt} V_1 + 2u \sin \varphi V_3 + \gamma g;$$

$$\Delta n_x = \frac{d}{dt} V_2 - 2u \cos \varphi V_3;$$

$$\Delta n_y = \frac{d}{dt} V_3 - 2u \sin \varphi V_1 + 2u \cos \varphi V_2 - \alpha g.$$

При положении Y вниз, Z восток, X юг:

$$\Delta n_z = \frac{d}{dt} V_1 - 2u \sin \varphi V_3 - \gamma g;$$

$$\Delta n_x = -\frac{d}{dt} V_2 - 2u \cos \varphi V_3;$$

$$\Delta n_y = -\frac{d}{dt} V_3 - 2u \sin \varphi V_1 + 2u \cos \varphi V_2 - \alpha g.$$

При положении Z вверх, Y север, X восток:

$$\Delta n_x = \frac{d}{dt} V_1 - 2u \sin \varphi V_2 + 2u \cos \varphi V_3 - \beta g;$$

$$\Delta n_y = \frac{d}{dt} V_2 + 2u \sin \varphi V_1 + \alpha g;$$

$$\Delta n_z = \frac{d}{dt} V_3 - 2u \cos \varphi V_1.$$

При положении Z вниз, Y север, X запад:

$$\Delta n_x = -2u \sin \varphi V_2 - 2u \cos \varphi V_3 - \beta g - \frac{d}{dt} V_1;$$

$$\Delta n_y = \frac{d}{dt} V_2 - 2u \sin \varphi V_1 - \alpha g;$$

$$\Delta n_z = 2u \cos \varphi V_1 - \frac{d}{dt} V_3.$$

2.3.2 Неортогональность и масштабные коэффициенты гироскопов и акселерометров

Для нахождения углов **неортогональности** выставки датчиков, а также **масштабных коэффициентов** и их погрешностей необходимо определить проекции гироскопов и акселерометров при действии достаточно точно заданных угловых скоростей и ускорений. Для получения искомым параметров необходимо воспользоваться соотношениями из п. 2.2.4, при этом необходимо восстановить измеряемые значения по каналам угловой скорости и линейного ускорения:

$$n\omega_{os_cp}^{pos} = \omega_{зад} + \Delta\Omega_{os};$$

$$na_{os_cp}^{pos} = \omega_{зад} + \Delta n_{os},$$

где pos – номер позиции;

os – ось.

При действии угловой скорости вокруг вертикали (оси X) будут меняться направляющие косинусы С ориентации БИНС относительно географической системы координат (таблица 2.7).

Таблица 2.7. Изменения направляющих косинусов и измеряющихся угловых скоростей в зависимости от ориентации С

Ориентация, оси	Элементы матрицы косинусов С, отличные от 0	Значения задаваемых угловых скоростей Ω
X вверх, Y восток, Z север	$C_{31} = 1;$ $C_{12} = C_{23} = \cos(\omega_{зад}t);$ $C_{22} = \sin(\omega_{зад}t);$ $C_{13} = -\sin(\omega_{зад}t).$	$\Omega_X = \omega_{зад} + u \sin \varphi;$ $\Omega_Y = u \cos \varphi \cos(\omega_{зад}t);$ $\Omega_Z = u \cos \varphi \sin(\omega_{зад}t).$
Y вверх, Z восток, X север	$C_{32} = 1;$ $C_{13} = C_{21} = \cos(\omega_{зад}t);$ $C_{23} = \sin(\omega_{зад}t);$ $C_{11} = -\sin(\omega_{зад}t).$	$\Omega_X = u \cos \varphi \cos(\omega_{зад}t);$ $\Omega_Y = \omega_{зад} + u \sin \varphi;$ $\Omega_Z = u \cos \varphi \sin(\omega_{зад}t).$
Z вверх, Y север, X восток	$C_{33} = 1;$ $C_{11} = C_{22} = \cos(\omega_{зад}t);$ $C_{12} = -\sin(\omega_{зад}t);$ $C_{21} = \sin(\omega_{зад}t).$	$\Omega_X = u \cos \varphi \cos(\omega_{зад}t);$ $\Omega_Y = u \cos \varphi \sin(\omega_{зад}t);$ $\Omega_Z = \omega_{зад} + u \sin \varphi.$

При действии угловой скорости вокруг каждой из осей будут меняться направляющие косинусы С ориентации ИНС относительно географической системы координат. Начальные ориентации осей для вращения вокруг каждой оси указаны в первом столбце таблицы 2.7. При перестановках на стенде каждой осью вверх и вращении стола в горизонтальной плоскости значения элементов матрицы С будут меняться по синусно-косинусным законам в зависимости от величины задаваемой угловой скорости.

Учитывая это, при вращении вокруг вертикали (при установке осью X вверх), значения погрешностей угловой скорости будут определяться следующим образом:

$$\Delta \Omega_x = \frac{d}{dt} \gamma - u \cos \varphi \cos(\omega_{зад}t) \alpha + (\omega_{зад} + u \sin \varphi) \beta;$$

$$\Delta \Omega_z = \frac{\frac{d}{dt} \beta + (u \cos \varphi \sin(\omega_{зад}t)) \alpha - (\omega_{зад} + u \sin \varphi) \gamma}{\cos(\omega_{зад}t)(1 + tg(\omega_{зад}t)^2)} -$$

$$\begin{aligned}
& -t g(\omega_{\text{зад}} t) \frac{\frac{d}{dt} \alpha - (u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t)) \beta + (u \cos \varphi \cos(\omega_{\text{зад}} t)) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)}; \\
\Delta \Omega_y &= \frac{\frac{d}{dt} \alpha - (u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t)) \beta + (u \cos \varphi \cos(\omega_{\text{зад}} t)) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t)} + \\
& + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t) \left(\frac{\frac{d}{dt} \beta + (u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t)) \alpha - (\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} - \right. \\
& \left. -t g(\omega_{\text{зад}} t) \frac{\frac{d}{dt} \alpha - (u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t)) \beta + (u \cos \varphi \cos(\omega_{\text{зад}} t)) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} \right).
\end{aligned}$$

Аналогично при задании угловой скорости вокруг вертикали при установке осью Y вверх:

$$\begin{aligned}
\Delta \Omega_y &= \frac{d}{dt} \gamma - (\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) \alpha + u \cos \varphi \cos(\omega_{\text{зад}} t) \beta; \\
\Delta \Omega_x &= \frac{\frac{d}{dt} \beta + u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t) \alpha - u \cos \varphi \cos(\omega_{\text{зад}} t) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} - \\
& - \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t) \frac{\frac{d}{dt} \alpha - u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t) \beta + (\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)}; \\
\Delta \Omega_z &= \frac{\frac{d}{dt} \alpha - u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t) \beta + (\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t)} + \\
& + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t) \left(\frac{\frac{d}{dt} \beta + u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t) \alpha - u \cos \varphi \cos(\omega_{\text{зад}} t) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} - \right. \\
& \left. - \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t) \frac{\frac{d}{dt} \alpha - u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t) \beta + (\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} \right).
\end{aligned}$$

Аналогично при задании угловой скорости вокруг вертикали при установке осью Z вверх:

$$\begin{aligned}
\Delta \Omega_z &= \frac{d}{dt} \gamma - (u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t)) \alpha + (u \cos \varphi \cos(\omega_{\text{зад}} t)) \beta; \\
\Delta \Omega_y &= \frac{\frac{d}{dt} \beta + (\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) \alpha - (u \cos \varphi \cos(\omega_{\text{зад}} t)) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} - \\
& - \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t) \left(\frac{\frac{d}{dt} \alpha - (\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) \beta + (u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t)) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} \right); \\
\Delta \Omega_x &= \frac{\frac{d}{dt} \alpha - (\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) \beta + (u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t)) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t)} + \\
& + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t) \left(\frac{\frac{d}{dt} \beta + (\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) \alpha - (u \cos \varphi \cos(\omega_{\text{зад}} t)) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \text{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} - \right.
\end{aligned}$$

$$-\operatorname{tg}(\omega_{\text{зад}} t) \left(\frac{\frac{d}{dt} \alpha - (\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) \beta + (u \cos \varphi \sin(\omega_{\text{зад}} t)) \gamma}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \operatorname{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} \right).$$

При задании линейного ускорения для определения масштабного коэффициента на границе диапазона измерений будут действовать ускорения, указанные в таблице 2.8. Указанные соотношения справедливы для задания линейного ускорения на центрифуге при задании соответствующих угловых скоростей $\omega_{\text{зад}}$ для известного радиуса.

Таблица 2.8. Изменения направляющих косинусов и измеряющихся линейных ускорений в зависимости от ориентации

Ориентация, оси	Элементы матрицы косинусов C, отличные от 0	Значения задаваемых угловых скоростей Ω	Значения задаваемых линейных ускорений n
X вверх, Y восток, Z север	$C_{31} = 1$ $C_{12} = C_{23} = \cos(\omega_{\text{зад}} t)$ $C_{22} = \sin(\omega_{\text{зад}} t)$ $C_{13} = -\sin(\omega_{\text{зад}} t)$	$\Omega_x = \omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi$ $\Omega_y = 0$ $\Omega_z = u \cos \varphi$	$n_x = -g$ $n_y = a \cos(\omega_{\text{зад}} t)$ $n_z = a \sin(\omega_{\text{зад}} t)$
Y вверх, Z восток, X север	$C_{32} = 1$ $C_{13} = C_{21} = \cos(\omega_{\text{зад}} t)$ $C_{23} = \sin(\omega_{\text{зад}} t)$ $C_{11} = -\sin(\omega_{\text{зад}} t)$	$\Omega_x = u \cos \varphi$ $\Omega_y = \omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi$ $\Omega_z = 0$	$n_x = a \sin(\omega_{\text{зад}} t)$ $n_y = -g$ $n_z = a \cos(\omega_{\text{зад}} t)$
Z вверх, Y север, X восток	$C_{33} = 1$ $C_{11} = C_{22} = \cos(\omega_{\text{зад}} t)$ $C_{12} = -\sin(\omega_{\text{зад}} t)$ $C_{21} = \sin(\omega_{\text{зад}} t)$	$\Omega_x = 0$ $\Omega_y = u \cos \varphi$ $\Omega_z = \omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi$	$n_x = a \cos(\omega_{\text{зад}} t)$ $n_y = a \sin(\omega_{\text{зад}} t)$ $n_z = -g$

Учитывая указанные изменения параметров матрицы C, можно определить погрешности измеряемого линейного ускорения. При положении ось **X вверх**, Y восток, Z север:

$$\begin{aligned} \Delta n_x &= \frac{d}{dt} V_3 + 2(\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) V_2 + \beta g + \alpha \cos(\omega_{\text{зад}} t); \\ \Delta n_z &= \frac{\frac{d}{dt} V_2 + 2u \cos \varphi V_1 - 2(\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) V_3 - \gamma g - \alpha \sin(\omega_{\text{зад}} t)}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \operatorname{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} - \\ &\quad - \operatorname{tg}(\omega_{\text{зад}} t) \frac{\frac{d}{dt} V_1 - 2u \cos \varphi V_2 - \gamma a \cos(\omega_{\text{зад}} t) + \beta \sin(\omega_{\text{зад}} t)}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \operatorname{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)}; \\ \Delta n_y &= \frac{\frac{d}{dt} V_1 - 2u \cos \varphi V_2 - \gamma a \cos(\omega_{\text{зад}} t) + \beta \sin(\omega_{\text{зад}} t)}{\cos(\omega_{\text{зад}} t)} + \\ &\quad + \operatorname{tg}(\omega_{\text{зад}} t) \Delta n_z \left(\frac{\frac{d}{dt} V_2 + 2u \cos \varphi V_1 - 2(\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) V_3 - \gamma g - \alpha \sin(\omega_{\text{зад}} t)}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \operatorname{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} - \right. \\ &\quad \left. - \operatorname{tg}(\omega_{\text{зад}} t) \frac{\frac{d}{dt} V_1 - 2u \cos \varphi V_2 - \gamma a \cos(\omega_{\text{зад}} t) + \beta \sin(\omega_{\text{зад}} t)}{\cos(\omega_{\text{зад}} t) (1 + \operatorname{tg}(\omega_{\text{зад}} t)^2)} \right). \end{aligned}$$

При положении **Y вверх**, Z восток, X север:

$$\Delta n_y = \frac{d}{dt} V_3 - 2(\omega_{\text{зад}} + u \sin \varphi) V_1 + 2u \cos \varphi V_2 - \beta \sin(\omega_{\text{зад}} t) - \alpha g;$$

$$\begin{aligned} \Delta n_x &= \frac{\frac{d}{dt}V_2 - 2ucos\varphi V_3 + \gamma a \sin(\omega_{зад}t) - \alpha a \cos(\omega_{зад}t)}{\cos(\omega_{зад}t)(1+tg(\omega_{зад}t)^2)} - \\ &- tg(\omega_{зад}t) \frac{\frac{d}{dt}V_1 + 2(\omega_{зад} + u \sin\varphi)V_3 + \gamma g + \beta a \cos(\omega_{зад}t)}{\cos(\omega_{зад}t)(1+tg(\omega_{зад}t)^2)}, \\ \Delta n_z &= \frac{\frac{d}{dt}V_1 + 2(\omega_{зад} + u \sin\varphi)V_3 + \gamma g + \beta a \cos(\omega_{зад}t)}{\cos(\omega_{зад}t)} + \\ &+ tg(\omega_{зад}t) \left(\frac{\frac{d}{dt}V_2 - 2ucos\varphi V_3 + \gamma a \sin(\omega_{зад}t) - \alpha a \cos(\omega_{зад}t)}{\cos(\omega_{зад}t)(1+tg(\omega_{зад}t)^2)} - \right. \\ &\left. - tg(\omega_{зад}t) \frac{\frac{d}{dt}V_1 + 2(\omega_{зад} + u \sin\varphi)V_3 + \gamma g + \beta a \cos(\omega_{зад}t)}{\cos(\omega_{зад}t)(1+tg(\omega_{зад}t)^2)} \right). \end{aligned}$$

При положении **Z** вверх, Y север, X восток:

$$\begin{aligned} \Delta n_z &= \frac{d}{dt}V_3 - 2ucos\varphi V_1 - \beta a \cos(\omega_{зад}t) + \alpha a \sin(\omega_{зад}t); \\ \Delta n_y &= \frac{\frac{d}{dt}V_2 + 2(\omega_{зад} + u \sin\varphi)V_1 + \gamma a \cos(\omega_{зад}t) + \alpha g}{\cos(\omega_{зад}t)(1+tg(\omega_{зад}t)^2)} - \\ &- tg(\omega_{зад}t) \frac{\frac{d}{dt}V_1 - 2(\omega_{зад} + u \sin\varphi)V_2 + 2ucos\varphi V_3 - \gamma a \sin(\omega_{зад}t) - \beta g}{\cos(\omega_{зад}t)(1+tg(\omega_{зад}t)^2)}, \\ \Delta n_x &= \frac{\frac{d}{dt}V_1 - 2(\omega_{зад} + u \sin\varphi)V_2 + 2ucos\varphi V_3 - \gamma a \sin(\omega_{зад}t) - \beta g}{\cos(\omega_{зад}t)} + \\ &+ tg(\omega_{зад}t) \left(\Delta n_y \frac{\frac{d}{dt}V_2 + 2(\omega_{зад} + u \sin\varphi)V_1 + \gamma a \cos(\omega_{зад}t) + \alpha g}{\cos(\omega_{зад}t)(1+tg(\omega_{зад}t)^2)} - \right. \\ &\left. - tg(\omega_{зад}t) \frac{\frac{d}{dt}V_1 - 2(\omega_{зад} + u \sin\varphi)V_2 + 2ucos\varphi V_3 - \gamma a \sin(\omega_{зад}t) - \beta g}{\cos(\omega_{зад}t)(1+tg(\omega_{зад}t)^2)} \right). \end{aligned}$$

Пример расчетных формул для смещения нуля при использовании метода наименьших квадратов рассмотрен в приложении 1.

2.3.3 Сравнение применения способов идентификации с прямыми измерениями и с выходами БИНС

Не сравнивая точность используемых математических методов оценивания, можно выделить ряд моментов, касающихся особенностей калибровки с косвенными измерениями. Для сравнения проводился тестовый запуск программного обеспечения, реализующего формулы из п. 2.2 и п. 2.3 для обработки измерений при наборе движений и позиционирований на одной температуре. Время расчета калибровочных коэффициентов для прямых выходов составило 5с, для косвенных с упрощенными формулами, выведенным в разделах 2.3.1 и 2.3.2 – 20 с, для косвенных по исходным формулам (22) и (23) – 57с на настольном ПК с процессором Intel Core i7 2800 МГц. При увеличении количества температурных точек, а также повторений продолжительность расчетов будет масштабироваться и может занять значительное время.

Ненастроенные МЭМС датчики с выходами в кодах АЦП (в случае аналоговых выходов появляются дополнительные затруднения, связанные с оцифровкой) имеют большой неединичный масштабный коэффициент, а также значительные систематические погрешности, которые, как подразумевается, должен устранять конечный пользователь. В этом случае калибровка может производиться только при прямых измерениях. В готовом БИНС как правило уже проведена некоторая настройка датчиков, но при этом подразумевается пользовательская донастройка для выхода к минимальным погрешностям.

При идентичной настройке (например, ГИБ с выходами с прямыми выходами и параметрами БИНС) и параметрах функционирования (частота, типы данных, математические методы) оба способа должны давать приблизительно идентичный результат (приведенные в разделе аналитические соотношения по сути являются обратными формулами БИНС) с погрешностью вычисления типов данных.

2.4 Калибровка в температурном диапазоне

В разделах 2.2 и 2.3 затрагивалась тема идентификации погрешностей, а также нахождения их систематических составляющих на некоторой неопределенной постоянной температуре с учётом нестабильностей. При этом остался за скобками вопрос изменения систематической составляющей погрешностей в температурном диапазоне.

2.4.1 Классическая температурная калибровка

Как уже описывалось в разделе 2.3.1, при неизменных внешних условиях в зависимости от конструкции ГИБ может изменяться внутренняя температура. Описанный в 2.2 и в 2.3 процесс калибровки может быть повторён на любой температуре в диапазоне измерений, при этом изменяться будут только численные значения параметров. Такой подход годится для изделий с малым временем эксплуатации – в таком случае начальную внешнюю температуру при старте можно считать постоянной, и далее учитывать только внутреннюю динамику.

Пример результатов использования табличного метода аппроксимации температурной составляющей начального смещения нуля гироскопов ($\omega_{дрТ}(T)$) и его точности для одного из МЭМС гироскопов приведен в таблице 2.9.

Таблица 2.9. Пример соответствий значений смещения нуля и его нестабильности температурам в диапазоне

Температура, °С	Смещение нуля, °/с	Нестабильность смещения нуля от включения к включению
-60	0,023	0,0033
-40	0,015	0,0032
-20	0,012	0,0029
0	0,017	0,0031

Температура, °С	Смещение нуля, °/с	Нестабильность смещения нуля от включения к включению
20	0,006	0,0028
40	0,019	0,0029
60	0,031	0,0031

При описании зависимости смещения нуля от температуры линейным полиномом

$$a_1 T + a_0 = \nu\omega_{\text{см0 сист}} [186].$$

Для двух точек получается система линейных уравнений, имеющая одно решение с a_0 как значении предыдущей точки и a_1 – скоростью изменения статического температурного параметра.

Пусть смещение нуля описано n точек, и проведено измерений $m > n$, тогда максимальная разность реально измеренных смещений нуля и описанных полиномами:

$$\nu\omega_{\text{см0 случ}} = \max(\nu\omega_{\text{см}i} - \nu\omega_{\text{см0 сист}} k_i);$$

где $i = 1 \dots m$,

$\nu\omega_{\text{см}} k_i$ – расчетное значение полинома в i -й точке, совпадающее с калибровочным на калибровочной температуре и рассчитываемое как

$$\nu\omega_{\text{см0 сист}} k_i = \nu\omega_{\text{см0 сист}} k_{T_{i-1}} + \frac{\nu\omega_{\text{см0 сист}} k_{T_i} - \nu\omega_{\text{см0 сист}} k_{T_{i-1}}}{T_i - T_{i-1}}$$

При фиксированном подходе с n температурных точек и $m \rightarrow \infty$ назовем Δsm_0 остаточной погрешностью калибровки.

По таблице 2.9 видно, что существует небольшая изменчивость 3 СКО от включения к включению, зависящая от температуры,

$$\Delta \delta \nu\omega_{\text{см0}} k = 0,0005^\circ/\text{с};$$

По сравнению с нестабильностью исследуемого гироскопа этой величиной можно пренебречь и считать $\delta \nu\omega_{\text{см0 сист}} k$ постоянным во всем температурном диапазоне. Для всех исследованных датчиков этот параметр был постоянен в заявленном диапазоне и мог увеличиваться за его пределами.

Аналогичным образом определяются систематическая и случайная составляющая смещения нуля акселерометров $\nu a_{\text{см сист}}$ и $\nu a_{\text{см0 случ}}$. Такой же табличный подход справедлив и для определения температурных погрешностей масштабных коэффициентов $\nu K\omega_T$ и $\nu K a_T$.

Было проведено исследование, показывающее остаточное значение погрешностей (температурная нестабильность, $\nu\omega_{\text{см0T}}(T)$ для начального смещения нуля, $\nu\omega_{\text{дрTt}}(T, t)$ для дрейфа нуля) при различной дискретизации диапазона для калибровки (различным количеством температурных точек), значения приведены в таблице 2.10. Исходно брались значения на 30

температурных точках, и для выбранной дискретизации строилась кусочно-линейная кривая, вычитались расчетные и реальные значения.

Таблица 2.10. Значения нестабильности в температурном диапазоне при различной точности дискретизации

Дискретизация, количество температурных точек	Значения температурной нестабильности различных погрешностей			
	Дрейф гироскопа, °/с	Погрешность МК гироскопа, %	Дрейф акселерометра, g	Погрешность МК акселерометра, %
1 (Н. У.)	0,032	0,041	0,024	0,022
3 (мин., Н.У, макс.)	0,0085	0,015	0,0061	0,011
5	0,0035	0,0058	0,0033	0,0052
7	0,0029	0,0031	0,0022	0,0041
10	0,0026	0,003	0,002	0,0031
12	0,0025	0,0025	0,0016	0,0027
15	0,0022	0,0025	0,0014	0,0027
20	0,0021	0,0024	0,0012	0,0024

Как видно из таблицы, при количестве более 12 включений достичь более существенной точности не удастся. Обычно это связано с тем, что существует 1-3 температурных точки, имеющих произвольные отклонения от кривой, что и приводит к температурной нестабильности (рисунок 2.7)

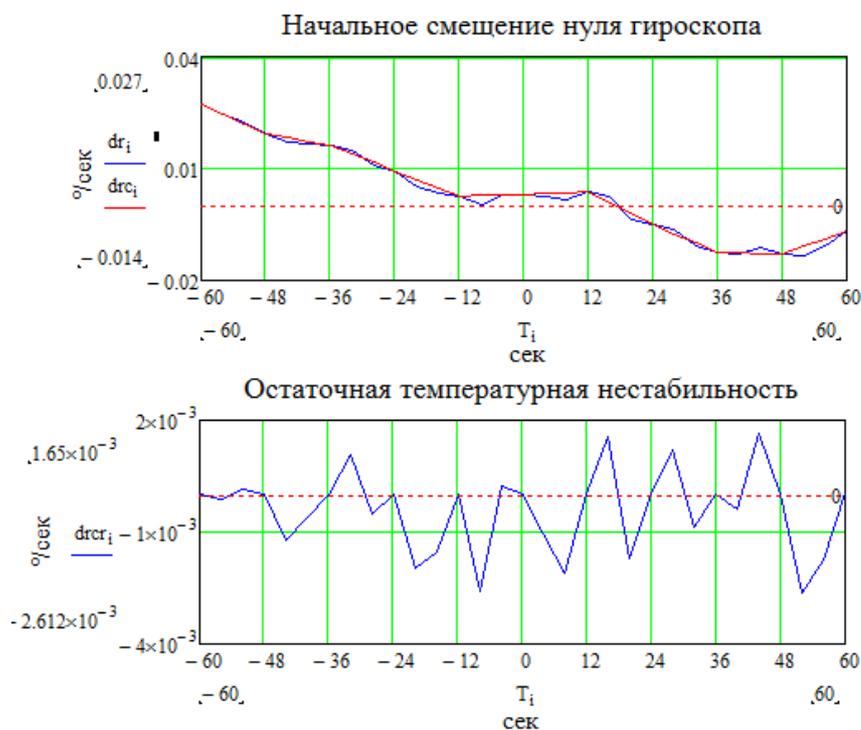


Рисунок 2.7. Пример изменения начального смещения нуля от температура. 30 исходных точек, калибровка 10ю точками и остаточная нестабильность.

2.4.2 Температурная калибровка с учетом температурного гистерезиса

МЭМС датчики могут применяться и в высокоманевренных летательных аппаратах, таких как малые БПЛА и ракеты малой дальности. Условия работы этих аппаратов таковы, что в течение нескольких секунд высота может измениться на километры, а температура – на десятки градусов Цельсия. В связи с этим изменение дрейфа нуля имеет более сложную зависимость и требует более подробного исследования.

Работа [187] описывает структурные изменения чувствительного элемента, расположения его точек при изменении температуры, показано, что различие местоположения точек при высокой и низкой температурах может достигать 100 нм (рисунок 2.8).

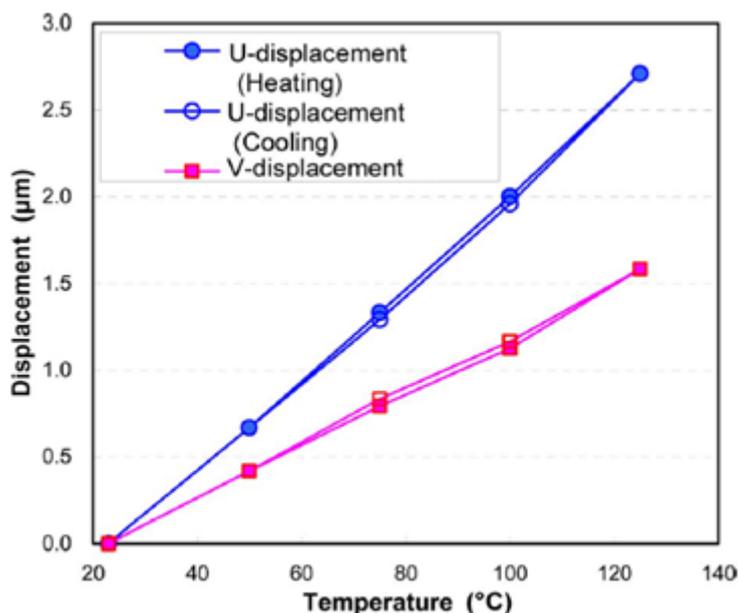


Рисунок 2.8 Смещение местоположения точки центра кремниевой структуры по ширине (U) и высоте (V) при повышении и понижении температуры

Данное исследование говорит об изменении состояния кремниевой структуры при различных температурных градиентах. Габаритные изменения чувствительных элементов могут привести к изменению амплитуды и частоты собственных колебаний, что ведет к ухудшению точностных характеристик. Градиент температуры распределен внутри капсулы датчика неоднородно, также неоднородности добавляет внутренний нагрев капсулы от микроэлектронной аппаратуры, а также нагрев других компонентов внутри блока. На рисунке 2.9 показано понижение температуры внизу капсулы МЭМС датчика (теплосток на место установки) [188].

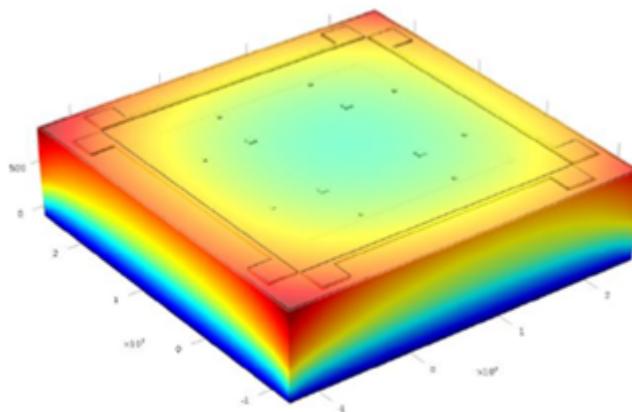


Рисунок 2.9 Температурный градиент внутри капсулы МЭМС датчика.

Производитель датчиков может учесть указанные особенности, внося конструктивные и алгоритмические изменения, конечному пользователю необходимо провести исследования влияния температурных изменений на значения погрешностей в составе конечного блока, в котором будут эксплуатироваться датчики. Ряд работ [189], исследует различную температурную динамику, вызванную разным уровнем нагрева внутренних компонентов. В этой работе разделены начальное смещение и дрейф нуля, однако не исследовано изменение начального смещения нуля, также не учтена динамика изменения внешней температуры. В работе [44] помимо нагрева внутренних элементов описано явление “гистерезиса”, связанное с вариантами изменения дрейфа при различных скоростях нагревания и охлаждении. С целью коррекции предлагаются различные методы, например, линейная интерполяция [70] и механизм на основе нейросетей [190], прогнозирующий изменение дрейфа от величины градиента температуры.

Явление температурного гистерезиса смещения нуля наглядно проявляется в показаниях МЭМС датчиков. С целью решения проблемы зависимость от гистерезиса смещения нуля была создана методика, отделяющая дрейф, вызванный внутренним нагревом и дрейф, вызванный внешним нагревом, в том числе дрейф гистерезиса, учитывающий различные начальные смещения нуля. Было проведено исследование изменения начального смещения и дрейфа нуля за 10 секунд в диапазоне температур от 20 до 60 градусов. Производились измерения в температурных точках с дискретностью 2 градуса при повышении и понижении температуры со скоростью 2 °С /мин. Термодатчик показывает запаздывание градиента температуры внутри капсулы относительно камеры, поэтому для сравнения выбирались записи со схожими показаниями термодатчика (разность не более 0,5 °С). При повторениях эксперимента было отмечено, что нестабильности от включения к включению при температурной динамике несколько вырастают. В данном эксперименте явно проявилась петля “гистерезиса”. На рисунке 2.10 показано изменение начального смещения нуля при повышении и понижении температуры со скоростью 2 °С /мин при близких показаниях термодатчика. Подобное отличие

проявилось и в дрейфе при температурной динамике, которую можно отследить по показаниям термодатчика в течение времени записи.

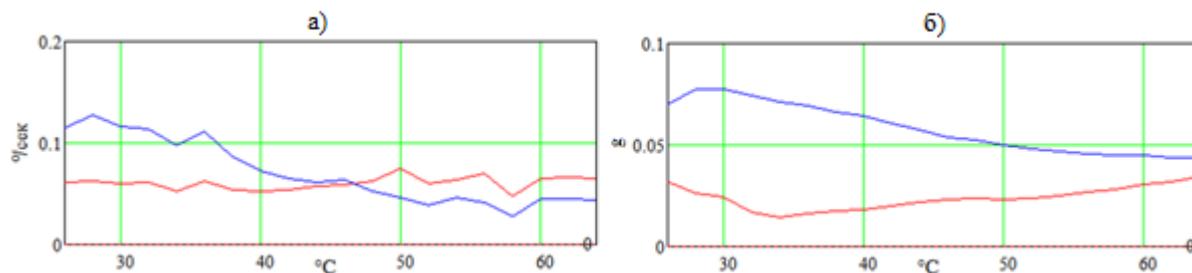


Рисунок 2.10. Корреляция смещения нуля МЭМС гироскопов (а) и акселерометров (б) от температуры. Повышение температуры – красные кривые, понижение - синие

При запуске прибора и изменения температуры из постоянных климатических условий наблюдается классическая петля гистерезиса, при температурной динамике изменяется также начальное смещение нуля, как на рисунке 2.10. Следовательно, учитывая, что начальное смещение вносит большой вклад в общее смещение нуля, необходимо осуществлять его прогноз за короткое время. С учетом особенностей функционирования термодатчиков в составе МЭМС, первые значения температуры можно получить через 1 секунду после запуска, а значения динамики – через 5 секунд. Информация о динамике может служить для выбора режима работы – стабильные условия, повышение или понижение температуры (возможен также выбор скорости изменения температуры).

С учетом указанных замечаний предлагается расширить табличный подход соответствия измеряемых температур и смещений нуля температурной динамикой. Пример измеренных значений для одного из МЭМС гироскопов приведен в таблице 2.11.

Таблица 2.11. Соответствие значений смещения нуля гироскопа различным температурам и температурным динамикам

Температура, °C/ Динамика	Смещение нуля, °/с		
	-2°C/мин	Постоянная температура	+2°C/мин
-60	0,026	0,023	0,019
-20	0,014	0,012	0,011
0	0,016	0,017	0,015
20	0,007	0,006	0,006
40	0,017	0,019	0,02
60	0,028	0,031	0,033

Используя табличные значения и измеряя текущую динамику по показаниям термодатчика, можно вывести актуальное значение смещения нуля [101]. Коэффициент текущей температурной динамики можно рассчитать как:

$$drg = Tst_{j-1} + \frac{Tdyn - Tst_{j-1}}{Tst_j - Tst_{j-1}},$$

где $Tdyn$ – текущее значение температурной динамики, измеряющееся как

$$T_{dyn} = \frac{T_{нов} - T_{стар}}{t},$$

где $T_{нов}$ и $T_{стар}$ – значения температуры в разные моменты времени, t – время, прошедшее между ними, имеет смысл рассматривать t не менее 10 секунд.

Tst_{j-1} и Tst_j – табличные значения температурной динамики в заголовках таблицы, между которыми находится T_{dyn} .

Актуальное значение дрейфа нуля (пример для гироскопов) можно рассчитать как:

$$\nu\omega_{см\ сис\т}kT_i = \nu\omega_{см}kT_{T_{i-1},dyn} + \frac{\nu\omega_{см\ сис\т}kT_{T_i,dyn} - \nu\omega_{см\ сис\т}kT_{T_{i-1},dyn}}{T_i - T_{i-1}},$$

где $\nu\omega_{см}kT_{T_i,dyn} = \nu\omega_{см\ сис\т}kT_{T_{i,j-1}} + drg(\nu\omega_{см\ сис\т}kT_{T_{i,j}} - \nu\omega_{см\ сис\т}kT_{T_{i,j-1}})$;

$j = 1 \dots n$ – столбец, с температурной динамикой больше текущей;

$i = 1 \dots m$ – выбранный столбец с температурой, большей текущей.

Так как температурная динамика может изменяться, подход может быть расширен путем добавления измерения от времени. То есть, подобные температурные коэффициенты drg_{t_k} рассчитываются для каждого временного интервала. Тогда между временными точками, имеющими соответствующие значения смещения нуля будет рассчитано итоговое значение:

$$\nu\omega_{см\ сис\т}kT_{T_i,dyn,t_k} = \nu\omega_{см\ сис\т}kT_{T_i,dyn,t_{k-1}} + \frac{\nu\omega_{см\ сис\т}kT_{T_i,dyn,t_k} - \nu\omega_{см\ сис\т}kT_{T_i,dyn,t_{k-1}}}{t_k - t_{k-1}}.$$

Остаточная разность между реально измеренными при какой-либо динамике значениям смещения нуля и определенными согласно подходу будет компонентой $\nu\omega_{др\т\ с\л\уч}(T, t)$.

Для сравнения применения классической температурной калибровки и использования метода с температурной динамикой была проведена калибровка ГИБ по каждому из способов, а после нее измерены остаточные погрешности для 12 МЭМС гироскопов, лучшие значения для одного из датчиков приведены в таблице 2.12.

Таблица 2.12. Результаты применения двух способов температурной калибровки

Температура, Динамика	Смещение нуля, °/с					
	-2°С/мин		Пост. температура		+2°С/мин	
Способ калибровки	Класс.	Темп. дин.	Класс.	Темп. дин.	Класс.	Темп. дин.
-60	0,0022	0,0014	0,0015	0,0017	0,0023	0,0016
-20	0,0025	0,0019	0,0018	0,0016	0,0019	0,0016
0	0,0009	0,001	0,0008	0,0007	0,0014	0,0014
20	0,0012	0,0008	0,0005	0,0006	0,0008	0,0005
40	0,0009	0,0005	0,0007	0,0005	0,0004	0,0006
60	0,0014	0,0007	0,0011	0,0009	0,0012	0,001

По результатам применения двух способов видно, что метод учета температурной динамики имеет в среднем на 40% лучшие результаты по остаточному смещению нуля при изменении температуры со скоростью +2°С/мин и -2°С/мин и примерно аналогичные результаты при постоянной температуре. Это показывает, что способ учета температурной

динамики более пригоден для калибровки ГИБ, применяющихся в высокоманевренных летательных аппаратах с быстрым изменением температуры среды.

От запуска до момента определения динамики, а следовательно, ее коэффициентов проходит некоторое время. Базовые коэффициенты, взятые изначально, например, для стабильных внешних условий, будут отличаться от тех, которые должны были быть взяты при наличии информации о динамике. Однако, информация о разности истинных и базовых коэффициентов может быть использована для поправки навигационных параметров. В зависимости от объема памяти и мощности вычислительных средств можно использовать следующие подходы к уменьшению ошибок конечно навигационной системы:

1) При отсутствии проблем с вычислительными ресурсами данные измерений могут быть сохранены в памяти до момента нахождения точных коэффициентов, а после эти данные, а также интегральные навигационные параметры могут быть пересчитаны заново с их учетом. Негативным эффектом такого подхода может быть появление “скачка” навигационных параметров при вычитании перерасчитанных значений, вызванного разностью базовых и оцениваемых параметров. Это может иметь негативные последствия для управляющей системы.

2) При небольшом размере памяти первый способ можно упростить расчетами интегрированных ошибок по усредненным значениям. Такой подход немного снижает точность компенсации ошибки навигационных параметров и не решает проблему скачка параметров.

Существенного изменения масштабного коэффициента при изменении температурной динамики не выявлено, поэтому для определения $\nu\omega_T$ и $\nu K_a T$ достаточно применения классического статического подхода.

2.5 Систематические значения и нестабильность погрешностей

В математических моделях 5-20 есть параметры, которые не могут быть устранены при одном полном цикле калибровки, но могут быть исследованы и учтены в математических методах калибровки (например, при использовании фильтра Калмана), при построении плана калибровки как для одного цикла (количество повторений), так и определении периодичности калибровки/докалибровки. К таким параметрам относятся случайные, изменяющиеся от включения к включению и в процессе хранения ($\nu\omega_{дрвкл}$, $\nu\omega_{дрхр}$, $K\omega_{вкл}$ и т.д.). В этом разделе описывается разделение суммарных параметров, описанных в разделе 2.1, на систематические и случайные по нескольким признакам, таким как нестабильность в запуске, от включения к включению и времени хранения. Проведены исследования характера случайных параметров с целью уточнения методики их определения на примере датчиков АО “ГИРООПТИКА”.

2.5.1 Нестабильность параметров в запуске

Нестабильностью смещения нуля в запуске является по сути дрейф нуля. Его температурная составляющая рассмотрена в разделе 2.4. В случае, когда корреляция с температурой не прослеживается (рисунок 2.11), либо имеется аддитивная составляющая, необходимо учесть её изменения, если они имеют систематический характер. Для каждой из временных точек устанавливается соответствующее значение путем достаточного количества измерений.

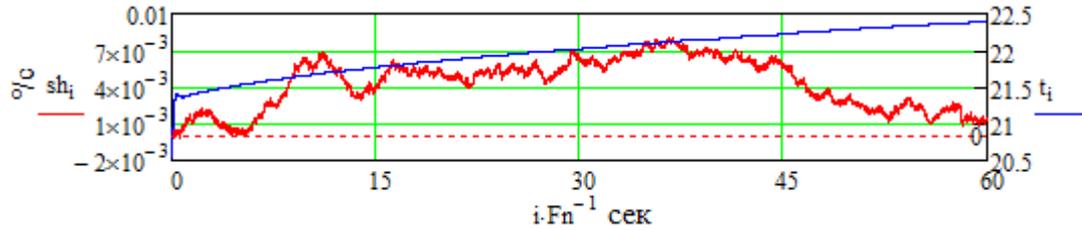


Рисунок 2.11. Изменения смещения нуля и показаний термодатчика в запуске

Для n временных точек рассчитываются усредненные значения, а для промежуточных значения возможна аппроксимация следующим образом:

$$\nu\omega_{\text{дрт сист } i} = \nu\omega_{\text{др сист } T_{i-1}} + \frac{\nu\omega_{\text{др сист } T_i} - \nu\omega_{\text{др сист } T_{i-1}}}{t_i - t_{i-1}}.$$

Также возможно использование полинома более высокой степени для описания измеренной кривой:

$$\nu\omega_{\text{др } t \text{ сист}}(T, t)_j = \sum_{i=1}^n \nu\omega_{\text{дрт } j}^i,$$

где $\nu\omega_{\text{др.сист}}(T, t)_j$ – измеренные значения;

n – степень полинома;

$j = 1 \dots m$ – число измерений, взятых для оценки.

Оценка коэффициентов может быть проведена методом наименьших квадратов.

Остаточная изменчивость дрейфа $\nu\omega_{\text{дрт случ}}$ может быть оценена как разность реальных значений дрейфа и систематической составляющей. Для оценки необходимо брать значения дрейфа $\nu\omega_{\text{дрт}}$, усредненные методом скользящего окна (длиной от 10 до измерений в зависимости от частоты выдачи информации и шума датчика). В качестве наихудшего значения можно взять максимум модуля разности значений по всей записи:

$$\nu\omega_{\text{дрт случ}} = \max |\widetilde{\nu\omega_{\text{дрт}i}} - \nu\omega_{\text{др } t \text{ сист}i}|,$$

где $\widetilde{\nu\omega_{\text{дрт}i}}$ – усредненные методом скользящего окна реальные значения дрейфа.

Для этого необходимо установить разброс смещений нуля на временных точках от включения (пример в таблице 2.13 для 20 измерений).

Таблица 2.13. Изменения разброса смещения нуля от времени.

Секунд после вкл.	0	10	30	60	120	300	600	1200	3600
Дрейф, 3 СКО	0,0223	0,0074	0,0087	0,0107	0,01092	0,0126	0,0125	0,0118	0,0127

По результатам видно, что размер дисперсии незначительно увеличивается со временем.

Аналогичным образом была исследована погрешность масштабного коэффициента $uK\omega_T$ (пример в таблице 2.14 для 5 измерений), исследовался её разброс и отклонение среднего значения масштабного коэффициента (рисунок 2.12).

Таблица 2.14 Изменение отклонения среднего значения МК и его СКО от времени с момента включения

Секунд после вкл.	0	10	30	60	120	300	600	1200	3600
Отклонение среднего значения МК, %	0,029	0,027	0,021	0,014	0,006	0,01	0,019	0,028	0,033
Погрешность МК, 3 СКО, %	0,014	0,015	0,017	0,014	0,018	0,021	0,022	0,021	0,017

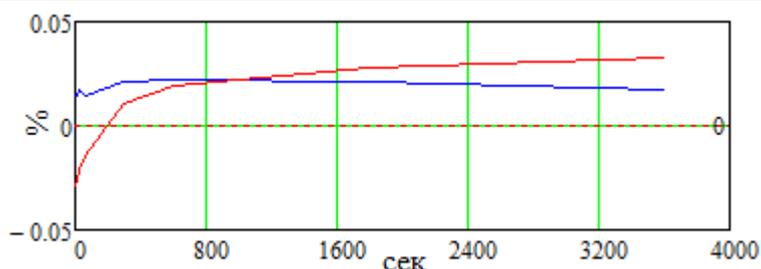


Рисунок 2.12. Отклонение МК от среднего значения (красная линия), нестабильность МК относительно среднего значения (синяя линия).

Заметно, что погрешность несколько увеличивается при включении, что, возможно, связано с внутренней донастройкой гироскопа, к 10й секунде достигает минимума, затем практически не изменяется, увеличиваясь только после 10 минут функционирования. Малая величина изменчивости нестабильности масштабного коэффициента в запуске (0,007%) говорит о том, что эту нестабильность можно считать постоянной.

2.5.2 Нестабильность параметров от включения к включению (и их изменение при хранении)

Были проведены совмещенные исследования неустойчивости от включения к включению и на протяжении хранения. В этом пункте рассматривается неустойчивость смещения нуля и масштабного коэффициента от включения к включению МЭМС гироскопов и акселерометров, её изменение в одном запуске и на протяжении хранения.

Нестабильность от включения к включению подразумевает, что существует некоторое устойчивое распределение случайной величины (например, смещения нуля) в рамках непродолжительного периода времени. В разделе 1.4.1 было показано, что текущие исследования позволяют рассматривать изменчивость случайных параметров МЭМС датчиков кроме дрейфа нуля как белый шум. То есть можно оценить неустойчивость как 3 СКО измерений (пример для смещения нуля гироскопов):

$$u\omega_{\text{см0вкл}} = 3 \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \omega_{\text{см0}i}}{n-1}},$$

где $i = 1 \dots n$ – включения.

или как разность максимума и минимума для всех измеренных значений:

$$u\omega_{\text{см0вкл}} = \max(\omega_{\text{см0}}) - \min(\omega_{\text{см0}}).$$

Среднее арифметическое значение смещений нуля можно считать средним для проведенной серии включений:

$$u\omega_{\text{см0вкл}} = \frac{\sum_{i=1}^n \omega_{\text{см0}i}}{n}.$$

Это значение можно считать систематическим для текущей температурной и временной (хранение) точки в случае, если изменчивость от включения к включению имеет значительную величину. Подобным образом можно определить параметры $u\omega_{\text{дрвкл}}$ и $Ku\omega_{\text{вкл}}$ для дрейфа нуля и масштабного коэффициента соответственно, аналогично можно определить параметры акселерометров.

Для обоснования количества запусков можно использовать метод доверительного интервала. Из формулы связи генеральной совокупности количества запусков и значения функции Лапласа следует [102]:

$$d = \frac{t_{kp} * s}{\sqrt{n}} \quad (27),$$

где d – доверительный интервал, t_{kp} – значение функции Лапласа для выбранной вероятности, s – СКО выбранных значений, n – генеральная совокупность.

Был поставлен эксперимент, исследующий изменение как случайных, так и систематических параметров в зависимости от времени от включения, а также при хранении.

Исследовалась изменчивость нестабильности смещения и дрейфа нуля от включения к включению. В работах [26, 189, 174] такая нестабильность исследовалась наряду с изменением систематических параметров. При этом в работе [26] был показан метод, обосновывающий важность учёта нестабильности смещения нуля от включения к включению, времени хранения, а также совокупного влияния этих факторов.

Для оценки количества повторов смещения нуля при доверительном интервале 0,005 и предварительно оцененном СКО, равном 0,007, по формуле (27) было найдено число:

$$n \geq \left(\frac{t_{kp} * s}{d} \right)^2 = \left(\frac{2.96 * 0.007}{0.005} \right)^2 = 17,17.$$

Исходя из этого, было проведено 20 измерений для 12 датчиков с заявленным СКО смещения нуля 0,02 %/с. По значениям разброса начального смещения и дрейфа нуля были получены результаты (таблица 2.15).

Таблица 2.15. Изменение 3 СКО смещения нуля от времени с момента включения и времени хранения

Секунд после вкл.	Калибровочный $3\sqrt{\sigma}$, %/с	Неделя $3\sqrt{\sigma}$, %/с	Две недели $3\sqrt{\sigma}$, %/с	Месяц $3\sqrt{\sigma}$, %/с	Два месяца $3\sqrt{\sigma}$, %/с
0	0,021837	0,016003	0,015896	0,019196	0,018212
10	7,441278e-3	0,010182	7,371446e-3	9,931069e-3	7,914116e-3
30	8,757877e-3	0,010093	9,244693e-3	0,010344	9,869668e-3
60	0,010765	0,01142	9,788206e-3	0,010251	0,010431
300	0,012689	0,014812	0,013904	0,015458	0,017805
3600	0,012777	0,014422	0,013661	0,015835	0,014912

По таблице видно, что выделяется разброс начального смещения, который может быть до 100% больше разброса в других временных точках, при этом разброс во всех остальных точках обычно составляет не более 50% от максимального значения. Отсюда был подтверждён тезис, что разброс начального смещения нуля оказывает более значительное влияние на интегральную погрешность, чем разброс дрейфа нуля. При этом от времени хранения разброс также меняется не более, чем на 30%, но в пределах заявленных значений.

Также проводились эксперименты по изменению разброса масштабного коэффициента. В исследовании [176] была исследована нестабильность масштабного коэффициента от включения в процессе хранения (рисунок 2.13). Изменения нестабильности при хранении составили не более 0,03%.

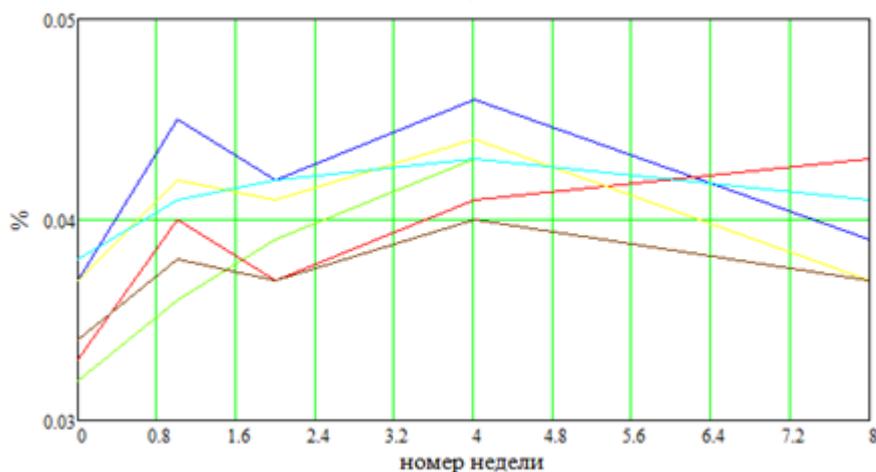


Рисунок 2.13 Разброс нестабильности масштабного коэффициента от номера недели на угловых скоростях от 50 до 300°/с

Экспериментально было показано, что нестабильность параметров от включения к включению может меняться при различных температурах (таблица 2.16):

Таблица 2.16 Нестабильности смещения нуля и масштабного коэффициента при различных температурах.

Температура, °С / Параметр	Нестабильность начального смещения нуля, °/с	Необходимое число повторений для смещения нуля	Нестабильность масштабного коэффициента, %	Необходимое число повторений для масштабного коэффициента
-55	0,012	15	0,02	12
-30	0,008	12	0,015	8
0	0,006	10	0,012	6
20	0,006	10	0,01	5
65	0,01	15	0,03	15

Такие результаты говорят о том, что для достижения одинаковой точности может потребоваться различный объём испытаний.

Также была установлена закономерность увеличения разброса масштабного коэффициента, в зависимости от величины угловой скорости. С увеличением угловой скорости точность определения масштабного коэффициента возрастает. В таблице 2.17 приведены значения этого разброса относительно заданной угловой скорости, вес дрейфа нуля, который может оказать влияние на измерение этой величины, а также рекомендуемое число запусков, определенное по доверительному интервалу 99%.

Таблица 2.17 Погрешность определения масштабного коэффициента, вес составляющей дрейфа нуля, рекомендуемое число повторений в зависимости от угловой скорости.

Угловая скорость	3 δ определения масштабного коэффициента, %	Вес случайной составляющей дрейфа нуля, %	Рекомендуемое число повторений
0,005	39,7	200	116600
0,01	24,3	100	43900
0,05	6,6	20	1833
0,1	4,9	10	126
1	1,3	1	7
10	0,32	0.1	8
50	0,33	0.02	8
100	0,32	0.01	8
200	0,339	0.005	9
300	0,351	0.0033	9
400	0,363	0.0025	10
500	0,367	0.002	10

Один масштабный коэффициент рассчитывался по формуле:

$$v\omega_{MKj} = \frac{\sum_{i=2000}^{5000} M_i}{20} - v\omega_{см0 \text{ сист}},$$

где M_i - i -е измеренное значение во время задания угловой скорости.

$$v\omega_{см \text{ сист}} = \frac{\sum_{i=0}^{2000} M_i}{20},$$

где M_i - i -е измеренное значение во время отсутствия угловой скорости.

Число в 2000 измерений было определено по формуле доверительного интервала как минимально необходимое для точности $0,001^\circ/\text{с}$ при шуме датчика порядка $0,06^\circ/\text{с}$.

Данная таблица показывает, что для определения масштабного коэффициента с указанной вероятностью при угловой скорости больше $1^\circ/\text{с}$ достаточно одного измерения, а определить масштабный коэффициент на угловой скорости ниже $0,05^\circ/\text{с}$ за реальное число повторений невозможно. Отчасти это связано с влиянием других погрешностей, в особенности случайного дрейфа нуля, который для данного датчика составляет порядка $0,02^\circ/\text{с}$, то есть 40% от измеряемой погрешности (рисунок 2.14). Для расчетов в эксперименте он был частично алгоритмически скомпенсирован с учётом близких по времени измерений в неподвижном положении, но реальные значения при самом движении ненаблюдаемы. Картина в целом не меняется от включения к включению и на протяжении хранения.

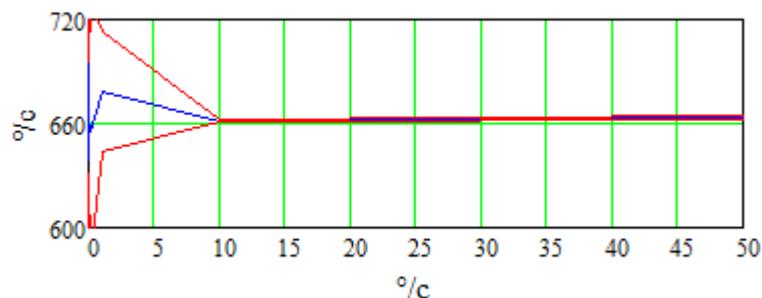


Рисунок 2.14 Возможные значения масштабного коэффициента в кодах АЦП в зависимости от угловой скорости.

По результатам испытаний на изменчивость нестабильности от включения от номера включения за один день можно сказать, что при разных угловых скоростях их нестабильность в целом сохраняется, что видно на рисунке 2.15:

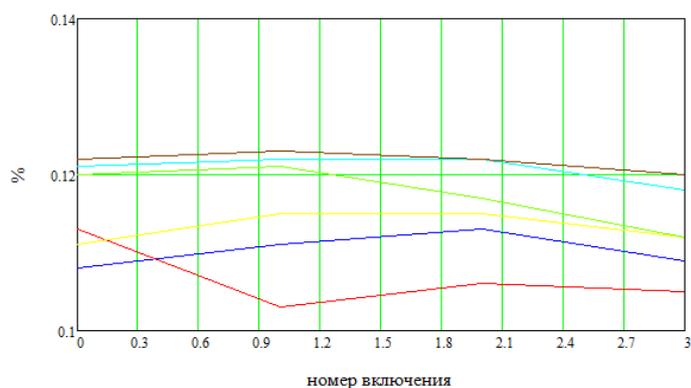


Рисунок 2.15 Разброс нестабильности масштабного коэффициента от номера включения на угловых скоростях от от 50 до 300°/с

Аналогичный вывод можно сделать по испытаниям на изменчивость нестабильности от включения в процессе хранения, что видно на рисунке 2.16:

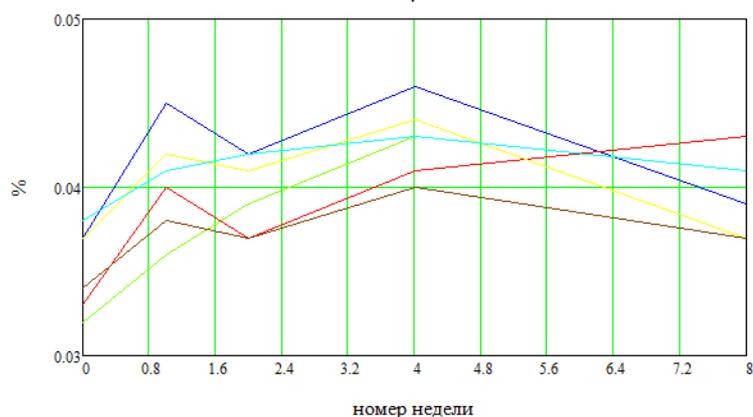


Рисунок 2.16. Разброс нестабильности масштабного коэффициента от номера недели на угловых скоростях от от 50 до 300°/с

Исследования проводились для гироскопа с диапазоном измерений 500°/с, при этом видно, что на угловых скоростях меньших, чем $\sim 1/100$ диапазона достоверное определение

масштабного коэффициента практически невозможно из-за несоответствия ресурсоёмкости датчика и значительного влияния дрейфа нуля.

2.5.3 Изменение значений параметров на протяжении хранения

В разделе 2.5.1 было показано, что случайные характеристики (от включения к включению) практически не изменяются от времени, здесь же будут рассмотрены те характеристики, которые на определенный момент можно принять как “систематические”.

Назовем максимальной погрешностью смещения нуля от хранения СКО:

$$v\omega_{\text{см0хран}} = 3 \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \overline{\omega_{\text{см0}i}}}{n-1}},$$

или как разность максимума и минимума для всех измеренных значений:

$$v\omega_{\text{см0хран}} = \max(\overline{\omega_{\text{см0}i}}) - \min(\overline{\omega_{\text{см0}i}}),$$

где $\overline{\omega_{\text{см0}}}$ – усредненное значение смещений нуля по нескольким включениям за одну временную точку;

$i = 1 \dots n$ – временные точки.

Для откалиброванного в некоторой временной точке k датчика можно считать максимальным отклонением при хранении:

$$\Delta v\omega_{\text{см0хран}} = \max(|\overline{\omega_{\text{см0}i}} - K\omega_{\text{см0}k}|),$$

где $K\omega_{\text{см0}} = \overline{\omega_{\text{см0}k}}$.

Если считать, что систематическое значение колеблется каким-то образом около некоторой точки, то в идеале калибровочное значение $K\omega_{\text{см0}}$ должно стремиться к среднему арифметическому за все известное время измерений:

$$K\omega_{\text{см0}} = \overline{\overline{\omega_{\text{см0}}}}.$$

Однако по причине ограниченности статистики и непредсказуемости характера изменения систематических погрешностей необходимо более подробно исследовать их характер.

В рамках проведенного исследования 12 МЭМС гироскопов были получены следующие систематические значения смещения нуля (таблица 2.18).

Таблица 2.18. Изменение средних значений смещения нуля от времени с момента включения и времени хранения

Секунд после вкл.	Калибровочный mean, °/с	Неделя mean, °/с	Две недели mean, °/с	Месяц mean, °/с	Два месяца mean, °/с
0	-0,028	-0,036	-0,036163	-0,046	-0,033292
2	4,503e-3	3,968e-3	-1,810568e-3	2,069e-3	-3,874644e-3
5	8,682e-3	5,804e-3	4,028083e-3	4,693e-3	2,807202e-4

30	0,012	6,728e-3	0,010305	6,041e-3	2,948249e-3
60	0,011	7,346e-3	0,011969	5,769e-3	7,739901e-4
120	9,816e-3	6,673e-3	0,012812	4,622e-3	-2,250808e-3
300	7,947e-3	4,357e-3	0,015289	-3,827e-3	-0,014222
600	2,079e-3	-2,182e-4	0,010839	-8,366e-3	-0,023991
1200	-5,225e-3	-7,792e-3	0,010874	-0,0161	-0,028313
2400	-7,624e-3	-7,537e-3	7,135399e-3	-0,0113	-0,023099
3600	-7,828e-3	-9,229e-3	7,731297e-3	-0,0141	-0,021179

По таблице видно, что в абсолютных значениях изменения систематической составляющей начального смещения нуля (до 0,018 ‰) в 3 раза больше изменения разброса начального смещения нуля (до 0,006 ‰). Аналогично по дрейфу – почти в 5 раз (0,023 ‰ изменение систематической составляющей, 0,005 ‰ – случайной).

На рисунке 2.17 показано изменение усредненного значения смещения нуля в течение 1 часа за 10 записей. Также показаны возможные наибольшие отклонения с учетом нестабильности начального смещения и дрейфа нуля. Зададимся некоторым допустимым отклонением $pls0$ (также показано на рисунке 2.17). Значение допустимого отклонения выбрано 0.02 ‰ произвольным образом.

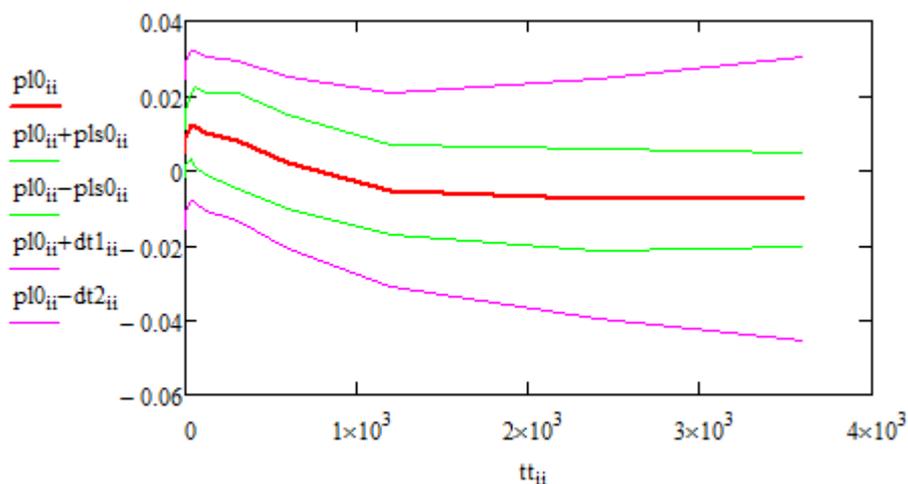


Рисунок 2.17 Корреляция усредненных значений дрейфа (красная линия) и их разбросов (3 СКО, зелёные линии) от времени (в секундах) для 20 включений, а также заданные допустимые значения (сиреневые линии) для первого (калибровочного) набора включений

Подобный эксперимент с 10ю часовыми записями был повторен через 1, 2, 4 и 8 недель. Результаты усредненных, а также крайних значений для этих экспериментов показаны на рисунке 2.18. При этом также изображены линии допустимого отклонения, которыми мы задались в начале эксперимента.

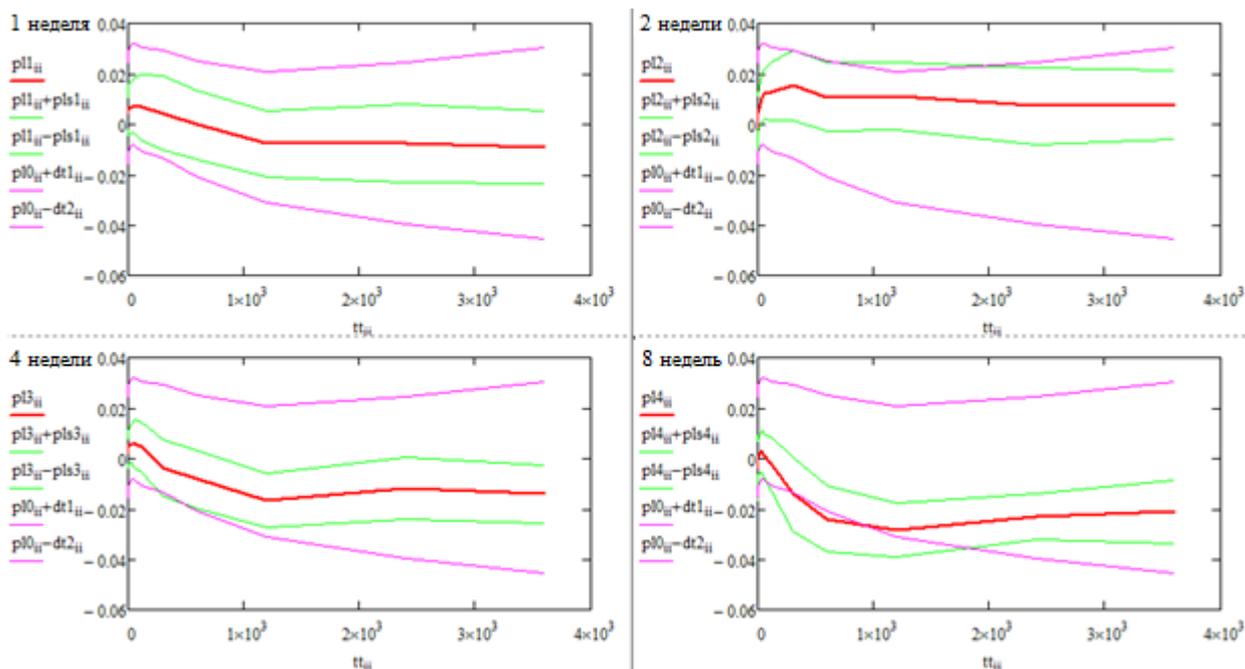


Рисунок 2.18 Корреляция усредненных значений дрейфа (красные линии) и их разбросов (3 СКО, зелёные линии) по 20 измерениям от времени (в секундах), а также заданные допустимые значения (сиреневые линии). Графики дрейфа через неделю, две недели, месяц и два месяца после калибровки.

По графику (рисунок 2.18) видно, что среднее значение дрейфа входит в “трубку” допустимых значений в течение до двух месяцев после калибровки. Если говорить о разбросе значений, то он через месяц оказывается на грани допустимых значений, и даже в некоторых временных точках превышает их. Через два месяца средние значения оказываются на границе допустимых, то есть в некоторые недели отклонение среднего значения составило около $0,02\%$ (что составляет примерно 100% относительно суммы остальных погрешностей дрейфа нуля в исследуемой партии) а разброс существенно превышает допустимые значения. Это говорит о необходимости обновления калибровочных данных.

Изменения систематической составляющей при хранении составили $0,12\%$ (рисунок 2.19), то есть, в 4 раза больше, чем случайной составляющей.

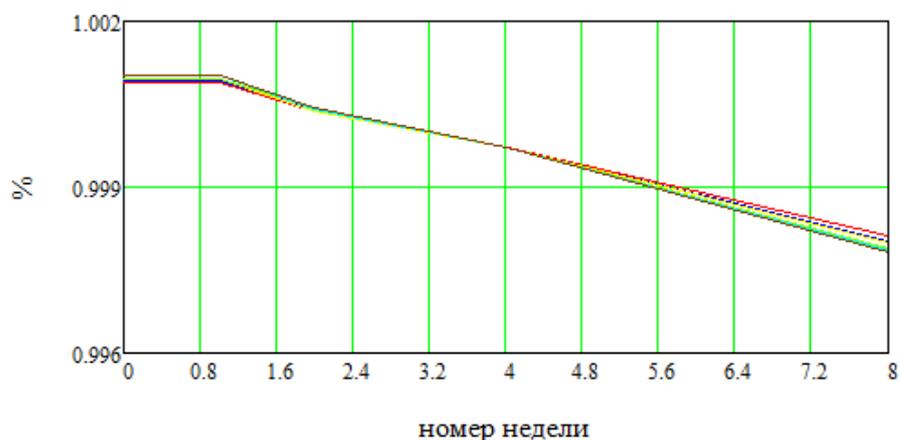


Рисунок 2.19. Уход систематической составляющей масштабного коэффициента от номера включения на разных угловых скоростях (от 50 до 300°/с)

При этом изменение систематического значения от номера включения также наблюдается (рисунок 2.20).

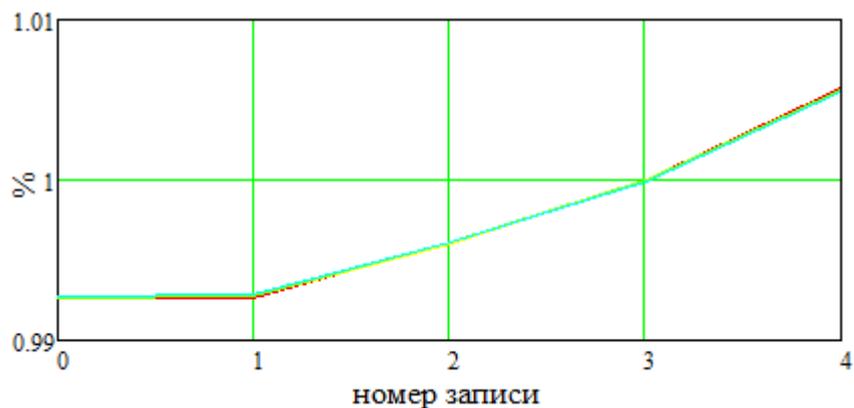


Рисунок 2.20. Уход систематической составляющей масштабного коэффициента от номера записи на разных угловых скоростях (от 50 до 300°/с)

Это может значить недостаточное обеспечение независимости записей (например, прибор может не успевать остыть, температура в комнате может изменяться в течение дня, может наблюдаться остаточный эффект от включения даже при отсутствии видимых изменений показаний термодатчика).

Как видно из графика, масштабные коэффициенты на разных скоростях меняются от хранения приблизительно одинаково, следовательно, можно говорить об уходе одной общей передаточной характеристики (на примерно 0,25%). Исследовались угловые скорости 50-300°/с, диапазон, на котором изменение систематической составляющей от угловой скорости невелико (не более 2%).

При одном продолжительном включении масштабный коэффициент может меняться на достаточно малую для МЭМС датчиков величину 0,02% (разброс значения) при угловой скорости 500°/с и величину 30% на угловой скорости 0,01°/с. График зависимости от времени

для нескольких угловых скоростей приведен на рисунке 7. Исследовались 8 включений, секунды брались так, как указано в условиях испытания 1. При этом стоит учитывать вес, вкладываемый случайным дрейфом, он помечен на рисунке 2.21 зелеными линиями.

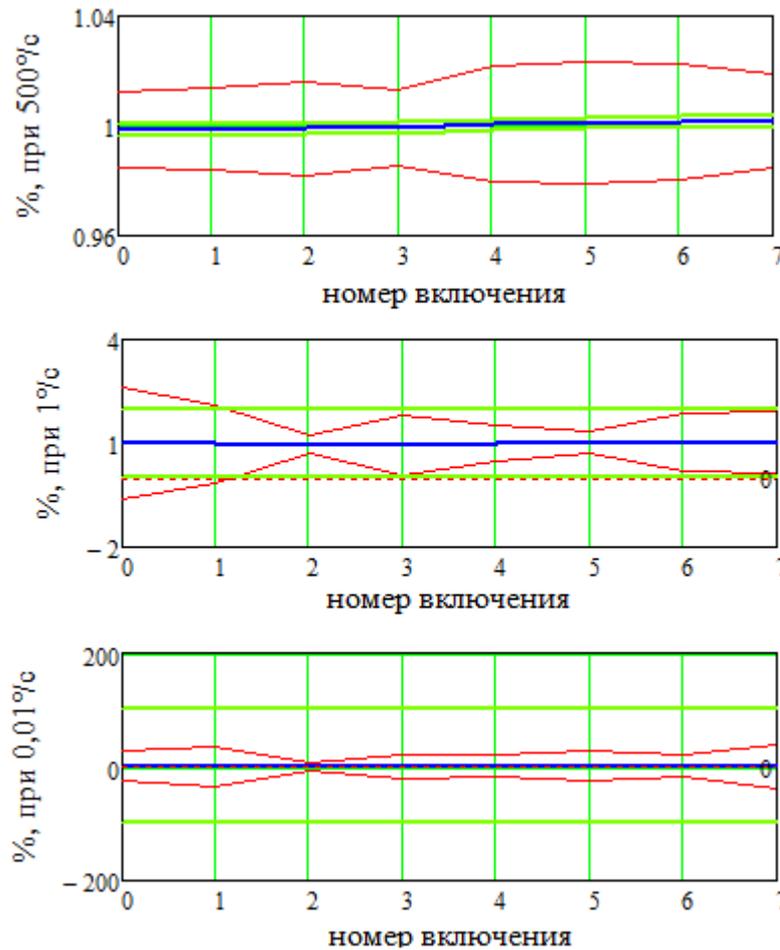


Рисунок 2.21 Изменение разброса нестабильности масштабного коэффициента (красные линии) относительно среднего значения (синие линии) и составляющей дрейфа (зелёные линии) от номера включения на 2, 10, 30, 60, 600, 1800 и 3600 секундах.

Калибровка масштабного коэффициента на значениях в 50 и более раз меньше диапазона измерений требует определения необходимого числа повторений для определения систематической составляющей, так как случайная составляющая порядка 0,1% достаточно велика, даже с учётом скомпенсированного дрейфа нуля. При этом, если нет возможности перекалибровки, следует учесть, что систематическое значение дрейфа также со временем может измениться [191].

Нестабильность масштабного коэффициента от включения к включению является достаточно стабильным и постоянным в верхней части диапазона измерений параметром. Так как она имеет небольшой вес в погрешности масштабного коэффициента в общем случае относительно остальных составляющих, при калибровке и испытаниях как правило достаточно десяти измерений. При невозможности дальнейшей перекалибровки можно считать, что

измеренное в нескольких записей значение погрешности после калибровки может возрасти через два месяца в 4-5 раз.

Например, если задаться требуемой суммарной погрешностью масштабного коэффициента 0,12% при нестабильности 0,03% по данным на рисунках 2.19 и 2.20, то для вероятности 99% перекалибровка потребуется уже после 6 недель от включения. Перекалибровка позволит свести общую погрешность масштабного коэффициента к минимальной составляющей, то есть, погрешности от включения к включению.

Основной причиной роста суммарной погрешности служит уход систематической составляющей передаточной характеристики, которую можно считать единой для всего диапазона измерений, несмотря на имеющуюся нелинейность характеристики в этом диапазоне. Иными словами, нелинейность в диапазоне измерений сохраняется с погрешностью нестабильности от включения к включению. При аккуратной калибровке даже значительной нелинейности (примерно в 10 раз больше нестабильности от включения к включению) суммарная погрешность минимизируется до нестабильности.

Нестабильность масштабного включения не зависит от времени, прошедшего с момента включения, однако систематическое значение может уходить до 0,25%. Это может быть связано с нагревом датчика при продолжительном включении (около часа). Данная составляющая может быть легко устранена введением в вычислитель зависимости от времени и температуры при наличии термодатчика. В данном исследовании сыграл фактор маленького размера ГИБ, что привело к серьёзному росту температуры (на 3 градуса) при неизменных внешних условиях.

2.6 Оценка плана калибровки в зависимости от точности и необходимого числа повторений

Учитывая все нестабильности погрешностей и подходы для их учёта, можно разработать пример плана калибровки. Если взять за основу таблицу 2.10 в пункте 2.4.1, то можно увидеть, что ключевым пунктом плана калибровки будет температурная дискретизация, то есть выбор количества температур, покрывающих диапазон. Для каждой температуры необходимо выбрать достаточное количество повторений испытаний для смещений, дрейфов нуля и погрешностей масштабных коэффициентов гироскопов и акселерометров в соответствии со значениями нестабильности от включения к включению. Длительность каждого запуска будет зависеть от требований к изделию и характеристик датчиков. Для определения всех этих количественных параметров следует пользоваться методом доверительного интервала. Обобщая сказанное, можно предложить формулу планирования общего времени калибровки:

$$Time = \sum_{E=Er_1}^{Er_{n_1}} \sum_{T=T_1}^{T_{n_2,E}} \sum_{M=Mot_1}^{Mot_{n_3,T,E}} \sum_{R=Rep_1}^{Rep_{n_4,T,E,M}} \sum_{t=0}^{t_{n_5,T,E,M,R}} Meas_{E,T,M,R,t}, \quad (28),$$

где *Meas* – время, затрачиваемое на одно измерение;

t – номер измерения в записи для определенных повторения, погрешности, действующей физической величины и температуры до длины записи $n5$;

R – номер повторения для определенных погрешности, величины и температуры до количества повторений $n4$;

M – номер величины действия (угловой скорости или линейного ускорения) для определенной температуры до количества действий $n3$;

T – номер температурной точки до их общего количества $n2$;

E – вид (номер) погрешности или группы погрешностей из общего количества $n1$.

Знание значений случайных характеристик датчиков важно для правильной оценки плана калибровки. Знание определенных особенностей функционирования конечных изделий поможет определить ключевые параметры и сформировать наиболее целесообразный план калибровки. Так, для изделий, не испытывающих большой выброс тепла от источника питания, значение дрейфа может устояться на интервале 5-15 минут, и этого будет достаточно для оценок t , даже если время работы изделия будет существенно выше. Для датчиков с неизвестным характером изменения параметров малая дискретизация внесет значительную долю непредсказуемости температурной стабильности. Экспериментальным образом установлено, что для большинства МЭМС датчиков достаточно 8-10 точек на диапазон от -55 до $+65^{\circ}\text{C}$. Для определения сроков докалибровки (с целью учета временного ухода) необходимо исследовать конкретный тип датчика. Справочная информация в паспорте или datasheet обычно недостаточна. Так, в datasheet на датчики MT Microsystems [192] и Analog Devices [193] указан максимальный bias в течение года, но не указано, каким образом он рассчитывается. Помимо указанного, для реальной калибровки следует учесть возможности стендового и вспомогательного оборудования, а также время, затрачиваемое на технологические операции.

2.7 Докалибровка ГИБ при эксплуатации

Докалибровку при эксплуатации можно разделить на две существенно различных разновидности: периодическая докалибровка при хранении и докалибровка в момент непосредственного использования.

Докалибровка при хранении представляет собой упрощенное повторение стендовой калибровки в условиях складского хранения. Для такой калибровки необходимо удостовериться, что возможно задание поворотов или точных (точнее погрешностей ГИБ) угловых скоростей, линейных ускорений или позиционирований. В случае отсутствия условий задания точных движений такая докалибровка нецелесообразна. Наиболее часто доступны условия, связанные с возможностью установки неподвижного положения, причем отклонения от горизонта и вертикали могут быть заданы или измерены достаточно точно. Если есть

возможность установки одной ориентации, возможно найти погрешности смещения нуля гироскопов, акселерометров и масштабного коэффициента акселерометра, на который действует 1 g. Если есть возможность выставки произвольных ориентаций, следует повторить рассматривавшийся в 2.2.2 и 2.2.3 подход с 6-позиционной калибровкой для нахождения смещения нуля гироскопов и акселерометров, а также масштабных коэффициентов акселерометров (на 1 g, но как было показано в 2.5.2 изменение во времени касается всего диапазона, то есть достаточно одной точки).

Обобщая приведенные замечания, можно выделить следующие пункты докалибровки в режиме “на столе”:

1) Установка стола в горизонт (при помощи квадранта, а в его отсутствие компаса и строительного уровня).

2) Неподвижное положение для определения начального смещения и дрейфа нуля гироскопов и акселерометров (для акселерометра, стоящего вертикально вверх потребуется дополнительное измерение осью вбок).

3) Определение обновленных масштабных коэффициентов на 1g путем выставки в 6 ориентаций. Пример смен ориентаций при докалибровке использованием показан на рисунке 2.22.

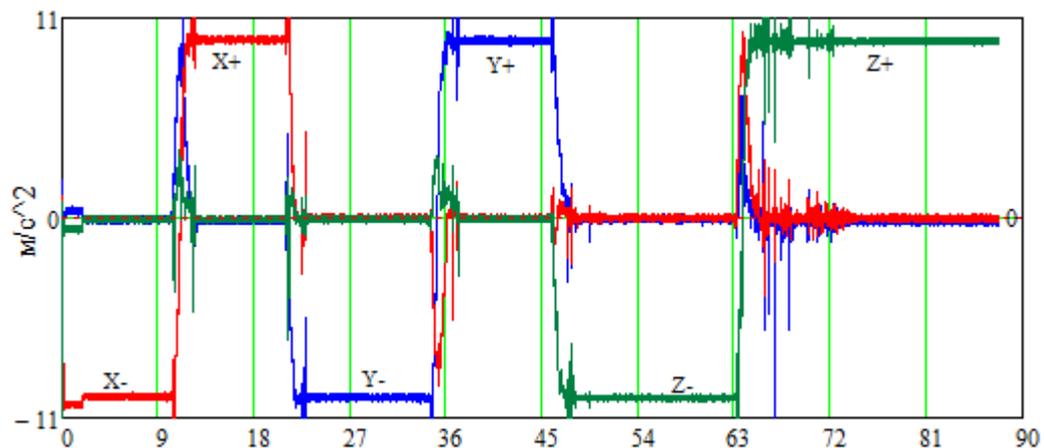


Рисунок 2.22. Показания акселерометров при докалибровочных движениях для установки 6 позиций.

4) Определение обновленного масштабного коэффициента гироскопа при повороте. Погрешность масштабного коэффициента гироскопа может быть определена по интегральным значениям:

$$\nu K \omega_{\text{докал}}(T, t) = \frac{\sum_{i=1}^n \omega_i - UG}{UG} \quad (29),$$

где ω_i – измеренные значения угловой скорости, UG – угол поворота

Пример изменения углов и угловых скоростей при поворотах на 90° вокруг разных осей показан на рисунке 2.23.

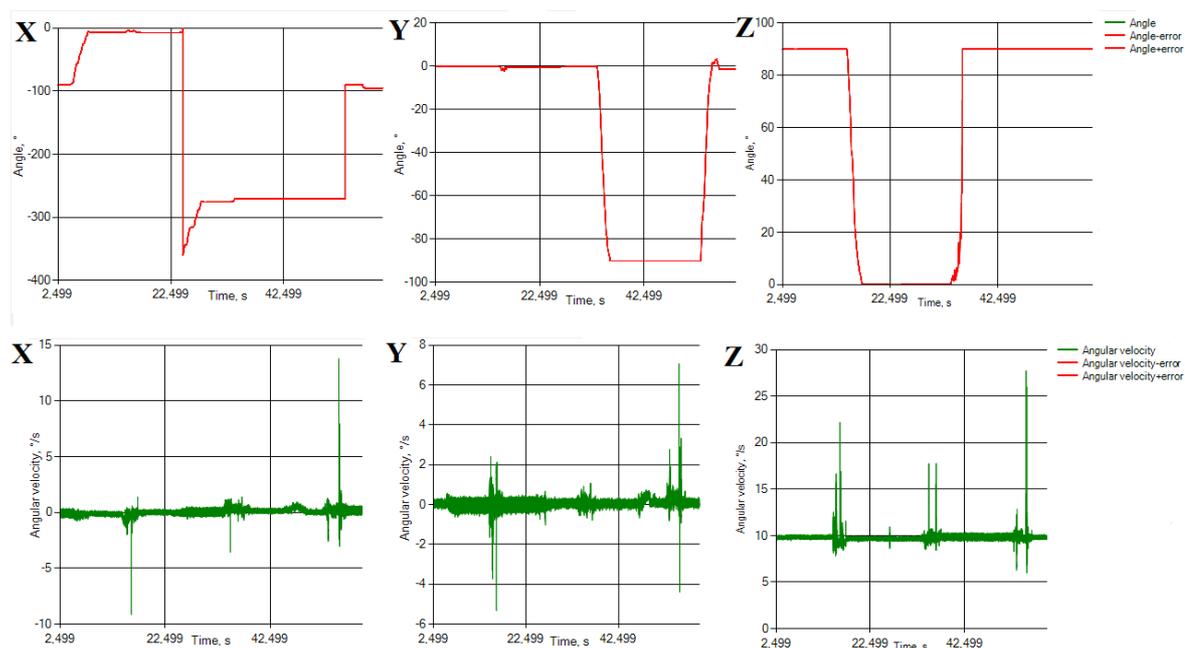


Рисунок 2.23. Изменения углов и угловых скоростей реального ГИБ при поворотах на 90°

В случае с параметрами ориентации и навигации необходимо находить аналитические соотношения (как в разделе 2.3.2) или упрощенные аналитические соотношения (как в разделе 2.3.3). Например, при неподвижном положении использованием формул (24-26) или (29) могут быть обновлены коэффициенты температурного дрейфа, пример показан на рисунке 2.24:

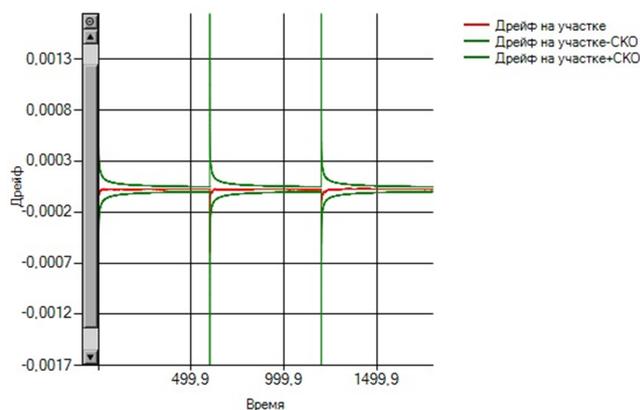


Рисунок 2.24 Нахождение коэффициентов гироскопа за 15 минут через классический фильтр Калмана.

В качестве примера был докалиброван ГИБ, откалиброванный за 6 месяцев до проведения проверки. Применялся точный поворотный куб, в котором были проведены 6 позиционирований для оценки погрешностей акселерометров и по одному повороту на 360° в двух направлениях по каждой оси для оценки погрешностей гироскопов, также были произведены измерения 15 минут в неподвижном положении для оценки смещений нуля. После

получения коэффициентов погрешностей и использования их “поверх” рабочих алгоритмов были получены следующие результаты (таблица 2.19):

Таблица 2.19 Сравнительные результаты применения докалибровки путем поворота точностного куба:

Погрешность / Способ измерения	Без учета докалибровки	С учетом докалибровки
Смещение нуля гироскопов	0,015	0,002
Погрешность МК гироскопов	0,06	0,012
Смещение нуля акселерометров	0,007	0,001
Погрешность МК акселерометров	0,08	0,025

Предложенный способ позволил учесть долговременные погрешности и снизить остаточные значения смещения нуля на 70-80% и остаточные погрешности масштабного коэффициента на 60-80%.

Докалибровка во время полета обычно связана с нахождением погрешностей в реальном времени и их учетом. На практике обычно заключается в вариациях решения уравнения 33 с данными с различных источников внешней информации, указанных в таблице 1.11. К полетной докалибровке могут применяться аналогичные рекомендации, как и при хранении. Методы полетной калибровки широко рассмотрены во множестве работ, например, [149] и [150].

Исходя из предварительного анализа математических методов в разделе 1.3, можно заметить, что для калибровки при хранении наиболее удобно использовать метод наименьших квадратов, а для калибровки при использовании – классический фильтр Калмана. Это связано с тем, что при периодической докалибровке есть возможность постобработки данных и нет необходимости в режиме реального времени. В связи с этим, для режима хранения желательно обеспечить технологический режим с прямыми измерениями гироскопов и акселерометров.

2.8 Выводы по главе

Предложена уточненная модель погрешностей МЭМС датчиков, включающая в себя изменяющиеся от времени хранения систематические составляющие, а также нестабильность от включения к включению. Были проведены исследования этих погрешностей, которые подтвердили правильность модели, а также численно оценили их значения на примере лучших отечественных МЭМС гироскопов. Установлено, что вклад ухода систематических составляющих погрешностей в 3-5 раз больше, чем вклад случайных составляющих. Для

исследованных МЭМС датчиков систематическая погрешность масштабного коэффициента составила – до 0,12%, случайная – 0,03%, систематические начальное смещение нуля и дрейф – 0,023 °/с и 0,018 °/с, случайные – 0,006 °/с и 0,005 °/с соответственно. Модель МЭМС гироскопа также содержит зависимости смещения нуля и масштабного коэффициента от линейного ускорения. Было проведено исследование влияния линейного ускорения по трем осям в двух направлениях на МЭМС гироскоп. Предложена методика по учету этого влияния, которая позволила уменьшить остаточное смещение нуля гироскопа в 5-10 раз и уменьшить остаточную погрешность масштабного коэффициента с 0,1% до 0,01% относительно классической методики калибровки без учета влияния линейного ускорения. Описано явление гистерезиса смещения нуля МЭМС датчиков, предложена методика, учитывающая температурную динамику. Применение этой методики показало, что по сравнению с классической табличной температурной калибровкой она показывает примерно одинаковые результаты при постоянных температурах и снижает смещение нуля на 40% при температурной динамике +2°С/мин и -2°С/мин.

Для информационных выходов БИНС выведены прямые аналитические соотношения для указанных движений, что обеспечивает значительно сниженную вычислительную сложность расчетов при реализации. Сравнение вычислительной сложности двух методик показало, что расчеты по косвенным измерениям производятся приблизительно в 4 раза дольше на том же вычислительном оборудовании даже при использовании выведенных упрощенных формул. При этом упрощенные формулы позволяют проводить вычисления в 3 раза быстрее, чем общая исходная классическая. Это является аргументом выбора прямых измерений датчиков при их доступности.

Приведен подход к составлению плана калибровки оценки времени ее проведения. Предложенный способ докалибровки на ровной поверхности в точностном кубе позволил учесть погрешности, связанные с долговременным хранением и снизить остаточные значения смещения нуля на 70-80% и остаточные погрешности масштабного коэффициента на 60-80%.

Глава 3. Разработка программно-алгоритмического комплекса управления процессом калибровки

На основе полученных теоретических результатов был построен программно-алгоритмический комплекс в составе программно-аппаратного комплекса управления процессом калибровки. При этом, если простая реализация математических моделей, аналитических соотношений и управления оборудованием представляет собой чисто техническую задачу, то обоснование подходящих методов, выбор оптимального плана калибровки представляют научный интерес с точки зрения улучшения процесса производства. Важную роль с этой точки зрения играет имитационное моделирование сложных систем (в рассматриваемом примере – ГИБ и БИНС), которое позволяет получать на выходе значения, принимаемые системой в зависимости от ряда входных значений. Применительно к авиационной технике (а также робототехнике и т.д.) такое моделирование позволяет формировать требования к компонентам летательных аппаратов, в том числе гироскопическим блокам. Учитывая сложность составляющих погрешностей МЭМС датчиков, видится необходимым моделирование поведения ГИБ на их основе с точки зрения требований конечного изделия.

Схематично разработанный программно-алгоритмический комплекс калибровки изображен на рисунке 3.1 (является модификацией стандартного комплекса, изображенного на рисунке 1.1.).



Рисунок 3.1 Программно-алгоритмический комплекс управления калибровкой.

3.1 Управление процессом стандартной калибровки

Стандартная калибровка должна решать следующие задачи автоматизированным способом:

- 1) Определение параметров калибровки.
- 2) Управление вращательными стандами.
- 3) Получение информации с ГИБ.
- 4) Расчёт калибровочных параметров.

Определение начальных параметров

Перед заданием конкретных значений движений, длительностей и других параметров предлагается сформировать изначально план калибровочных процедур, определив такие параметры, как длительность измерения (частота съема данных), количества измерений в одной записи, повторений записи, величин действия, типов погрешностей и температурных точек. Помимо этого, можно учесть длительность промежуточных операций для определения приблизительного времени полного цикла калибровки (рисунок 3.2). В дальнейшем значения в плане должны быть уточнены для каждого из вариантов, то есть для каждой температуры и погрешности. Параметры калибровки могут быть рассчитаны автоматически методом доверительного интервала.

Установка начальных значений для всех процедур		Установка начальных значений вспомогательных процедур	
Длительность измерения	0,001	Длительность перерыва между воздействиями	30
Количество измерений в записи	10000	Длительность перерыва между записями	300
Количество повторений записи	10	Длительность достижения температуры	7200
Количество величин воздействия	16	Длительности установки изделия на стенд	7200
Количество температур	12		
Количество погрешностей	5		

Создать файл настроек

Рисунок 3.2. Скриншот начального окна программы планирования калибровки

Управление движениями

В качестве эталонного средства калибровки партии ГИБ использовался двухосный вращательный Acutronic AC-2267TM. Реализованное программное обеспечение позволяет отправлять команды на стойку станда Acutrol в автоматическом режиме (рисунок 3.3 а) в форме скрипта (рисунок 3.3 б). Команды отправляются через заданные интервалы времени, обеспечивающие требуемые вращательные движения. Для задания линейных ускорений

использовался одноосный вращательный стенд Acutronic 1120S с увеличенной планшайбой, на который была установлена дополнительная оснастка диаметром 1м. Это позволило задавать линейные ускорения до 100g через задание угловой скорости до 3000°/с по формуле:

$$a_i = R\omega_i^2.$$

Такое измерение будет содержать ошибку определения расстояния R , которую можно найти через отношение средних измерений гравитационного ускорения и заданного на центрифуге ускорения на 1g:

$$KR = \frac{a_{\text{грав}}}{a_{\text{центр}}}.$$

На этот коэффициент необходимо умножить измеренный R , чтобы получить уточненное значение.

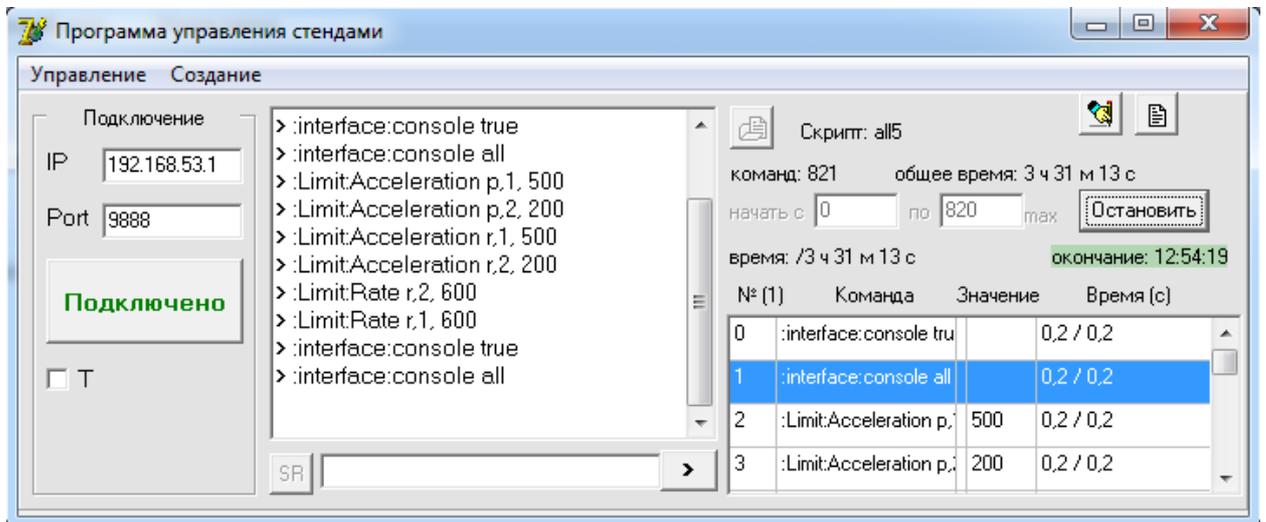


Рисунок 3.3а. Скриншот программы управления стендами.

```

all5.аси — Блокнот
Файл  Правка  Формат  Вид  Справка
:interface:console true|200
:interface:console all|200
:Limit:Acceleration p,1,500|200
:Limit:Acceleration p,2,200|200
:Limit:Acceleration r,1,500|200
:Limit:Acceleration r,2,200|200
:Limit:Rate r,2,600|200
:Limit:Rate r,1,600|200
:Limit:Rate p,2,600|200
:Limit:Rate p,1,600|200
Time,10|200
:Mode:Position 1|200
:Demand:Position 1, 0|2000
:Mode:Position 2|200
:Demand:Position 2, 0|2000
Power ON|200
Pusk|200
:Mode:OFF ALL|10000
Power OFF|200
:Mode:OFF ALL|120000
:Mode:Position 1|200
:Demand:Position 1, 0|200
:Mode:Position 2|200
:Demand:Position 2, 180|3000
Power ON|200
Pusk|200
:Mode:OFF ALL|10000
Power OFF|200
:Mode:OFF ALL|120000
:Mode:Position 1|200
:Demand:Position 1, 0|200
:Mode:Position 2|200
:Demand:Position 2, 90|2000
Power ON|200
Pusk|200
:Mode:OFF ALL|10000
Power OFF|200
:Mode:OFF ALL|120000
:Mode:Position 1|200
:Demand:Position 1, 180|3000
:Mode:Position 2|200
:Demand:Position 2, 90|200
Power ON|200
Pusk|200
Стр 1, стлб 1

```

Рисунок 3.3 б. Скриншот скрипта к программе управления стендами.

Получение информации с ГИБ происходит при помощи программы контроля параметров. Данные на СОМ-порт ПК приходят через интерфейс RS-422, формат 34-байтного пакета, приходящего с частотой 1000 Гц, показан на рисунке 3.4:

33	32	31					24	23					16	15					8	7							0
CS	C	L	T3	T2	T1	A3			A2			A1			W3			W2			W1			P			

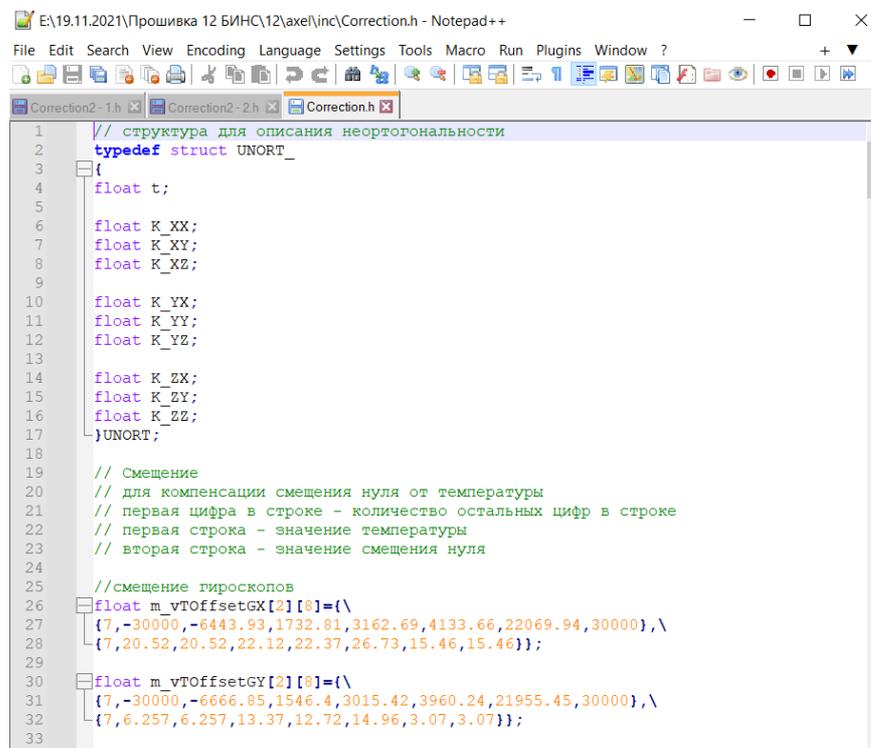
Рисунок 3.4 Структура протокола информационного обмена ГИБ

Серии данных P – префикс (0x1b), A1-A3 (акселерометры), W1-W3 (гироскопы) – четырехбайтовые знаковые числа типа float. Серии данных T1-T3 (температура) – двухбайтовые числа типа int со знаком. L – однобайтовое целое беззнаковое число (byte), индикатор метки (0 или 1), C - однобайтовое целое беззнаковое число (byte), индикатор готовности прибора (1 или 3), контрольная сумма CS рассчитывается по алгоритму CRC-8:

- полином вида (11001101=0xCD);
- начальное значение 0x55;

– число, с которым складывается по модулю 2 полученный результат — 0x96.

Расчет калибровочных параметров происходит в автоматизированном режиме по файлам измерений при помощи программы расчета калибровочных коэффициентов (свидетельство о гос. рег. программы для ЭВМ № 2021614273). Используя формулы расчета систематических значений, приведенные в главе 2, программа расчета параметров по методу наименьших квадратов рассчитывает смещения нуля, температурные коэффициенты дрейфа, значения масштабного коэффициента и их коэффициенты нелинейностей, неортогональностей гироскопов и акселерометров в виде сформированных массивов на языке С (рисунок 3.5) для проекта программы изделия или в виде бинарного файла, записываемого напрямую в ПЗУ микроконтроллера ГИБ. В дальнейшем эти данные используются в алгоритмах калибровки, применяемых в ГИБ.



```

1 // структура для описания неортогональности
2 typedef struct UNORT_
3 {
4     float t;
5
6     float K_XX;
7     float K_XY;
8     float K_XZ;
9
10    float K_YX;
11    float K_YZ;
12    float K_YY;
13
14    float K_ZX;
15    float K_ZY;
16    float K_ZZ;
17 }UNORT;
18
19 // Смещение
20 // для компенсации смещения нуля от температуры
21 // первая цифра в строке - количество остальных цифр в строке
22 // первая строка - значение температуры
23 // вторая строка - значение смещения нуля
24
25 //смещение гироскопов
26 float m_vTOffsetGX[2][8]={\
27 {7,-30000,-6443.93,1732.81,3162.69,4133.66,22069.94,30000},\
28 {7,20.52,20.52,22.12,22.37,26.73,15.46,15.46}};
29
30 float m_vTOffsetGY[2][8]={\
31 {7,-30000,-6666.85,1546.4,3015.42,3960.24,21955.45,30000},\
32 {7,6.257,6.257,13.37,12.72,14.96,3.07,3.07}};
33

```

Рисунок 3.5 Скриншот части калибровочного файла.

Также формируется файл с параметрами случайных характеристик, таких как дисперсии белого и цветного шума, нестабильность в запуске, от включения к включению, температурная нестабильность, а также, при наличии необходимых измерений, долговременная нестабильность смещения, дрейфа нуля и масштабного коэффициента. Такой файл может быть полезен при написании ПО, реализующего алгоритмы докалибровки, в частности указанные параметры могут быть начальными параметрами фильтра Калмана.

3.2 Имитационное моделирование параметров калибровки

Была разработана имитационная модель, генерирующая информационные сигналы датчиков в составе ГИБ. В модели можно симитировать применение проведенной калибровки в зависимости от её объёма (в выходной сигнал идёт остаточная погрешность). Модель имитирует сигналы откалиброванных датчиков в составе ГИБ от включения относительно некоторых идеальных значений действующих угловых скоростей и линейных ускорений, учитывая введённые значения систематических (с учётом калибровки) и случайных погрешностей (рисунок 3.6).

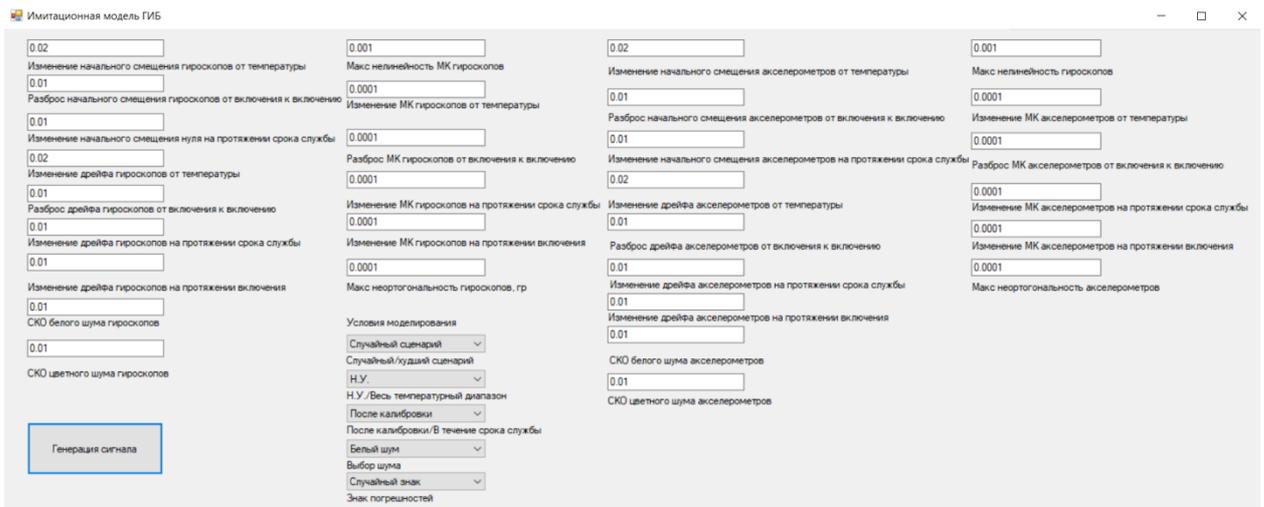


Рисунок 3.6 Скриншот окна настройки программы имитационной модели ГИБ

В модели можно задать значения всех погрешностей смещения нуля и масштабного коэффициента по формулам (5-20), а также неортогональность установки относительно строительных осей прибора. Модель позволяет симулировать как случайный сценарий розыгрыша значений погрешностей, так и худший, с максимальными значениями из выбранных во всех условиях. Возможно выбрать работу как в Н.У. (изменения параметров во всём диапазоне принимаются равными 0), так и во всем температурном диапазоне. Модель позволяет оценить значения как сразу после калибровки (уход временных параметров принимается за 0), так и в течение срока службы. Есть возможность выбрать наличие белого, цветного шума, их совместное применение, а также отсутствие. Также возможно задавать случайный или жёсткий знак погрешностей, что может быть важно, например, для конкретной полётной траектории.

Применение данной модели позволяет избежать необходимости проведения натуральных и полунатурных экспериментов ГИБ для оценки его применения в качестве БИНС на заданной траектории движения.

3.3 Имитационное моделирование БИНС

Имитационное моделирование поведения навигационной системы предусматривает применение имитационной модели поведения ГИБ как входных данных для алгоритмов

ориентации и навигации [185], так и заданной траектории полёта. Первый этап моделирования – синтез показаний идеальных гироскопов и акселерометров, а также координат и ориентаций. Второй этап – это моделирование различных вариантов показаний гироскопов и акселерометров с погрешностями. Результатом моделирования будет оценка разности показаний ориентации и координат для случаев с погрешностями датчиков и без них.

3.3.1 Моделирование траектории и условий полёта

В качестве возможных вариантов применения были смоделированы три траектории, соответствующие простейшему движению трёх возможных носителей ГИБ – малого БПЛА 1го типа (баллистическая траектория), вертолёта и малого БПЛА 2го типа. На рисунках 3.7-3.8 показаны изменения координат для вертикальных и горизонтальных каналов соответственно, на рисунках 3.9-3.10 – показания идеальных акселерометров, 3.11-3.12 – идеальных гироскопов, рисунки приведены для трёх вариантов полёта, а – малого БПЛА 1го типа, б - вертолёта, в - малого БПЛА 2го типа. Для обеспечения равенства условий предлагается оценивать одинаковое время движения, 1 минуты от старта.

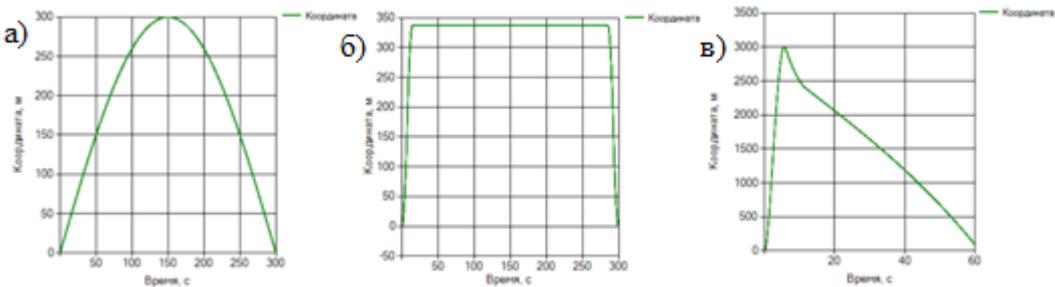


Рисунок 3.7. Изменения высоты (координат по вертикальным каналам) во времени для трёх вариантов полёта.

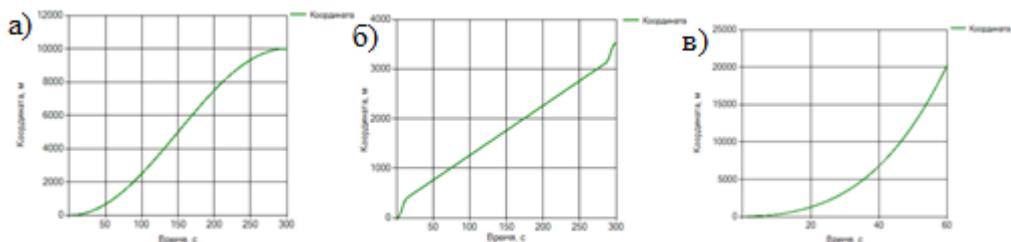


Рисунок 3.8. Изменения координат по горизонтальным каналам во времени для трёх вариантов полёта.

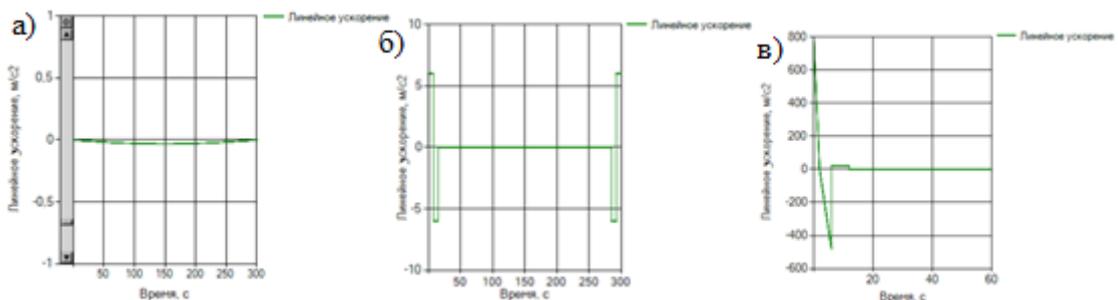


Рисунок 3.9. Изменения показаний идеальных акселерометров вертикальным каналам во времени для трёх вариантов полёта.

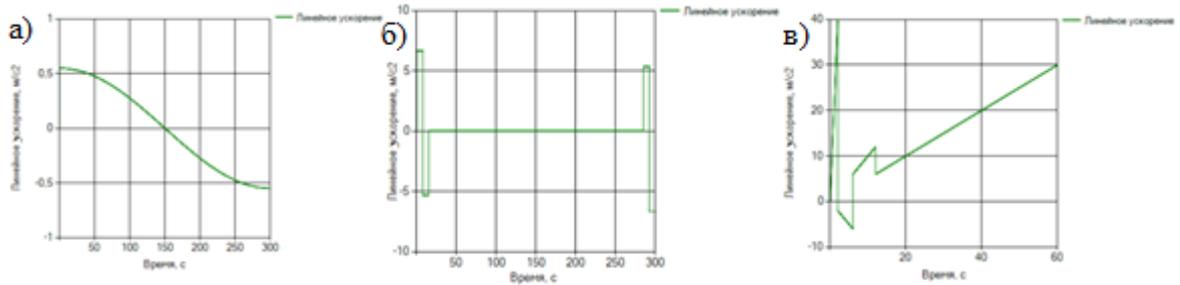


Рисунок 3.10. Изменения показаний идеальных акселерометров по горизонтальным каналам во времени для трёх вариантов полёта.

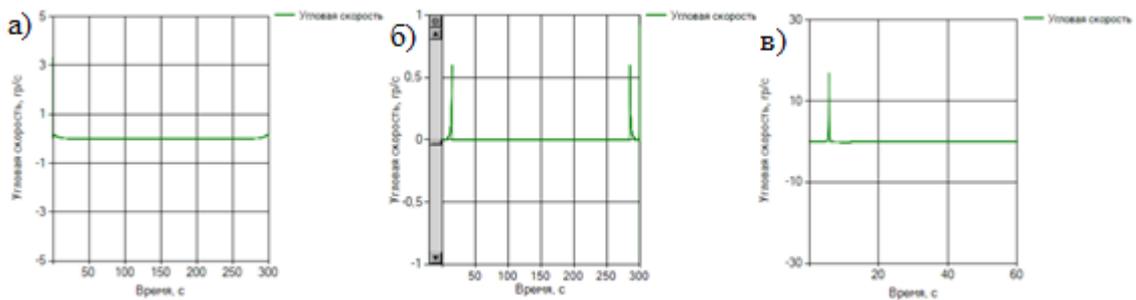


Рисунок 3.11. Изменения показаний идеальных гироскопов по вертикальным каналам во времени для трёх вариантов полёта.

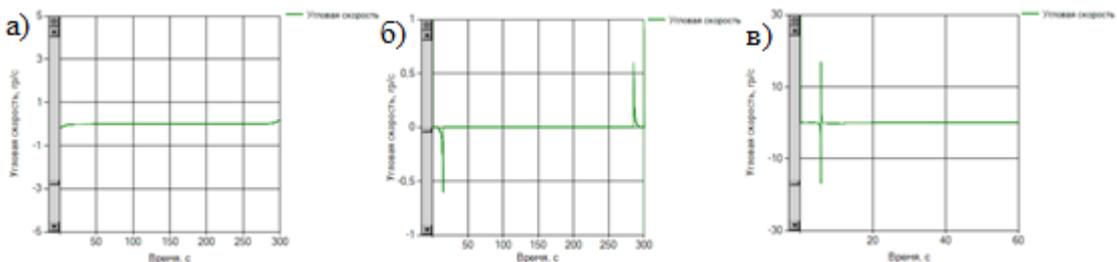


Рисунок 3.12. Изменения показаний идеальных гироскопов по горизонтальным каналам во времени для трёх вариантов полёта.

Варианты полета являются вымышленными и идеалистичными, в деталях опираются на примеры работ с построениями траекторий для малых БПЛА 1го типа [194, 195], вертолетов [196], малых БПЛА 2го типа [197].

3.3.2 Моделирование погрешностей навигационной системы по погрешностям датчиков

Моделирование погрешностей навигационной системы проводилось по результатам работы алгоритма БИНС на траекториях из пункта 3.3.1. В качестве исходного сигнала применялся сигнал с ГИБ, полученный в результате модели, описанной в пункте 3.2. Использовались алгоритмы ориентации и навигации в географических координатах [184].

Пример координаты и её максимальных погрешностей, а также показаний акселерометра с погрешностями показан на рисунке 3.13.

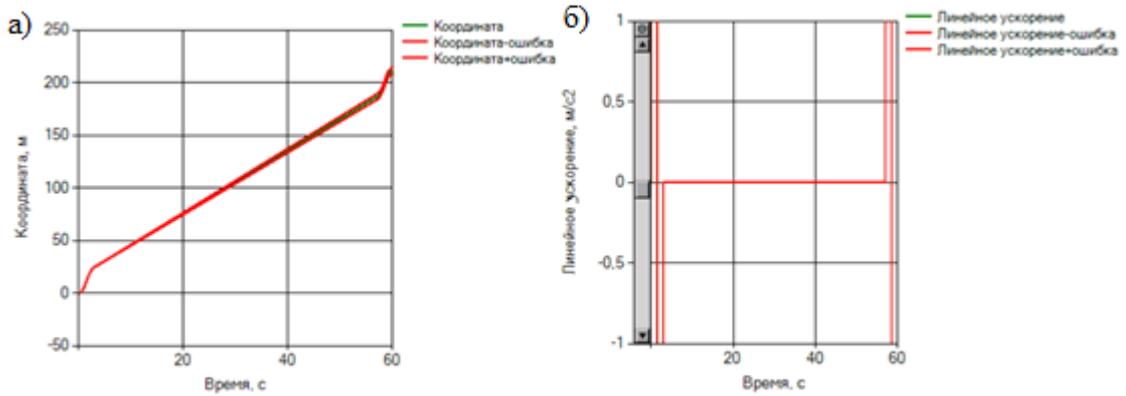


Рисунок 3.13. Показания для горизонтального канала. а) Идеальные показания координат и показания с максимальными ошибками; б) Идеальные показания акселерометра и показания с максимальными ошибками.

Такое моделирование позволяет оценить вклад каждой погрешности датчиков в итоговые погрешности ориентации и навигации, а также оценить интегральное влияние погрешностей. Производилось множество моделирований для трёх траекторий с различными значениями погрешностей. Исходя из их результатов, можно выделить ряд наиболее значимых выводов.

Зависимость ошибок координаты погрешностей почти линейно, погрешности гироскопов имеют большее влияние. Зависимость погрешности ориентации от погрешностей гироскопов также почти линейно. Интегральное влияние погрешностей мало (порядка 1% от значений ошибок от каждой погрешности), поэтому для упрощения можно оценивать вклад каждой погрешности и суммировать их для итоговой погрешности. Большинство указанных выше особенностей видны на рисунке 3.14.

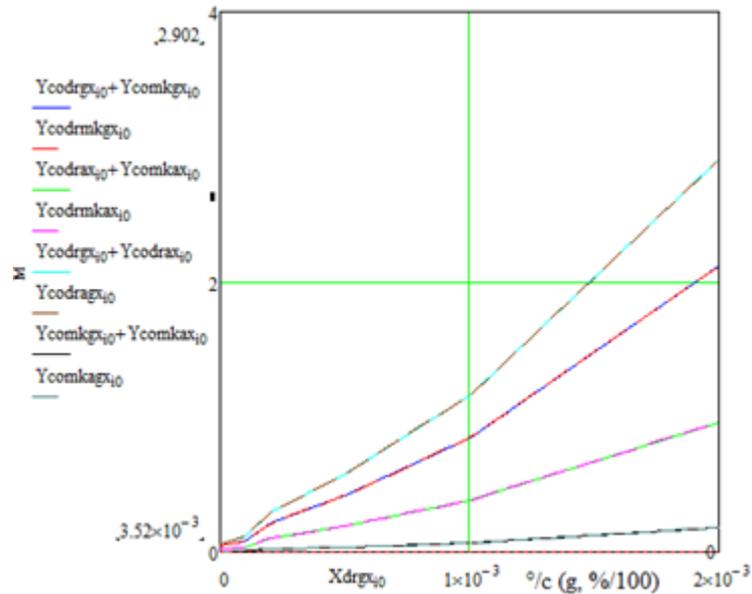


Рисунок 3.14 Результаты моделирования влияния погрешностей на ошибку координаты, линии, голубая и коричневая – только дрейфы всех датчиков (по отдельности и интегрально), черная и темно-зеленая – только погрешности МК всех датчиков (по отдельности и интегрально),

красная и синяя – только погрешности гироскопов (по отдельности и интегрально), зеленая и лиловая – только погрешности акселерометров (по отдельности и интегрально)

Исследование изменения интегральной составляющей погрешностей от времени полета показало, что со временем она меняется незначительно при длительности полета до двух часов (рисунок 3.15, большее время не рассматривалось):

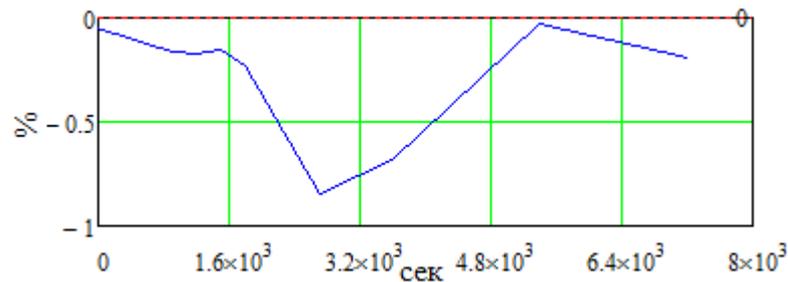


Рисунок 3.15. Зависимость вклада интегральной ошибки координаты для 4х погрешностей (без учета ошибки каждой погрешности в отдельности) от времени полета

Значения ошибок координат сильно зависят от траектории при одинаковом времени полёта, на рисунке 3.16 изображены зависимости для трех указанных выше траекторий. Наибольшая погрешность координаты достигается при траектории полета малого БПЛА 2го типа, что связано с наличием перегрузок до 80 g, которые при постоянном значении относительной погрешности масштабного коэффициента вносят большую погрешность из-за двойного интегрирования.

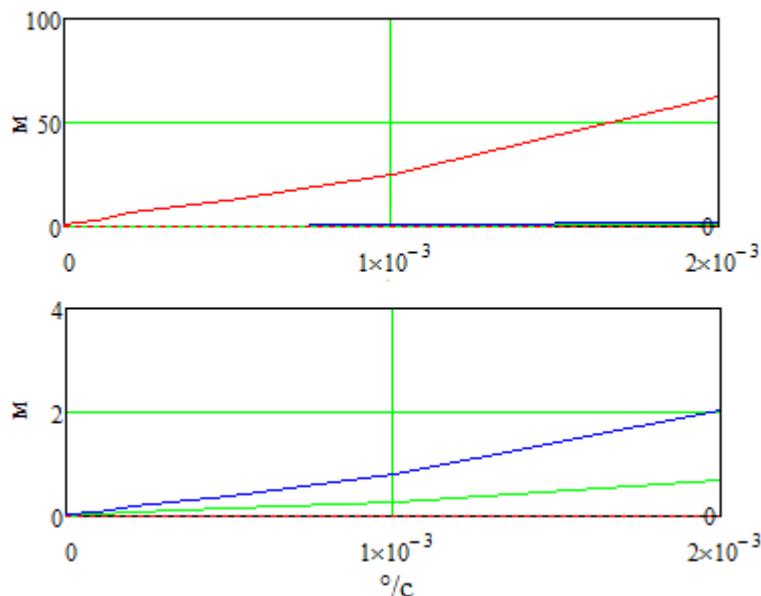


Рисунок 3.16 Зависимость ошибки траектории от дрейфа гироскопа при разных траекториях (синяя – малого БПЛА 1го типа, красная – малого БПЛА 2го типа, зеленая - вертолета)

Также были проведены исследования на вклад погрешностей каждой из осей в суммарную погрешность координаты. Для каждой траектории проводилось имитационное моделирование в

четырёх вариантах – поочередно для каждого из каналов (осей) с погрешностями и идеальными датчиками для остальных осей, а также с погрешностями по всем каналам. Учитывались погрешности как дрейфов, так и масштабных коэффициентов. Длительность полета – 1 минута. Результаты представлены на рисунке 3.17.

Данное исследование также подтвердило, что на различных траекториях при одних и тех же значениях погрешностей уходы координат, как по отдельности, так и суммарно, сильно отличаются.

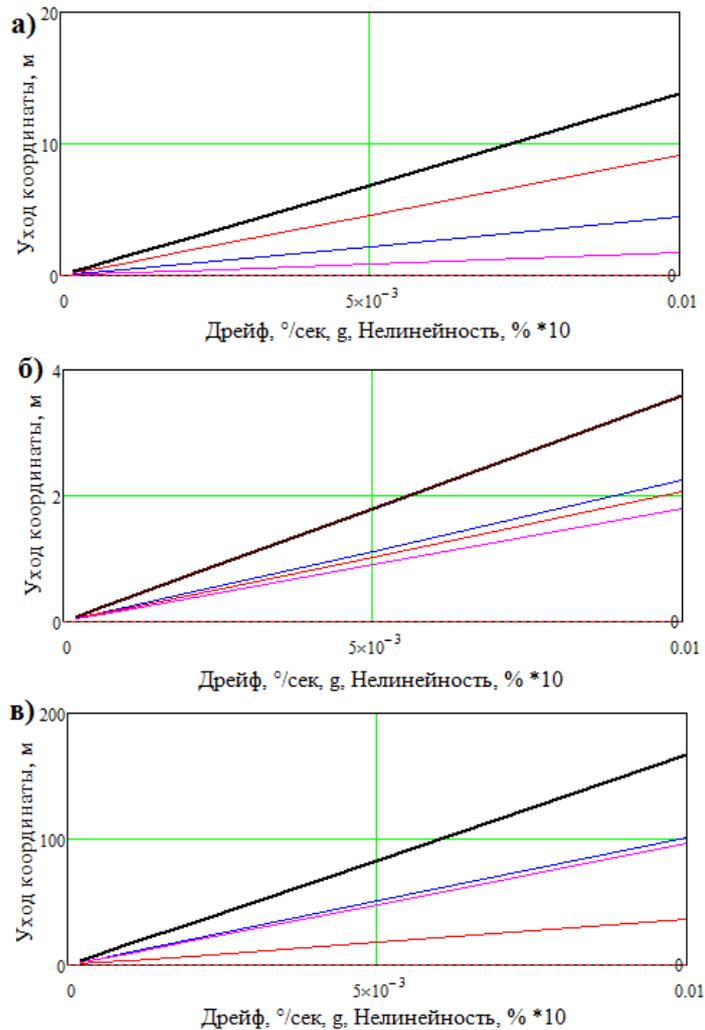


Рисунок 3.17. Вклады различных осей в суммарную погрешность. Вклад погрешностей по осям X – синяя кривая, Y – красная, Z – лиловая, чёрная кривая – вклад суммарной погрешности по всем осям. Варианты траекторий – а) малого БПЛА 1го типа, б) вертолёта, в) малого БПЛА 2го типа

3.4 Построение оптимального плана калибровки

Назовем оптимальным такой план калибровки (объём и последовательность калибровочных испытаний), который приводит к минимальным затратам ресурсов (времени

работы оборудования и человека, сложности организации) при достижении требуемых параметров (при этом они изначально должны быть достижимы).

3.4.1 Вариации плана калибровки в зависимости от поставленной задачи, метод линейной комбинации

Можно выделить задачи, решение которых необходимо выполнить при переходе от некоторого технического задания к навигационной системе к конкретному плану калибровки:

- 1) Нахождение максимально допустимых вариантов погрешностей датчиков для выполнения задачи навигации или ориентации.
- 2) Выбор из этих вариантов максимально устраивающего по некоторым критериям (как правило, главный критерий связан с общим временем калибровки).
- 3) Для выбранного варианта переход от максимальных суммарных погрешностей к калибруемым погрешностям (предлагается учитывать модели 3.1 и 3.2).
- 4) Составление плана калибровки с учетом возможных вариаций калибруемых составляющих.

Для ГИБ с выходными информационными каналами по угловым скоростям и линейным ускорением первые два пункта будут опущены. Важную часть в составлении плана калибровки играет формализация требований. Требования могут быть заданы через нечетко определенные погрешности, для широкого разнообразия сценариев применения или просто содержать недостаточное описание поведения в базовых условиях, влияющих на результат. В связи с этим пункты 1 и 3 требуют строгого описания системы погрешностей и установления четких соотношений между требуемыми и калибруемыми величинами. Далее примем в качестве основы модели погрешностей (5, 10, 15, 18).

Помимо модели погрешностей для плана калибровки требуется известное количество повторений и дискретизации. Для плана одной калибровки имеет смысл учитывать оставшиеся параметры. Задача оптимизации, заключающаяся в минимизации дрейфа, выглядит так:

$$\begin{aligned} \omega_{\text{см}} = f(\omega_{\text{см}0 \text{ сист}}(T), \omega_{\text{см}0T}(T), \omega_{\text{см}0\text{хр}}(t_{\text{долг}}), \omega_{\text{см}0\text{вкл}}(t_{\text{день}}), \omega_{\text{др сист}}(T, t), \omega_{\text{др}T}(T), \\ \omega_{\text{др}Tt}(T, t), \omega_{\text{дрхр}}(t_{\text{долг}}), \omega_{\text{дрвкл}}(t_{\text{день}})) \rightarrow \min (30). \end{aligned}$$

Учитывая, что рассматриваются только систематические калибруемые параметры, задачу (32) можно упростить следующим образом:

$$\omega_{\text{см}} = f(\omega_{\text{см}0 \text{ сист}}(T), \omega_{\text{др сист}}(T, t)) \rightarrow \min (31).$$

Задача (33) может быть решена численно. Может быть произведена аналитическая замена одного параметра через другой. Решение задачи в подобном виде полезно для понимания основных источников погрешности, однако практически часто имеет значение время калибровки.

Пример – максимальная погрешность заданной траектории малого БПЛА 2го типа не должна превышать S . Допустим, что мы имеем 4 основные погрешности – суммарные дрейфы (как в формулах 5 и 10) и суммарные погрешности масштабного коэффициента (как в формулах 15 и 18) гироскопов и акселерометров.

$$S = f(v\omega_{cm}, va_{cm}, vK\omega_{MK}, vKa_{MK}) \rightarrow \min (32),$$

где S - суммарная ошибка координаты.

Для решения такой задачи необходимо понимать реальную траекторию движущегося блока датчиков, которая может быть смоделирована математически. То есть, необходимо смоделировать алгоритм бесплатформенной инерциальной навигационной системы и задать ей на вход датчиков первичной информации траекторию, в то же время смоделировав случайные и систематические значения этих погрешностей. Итогом расчетов будет S , получив которую можно попытаться оценить её зависимость от каждого из параметров. Если такая зависимость может быть представлена полиномами невысоких степеней, то упрощённая задача может быть решена численно, различными методами, от простого перебора вариантов до использования генетических алгоритмов [198].

Задача из предыдущего пункта может быть решена с ограничением по времени. В таком случае задача декомпозируется на две, формула 30 и:

$$t = ft(t_{v\omega_{cm}}, t_{va_{cm}}, t_{vK\omega_{MK}}, t_{vKa_{MK}}) \rightarrow \min (33),$$

где t - суммарное время калибровки.

При этом можно определить время, затрачиваемое на калибровку каждого параметра по отдельности. При заданных минимальных S и t сначала решается первая задача, ищется множество Парето допустимых значений S . После из поверхности, представляющей данное множество, выбирается множество крайних значений, соответствующих заданному S . Для него решается задача с нахождением параметров для допустимого t . То есть, если принять ограничение по времени калибровки допустимо максимальным, то решением данной задачи будет часть множества из предыдущей задачи, удовлетворяющая требованиям по времени.

В связи с тем, что как показали исследования в разделе 3.3.2, погрешностью влияния перекрестных связей погрешностей на координату можно пренебречь, для упрощения вычислений можно использовать **метод линейной комбинации** погрешностей датчиков для определения погрешности координаты, переходя от формулы (33) к следующей формуле:

$$S = f(v\omega_{cm}, va_{cm}, vK\omega_{MK}, vKa_{MK}) = k_1 v\omega_{cm} + k_2 va_{cm} + k_3 vK\omega_{MK} + k_4 vKa_{MK} \rightarrow \min (34).$$

3.4.2 Способы оптимизации путем определения вклада погрешностей

Наиболее распространенные варианты задач – определить допустимые погрешности датчиков угловых скоростей по допустимым погрешностям ориентации, а также определить

погрешности датчиков угловых скоростей и линейных ускорений по погрешностям линейной скорости и/или координаты. Задача может быть решена полунатурным способом, путем отработки траектории на моделирующих движения стендах. Другой, менее затратный в плане времени и ресурсов способ, - имитационное моделирование предполагаемой траектории. Рассмотрим вариант определения погрешностей датчиков по заданной суммарной ошибке координаты, как наиболее интересную из перечисленных задач.

Для решения задачи необходимо воспользоваться программой имитационного моделирования работы алгоритмов БИНС [199]. Задача (32) решается для какой-либо траектории, которую необходимо смоделировать математически (раздел 3.3.1). Для этой траектории должны быть известны идеальные показания датчиков. При помощи имитационной модели ГИБ можно заменить эти идеальные показания на имитационный сигнал функционирования МЭМС датчиков с заданными максимальными (суммарными по формулам 5-20, пример задания на рисунке 3.6) дрейфами нуля и погрешностями масштабного коэффициента гироскопов и акселерометров. Так как по трем осям вклады каждой погрешности будут различны, то (34) для случая трёхосевого блока можно сформулировать как:

$$S = f(v\omega_{cmi}, va_{cmi}, vK\omega_{MKi}, vKa_{MKi}) = \\ = \sum_{i=0}^2 (k_{1i}v\omega_{cmi} + k_{2i}va_{cmi} + k_{3i}vK\omega_{MKi} + k_{4i}vKa_{MKi}) \rightarrow \min .$$

Оптимизационная задача (34) может быть решена несколькими способами. Один из них – определение зависимости S от каждой переменной аппроксимация каждой из них методом перебора. Более рационально - использовать численные методы [200], например, метод генетического алгоритма [201].

Путем экспериментов были установлены значения коэффициентов k для трёх траекторий для 1 минуты работы, соответствующие одинаковому вкладу в погрешность координаты 1м (то есть вклад каждой погрешности 0,25м относительно дрейфа гироскопа 0,001°/с, дрейфа акселерометра 0,001g, погрешностей масштабных коэффициентов гироскопов и акселерометров 0,01%), приведенные в таблице 3.1.

Таблица 3.1 Вклады погрешностей ГИБ в итоговую погрешность координаты 1 м

Коэффициент вклада (погрешность)	Траектория МБПЛА 1го типа	Траектория вертолета	Траектория МБПЛА 2го типа
$k_1(\Delta\omega_{dr})$	2,314	0,756	64,421
$k_2(\Delta a_{dr})$	1,245	1,248	1,246
$k_3(K\omega_{MK})$	0,136	0,0036	0,295
$k_4(Ka_{MK})$	4,006	0,085	8,133

Заметно, что значительное влияние на траекторию малого БПЛА 2го типа оказывает дрейф гироскопа и погрешность масштабного коэффициента акселерометра. Это связано как с необходимостью точного выхода в точку максимальной высоты, так и воздействием перегрузок до 80 g.

3.4.3 Нахождение оптимальных параметров при помощи генетического алгоритма

Генетический алгоритм способен решать оптимизационные задачи, то есть находить параметров неизвестной функции в известном диапазоне значений, наиболее подходящих заданному условию. Применительно к поставленной задаче генетический алгоритм может быть использован для определения набора предельно допустимых значений погрешностей МЭМС датчиков для максимально допустимых погрешностей параметров ориентации и навигации.

В качестве характеристики навигационной системы взят суммарный уход координаты для трёх осей. Функция приспособленности – разность результата работы генетического алгоритма и предельного отклонения координаты (рисунок 3.18) от заданного значения. Четырьмя популяциями генетического алгоритма являются наборы, содержащие дрейфы и погрешности масштабного коэффициента гироскопов и акселерометров. Популяции проходят все этапы генетического алгоритма – селекцию, скрещивание, мутации, образование новых популяций. Алгоритм останавливается после достижения требуемой точности ошибки координаты, либо после конечного числа повторений, если точность не достигнута.

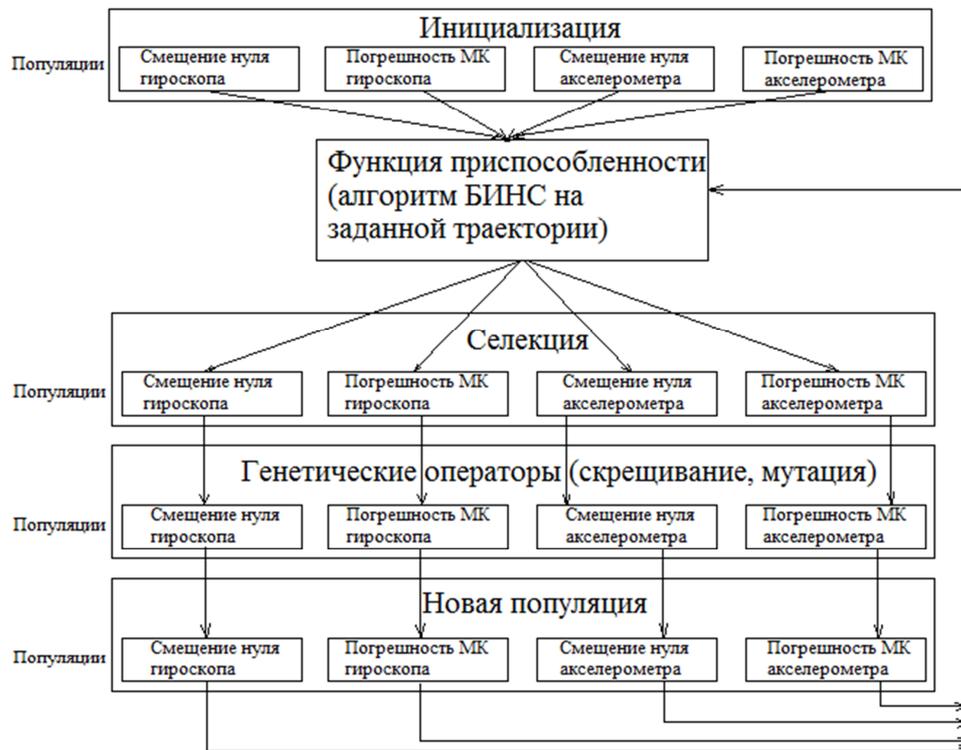


Рисунок 3.18 Схема работы генетического алгоритма. Популяции – дрейфы и погрешности МК гироскопов и акселерометров.

Наборы значений дрейфов и погрешностей масштабного коэффициента, которые будут решением задачи оптимизации максимальных параметров, могут послужить входными данными для определения параметров калибровки.

Выработанный подход позволяет определить как оптимальные параметры калибровки, он может быть состыкован с алгоритмом вычисления погрешностей БИНС на заданной траектории. Ограничениями параметров генетического алгоритма выступили минимальные и максимальные возможные значения погрешностей, количество хромосом – 256, количество бит в хромосоме – 32, выбор – 32 лучших хромосомы, вероятность скрещивания – 0,5, вероятность мутации – 0,01, количество циклов – 500. Выявленный недостаток созданной модели – весьма значительное количество вычислений. Этот недостаток можно обойти заменой определения погрешности БИНС через расчет полного алгоритма линейной комбинацией по формуле (5) и значениями параметров, взятыми из таблицы 3.1 для трех указанных траекториях или определенными параметрами для любой другой траектории.

Были проведены вычисления для двух способов определения значений погрешностей – через подключение генетического алгоритма к алгоритму БИНС для заданной траектории и генетический алгоритм с использованием метода линейной комбинации, полученной из тестовых запусков алгоритма БИНС. Для примера использовалась траектория, имеющая одно явное решение. Были получены результаты, отраженные в таблице 3.2:

Таблица 3.2 Сравнение результатов вычисления генетического алгоритма с двумя вариантами определения параметров навигации и ориентации - алгоритмом БИНС и методом линейной комбинации

Параметр / Метод сопряжения с генетическим алгоритмом	Алгоритм БИНС	Метод линейной комбинации
Точность оценки смещения нуля гироскопа, °/с	0,0001	0,00012
Точность оценки масштабного коэффициента гироскопа, %	0,0012	0,0011
Точность оценки смещения нуля акселерометра, g	0,00015	0,00012
Точность оценки масштабного коэффициента акселерометра, %	0,0008	0,0007
Время вычисления, с	300	5

Расчеты проводились на настольном ПК с процессором Intel Core i7, при аналогичных показателях точности время расчетов для метода линейной комбинации оказалось меньше в 60 раз.

3.5 Прогнозирование характеристик датчиков и ГИБ

При проведении калибровки предполагается, что в данный момент погрешности, связанные со временем хранения, равны нулю. Однако через некоторое время эти составляющие начинают “уходить”, как это показано в главе 2.2.1. Так как поведение дрейфа гироскопа от времени и температуры довольно сложно, относительно точное описание возможно только кусочно-линейной аппроксимацией (глава 2.2.3). Чтобы найти закономерности в изменениях коэффициентов дрейфа от времени хранения, был собран архив измерений дрейфа в течение 21 недели и построена простейшая нейронная сеть, оценивающая динамику изменения и дающая прогноз на последующие 7 недель.

Обычно производителем заявлено некоторое максимальное значение ухода систематической погрешности. Тем не менее, на конкретном временном участке для одного-двух десятков точек картина изменения этой погрешности может быть разной – линейный рост, параболическая кривая, синусоида. В связи со сложностью описания такой кривой полиномом для решения задачи предлагается использовать нейронную сеть с четырнадцатью входными нейронами (данные за четырнадцать следующих подряд недель), двумя скрытыми слоями по четырнадцать нейронов и выходным слоем с семью нейронами (оценочный результат по последующим семи неделям). В качестве функции активации нейронов использовалась сигмоидальная функция (при ней наиболее быстро достигается требуемая точность для таких данных):

$$f(x) = \frac{1}{1+e^{-x}}.$$

Одинаковая архитектура применялась как для дрейфа нуля, так и для погрешности масштабного коэффициента гироскопов. Применялось обратное распространение, обучение повторялось 5000 раз до достижения степени 10^{-4} °/с для дрейфа и 10^{-3} от значения масштабного коэффициента. В качестве входных данных брались известные результаты по первым 14 неделям. В качестве тренировочных - 14-21 недели. Первичный прогноз – 21-28 недели на основе 7-21. Вторичный – 28-35 недели на основе 14-28.

Схематическое изображение архитектуры нейронной сети обратного распространения с двумя скрытыми слоями (рисунок 3.19):

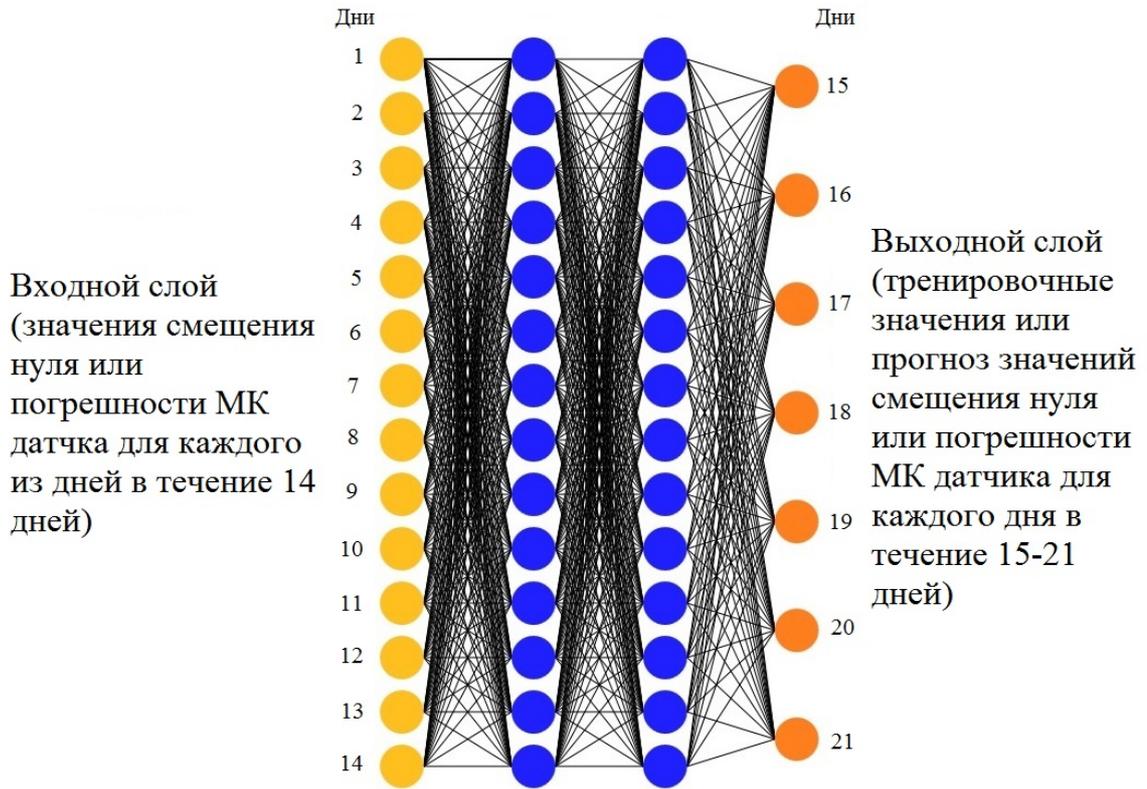
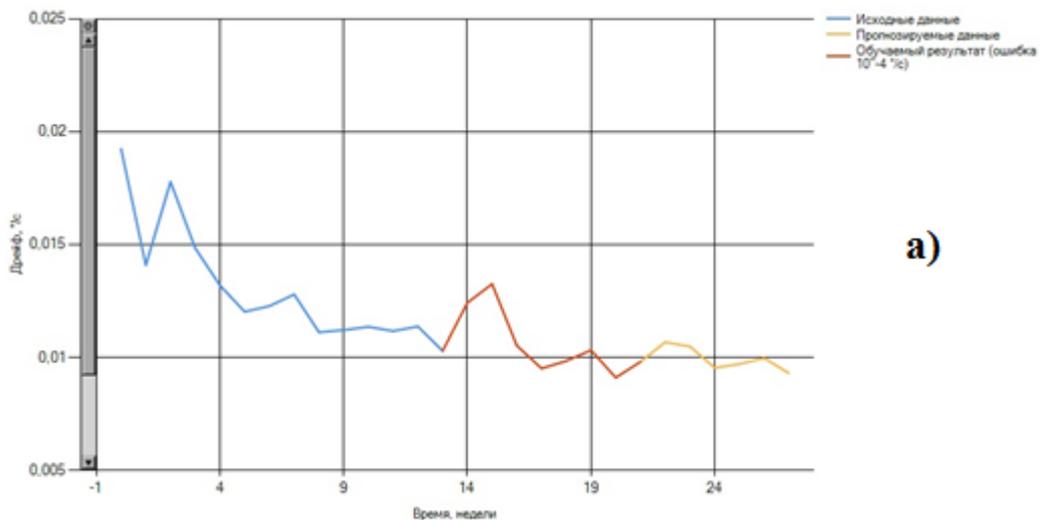


Рисунок 3.19. Схема связи нейронов в нейронной сети прогнозирования погрешностей

Пример применения прогноза методом нейронной сети. Синяя линия – исходные данные по 14 неделям. Красная линия – тренировочные данные по 7 неделям на основе предыдущих 14 недель. Желтая линия – прогноз по данным последних 7 недель из исходных данных и 7 недель тренировочных.

Также производилась попытка составить второй прогноз на 28-35 недели по 14-28 неделям (в том числе по первичному прогнозу), однако достигнутая точность оказалась невысока (рисунок 3.20 а и б).



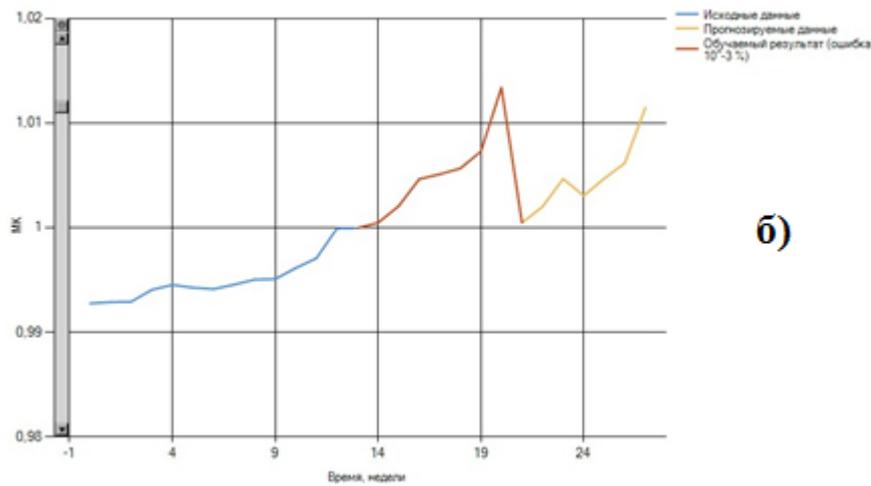


Рисунок 3.20. а) Прогнозирование изменения дрейфа. б) Прогнозирование изменения масштабного коэффициента

Результаты по точности аппроксимации и прогноза по двум способам приведены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 Точность аппроксимации различных погрешностей методом нейронных сетей

Параметр	Точность аппроксимации
Дрейф нуля, аппроксимация, °/с	0,000013
Дрейф нуля, прогноз, °/с	0,0023 (0,0117)
Масштабный коэффициент, аппроксимация, %	0,0015
Масштабный коэффициент, прогноз, %	0,034 (0,202)

3.6 Выводы по главе

В данной главе описан разработанный комплекс управления процессом калибровки. Комплекс представляет собой программно-аппаратное обеспечение, а также ряд научно обоснованных рекомендаций по его применению. Ядром комплекса является набор программно-алгоритмического обеспечения, позволяющего выполнять калибровочные действия – определение плана калибровки, её характеристик, управление измерительным оборудованием (задание стендовых движений), измерения приборов и расчеты параметров – в автоматизированном режиме по заранее заданным параметрам. Также представлено программное обеспечение по расчету уходов координат и углов ориентации по заранее заданным погрешностям датчиков первичной информации. Для решения обратной задачи оценки допустимых значений погрешностей ДПИ на основе погрешностей БИНС разработано программное обеспечения на основе генетического алгоритма. В основе этого программного обеспечения лежит упрощенный алгоритм подбора значений погрешностей при заданной погрешности координаты. Было проведено исследование, доказавшее возможность замены алгоритма БИНС, моделирующего погрешность координаты по погрешностям датчиков на линейную комбинацию погрешностей датчиков. Исследование показало незначительный вклад взаимных влияний погрешностей, а также изменение вклада каждой погрешности и каждой оси

ГИБ для разных траекторий. Результаты применения метода линейной комбинации вместо алгоритма БИНС продемонстрировали снижение длительности вычислений в 60 раз.

Для прогноза долговременных уходов параметров предложено использовать алгоритм, основанный на нейронных сетях, строящий кривую прогнозирования на основе измеренных данных за несколько месяцев. Используемый способ показал точность предсказания ухода дрейфа нуля гироскопа $0,002 \text{ }^\circ/\text{с}$ и точность предсказания ухода масштабного коэффициента $0,001\%$ по тестовым данным.

Глава 4. Результаты применения комплекса управления процессом калибровки

В данной главе рассмотрен пример применения методического аппарата калибровки, реализованного в программно-аппаратном комплексе на реальных ГИБ с датчиками производства АО “ГИРООПТИКА”. Целью данного применения является:

- 1) подтверждение модели погрешностей МЭМС датчиков и методик их калибровки;
- 2) сравнение точности двух вариантов информационных выходов;
- 3) оценка точности предсказания ухода систематических погрешностей;
- 4) оценка времени реальной калибровки, оптимизация процесса калибровки путем нахождения её параметров методом генетического алгоритма.

Некоторые результаты моделирования применения откалиброванного ГИБ в качестве БИНС и гироскувертикали представлены в приложении 2.

4.1 Описание калибровочного эксперимента

4.1.1 Предварительная оценка характеристик датчиков

Для реального примера изучения действия описанных моделей были взяты 12 датчиков производства АО “ГИРООПТИКА”, собранные в 4 гироскопических блока со взаимно ортогональными осями и диапазонами измерения 500 °/с у гироскопов и 10 g у акселерометров. По предварительным оценкам датчики имели характеристики, описанные в таблицах 4.1.

Таблица 4.1. Приблизительные значения погрешностей некалиброванного датчика.

Тип погрешности / форма проявления	Дрейф гироскопа, °/с	Погрешность МК гироскопа, %	Дрейф акселерометра, g	Погрешность МК акселерометра, %
Нестабильность от включения к включению	0.002	0.002	0.001	0.002
Нестабильность в одном запуске	0.001	0.002	0.0005	0.002
Температурная нестабильность	0.002	0.002	0.001	0.002
Нестабильность среднего значения от хранения	0.001	0.002	0.002	0.002
Систематическая погрешность в температурном диапазоне	0.03	0.5	0.02	0.5

В таблице 4.1 были разделены систематическая погрешность в температурном диапазоне, которая присутствует у неоткалиброванного датчика (наиболее значительная составляющая суммарной погрешности) и может быть полностью устранено калибровкой, а также

температурная нестабильность, остаточное значение, вызванное изменчивостью около температурной точки (вызванное колебаниями температуры среды, например, в камере).

По методу доверительного интервала (формула 29) были найдены количества повторений для доверительного интервала 99% и точность 0,001°/с для дрейфа гироскопа, 0,001g для дрейфа акселерометра и 0,01% для погрешностей масштабного коэффициента. В таблице 4.2 приведены рассчитанные количества повторений (нестабильность от включения к включению и длительность запуска рассчитаны для нормальных условий). Для упрощения оценки примем, что нестабильности на различных температурах одинаковы, и что приведенные количества можно повторить на всех температурных точках.

Таблица 4.2 Необходимое количество повторений для доверительного интервала 99%

Тип погрешности / Количество повторений	Дрейф гироскопа	Погрешность МК гироскопа	Дрейф акселерометра	Погрешность МК акселерометра
Нестабильность от включения к включению, количество запусков	15	10	15	10
Нестабильность в одном запуске, длительность/ частота съема	300/1000	20/1000	300/1000	20/1000
Температурная нестабильность, дискретизация на точки	15	5	15	5
Дискретизация по диапазону измерений	-	5	-	5
Нестабильность среднего значения от хранения	24 (раз в 2 недели в течение года)			
Влияния сторонних влияний (ускорения на гироскопы), количество запусков / дискретизация	5/-	5/5	-	

4.1.2 Построение плана калибровки и уточнение задач калибровки

Чтобы оценить реальное время калибровки, необходимо учесть время технологических процессов, таких как время достижения температуры в камере, время установки изделия, время остывания изделия между запусками для обеспечения их независимости. Время этих процессов указано в таблице 4.3.

Таблица 4.3 Технологические процессы, необходимые для калибровки ГИБ, их время и место в технологической цепочке.

Технологический процесс (обозначение)	Место в технологической цепочке	Время
Установка изделия на испытательный стенд, настройка оборудования (t_{inst})	Однократно для каждого из стендов (каждой группы погрешностей)	30 минут
Время достижения температуры в камере (t_{Tconst})	Перед каждой температурной точкой для всей группы погрешностей данного стенда	1/0,67 часа (двухосный /одноосный стенды)
Время между действиями в диапазоне (t_{Tfile0})	Между записями для каждого действия в диапазоне измерений	2 секунды
Время между запусками для погрешности дрейфа (t_{Tfile1})	Между запусками для погрешности дрейфа	15 минут
Время между запусками для погрешности МК (t_{Tfile2})	Между запусками для погрешности МК	1 минута

По формуле (28) можно рассчитать общее время калибровки одного блока датчиков:

$$Time = \sum_{E=Er_1}^{Er_{n1}} \left(\sum_{T=T_1}^{T_{n2,E}} \sum_{M=Mot_1}^{Mot_{n3,T,E}} \sum_{R=Rep_1}^{Rep_{n4,T,E,M}} \sum_{t=0}^{t_{n5,T,E,M,R}} (Meas_{T,E,M,R,t} + t_{inst} + t_{Tconst} + t_{Tfile}) \right)$$

Определение погрешностей можно разделить на три группы – неподвижные положения, угловые движения для гироскопов, движения с действием ускорения для акселерометров. Первые две группы могут быть выполнены на стенде с термокамерой. Для третьей группы необходима центрифуга с термокамерой, либо стенд задания угловых скоростей с большой планшайбой и возможностью задания высоких угловых скоростей (3000-4000 °/с).

Если рассматривать вариант выполнения калибровки на одном стенде (учитывая, что в одном ГИБе калибруются 3 датчика в двух направлениях), то получится:

$$Time = (15 * 15 * 1 * 300 + 15 * 15 * 1 * 300 + 6 * 5 * 5 * 10 * 20 + 6 * 5 * 5 * 10 * 20 + 6 * 1 * 5 * 20 * 1 + 6 * 1 * 5 * 5 * 20) + (1800 + 15 * 3600 + 6 * 5 * 5 * 10 * 2 + 6 * 5 * 5 * 10 * 2 + 15 * 15 * 1 * 900 + 15 * 15 * 1 * 900 + 6 * 5 * 5 * 1 * 10 + 6 * 5 * 5 * 1 * 10)с = 185,67 ч.$$

Где в первых скобках – “чистое” время на измерения, во вторых – время на технологические операции. Для упрощения рассматривалось, что влияние ускорения на показания гироскопа не зависят от температуры.

Аналогично для двухосного стенда:

$$Time = (15 * 15 * 1 * 300 + 15 * 15 * 1 * 300 + 6 * 5 * 5 * 10 * 20 + 6 * 5 * 5 * 10 * 20 + 6 * 1 * 5 * 20 * 1 + 6 * 1 * 5 * 5 * 20) + (1800 + 1800 + 15 * 1800 + 6 * 5 * 5 * 10 * 2 + 6 * 5 * 5 * 10 * 2 + 15 * 15 * 1 * 900 + 15 * 15 * 1 * 900 + 6 * 5 * 5 * 1 * 10 + 6 * 5 * 5 * 1 * 10)c = 178,67 \text{ ч (35)}.$$

Как видно, использование двухосного стенда дает небольшой выигрыш во времени за счет более быстрого прогрева температурной камеры меньшего размера. При этом не рассматривался вариант калибровки с несколькими изделиями. Если одно изделие можно установить так, чтобы без переустановок измерять действия угловой скорости и линейного ускорения, то для крупной партии изделий такой возможности нет. Однако, в рассматриваемом случае 4 ГИБ вполне могут быть установлены на краях стенда, так, чтобы было обеспечено требуемое расстояние от центра и, соответственно, действие центробежного линейного ускорения.

Путем моделирования программой генетического алгоритма определения значений погрешностей было установлено, что если задаться максимальной погрешностью навигационной системы за 1 минуту работы по траектории малого БПЛА 1го типа 10 метров, потребуются следующие характеристики (таблица 4.4).

Таблица 4.4. Варианты значений погрешностей для ошибки координаты 10 метров

Значение погрешности координаты	Дрейф гироскопа, %/с	Погрешность МК гироскопа, %	Дрейф акселерометра, g	Погрешность МК акселерометра, %
Равномерное распределение погрешностей	0,005	0,04	0,005	0,04
Макс др.гир.	0,014	0,01	0,004	0,01
Макс погр. МК, гир.	0,008	0,05	0,004	0,01
Макс др.акс.	0,008	0,01	0,01	0,01
Макс погр. МК, акс.	0,008	0,01	0,004	0,05

При этом для идеально достижимого калибровочное значение (без учета погрешности в запуске) суммарный уход будет составлять 7,5 метров. Указанные в таблице значения будут являться крайними точками множества Парето, являющегося решением линейной комбинации, соответствующей формуле (34). Наглядно решения с учетом минимально возможных и максимально допустимых погрешностей для двух типов погрешностей изображены на рисунке 4.1.

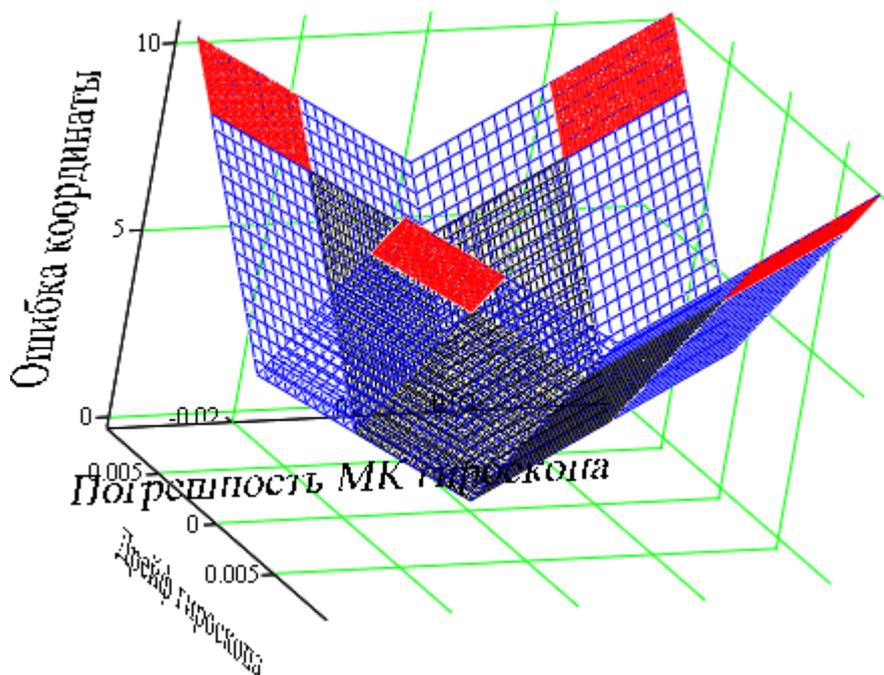


Рисунок 4.1. График зависимости ошибки координаты от дрейфа и нелинейности МК гироскопа. Красные области – оптимальные решения задачи. Синие области – допустимые, но не оптимальные решения. Черные области – решения, не удовлетворяющие условиям

Как видно из графика и формулы линейной комбинации, наибольший вклад в уход координаты вносят дрейфы, поэтому для упрощения можно рассматривать попадания значений дрейфа в “ромб” допустимых (рисунок 4.2). Для обеспечения условия попадания в заданную координатную погрешность, показания каждого из трех гироскопов и акселерометров должен попадать в этот “ромб”.

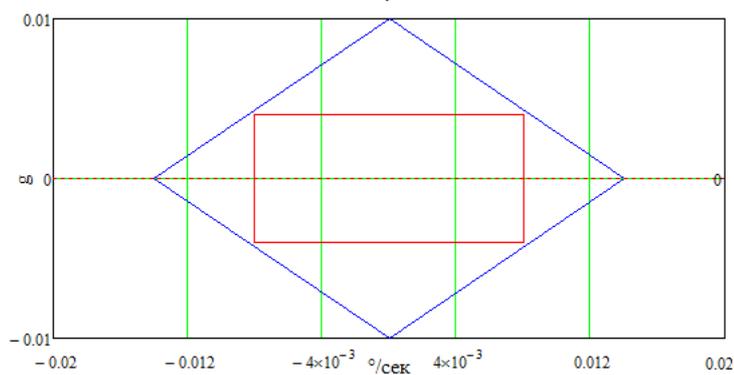


Рисунок 4.2. Область возможных значений суммарных дрейфов гироскопов и акселерометров входит в ромб, сразу после идеальной калибровки – в красный квадрат

В идеале показания только откалиброванных датчиков должны попадать в красный квадрат, спустя некоторое время выдержки средние значения начинают уходить и оказываются вне красного квадрата. Те датчики, чьи значения, которые попадают в синий ромб, считаются пригодными для дальнейшего использования. В зависимости от расположения в БИНС датчики вносят неравнозначный вклад в суммарную погрешность, также одни датчики могут иметь

большие погрешности, чем другие. Однако, для упрощения, примем одинаковые для всех датчиков условия и будем отбраковывать те ГИБы, у которых показания хотя бы одного датчика не входят в синий ромб.

С целью показать возможность сокращения калибровочного процесса, зададимся более грубыми значениями погрешностей, обеспечиваемыми количеством повторения и точностью дискретизации по доверительному интервалу. В “чистом” времени калибровочного процесса нет разницы между точками дискретизации температурного диапазона и повторениями от включения к включению. На практике время технологического процесса – выжидания установки температуры в камере занимает значительно время. Поэтому зададимся целью сперва сократить количество температурных точек, а затем количество повторений. Сокращение количества точек температурного дрейфа с 15 до 5 ведет к увеличению погрешностей температурной нестабильности относительно таблицы 4.1 – исходя из экспериментальных данных таблицы 2.9, можно по аналогии получить значения – таблица 4.5.

Таблица 4.5. Приблизительные значения температурной нестабильности датчиков.

Тип погрешности / форма проявления	Дрейф гироскопа, °/с	Погрешность МК гироскопа, %	Дрейф акселерометра, g	Погрешность МК акселерометра, %
Температурная нестабильность	0.002	0.004	0.002	0.004

Возьмем для примера случай с максимально допустимой погрешностью дрейфа нуля акселерометра, тогда остаточная допустимая погрешность дрейфа гироскопа составит $0,002^2/c$, дрейфа акселерометра $0,0055g$, погрешности масштабного коэффициента оказываются на пределе допустимых. Пересчитав по формуле доверительного интервала допустимое количество повторений, получается следующий вариант количеств повторений, таблица 4.6 (частичный аналог таблицы 4.2).

Таблица 4.6 Необходимое количество повторений в ускоренном калибровочном процессе

Тип погрешности / Количество повторений	Дрейф гироскопа	Погрешность МК гироскопа	Дрейф акселерометра	Погрешность МК акселерометра
Нестабильность от включения к включению, количество запусков	5	10	2	10

Тип погрешности / Количество повторений	Дрейф гироскопа	Погрешность МК гироскопа	Дрейф акселерометра	Погрешность МК акселерометра
Температурная нестабильность, дискретизация на точки	5	5	5	5

Тогда для двухосного стенда общее время составит:

$$Time = (5 * 5 * 1 * 300 + 5 * 2 * 1 * 300 + 6 * 5 * 5 * 10 * 20 + 6 * 5 * 5 * 10 * 20 + 6 * 1 * 5 * 20 * 1 + 6 * 1 * 5 * 5 * 20) + (1800 + 1800 + 5 * 1800 + 6 * 5 * 5 * 10 * 2 + 6 * 5 * 5 * 10 * 2 + 5 * 5 * 1 * 900 + 5 * 2 * 1 * 900 + 6 * 5 * 5 * 1 * 10 + 6 * 5 * 5 * 1 * 10)с = 35,3 \text{ ч}$$

Это время почти в 5 раз меньше времени, которое рассчитано на стандартную калибровку (26) с более строгим СКО для доверительного интервала (25).

Имеющееся оборудование позволяет проводить калибровки до 4х ГИБ одновременно, соответственно, была поставлена задача калибровки 4х ГИБ в соответствии с планом полной калибровки.

4.2 Пример использования калибровочного комплекса для калибровки партии 4 ГИБ

В этом разделе рассматриваются результаты применения разработанного калибровочного комплекса во время калибровки 4 ГИБ, рассматриваются результаты её проведения, прогнозирования данных, а также необходимости докалибровки. Также обсуждаются полученные результаты и проводится сравнение с показаниями, предсказанными изначальными моделями.

4.2.1 Результаты калибровки погрешностей

Был проведен полный (не упрощенный) процесс калибровки для двух стендов, после проведены испытания 4х откалиброванных ГИБ на предмет измерения дрейфов нуля и погрешностей масштабных коэффициентов. Через две недели и через месяц испытания были повторены. Результаты 5 повторений дрейфа нуля по 4м ГИБ показаны на рисунке 4.6. Как видно, все измеренные значения (как соответственно и их средние) остались в пределах красного квадрата. При этом средние значения по 5 попаданиям вошли в красный квадрат (рисунок 4.3).

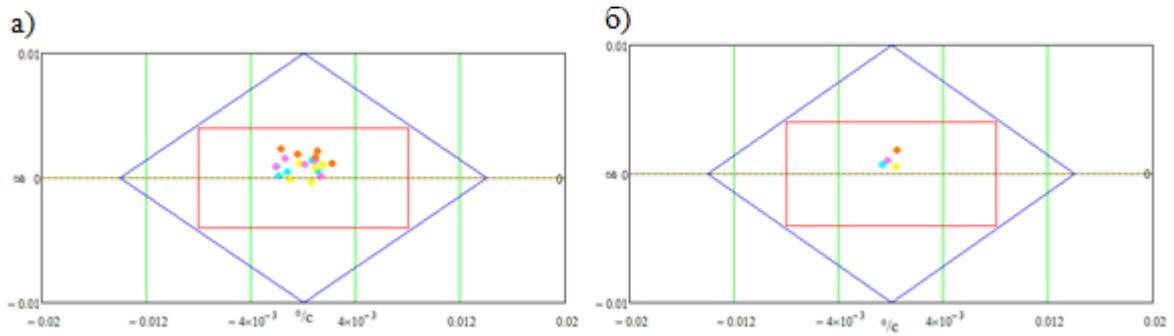


Рисунок 4.3. а) Попадания 5 измерений дрейфа гироскопа X в ромб требуемых значений б)

Попадания усреднения 5 измерений дрейфа гироскопа X в ромб требуемых значений

Для того, чтобы приведенный ромб дрейфов сохранял актуальность, необходимо проверить, попадают ли погрешности масштабного коэффициента в ромб 0,01% по гироскопам и акселерометрам.

Для 4х ГИБ были получены следующие значения погрешностей масштабного коэффициента (графически представлены результаты по трем датчикам относительно ромба на рисунке 4.4) для 5 включений.

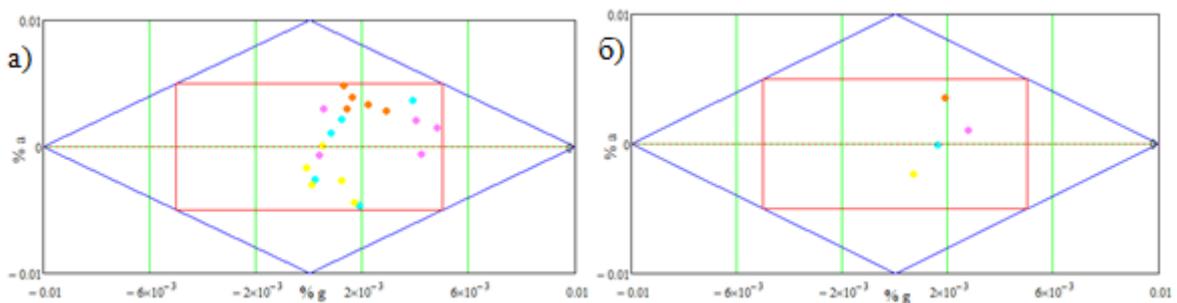


Рисунок 4.4. а) Попадания 5 измерений погрешности масштабного коэффициента гироскопа X в ромб требуемых значений б) Попадания усреднения 5 измерений погрешности масштабного коэффициента гироскопа X в ромб требуемых значений

Из графиков видно, что некоторые значения масштабных коэффициентов находятся на границе красного прямоугольника, тем не менее, все значения погрешностей уложились в общий допустимый порог 0,01%. Как видно, усредненные значения погрешностей как дрейфов, так и масштабных коэффициентов ненулевые. Это может быть вызвано тем, что проверка проводилась приблизительно спустя месяц после калибровки соответствующих параметров.

Подобные испытания повторялись 4 раза в течение 1 месяца с периодичностью в 1 неделю. И, если погрешности масштабных коэффициентов существенно не изменились, то значения дрейфов приняли следующий вид (Рисунок 4.5 для измерений через 2 и 4 недели).

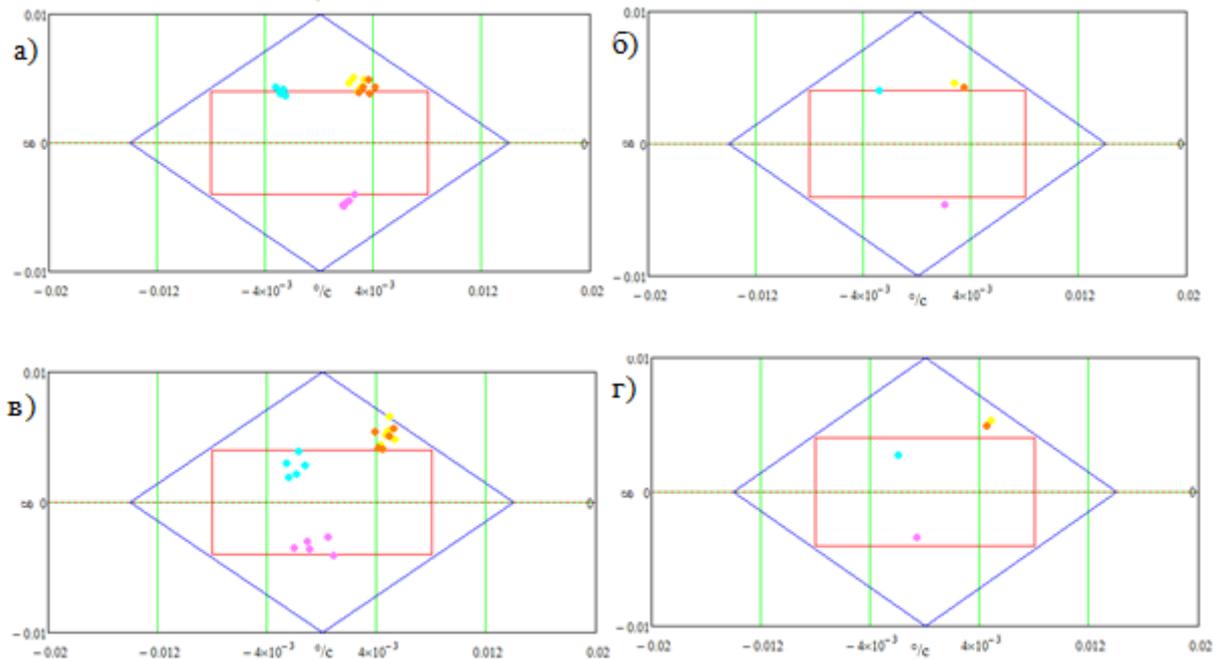


Рисунок 4.5. Изменения погрешностей дрейфа за 4 недели гироскопа X 4x ГИБ а) 2я неделя, 5 измерений б) 2я неделя, усреднения 5 измерений в) 4я неделя, 5 измерений г) 4я неделя, усреднения 5 измерений

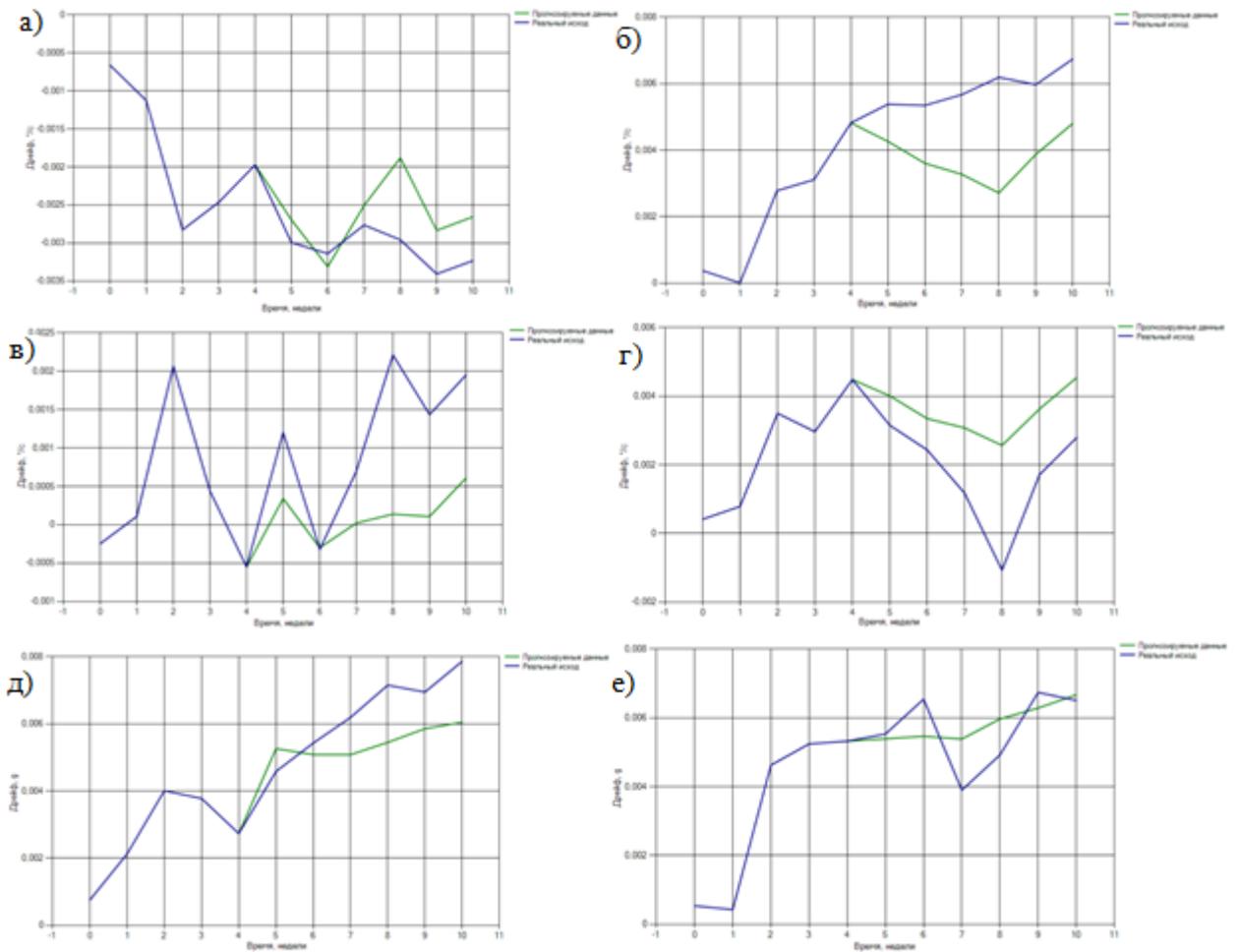
Спустя месяц уже усредненные значения дрейфов находятся на границе допустимых значений, а по 1 из 5 значений для приборов 1, 2 и 3 выходя за пределы. Это говорит о том, что через 1 месяц после калибровки точность приземления в условиях использования данной БИНС составит 80% для 3-его из 4-го ГИБ и 100% для 1-го ГИБ.

Одним из выводов, который можно сделать по итогу проведенных испытаний, является то, что представление о текущем нулевом значении погрешности дрейфа или масштабного коэффициента идеалистично. Полный процесс калибровки занимает несколько недель, даже калибровка одного параметра на одной температуре – несколько часов. Соответственно, уже на следующий день долгосрочная погрешность будет уже ненулевой, а через месяц приблизительно такой, которая описана в первом испытании. Помимо описанного, замечено более сильное колебание долговременной составляющей после выхода на пониженную температуру ниже -50°C и в случае, если после калибровки проводились испытания на широкополосную случайную вибрацию. Также стоит учитывать, что продолжительные калибровочные испытания приводят к износу как микромеханической, так и микроэлектронной составляющих, рассмотренный пример со 178 часами составляет примерно треть от заявленного производителем времени эксплуатации в 500 часов.

Проведенные измерения стали основой для прогноза дальнейшего поведения датчиков, а также оценки состоятельности этого прогноза.

4.2.2 Прогноз изменения характеристик датчиков и влияние этого изменения на работу БИНС

Обученная на накопленных массивах данных модель из раздела 3.5 была применена для построения графиков возможного изменения показаний дрейфа и масштабного коэффициента на 3 месяца для гироскопа и акселерометра X каждого прибора. На рисунке 4.6 а-г изображены усредненные значения дрейфов гироскопов. Приведено сравнение реально измеренных данных и данных, полученных программой прогноза. Аналогично на рисунке 4.6 д-з изображены усредненные значения дрейфов акселерометров.



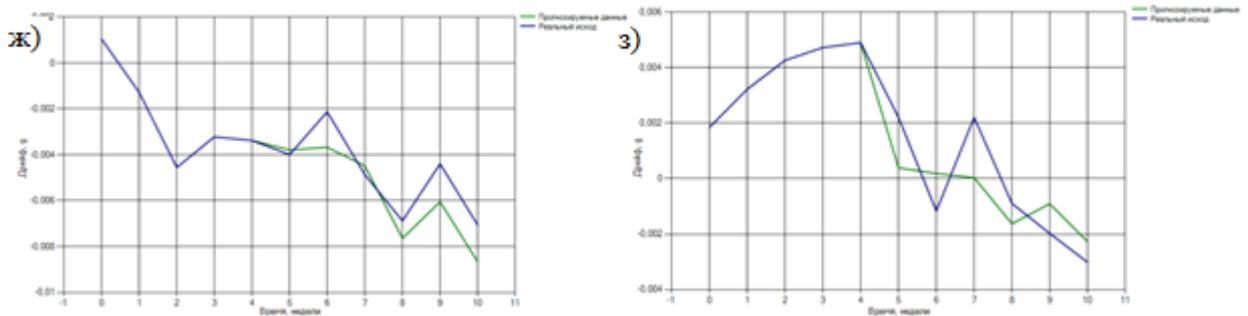


Рисунок 4.6. Реальное (синие линии) и прогнозируемое (зеленые линии) изменение систематических значений дрейфа для 4х ГИБ. а-г) Изменения дрейфов гироскопов X д-з)
Изменения дрейфов акселерометров X

По значениям дрейфа следует отметить, что они (как прогнозируемые, так и реальные) получились выше предварительно установленных, особенно по акселерометрам (3 из 4 случаев). При этом очевидно, что спустя 6 недель суммарные показания датчиков для 2го прибора превышают требуемые. В случае, если показания остальных датчиков не так далеко ушли от первоначальных значений, достижение заданной координатной точности возможно. Однако, учитывая неравномерность распределения веса погрешностей по каналам, следует отметить, что использование такого датчика для вертикального канала будет критичным.

Аналогичные исследования погрешностей масштабного коэффициента не выявили ни одного отклонения за пределы 0,01%, поэтому подробные данные по ним не приводятся. Исходя из этого, можно сделать вывод, что за 3 месяца показания ГИБ 1, 2 и 4 не превысят максимально допустимых погрешностей. Погрешности прогноза приведены в таблице 4.7.

Таблица 4.7 Погрешности прогноза смещения нуля по сравнению с реальными измерениями

Параметр, дрейф канала X	Среднее отклонение	Максимальный разброс
1 ГИБ, гироскоп	0,000461	0,001244
2 ГИБ, гироскоп	-0,002028	0,002323
3 ГИБ, гироскоп	-0,001059	0,002071
4 ГИБ, гироскоп	0,001845	0,002809
1 ГИБ, акселерометр	-0,000897	0,002499
2 ГИБ, акселерометр	0,000170	0,002566
3 ГИБ, акселерометр	-0,000828	0,002040
4 ГИБ, акселерометр	-0,000260	0,003534

По таблице видно, что максимальное отклонение среднего значения составило 0,002°/с или 0,0008g с разбросами конкретных значений до 0,0028°/с и 0,0035g. Учитывая

предварительно установленные $0.005^\circ/\text{с}$ и 0.003g , получается погрешность оценки до половины значения дрейфа.

4.2.3 Сравнение результатов калибровки по прямым измерениям и выходам ИНС

Для сравнения результатов целесообразно привести получившиеся усредненные значения начальных смещений нуля к единицам измерения, поделив их на масштабный коэффициент, и вычесть соответствующие значения калибровочного файла по прямым измерениям от файла по выходам ИНС. Аналогично следует вычесть нормированные значения масштабных коэффициентов по двум файлам. Часть значений калибровочных коэффициентов по двум файлам для оси X ГИБ № 2 показана на рисунке 4.7.

```

float m_vTOffsetGX[1][10]={
{313.73574879,283.2874063,283.26336832,251.34549392,261.49505247,207.39453607,33.
float m_vTMKGX[10][2]={
{1660.83503866,1662.23237249},\
{1665.09537689,1666.75561644},\
{1669.20415037,1670.90920071},\
{1670.05848212,1672.03085071},\
{1670.34959637,1672.2260253},\
{1671.45316909,1673.49118893},\
{1671.41630059,1673.32310859},\
{1671.09272721,1671.44368648},\
{1667.49714701,1667.74380882},\
{1662.17286207,1662.14346947},\
};

float drGX[8][20]=
{
{1.929478E-07, 3.123558E-05, 6.840617E-05, 9.4088E-05, 0.0001264155, 7.79245E-05,
{4.193817E-08, 3.73965E-05, 0.000120538, 0.0001851, 0.0001572315, 0.0001823135, 0
{+1.445513E-06, 3.11518E-05, -0.000117482, -5.6171E-05, -0.00011005, -6.5832E-05,
{-2.559459E-06, 1.66585E-05, 7.8335E-06, 6.21775E-05, 2.8735E-05, 8.58655E-05, -4
{1.351789E-06, 4.722788E-05, 8.50115E-05, 5.80715E-05, 6.691175E-05, 0.0001243814
{5.835257E-07, -0.000118976, -4.46595E-05, -6.69545E-05, 6.53285E-05, -0.00010262
{5.094475E-06, 5.36285E-05, -4.85565E-05, 0.0001353765, 4.4339E-05, 0.000192972,
{-6.324839E-06, -0.000259742, -0.000357282, -0.0003583701, -0.0002268228, -0.0002
};

```

Рисунок 4.7. Часть значений калибровочных коэффициентов в проекте прошивки ГИБ на языке С.

Разность погрешностей, определенных для ГИБ приведена в таблице 4.8.

Таблица 4.8. Разность погрешностей для ГИБ № 2 по калибровочным файлам

Погрешность / ось	X	Y	Z
Начальное смещения нуля гироскопов, $^\circ/\text{с}$	0,000028	0,000012	0,000005
Дрейф за 1 мин гироскопов, $^\circ/\text{с}$	0,000104	0,000083	0,000051
Погрешность МК гироскопов, %	0,00121	0,00242	0,00312
Начальное смещения нуля акселерометров, g	0,000088	0,000071	0,000095
Дрейф за 1 мин акселерометров, g	0,000114	0,000101	0,000142
Погрешность МК акселерометров, %	0,000412	0,000383	0,000644

Как видно, погрешность разности на 2 (в ряде случаев на 1) порядка меньше значений самих оцениваемых погрешностей, что подтверждает корректность применяемых методов и их реализации. По теоретическим соображениям, изложенным в п. 2.3 метод прямых измерений в

данном случае можно считать эталонным, то есть приведенные цифры показывают погрешности вычислений, проведенных по выведенным обратным формулам. Также можно отметить, что нашло подтверждение соображение о допустимости калибровки ГИБ на МЭМС датчиках с вариантом выходов ИНС, а также о том, что при наличии двух вариантов выбор прямых измерений предпочтительнее.

4.2.4 Практическая оценка характеристик датчиков. Выводы об оценках характеристик и качестве калибровки

Реальный процесс калибровки по полному плану занял, несмотря на заявленные ~178 часов (22 рабочих дня), приблизительно один месяц. В условиях серийного производства при налаженной технологии время осуществления технологических процессов будет меняться в зависимости от параметров оборудования, удобства оснастки, степени автоматизированности ПО и др.

Настроенные ГИБ показали положительные результаты по окончанию калибровки и в течение 3 месяцев хранения (за исключением 1 ГИБ, у которого значения незначительно превысили требуемые).

При этом для сборки ГИБ отбирались датчики с предварительно наилучшими характеристиками, а требования к откалиброванным изделиям предъявлялись исходя из декомпозиции довольно ограниченной (прежде всего по времени) навигационной задачи в инерциальном режиме. Оценка возможностей откалиброванных ГИБ для более длительного применения оценивалась в приложении 3 методом вариации Аллана [149]. Однако подобный ГИБ может рассматриваться и для более широкого круга задач, но в режиме комплексирования. Опустив его подробности, следует рассмотреть конкретный пример докалибровки в ходе хранения и автокалибровки в ходе полета.

4.2.5 Рекомендации по докалибровке и учету случайных характеристик в ходе автокалибровки. Пример докалибровки

Для ГИБ №2 по окончанию 4й недели была применена докалибровка в режиме “на столе” (согласно рекомендациям из п. 2.6.1), были заданы 6 ориентаций, повороты вокруг каждой из осей на 360° и неподвижное положение в течение 1 минуты. Это позволило получить обновленные значения начального смещения нуля, дрейфа нуля и масштабные коэффициенты гироскопов и акселерометров. Измерения с действующими обновленными калибровочными коэффициентами выдавались параллельно измерениям с оригинальными коэффициентами. В таблице 4.9 приведены показания дрейфов гироскопов и акселерометров для оси X 2го ГИБ для двух вариантов калибровки:

Таблица 4.9. Сравнение показаний дрейфов гироскопов и акселерометров до докалибровки и после докалибровки

Номер недели	Дрейф гироскопа оригинальный	Дрейф гироскопа обновленный	Дрейф акселерометра оригинальный	Дрейф акселерометра обновленный
5	0,00541	0,00012	0,00555	-0,00010
6	0,00533	0,00004	0,00652	0,00087
7	0,00564	0,00035	0,00388	-0,00177
8	0,00616	0,00087	0,00494	-0,00071
9	0,00594	0,00065	0,00671	0,00106
10	0,00677	0,00148	0,00648	0,00083

Как видно по результатам, одна докалибровка позволила существенно улучшить значения дрейфа для всех оставшихся 6 недель. Однако, “удачный” выбор времени для докалибровки для датчика из прибора 2 в целом не выглядит удачным для остальных приборов, если обратить внимание на графики 4.7. В целом, докалибровка показала, что 4-5 недель недостаточно для построения дальнейшего прогноза, необходима информация в течение хотя бы 12 недель. Обеспечение таких условий не всегда возможно при серийном изготовлении гиринерциальных блоков, однако решение этого вопроса, например, формирование исследуемого запаса, позволит более точно оценить долговременное поведение датчиков и сформировать план докалибровок. При наличии возможности докалибровки непосредственно перед стартом (полетом) необходимость в выстраивании такого плана отпадает.

При наличии колебаний дрейфа нуля в течение первых 20-30 секунд после запуска, которые можно определить как “цветной шум” фильтр Калмана будет достигать устоявшегося значения порядка 10-20 секунд. При этом неправильное изначальное определение шумовых параметров (в данном случае для автокалибровки им выступает долговременная нестабильность) может ухудшить среднее время сходимости в 1,5 раза (пример на рисунке 4.8).

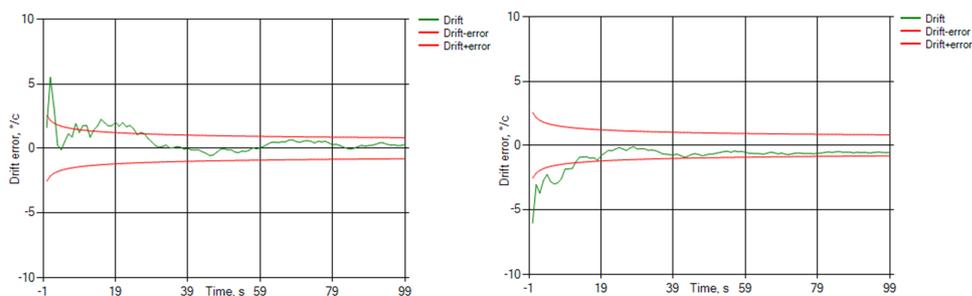


Рисунок 4.8. Два примера моделирования фильтра Калмана с параметрами ГИБ № 2, с изначальными и уточненными шумовыми параметрами.

При этом в случае проведения предварительной докалибровки показания БИНС в первые 10-20 секунд будут значительно точнее, так как фильтр Калмана, определяющий дрейф, еще не успел сойтись. Это может быть критично для изделий в условиях короткого полета длительностью 1-2 минуты.

4.3 Рекомендации по учету прочих особенностей калибровки МЭМС датчиков (общие рекомендации к организации процесса калибровки)

В этом разделе приведен краткий обзор наиболее распространенных отказов МЭМС датчиков, а также дополнительных внешних источников погрешностей при калибровке. Будут рассматриваться кратковременные отказы, связанные с ненормальным функционированием на границе условий эксплуатации, отказы, связанные с внутренними неисправностями, но, тем не менее, позволяющие сохранять частичную работоспособность, а также негативные воздействия измерительного оборудования.

4.3.1 Учет временных отказов при определенных внешних условиях

Существуют условия на границах рабочего состояния датчиков угловой скорости и линейного ускорения, при которых они могут временно терять работоспособность, но тем не менее, должны её сохранять при возвращении в рабочие условия. К таким условиям могут относиться:

- воздействие широкополосной случайной вибрации, при которой будет наблюдаться повышенное значение шума гироскопов (рисунок 4.9);
- выход за пределы рабочей температуры окружающей среды, при котором возможна временная потеря работоспособности.

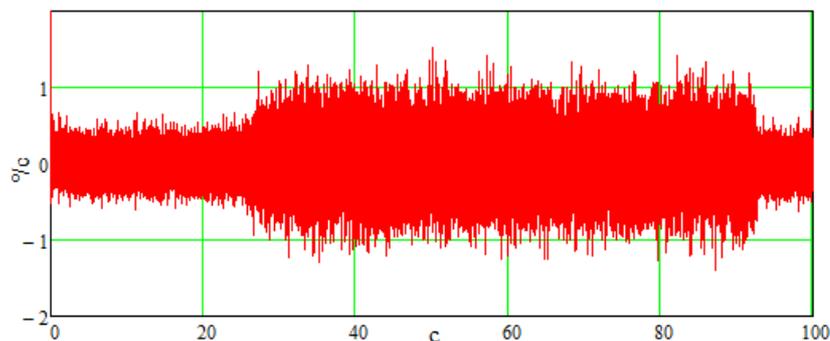


Рисунок 4.9. Гироскоп при воздействии ШСВ

Последнюю особенность необходимо учитывать при проведении калибровки и настройки ГИБ, для этого следует придерживаться следующих рекомендаций:

- применение определяемых калибровочных параметров на границе рабочего диапазона, как минимум до достижения предельных температур среды (возможная временная потеря работоспособности не означает фактическую потерю);

- обеспечение контроля работоспособности датчиков (по возможности желательно получение сведений об их внутреннем состоянии с самих датчиков);
- учет возможного перезапуска одного или нескольких датчиков за пределами рабочего диапазона температур (отслеживание состояния датчиков, возможно, временная замена данных на время выключения и достижения готовности на последние измеренные данные).

4.3.2 Учет регулярных отказов датчиков

Одним из распространенных отказов является отказ датчиков температуры. В связи с этим необходимо организовать контроль работоспособности датчиков температуры и при использовании температурно-зависимых коэффициентов в момент отказа переходить на использование температурно-независимых коэффициентов (для изделий с коротким сроком использования можно оставить стартовую температуру, а при отказе для включения использовать вариант для нормальных условий). Это сопряжено с потерей точности в связи с неучетом температурного дрейфа и его гистерезиса, а также необходимостью хранения дублирующих температурно-независимых коэффициентов, однако позволяет сохранить работоспособность изделия, что в целом, повышает его надежность.

Другим распространенным видом отказов являются “выбросы” (рисунок 4.10) – кратковременные отказы датчиков длительностью 1-2 мс с выдачей некорректного значения – “0”, либо большого значения, зачастую близкого к границе диапазона измерения. Такие “выбросы” желательно фильтровать на уровне ГИБ при помощи контроля работоспособности датчиков.

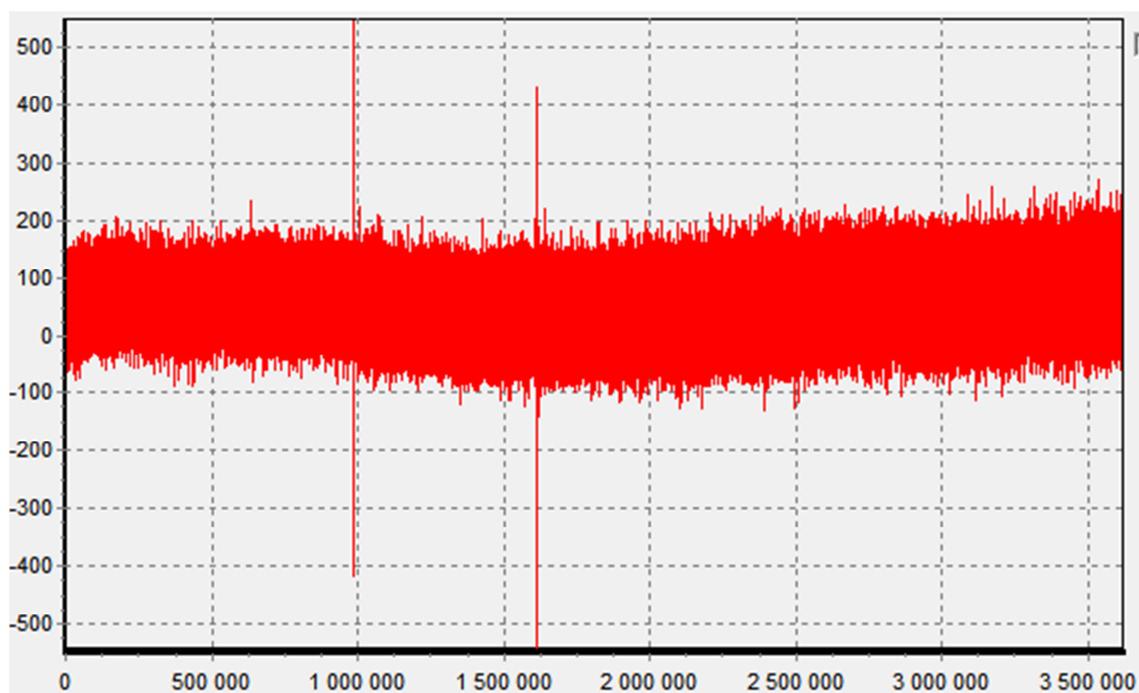


Рисунок 4.10 2 выброса в течение 1 часа измерений неоткалиброванного МЭМС гироскопа

Иногда встречаются и варианты с более длительными переходами датчиков в режим частично ненормального функционирования. На рисунке 4.11 изображен пример резкого перехода смещения нуля. Для учета подобных частичных отказов могут использоваться гарантирующие и l_1 оценки [181, 98].

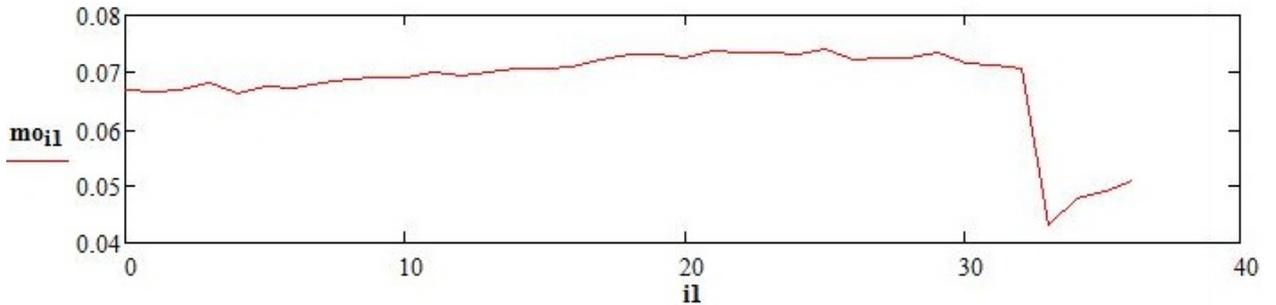


Рисунок 4.11. Резкий переход смещения нуля, вызванный сбоем датчика

4.3.3 Учет погрешностей оснастки и негативных воздействий измерительного оборудования при калибровке

При проведении калибровки возможны “выбросы” в измеряемых файлах длительностью до 100 мс, обусловленные резкими движениями стенда, а также резкими потоками воздуха в температурной камере (рисунок 4.12).

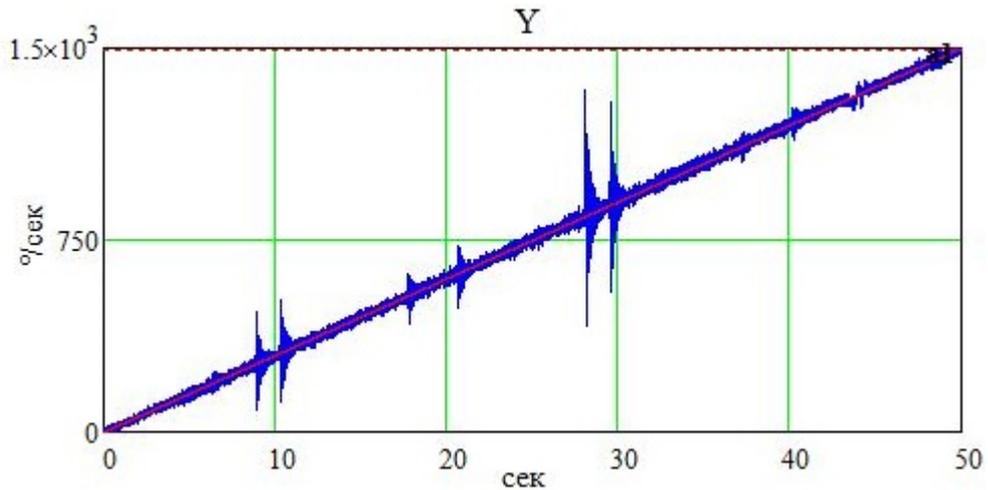


Рисунок 4.12. Выбросы показаний датчиков, вызванные вибрациями температурной камеры

Такие “выбросы” желательно фильтровать на уровне обработки/постобработки. Для этого необходимо знать приблизительные шумовые значения датчиков. При использовании фильтра Калмана фильтрация произойдет автоматически, возможно более длительное время сходимости, либо худшая точность при фиксированном времени. При использовании постобработки методом наименьших квадратов желательно предварительно устранить значения с выбросами фильтром на уровне шума.

При исследовании влияния ускорения на погрешности гироскопов выявился эффект, связанный с дополнительными погрешностями неортогональности, возникающими по причине

изгиба оснастки. Даже использование отшлифованных поверхностей и штифтов для более точной установки будет наблюдаться люфт углов неортогональности порядка $0,1^\circ$. Исходя из этого, желательно проводить проверочные испытания параметров калибровки, не снимая ГИБ со стенда. При использовании нескольких стендов желательно производить проверку ГИБ для каждого стенда по окончании калибровочных измерений на нем. При использовании грубых вращательных стендов можно пользоваться рекомендациями, представленными в литературе [202, 203]. Одним из вариантов является измерение погрешности стенда (а также оснастки) прецизионным ГИБ [204].

На практике, для задания ускорения до 100g необходимы центрифуги с расширенной планшайбой. Так, для задания 100g на планшайбе радиусом 0.5м необходима угловая скорость порядка 3000°/с. Из-за ограничений по упругости оснастки возможны её деформации, которые проявляются в возникновении перекосов (до 20'), отсутствующих при небольшой угловой скорости. В работе [205] предложен метод, учитывающий возникающий перекоп оснастки при наличии откалиброванных акселерометров.

Так как МЭМС гироскопы имеют разные масштабные коэффициенты и их нелинейности в обе стороны чувствительности, необходимо их определить на вращательном стенде без перекосов (с малой планшайбой) и без ускорения (или при минимальных значениях). Также необходимо заранее откалибровать неортогональность выставки гироскопов и акселерометров (для акселерометров это возможно 6-позиционным способом по измерению g).

После калибровки с учётом неортогональности центрифуги уравнение погрешности гироскопов выглядит следующим образом:

$$v\omega_{см0} = (\cos\omega\alpha L\omega_L + v\omega_{см0 \text{ сист}}(a)),$$

где αL – проекция перекопа центрифуги при выставке в позицию L (возможные позиции для каждой оси – по радиусу, перпендикулярно радиусу, вертикально).

Уравнение погрешности акселерометров:

$$va_{см0} = (\cos\alpha La_L + (1 + vKa_{МК \text{ сист}})a_L + va_{см0 \text{ сист}}).$$

При вращении на центрифуге её перекоп и нелинейность в данный момент времени может быть определён по показаниям акселерометров. Например, при положении акселерометра Z вверх, а X по диаметру (направлению ускорения) будет справедлива следующая формула:

$$\begin{bmatrix} \delta a_x \\ \delta a_y \\ \delta a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha LD & \cos\alpha LDO & \cos\alpha LV \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} (1 + vKa_{МКX \text{ сист}})a_{задX} + va_{см0X \text{ сист}} \\ (1 + vKa_{МКУ \text{ сист}})a_{задY} + va_{см0Y \text{ сист}} \\ (1 + vKa_{МКZ \text{ сист}})a_{задZ} + va_{см0Z \text{ сист}} + g \end{bmatrix},$$

где $\cos\alpha LD$ – перекоп центрифуги по диаметру;

$\cos\alpha LDO$ - перекоп центрифуги перпендикулярно диаметру;

$\cos\alpha LV$ – вертикальный перекоп центрифуги;

g – измеряемое ускорение свободного падения.

Проведя вращение по трём осям в двух направлениях для каждого датчика, можно установить значения нелинейностей акселерометров и перекосов центрифуги для заданных угловых скоростях/ускорении. Так как исходная внутренняя неортогональность гироскопов и акселерометров устранена, перекося будет одинаков и для гироскопов и для акселерометров:

$$\begin{bmatrix} \cos\alpha LD \\ \cos\alpha LDO \\ \cos\alpha LV \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\omega\alpha LD \\ \cos\omega\alpha LDO \\ \cos\omega\alpha LV \end{bmatrix}.$$

Из неизвестных погрешностей остаётся искомое $\omega\alpha$, которое можно определить, задав на центрифуге угловую скорость в двух противоположных направлениях в одной позиции (что обеспечивает одинаковое ускорение).

4.4 Выводы по главе

В данной главе представлены результаты применения комплекса управления процессом калибровки на примере калибровки 4 ГИБ. Был протестирован полный цикл технологии, включающий в себя составление плана калибровки по заранее заданным погрешностям БИНС, проведение самой калибровки с двумя вариантами информационных выходов, составление прогноза поведения долговременных погрешностей, выработка рекомендаций по докалибровке. Было проведено сравнение классического плана калибровки с достижением максимально возможных точностей и плана калибровки с достижением более грубых, предельно допустимых точностей, определенных методом генетического алгоритма. Сравнение показало, что допустимых значений можно достичь, сократив итоговое время калибровки в 5 раз при использовании допустимых погрешностей, полученных методом генетического алгоритма.

Сравнение точностных параметров калибровки по прямым и косвенным информационным выходам показали схожесть результатов с разницей более, чем на порядок меньшей, чем точности исследуемых датчиков.

При использовании метода нейронных сетей для прогноза ухода долговременных погрешностей максимальное отклонение среднего значения составило $0,002^\circ/\text{с}$ или $0,0008g$ с разбросами конкретных значений до $0,0028^\circ/\text{с}$ и $0,0035g$. Эти результаты продемонстрировали необходимость пересмотра подхода к первичным данным. При калибровке изделий на МЭМС датчиках, которая длится не менее недели, невозможно добиться абсолютного устранения таких погрешностей, так как за это время происходит небольшое изменение внутренних характеристик датчиков, отражающееся в изменении долговременных составляющих погрешностей. Опыт показал, что данных измерений за 1 месяц недостаточно для прогнозирования дальнейшего поведения таких погрешностей. Производители изделий могут

это учесть, формируя запас датчиков, подвергающийся долговременному тестированию. При этом такое тестирование не должно серьезно вырабатывать ресурс датчика.

Помимо проведенного эксперимента в главе приведен ряд наиболее распространенных технологических отказов МЭМС датчиков и способов их учета, которые желательно встраивать в разрабатываемые автоматизированные системы калибровки. В целом, эксперимент показал успешное применение программно-аппаратного комплекса с совпадением большей части результатов с предполагаемыми по модели.

Заключение

Данная диссертационная работа посвящена исследованию особенностей процесса калибровки гиросенсорных блоков на МЭМС датчиках. Исследование затрагивает все уровни технологического процесса, от описания свойств погрешностей МЭМС датчиков до выработки наиболее оптимальных параметров используемого аппаратного и программного обеспечения, позволяющих затрачивать наименьшие ресурсы для точного решения поставленной задачи. В результате работы были получены следующие результаты:

1) Предложена методика снижения остаточного смещения нуля при различной температурной динамике, она позволяет снизить смещение нуля на 40% по сравнению с классической табличной калибровкой при температурной динамике $+2^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ и $-2^{\circ}\text{C}/\text{мин}$.

2) Предложена методика калибровки смещения нуля и погрешности масштабного коэффициента, зависящих от величины линейного ускорения по трем осям. Применение этой методики позволило уменьшить остаточное смещение нуля гироскопа в 5-10 раз и уменьшить остаточную погрешность масштабного коэффициента с 0,1% до 0,01% относительно классической методики калибровки без учета влияния линейного ускорения.

3) Составлена новая модель погрешностей МЭМС датчиков, учитывающая нестабильности от включения к включению и от времени хранения. В основе модели лежат экспериментальные исследования, продемонстрировавшие изменения систематических значений начального смещения, дрейфа и масштабного коэффициента от времени хранения и незначительные изменения дисперсии от включения к включению. Предложено описание дрейфа нуля МЭМС датчиков как цветного шума с уменьшающейся от времени с момента включения дисперсией.

4) Приведено сравнение способов калибровки по прямым измерениям и параметрам ориентации и навигации. Из основного уравнения погрешностей для требуемых движений и позиционирований выведены упрощенные формулы, которые позволяют проводить вычисление коэффициентов быстрее в 3 раза. При этом вычисление при использовании прямых информационных выходов происходит в 4 раза быстрее, чем для случая косвенных даже при использовании упрощенных формул. Сделан вывод о предпочтительности использования прямых измерений при стендовой калибровке.

5) Предложен метод линейной комбинации погрешностей для замены полноценного алгоритма ориентации и навигации на заданной траектории. Результаты применения метода линейной комбинации вместо алгоритма БИНС продемонстрировали снижение длительности вычислений в 60 раз.

6) Проведено сравнение классического плана калибровки с достижением максимально возможных точностей и плана калибровки с достижением предельно допустимых

погрешностей, определенных методом генетического алгоритма. Сравнение длительности процесса калибровки по предложенной формуле показало уменьшение времени в 5 раз при использовании генетического алгоритма.

7) Описано применение нейронных сетей для прогнозирования долговременных характеристик МЭМС датчиков с точностью способа порядка $0,002^\circ/\text{с}$ для дрейфа гироскопов и $0,0008\text{g}$ для дрейфа акселерометров с разбросами конкретных значений до $0,0028^\circ/\text{с}$ и $0,0035\text{g}$.

Таким образом, решена научно-техническая задача разработки модели погрешности и методик калибровки МЭМС гироскопов и акселерометров в составе ГИБ для программно-алгоритмического комплекса калибровки, обеспечивающего улучшение точностных характеристик калибруемых ГИБ, а также снижение трудоёмкости процесса калибровки.

Список литературы

- 1) Ali M., Compensation of Temperature and Acceleration effects on MEMS Gyroscope / M. Ali // Proceedings of 2016 13th International Bhurban Conference on Applied Sciences & Technology (IBCAST), Islamabad, Pakistan – 2016. – С. 274-279.
- 2) Фрайден Дж. Современные датчики. Справочник. / Дж. Фрайден – Издательство Техносфера, 2005. – 592 с.
- 3) Варадан В.. ВЧ МЭМС и их применение. / В. Варадан, К. Виной, К. Джозе. – Техносфера, 2004. – 528 с.
- 4) Распопов В. Я. Микросистемная авионика. / В. Я. Распопов – Тула: “Триф и К” – 2010. – 247 с.
- 5) Acar C. MEMS Vibratory Gyroscopes. Structural approaches to Improve Robustness. / C. Acar, A. Shkel – Springer, 2010. – 272 с.
- 6) Лукьянов Д. П.. Прикладная теория гироскопов. / Д. П. Лукьянов, В. Я. Распопов, Ю. В. Филатов. – Санкт-Петербург: Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2015. – 315 с.
- 7) Zhanshe G., Research development of silicon MEMS gyroscopes: a review / G. Zhanshe, Ch. Fucheng, L. Boyu, C. Le, L. Chao, S. Ke // Microsystem Technologies, Volume 21, Issue 10 – 2015 – С. 2053–2066
- 8) Распопов В. Я. Микромеханические приборы: учебное пособие. / В. Я. Распопов – Москва: Машиностроение, 2007, 400с.
- 9) Джексон Р. Г. Новейшие датчики. / Р. Г. Джексон – Москва: Техносфера, 2008, 400 с.
- 10) Xinfeng Zh., MEMS Gyroscopes Development and Application Overview on Intelligent Vehicles / Zh. Xinfeng, F. Jingjing, L. Zhipeng, Zh. Mengtong // 2020 Chinese Control And Decision Conference (CCDC), Hefei, China – 2020. – С. 53-59.
- 11) Weinberg M.S., Error sources in in-plane silicon tuning-fork MEMS gyroscopes / M.S. Weinberg; A. Kourepenis // Journal of Microelectromechanical Systems, Volume 15, Issue: 3 – 2006. – С. 479 – 491.
- 12) Seshia A.A., A vacuum packaged surface micromachined resonant accelerometer / A.A. Seshia, M. Palaniapan, T.A. Roessig, R.T. Howe, R.W. Gooch, T.R. Schimert, S. Montague // Journal of Microelectromechanical Systems, Volume 11, Issue 6 – 2002. – С. 784 – 793.
- 13) Лысенко И.Е., Влияние температурных и технологических погрешностей на динамику трехосевого микромеханического гироскопа / И.Е. Лысенко // Гироскопия и навигация, №2 – 2006. – С. 91-92.

14) Krijnen B., Vacuum behavior and control of a MEMS stage with integrated thermal displacement sensor / B. Krijnen, D.M. Brouwer, L. Abelman, J.L. Herder // *Sensors and Actuators A: Physical*, Volume 234– 2015. – C. 321-330.

15) Vergara A., Feedback control of thin film PZT MEMS actuator with integrated buried piezoresistors / A. Vergara, T. Tsukamoto, W. Fang, Sh. Tanaka // *Sensors and Actuators A: Physical*, Volume 332, Part 1 – 2021. – C. 1-6.

16) Rocco Marra C., Solving FSR Versus Offset-Drift Trade-Offs With Three-Axis Time-Switched FM MEMS Accelerometer / C. Rocco Marra, A. Tocchio, F. Rizzini, G. Langfelder // *Journal of Microelectromechanical Systems*, Volume: 27, Issue: 5 – 2018. – C. 790-799.

17) Rezazadeh Gh., On a MEMS based dynamic remote temperature sensor using transverse vibration of a bi-layer micro-cantilever / Gh. Rezazadeh, Al. Keyvani, S. Jafarmadar // *Measurement*, Volume 45, Issue 3 – 2012. – C. 580-589.

18) Hokka J., Methods for reliability assessment of MEMS devices / J. Hokka, J. Raami, H. Hyvönen, M. Broas, J. Makkonen, J. Li, T. T. Mattila, M. Paulasto-Kröckel // *Case studies of a MEMS microphone and a 3-axis MEMS gyroscope*, 2012 IEEE 62nd Electronic Components and Technology Conference – 2012. – C. 62-69, DOI:10.1109/ECTC.2012.6248807.

19) Старовойтов Е.И. Оптимизация характеристик БИНС и датчиков внешней коррекции для автономной навигации беспилотных летательных аппаратов разных классов / Е.И. Старовойтов // *Радиостроение*, № 3 – 2020. – С. 1-19.

20) Clausen P., On the calibration aspects of MEMS-IMUs used in micro UAVs for sensor orientation / P. Clausen, J. Skaloud // *2020 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS) – 2020*. – C. 1457-1466. DOI: 10.1109/PLANS46316.2020.9110160

21) Borodacz K., Review and selection of commercially available IMU for a short time inertial navigation, / K. Borodacz, C. Szczepański, S. Popowski // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Volume 94, Issue 1 – 2021. – C. 45-59. <https://doi.org/10.1108/AEAT-12-2020-0308>.

22) Goel S. Cooperative Localization of Unmanned Aerial Vehicles Using GNSS, MEMS Inertial, and UWB Sensors / S. Goel, A. Kealy, V. Gikas, G. Retscher, C. Toth, D.-G. Brzezinska and B. Lohani // *Journal of Surveying Engineering* – 2017 – Volume 143, Issue 4 – C. 1-18. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)SU.1943-5428.000023](https://doi.org/10.1061/(ASCE)SU.1943-5428.000023)

23) Milne D., Proving MEMS Technologies for Smarter Railway Infrastructure / D. Milne, L. Le Pen, G. Watson, D. Thompson, W. Powrie, M. Hayward, S. Morley // *Procedia Engineering* – 2016 – Volume 143 – C. 1077-1084.

- 24) Grankin M., Research of MEMS accelerometers features in mobile phone / M. Grankin, E. Khavkina, A. Ometov // 2012 12th Conference of Open Innovations Association (FRUCT) – 2012 – С. 31-36.
- 25) Chiu Sh.-R., An Integrated Thermal Compensation System for MEMS Inertial Sensors / Sh.-R. Chiu, L.-T. Teng, J.-W. Chao, Ch.-Y. Sue, Ch.-H. Lin, H.-R. Chen and Y.-K. Su // Sensors – 2014 – №14 (3) – С. 4290-4311 <https://doi.org/10.3390/s140304290>
- 26) Крылов А.А., Технологические подходы к устранению смещения нуля МЭМС-гироскопов в составе ГИБ / А.А. Крылов, Д.В. Корниук // Труды МАИ, №103. – 2018 – С. 1-18.
- 27) Petkov P., Stochastic Modeling of MEMS inertial sensors / P. Petkov, T. Slavov // Cybernetics and Information Technologies – 2010 – Vol. 10, № 2 – С. 31-40.
- 28) Rudolf F., New generation of High Performance/High reliability MEMS accelerometers for harsh Environment / F.Rudolf, S.Gonseth, R.Brisson, P.Krebs // 2014 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium - PLANS 2014 – 2014 – С. 1-5.
- 29) Лестев А.М., Идентификация структуры шумов микромеханических инерциальных преобразователей параметров движения / А.М. Лестев, М.В. Федоров, С.Д. Евстафьев // Радиопромышленность – 2019 – Том 29, №2 – С. 69-75.
- 30) Петропавловский Ю. Эволюция МЭМС-продуктов компании Analog Devices и современные инерциальные измерительные модули iSensor / Ю. Петропавловский. // Компоненты и технологии, №5. – 2015 – С. 24-30.
- 31) Wu Y., A Multi-Position Calibration Algorithm for Inertial Measurement Units / Y. Wu, M. Wu // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii. – 2008. – С. 1-16.
- 32) Вторушин С.Е. Температурный дрейф собственных частот микромеханического гироскопа / С.Е. Вторушин, А.А. Аршинова, Т.Г. Нестеренко // Вестник науки Сибири – 2014 – №1 (11) – С. 3-5.
- 33) Харламов М.С., Деградационные процессы устройств микросистемной техники / М.С. Харламов, П.И. Дидык, А.А. Жуков, В.П. Безмен // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы – 2018 – том 5, выпуск 3 – С. 87–96.
- 34) Ng E. J.,. Temperature Dependence of the Elastic Constants of Doped Silicon / E. J. Ng, V. A. Hong, Y. Yang, Ch. H. Ahn, C. L. M. Everhart, T. W. Kenny // Journal of microelectromechanical systems, Vol 24, No. 3. – 2015. – С. 730-741.
- 35) Prikhodko I.P., Compensation of drifts in high-Q MEMS gyroscopes using temperature self-sensing / I.P. Prikhodko, A.A. Trusov, A.M. Shkel // Sensors and Actuators, A: Physical. – 2013 – С. 517-524.

36) Huilianga C., Investigation of a vacuum packaged MEMS gyroscope architecture's temperature robustness / C. Huilianga, L. Hongshenga // International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics, vol. 41, no. 4 – 2013 – С. 495-506.

37) Bendida S., Temperature stability of a piezoresistive MEMS resonator including self-heating / S. Bendida, J.J. Koning, J.J.M. Bontemps, J.T.M. van Beek, D. Wu, M.A.J. van Gils, S. Nath // Microelectronics Reliability – 2008 – Vol. 48 – С. 1227–1231.

38) Тимошенко С.П., Особенности герметизации микромеханических приборов. Оборонный комплекс – научно-техническому прогрессу России / С.П. Тимошенко, А.Н. Бойко, В.В. Калугин. // Изд. Научно-технический центр оборонного комплекса “Компас” – 2005 – №2 – с. 24-28.

39) Alper S. E., A Single-Crystal Silicon Symmetrical and Decoupled MEMS Gyroscope on an Insulating Substrate. / S. E. Alper and T. Akin // Journal Of Microelectromechanical Systems – 2005 – Vol. 14, No. 4 – С. 707-717.

40) Du J., Signal Quality Improvement Algorithms for MEMS Gyroscope-Based Human Motion Analysis Systems: A Systematic Review / J. Du, C. Gerdman, M. Lindén // Sensors – 2018 – Volume 18, Issue 4 – С. 1-18.

41) Nagel C., Characterization of temperature gradients on MEMS acceleration sensors / C. Nagel, F. Ante, M. Putnik, J. Classen, J. Mehner // Procedia Engineering – 2016 – Vol. 168 – С. 888 – 891.

42) Крылов А.А., Технологические подходы к устранению дрейфа нуля микромеханических гироскопов / А.А. Крылов, Д.В. Корнюк // Известия Тульского государственного университета. Технические науки – 2018 – №5 – С. 93-97.

43) Gulmammadov F., Analysis, modeling and compensation of bias drift in MEMS inertial sensors / F. Gulmammadov // 2009 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies – 2009 – С. 591-596.

44) Feng Y., An Adaptive Compensation Algorithm for Temperature Drift of Micro-Electro-Mechanical Systems Gyroscopes Using a Strong Tracking Kalman Filter / Y. Feng, X. Li, X. Zhang // Sensors – 2015 – Volume 15, Issue 5 С. 1-17.

45) Аль Битар Н., Сравнительный анализ алгоритмов комплексирования в слабосвязанной инерциально-спутниковой системе на основе обработки реальных данных / Н. Аль Битар, А.И. Гаврилов // Гироскопия и навигация – 2019 – Т. 27, №3 – С. 31-52, DOI 10.17285/0869-7035.0004

46) Iozan L. I., Using a MEMS gyroscope to measure the Earth's rotation for gyrocompassing applications / L. I. Iozan, M. Kirkko-Jaakkola, J. Collin, J. Takala and C. Rusu // *Measurement Science and Technology* – 2012 – Volume 23, Number 2 – С. 1-16.

47) Salychev O. S., MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality / O. S. Salychev – BMSTU Press – 2012. – 208 с.

48) Syed Z. F., A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems / Z. F. Syed, P. Aggarwal, C. Goodall, X. Niu and N. El-Sheimy // *Measurement, Science And Technology* – 2007 – Volume 18 – С. 1897–1907.

49) 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* – 2008 – Vol. XXXVII, Part B5 – С. 877-882.

50) Jianli L., Fuzzy modeling and compensation of scale factor for MEMS gyroscope / L. Jianli, D. Min, F. Jiancheng // *Mechanika, Digital Manufacturing and Automation (ICDMA)*, 2010 International Conference – 2011 – Vol. 1 (4) – С. 766-771.

51) Шаймарданов И.Х., Метод калибровки бесплатформенной инерциальной навигационной системы на микромеханических акселерометрах и гироскопах / И.Х. Шаймарданов // *Материалы докладов XIII конференции молодых учёных “Навигация и управление движением”* – 2011 – С. 79-86.

52) Wang J., Calibration of MEMS Based Inertial Measurement Unit Using Long Short-Term Memory Network / J. Wang, W. Lou, W. Liu, P. Liu // *2019 IEEE 14th International Conference on Nano/Micro Engineered and Molecular Systems (NEMS)* – 2019 – С. 118-121 DOI: 10.1109/NEMS.2019.8915598

53) Корниук Д.В., Технологические подходы к устранению нелинейности масштабного коэффициента при настройке МЭМС гироскопов / Д.В. Корниук, А. А. Крылов // *Материалы конференции “Молодёжь и будущее авиации и космонавтики”* – 2016 – С. 315 – 317.

54) Braghin F., Nonlinear dynamics of vibrating MEMS / F. Braghin, F. Resta, E. Leo, G. Spinola // *Sensors and Actuators A Physical* – 2007 – Vol. 134 – С. 98–108

55) Tatar E., Nonlinearity tuning and its effects on the performance of a MEMS gyroscope / E. Tatar, T. Mukherjee, G.K. Fedder // *2015 Transducers* – 2015 – С. 1133-1136

56) Ang W. T., Nonlinear Regression Model of a Low-g MEMS Accelerometer / W. T. Ang, P. K. Khosla, C. N. Riviere // *IEEE Sensors Journal* – 2007 – Vol. 7, №. 1 – С. 81-88.

57) Евстафьев С.Д., Калибровка информационных характеристик микромеханического гироскопа / С.Д. Евстафьев, О.И. Ракитянский, Л.А. Северов, А.А. Семёнов // *Известия Тульского государственного университета. Технические науки* – 2012 – Выпуск 7 – С. 167-172

58) Wu G.Q., A dual-mass fully decoupled MEMS gyroscope with wide bandwidth and high linearity / G.Q. Wu, G.L. Chua, Y.D. Gu // *Sensors and Actuators A: Physical* – 2017 – Volume 259 – C. 50-56

59) Q. Shin, Nonlinear Oscillation Characteristics of MEMS Resonator / Q. Shin, A. Qiu, Y. Su, R. Shi // *Proceedings of the 2010 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation* – 2010 – C. 1250-1253

60) Cai Q., Accelerometer calibration with nonlinear scale factor based on multi-position observation / Q. Cai, N. Song, G. Yang, Y. Liu // *Measurement Science and Technology* – 2013 – Volume 24, Number 10 – C. 1-9.

61) Grinberg B., High precision open-loop and closed-loop MEMS accelerometers with wide sensing range / B. Grinberg, A. Feingold, L. Furman, R. Wolfson // *2016 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium* – 2016 – C. 924-931.

62) Тимошенко А.С., Исследование температурной стабильности датчиков угловой скорости и сравнительный анализ методов термокомпенсации и термостатирования / А.С. Тимошенко, Сан Мин Наин, А.С. Головань // *Оборонный комплекс - научно-техническому прогрессу России* – 2011 – №3 – С. 46-50.

63) Zaman M. F., A Mode-Matched Silicon-Yaw Tuning-Fork Gyroscope With Subdegree-Per-Hour Allan Deviation Bias Instability / M. F. Zaman, A. Sharma, Zh. Hao, F. Ayazi // *Journal Of Microelectromechanical Systems* – 2008 – Vol. 17, №. 6 – C. 1526 - 1536.

64) Junlong B., Compensation for MEMS Gyroscope Zero Bias Stability / B. Junlong, Ch. Wenjie, C. Tao // *2013 Chinese Automation Congress* – 2013 – C. 744-748.

65) Голощাপов А., Применение МЭМС-технологии в навигации / А. Голощাপов // *Компоненты и технологии* – 2014 – № 4 (153) – С. 65-69.

66) Zają P., Application of Offset Trimming Circuit for Reducing the Impact of Parasitics in Capacitive Sensor Readout Circuit / P. Zają, M. Jankowski, P. Amrozik, M. Szermer // *2019 MIXDES - 26th International Conference "Mixed Design of Integrated Circuits and Systems"* – 2019 – C. 1-5.

67) He C. H., Research on the packaging reliability and degradation models of quality factors for a high vacuum sealed MEMS gyroscope / C. H. He, Y. P. Wang, Q. W. Huang, Q. C. Zhao, Z. C. Yang, D. C. Zhang, G. Z. Yan // *2017 19th International Conference on Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems (TRANSDUCERS)* – 2017 – C. 1077-1080.

68) Fontanella R., An Extensive Analysis for the Use of Back Propagation Neural Networks to Perform the Calibration of MEMS Gyro Bias Thermal Drift / R. Fontanella, D. Accardo, E. Caricati, S. Cimmino, D. De Simone // *2016 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS)* – 2016 – C. 672-680.

69) Aggarwal P., Thermal Calibration of Low Cost MEMS Sensors for Land Vehicle Navigation / P. Aggarwal, Z. Syed, N. El-Sheimy // VTC Spring 2008 - IEEE Vehicular Technology Conference – 2008 – С. 2859-2863

70) Шаврин В.В., Калибровка микроэлектромеханических датчиков ускорений и угловых скоростей в бесплатформенных инерциальных навигационных системах / В.В. Шаврин, А.С. Конаков, В.И. Тисленко // Доклады ТУСУРа – 2012 – № 1 (25), часть 2 – С. 265-269.

71) Trusov A. A., 1 PPM precision self-calibration of scale factor in MEMS Coriolis vibratory gyroscopes / A. A. Trusov, I. P. Prikhodko, D. M. Rozelle, A. D. Meyer, A. M. Shkel // 2013 Transducers & Eurosensors XXVII: The 17th International Conference on Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems (TRANSDUCERS & EUROSENSORS XXVII) – С. 2531-2534.

72) Kaajakari V., Stability Of Wafer Level Vacuum Encapsulated Single-Crystal Silicon Resonators / V. Kaajakari, J. Kiihamäki, A. Oja, H. Seppä, S. Pietikäinen, V. Kokkala, H. Kuisma // Sensors and Actuators A: Physical – 2006 – С. 42-47.

73) Prikhodko I. P., Half-A-Month Stable 0.2 Degree-Per-Hour Mode-Matched MEMS Gyroscope / I. P. Prikhodko, S. Nadig, J. A. Gregory, W. A. Clark, and M. W. Judy // 2017 IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL) – 2017 – С. 15-18

74) Rudolf F., New generation of High Performance/High reliability MEMS accelerometers for harsh Environment / F. Rudolf, S. Gonseth, R. Brisson, P. Krebs // 2014 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium - PLANS 2014 – 2014 – С. 1-5.

75) Eminoglu B., Background calibrated MEMS gyroscope / B. Eminoglu, M. H. Kline, I. Izyumin, Y.-Ch. Yeh, B. E. Boser // SENSORS – 2014 IEEE – 2014 – С. 1-4.

76) Степанов О.А. Методы обработки навигационной измерительной информации. Учебное пособие / О.А. Степанов – Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 2017 – 196 с.

77) Fong W. T., Methods for in-field user calibration of an inertial measurement unit without external equipment // W. T. Fong, S. K. Ong and A. Y. C. Nee / Measurement Science and Technology – 2008 – Volume 19, Number 8 – С. 1-11, DOI 10.1088/0957-0233/19/8/085202.

78) Wang C., A dual-mass MEMS vibratory gyroscope with adaptive control scheme / C. Wang, Sh. Wang, Y. Yin // 2007 7th IEEE Conference on Nanotechnology (IEEE NANO) – 2007 – с. 25-28.

79) Shi Q., Tactical grade MEMS gyro with low acceleration sensitivity / Q. Shi, A. Qiu, G. Xia, Y. Su // 2015 IEEE SENSORS – 2015 – С. 1-4.

80) Rajch M., Design of Deterministic Model for Compensation of Acceleration Sensitivity in MEMS Gyroscope / M. Rajch, M. Bast, J. Najman, M. Appel // Mechatronics 2019: Recent Advances Towards Industry 4.0 – 2019 – С. 285-291.

81) Xing L., Offline Calibration for MEMS Gyroscope G-sensitivity Error Coefficients Based on the Newton Iteration and Least Square Methods / L. Xing, Zh. Xiong, J.-Y. Liu, W. Luo // 2018 – Volume 71, Issue 2 – C. 352-370.

82) Gavcar H. D., An automatic acceleration compensation system for a single-mass MEMS gyroscope / H. D. Gavcar, K. Azgin, S. E. Alper, T. Akin // 2015 18th International Conference on Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems (2015 Transducers) – 2015 – C. 19-22.

83) Sonmezoglu S., Simultaneous detection of linear and coriolis accelerations on a mode-matched MEMS gyroscope / S. Sonmezoglu, H. D. Gavcar, K. Azgin, S. E. Alper, T. Akin // 2014 IEEE 27th International Conference on Micro Electro Mechanical Systems (MEMS) – 2014 – C. 32-35.

84) Dong X., Model and experiment of scale factor acceleration sensitivity of MEMS gyroscope in high acceleration environment / X. Dong, Q. Huang, Sh. H. Yang, Y. Huang, Y. En // *Microsystem Technologies* – 2019 – Volume 25 – C. 3079-3103.

85) Park B. S., Analysis of compensation for a g-sensitivity scale-factor error for a MEMS vibratory gyroscope / B. S. Park, K. J. Han, S. W. Lee and M. J. Yu // *Journal of Micromechanics and Microengineering* – 2015 – Volume 25, Number 11 – C. 1-10.

86) Bahari J., Exclusion of Linear Acceleration Signal in the MEMS Thermal Gyroscope / J. Bahari, C. Menon // *Journal Of Microelectromechanical Systems* – 2018 – Volume 27, № 1 – C. 19-21.

87) Nadig S., In-Run Scale factor and Drift Calibration of MEMS Gyroscopes with Rejection of Acceleration Sensitivities / S. Nadig, V. Pinrod, S. Ardanuç, A. Lal // 2016 IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems – 2016 – C. 1-2.

88) Gavcar H. D., Compensation methods for quasi-static acceleration sensitivity of MEMS gyroscopes. Thesis // H. D. Gavcar / Middle East Technical University – 2014. – 142 c.

89) Bistrov V., Study of the Characteristics of Random Errors in Measurements by MEMS Inertial Sensors / V. Bistrov // *Automatic Control and Computer Sciences* – 2011. – Vol. 45, No. 5 – C. 284–292.

90) Zhao H., A time-controllable Allan variance method for MEMS IMU / H. Zhao, Zh. Wang, H. Shang and W. Hu, G. Qin // *Industrial Robot: An International Journal* – 2013. – Volume 40, Number 2 – C. 111–120.

91) Vagner M., Experience With Allan Variance Method for MEMS Gyroscope Performance Characterization // M. Vagner, P. Benes, Z. Havranek / 2012 IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference Proceedings, IEEE – 2012 – C. 1-5.

92) Кробка Н.И. О топологии графиков вариации Аллана и типовых заблуждениях в интерпретации структуры шумов гироскопов (на примере докладов Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам). Часть I. О различии закономерностей накопления шумов гироскопов в платформенных и бесплатформенных инерциальных системах. Часть II. Техника $\sigma(\tau)$ -графиков Аллана для идентификации структуры шумов гироскопов // Н.И. Кробка / XXII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, ЦНИИ "Электроприбор" – 2015 – С. 457-484.

93) Свешников А.А., Вероятностные методы в прикладной теории гироскопов / А. А. Свешников, С.С. Ривкин – Издательство "Наука" – 1974. – 536 с.

94) Свешников А. А., Прикладные методы теории случайных функций. / А. А. Свешников – Издательство "Наука", Москва, 1968. – 464 с.

95) Степанов О.А., Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. Введение в теорию оценивания / О.А. Степанов – ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург – 2017. – 509 с.

96) Степанов О.А., Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 2. Введение в теорию фильтрации / О.А. Степанов – ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург – 2017. – 428 с.

97) Акимов П.А., Гарантирующий подход и 1-аппроксимация в задачах оценивания параметров БИНС при стендовых испытаниях / П.А. Акимов, А.В. Деревянкин, А.И. Матасов – Издательство Московского Университета, Москва – 2012. – 280 с.

98) Ривкин С.С., Статистическая оптимизация навигационных систем / С.С. Ривкин, Р.И. Иванов, А.В. Костров – Издательство "Судостроение" – 1976. – 280 с.

99) Шаронов А.В., Методы и алгоритмы обработки результатов экспериментальных исследований / А.В. Шаронов – Издательство МАИ – 2004. – 244 с.

100) Под ред. Алешина Б.С., Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / Под ред. Б.С. Алешина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006 – 358 с.

101) Unsal D., Estimation of deterministic and stochastic IMU error parameters. Thesis / D. Unsal // Middle East Technical University – 2012 – 144 с.

102) Feng Y., An Adaptive Compensation Algorithm for Temperature Drift of Micro-Electro-Mechanical Systems Gyroscopes Using a Strong Tracking Kalman Filter / Y. Feng, X. Li and X. Zhang // 2015 – Sensors, 5 – С. 11222-11238.

- 103) Stearns H., Multiple model adaptive estimation of satellite attitude using MEMS gyros / H. Stearns, M. Tomizuka // Proceedings of the 2011 American Control Conference – 2011 – С. 3490-3495
- 104) Yan L., Modified Kalman Filter with Recursive Covariance Estimation for Gyroscope Denoising / L. Yan, Y. Xia, M. Fu // Kalman Filtering and Information Fusion – 2019 – С. 71-94.
- 105) Luo Y., An Attitude Compensation Technique for a MEMS Motion Sensor Based Digital Writing Instrument / Y. Luo, C. C. Tsang, G. Zhang, Z. Dong, G. Shi, S. Y. Kwok, W. J. Li, Philip H. W. Leong, Ming Yiu Wong // Proceedings of 1st IEEE International Conference on Nano Micro Engineered and Molecular Systems, 1st IEEE-NEMS – 2006 – С. 909-914.
- 106) Diao Zh., Han, Analysis and compensation of MEMS gyroscope drift / Zh. Diao, H. Quan, L. Lan, Yi. Han // 2013 Seventh International Conference on Sensing Technology (ICST) – 2013 – С. 592-296.
- 107) Frosio Iu. Frosio, Autocalibration of MEMS Accelerometers / Iu. Frosio, F. Pedersini, N. A. Borghese // IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement – 2009 – Volume: 58, Issue: 6 – С. 2034-2041.
- 108) Gu H., MEMS Gyroscope Bias Drift Self-Calibration Based on Noise-Suppressed Mode Reversal / H. Gu, B. Zhao, H. Zhou, Xi. Liu and W. Su // Micromachines – 2019 – № 10 (823) – С. 1-17.
- 109) Qian H., Xia Qu., Jiang B., Wang Ch., On modeling of random drift of MEMS gyroscope and design of Kalman filter / H. Qian, Qu. Xia, B. Jiang, Ch. Wang // 2009 International Conference on Mechatronics and Automation – 2009 – С. 4355-4360 DOI: 10.1109/ICMA.2009.5246601
- 110) Кузовков Н.Т., Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация / Н.Т. Кузовков, О.С. Салычев, Издательство “Машиностроение” – 1982 – С. 90-95
- 111) Wang K., Practical Approaches to Kalman Filtering with Time-Correlated Measurement Errors / K. Wang, Yo. Li, Ch. Rizos // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems – 2012 – Vol. 48, № 2
- 112) Крылов А.А. Фильтрация цветного шума микроэлектромеханических датчиков. / А.А. Крылов // Датчики и системы – 2021– №6 (259) – С. 25-32
- 113) Bryson A. E., Estimation using sampled data containing sequentially correlated noise / A. E. Bryson and L. J Henrikson // Journal of Spacecraft and Rockets – 1968 – №5 – С. 662-665
- 114) Petovello M. G., Consideration of time-correlated errors in a Kalman filter applicable to GNSS / M. G. Petovello, K. O’Keefe, G. Lachapelle, and M. E Cannon / Journal of Geodesy – 2009 – № 83 – С. 51—56

115) Лучкина Т.А. Алгоритмы автономной информационно-измерительной системы определения угловой ориентации, построенной на грубых датчиках. Кандидатская диссертация / Т.А. Лучкина // Кандидатская диссертация, КНИТУ-КАИ – 2019. – 166 с.

116) Grewal M. S., Kalman Filtering: Theory and Practice Using MATLAB (3rd ed.) / M. S. Grewal and A. P. Andrews // 2008. New York: John Wiley & Sons – 2008 – С. 427-508

117) Yuan Z. C., Regularized total least-squares solution to ill-posed error-in-variable model / Z. C. Yuan, Y. Z. Shen, and Z. B. Zhou // Journal of Geodesy and Geodynamics – 2009 – № 29 – С. 131—134

118) Nair M. T., The trade-off between regularity and stability in Tikhonov regularization / M. T. Nair, M. Hegland, and R. S. Anderssen // Mathematics of Computation – 1997 – № 66 – С. 193—206.

119) Terejanu G. A. Unscented Kalman Filter Tutorial / G. A. Terejanu // University at Buffalo – 2011 – 6с. <http://users.ices.utexas.edu/~terejanu/files/tutorialUKF.pdf>

120) Bancroft J. B., Estimating MEMS Gyroscope G-Sensitivity Errors in Foot Mounted Navigation / J. B. Bancroft and G. Lachapelle // 2nd International Conference on Ubiquitous Positioning, Indoor Navigation and Location-Based Service – 2012 – С. 1-6.

121) Иванов П.А., Методика калибровки инерциальных измерительных модулей на базе микромеханических чувствительных элементов / П.А. Иванов, А.В. Маляева, И.Л. Суров. // Материалы докладов XIII конференции молодых ученых “Навигация и управление движением” – 2011 – С. 65-71.

122) Xing H., Modeling and Compensation of Random Drift of MEMS Gyroscopes Based on Least Squares Support Vector Machine Optimized by Chaotic Particle Swarm Optimization / H. Xing, B. Hou, Zh. Lin and M. Guo // Sensors – 2017 – 17 (10), 2335 – С. 1-15, <https://doi.org/10.3390/s17102335>

123) Lee D., Test and error parameter estimation for MEMS – based low cost IMU calibration / D. Lee, S. Lee, S. Park & S. Ko // International Journal of Precision Engineering and Manufacturing – 2011 – Vol. 12 – С. 597-603.

124) Cao Y., Measurement Science and Technology. A new continuous self-calibration scheme for a gimbaled inertial measurement unit / Y. Cao, H. Cai, S. Zhang and A. Li // Measurement Science and Technology – 2011 – Vol. 23, № 1 – С. 1-12

125) Сайт компании ООО “Инертех” [Сайт] URL: <http://inertech-ltd.com/> (дата обращения 15.10.2023)

126) Иванов Д.С., Стенд для отработки алгоритмов управления движением многоэлементных систем / Д.С. Иванов, Т. Вальтер, Д. Биндель, М.Ю. Овчинников //

Препринты ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, Москва – 2008 – №56 – С. 1-32.

127) Официальный сайт Государственного научного центра ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», Динамические моделирующие стенды и механические узлы. [Сайт] URL: <https://www.gosniias.ru/pages/d/maks-15-stend1.pdf> (дата обращения 15.10.2023).

128) Калихман Д.М. Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов / Д.М. Калихман // Издательство ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург – 2008 – 296 с.

129) Yang H., A Novel Tri-Axial MEMS Gyroscope Calibration Method over a Full Temperature Range / H. Yang, B. Zhou, L. Wang, H. Xing and R. Zhang // Sensors –2018 – 18, 3004 – С. 1-15.

130) Быковский А.В. Синтез параметров скоростной и позиционной коррекции БИНС / А.В. Быковский // Авиакосмическое приборостроение – 2021 – № 2 – С. 19-30

131) Тимошенко А.С., Исследование температурной нестабильности датчиков угловой скорости и сравнительный анализ методов термокомпенсации и термостатирования / А.С. Тимошенко, С. М. Наин, А.С. Головань. // Оборонный комплекс - научно-техническому прогрессу России – 2011 – № 3 – С. 46-51.

132) Shuang Du, Wei Sun and Yang Gao. MEMS IMU Error Mitigation Using Rotation Modulation Technique. Sensors, №16, 2017. С. 1-20.

133) Sokolovic V., Integration of INS, GPS, Magnetometer and Barometer for Improving Accuracy Navigation of the Vehicle / V. Sokolovic, G. Dikic, and R. Stancic // Defence Science Journal – 2013 – Vol. 63, № 5 – С. 451-455 DOI : 10.14429/dsj.63.4534

134) Hardy J., Unmanned Aerial Vehicle Relative Navigation in GPS Denied Environments / J. Hardy, J. Strader, J. N. Gross, Y. Gu, M. Keck, J. Douglas, C. N.Taylor // 2016 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS) – 2016 – С. 344-352 DOI: 10.1109/PLANS.2016.7479719

135) Sabatini R., A low-cost vision based navigation system for small size unmanned aerial vehicle applications / R. Sabatini, M. Richardson, C. Bartel, T. Shaid and S. Ramasamy // Journal of Aeronautics and Aerospace Engineering – 2013, Vol. 2 (2) – С. 1-16 <https://doi.org/10.4172/2168-9792.1000110>

136) Al-Kaff A., A vision-based navigation system for Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) / A. Al-Kaff, J. M. Armingol, A. de La Escalera // Integrated Computer-Aided Engineering – 2019 – Vol. 26, № 3 – С. 297-310, DOI: 10.3233/ICA-190601

137) Pan G., Improving the Horizontal Components Accuracy of Strapdown Airborne Vector Gravimetry by Yaw Continuous Rotation Modulation / G. Pan, M. Wang, J. Cao, Zh. Xiong, R. Yu, and Sh. Cai // IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement – 2021 – Vol. 70 –C. 1-11.

138) Gao W., A Strapdown Inertial Navigation System/Beidou/Doppler Velocity Log Integrated Navigation Algorithm Based on a Cubature Kalman Filter / W. Gao 1, Y. Zhang and J. Wang // Sensors – 2014 – Volume 14, Issue 1– C. 1511-1527 <https://doi.org/10.3390/s140101511>

139) Gao Y., INS/GPS/LiDAR Integrated Navigation System for Urban and Indoor Environments Using Hybrid Scan Matching Algorithm / Y. Gao, Sh. Liu, M. M. Atia and A. Noureldin // Sensors – 2015 – Volume 15, Issue 9 – C. 23286-23302 <https://doi.org/10.3390/s150923286>

140) Liu Sh., A LiDAR-Aided Indoor Navigation System for UGVs / Sh. Liu, M. Maher Atia, T. B. Karamat and A. Noureldin // The Journal of Navigation – 2015 – Volume 68 Issue 2 – C. 253-273

141) Tang J., LiDAR Scan Matching Aided Inertial Navigation System in GNSS-Denied Environments / J. Tang, Y. Chen, X. Niu, L. Wang, L. Chen, J. Liu, C. Shi and J. Hyypä // Sensors – 2015 – Volume 15, Issue 7 – C. 16710-16728 <https://doi.org/10.3390/s150716710>

142) Li Y., IMU / Magnetometer / Barometer/Mass-Flow Sensor Integrated Indoor Quadrotor UAV Localization with Robust Velocity Updates / Y. Li, Shady Zahran, Y. Zhuang, Zh. Gao, Y. Luo, Zh. He, L. Pei, R. Chen and N. El-Sheimy // Remote Sensing – 2019, Volume 11, Issue 7, 838 – C. 1-22 <https://doi.org/10.3390/rs11070838>

143) Gaglione S., Troisi, GPS / Barometer augmented navigation system: integration and integrity monitoring / S. Gaglione, A. Angrisano, G. Castaldo, C. Gioia, A. Innac, L. Perrotta G. Del Core, S. Troisi // 2015 IEEE Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace) – 2015 – C. 166-171 DOI: 10.1109/MetroAeroSpace.2015.7180647

144) Park J., Implementation of Vehicle Navigation System using GNSS, INS, Odometer and Barometer / J. Park, D. S. Lee, Ch. Park // Journal of positioning, navigation, and Timing – Vol. 4, Issue 3 – 2015 – C. 141-150.

145) Hinüber E. L. v., INS/GNSS Integration for Aerobatic Flight Applications and Aircraft Motion Surveying / E. L. v. Hinüber, C. Reimer, T. Schneider and M. Stock // Sensors – 2017 – 17(5), – C. 941-956 <https://doi.org/10.3390/s17050941>

146) Joubert N., Developments in Modern GNSS and Its Impact on Autonomous Vehicle / Architectures N. Joubert, T. G. R. Reid, and F. Noble // 2020 IEEE Intelligent Vehicles Symposium (IV) – 2020 – C. 1-8.

147) Zhang Q., Q. Pseudosatellite Dynamic Positioning of UAV Pod Based on an Improved SR-UKF Algorithm / Q. Zhang, F. Rong, Y. Sun, L. Gao, and N. Zhu // *Mathematical Problems in Engineering* – 2018 – C. 1-13. <https://doi.org/10.1155/2018/4568746>

148) Kassas Z. Z. M., I Hear, Therefore I Know Where I Am: Compensating for GNSS Limitations with Cellular Signals / Z. Z. M. Kassas, J. Khalife, K. Shamaei, J. Morales // *IEEE Signal Processing Magazine* – 2017 – Vol. 34, Issue 5 – C. 111-124.

149) Liu Ch., On Terrain-Aided Navigation for Unmanned Aerial Vehicle Using B-spline Neural Network and Extended Kalman Filter / Ch. Liu, Honglun Wang, and Peng Yao // *Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference* – 2014 – C. 2258-2263. DOI: 10.1109/CGNCC.2014.7007522

150) Tian L., A cosine-fitting self-alignment method of MEMS-based inertial navigation system consisting of a skew FOG / L. Tian, Y. Niu, X. Cai, Y. Yang // *IEEE Sensors Journal* – 2020 – Volume: 20, Issue: 19 – C. 1-7. DOI: 10.1109/JSEN.2020.2996230

151) Wang L., Self-calibration method based on navigation in high-precision inertial navigation system with fiber optic gyro / L. Wang, W. Wang, Q. Zhang, P. Gao // *Optical Engineering* – 2014 – Vol. 53, Issue 6 – C. 1-9. <https://doi.org/10.1117/1.OE.53.6.064103>

152) Tanenhaus M., Accurate Real Time Inertial Navigation Device by Application and Processing of Arrays of MEMS Inertial Sensors Martin Tanenhaus / M. Tanenhaus, T. Geis, D. Carhoun, and A. Holland // *IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium* – 2010 – C. 20-26. DOI: 10.1109/PLANS.2010.5507137

153) Priot B., Performance Assessment of an Ultra-Tightly Coupled Vision-Aided INS/GNSS Navigation System / B. Priot, Ch. Peillon, V. Calmettes and M. Sahmoudi // *Proceedings of the 2011 International Technical Meeting of The Institute of Navigation* – 2011 – C. 651-661.

154) Shin Eu.-Hw., Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land applications / Eu.-Hw. Shin, N. El-Sheimy // *Proceedings of the 2002 National Technical Meeting of The Institute of Navigation* – 2002 – C. 146-157.

155) Wang M., A Study on Minimum Sigma Set SRUKF Based GPS/INS Tightly-Coupled System / M. Wang, Xi.g He, W. Wu and Zh. Liu // *Mathematics & Computer Science, Information Technology & Data Management, Preprints* – 2017 – C. 1-19, doi: 10.20944/preprints201710.0103.v1

156) Chen Ti., A Novel Calibration Method for Gyro-Accelerometer Asynchronous Time in Foot-Mounted Pedestrian Navigation System / Ti. Chen, G. Yang, Qi. Cai, Z. Wen and W. Zhang // *Sensors* – 2022 – 22(1), 209 – C. 1-22, <https://doi.org/10.3390/s22010209>

- 157) Sun Y., An On-line Calibration Method of SINS/Odometer Integrated Navigation System / Y. Sun, G. Yang, Qi. Cai, S. Wang // 2017 4th International Conference on Information Science and Control Engineering (ICISCE) – 2017 – C. 1-6. DOI: 10.1109/ICISCE.2017.180
- 158) Kellner D., Joint radar alignment and odometry calibration / D. Kellner, M. Barjenbruch, K. Dietmayer, J. Klappstein, J. Dickmann // 2015 18th International Conference on Information Fusion (Fusion) – 2015 – C. 1-10.
- 159) Haimov S., Fixed-Antenna Pointing-Angle Calibration of Airborne Doppler Cloud Radar / S. Haimov, A. Rodi // Journal of Atmospheric and Oceanic Technology – 2013 – Volume 30 – C. 2320-2335.
- 160) Lv J., Targetless Calibration of LiDAR-IMU System Based on Continuous-time Batch Estimation / J. Lv, J. Xu, K. Hu, Yo. Liu, X. Zuo // 2020 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS) – 2021 – C. 1-8.
- 161) Lai K.-L., Real-Time Attitude-Independent Gyro Calibration from Three-Axis Magnetometer Measurements / K.-L. Lai, J. L. Crassidis // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit – 2004 – C. 1-11, <https://doi.org/10.2514/6.2004-4855>
- 162) Huang W., Online Initialization and Automatic Camera-IMU Extrinsic Calibration for Monocular Visual-Inertial SLAM / W. Huang, H. Liu // 2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA) – 2018 – C. 5182-5189. DOI: 10.1109/ICRA.2018.8460206
- 163) Schubert D., The TUM VI Benchmark for Evaluating Visual-Inertial Odometry / D. Schubert, Th. Goll, N. Demmel, V. Usenko, J. Stuckler and D. Cremers // 2018 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS) – 2019 – C. 1-9. DOI: 10.1109/IROS.2018.8593419
- 164) Yao L., An Integrated IMU and UWB Sensor Based Indoor Positioning System / L. Yao, Y.-W. A. Wu, L. Yao, Zh. Zh. Liao // 2017 International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation (IPIN) – 2017 – C. 1-8. DOI: 10.1109/IPIN.2017.8115911
- 165) Wang L., Intelligent Calibration Method of low cost MEMS Inertial Measurement Unit for an FPGA-based Navigation System / L. Wang, F. Wang // International Journal of Intelligent Engineering & System – 2011 – Vol. 4, №. 2 – C. 32-41.
- 166) Jing Zh., A Novel Rotation Scheme for MEMS IMU Error Mitigation Based on a Missile-Borne Rotation Semi-Strapdown Inertial Navigation System / Zh. Jing, J. Li, Xi Zhang, K. Feng and T. Zheng // Sensors – 2019 – Volume 19, Issue 7, 1683 – C. 1-22.
- 167) Zhang R., Calibration of an IMU Using 3-D Rotation Platform / R. Zhang, F. Hoflinger, L. M. Reind // IEEE Sensors Journal – 2014 – Volume 14, Issue 6 – C. 1778-1787.

168) Guerrier S., Improving Accuracy with Multiple Sensors: Study of Redundant MEMS-IMU/GPS Configurations / S. Guerrier // Proceedings of the 22nd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2009) – 2009 – С. 3114 – 3121.

169) Драницына Е.В., Кислицына Е.А. Влияние составляющих модели погрешностей измерительного модуля на точность выработки параметров БИНС / Е.В. Драницына, Е.А. Кислицына // Навигация и управление движением. Материалы XVIII конференции молодых ученых с международным участием, Санкт-Петербург – 2016 – С. 534-540.

170) Ширяев Е.М.,. Реализация математической модели инерциальных датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) РБЛА / Е.М. Ширяев, М.А. Котлов, М.В. Самус // Студенческая наука для развития информационного общества, Сборник материалов X Всероссийской научно-технической конференции с международным участием. Часть 2 – 2019 – С. 238-247.

171) Савельев В.М., Имитационное моделирование процесса выставки БИНС в полете / Савельев В.М., Веремеенко К.К. // Моделирование авиационных систем, Сборник докладов. Том 2 – 2011 – С. 178-189.

172) Сайт фирмы Analog Devices, спецификация гироскопа ADIS16135, [Сайт] URL: <https://www.analog.com/ru/products/adis16135.html> (дата обращения 15.10.2023)

173) Сайт фирмы Analog Devices, спецификация акселерометра ADX1372, [Сайт] URL: <https://www.analog.com/ru/products/adx1372.html> (дата обращения 15.10.2023)

174) Крылов А.А. Исследование нестабильности дрейфа нуля МЭМС-гироскопов и способов её учёта при калибровке / А.А. Крылов // Известия Тульского государственного университета. Технические науки – 2020 – №1 – С. 64-69.

175) Крылов А.А., Уменьшение смещения нуля МЭМС-датчиков при температурном гистерезисе / А.А. Крылов // Вестник Концерна ВКО "Алмаз – Антей" – 2021 – № 2 (37) – С. 48-56.

176) Крылов А.А., Исследование нестабильности масштабного коэффициента МЭМС гироскопов и выработка методических рекомендаций для её учета. / А.А. Крылов // 12-й Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники и технологий «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». Сборник аннотаций конкурсных работ – 2020 – С. 90-91.

177) Seeger J., Development of High-Performance High-Volume Consumer MEMS Gyroscopes / J. Seeger, M. Lim, S. Nasiri // Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems Workshop: Hilton Head Island – 2010 – С. 61-64.

178) Olivares A., High-efficiency low-cost accelerometer-aided gyroscope calibration / A. Olivares, G. Olivares, J. M. Górriz, J. Ramírez // 2009 International Conference on Test and Measurement. – 2009 – С. 354-360. DOI: 10.1109/ICTM.2009.5412920

179) Xing L., Offline Calibration for MEMS Gyroscope G-sensitivity Error Coefficients based on the Newton Iteration and Least Square methods. / L. Xing, Zh. Xiong, J. Liu, W. Luo and Y. Yue // The Journal Of Navigation – 2018 – №71 – С. 352-370.

180) Крылов А.А., Технология устранения влияния ускорения на показания МЭМС-гироскопов. / А.А. Крылов // «XXVIII Международная научно-техническая конференция «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации». Сборник трудов – 2019 – С. 129-130

181) Крылов А. А. Технология устранения смещения нуля МЭМС-гироскопов при воздействии линейного ускорения и возникновении перекосов в местах установки блоков датчиков / А.А. Крылов // «XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам» Сборник материалов – 2020 – С. 292-294

182) Никишин В. Б., Оценивание и компенсация влияния линейных ускорений на выходной сигнал гироскопов инерциального микромеханического модуля. / В. Б. Никишин, В. С.Шорин, П.Г. Чигирев, С.Ю. Панченко, С.А. Гривенев // Вестник Саратовского Государственного Технического Университета. Электроника и приборостроение Том 4, №4. – 2011. – С. 131-135.

183) Indeitsev D. A., Analysis of imperfections sensitivity and vibration immunity of MEMS vibrating wheel gyroscope / D. A. Indeitsev, Ya. V. Belyaev, A. V. Lukin, I. A. Popov, V. S. Igumnova, N. V. Mozhgova // Nonlinear Dynamics – 2021 – Vol. 105 – С. 1273–1296.

184) Желтов С.Ю., Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / С.Ю. Желтов С.Ю., К.К. Веремеенко К.К., Н.В. Ким, Д.А. Козорез и др. – Издательство: ФИЗМАТЛИТ, 2009, 556с.

185) Красильщиков М.Н., Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / Под ред. М.Н. Красильщикова и Г.Г. Серебрякова – Издательство: ФИЗМАТЛИТ, 2003, 280с.

186) Ломакин М.А., Особенности построения модели погрешности микроэлектромеханических датчиков при решении навигационной задачи / А. Ломакин. // Инженерный вестник Дона – 2014 – Том 29, №2 – С. 1-8

187) Joo J.-W., Deformation Behaviour of MEMS Gyroscope Sensor Package Subjected to Temperature Change / J.-W. Joo, S.-H. Choa // IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies – 2007 – Volume 30, Issue 2 – С. 346-354.

188) Tatar E., Interaction Effects Of Temperature And Stress On Matched-Mode Gyroscope Frequencies / E. Tatar, C. Guo, T. Mukherjee, and G.K. Fedder // Transducers & Eurosensors XXVII: The 17th International Conference on Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems (TRANSDUCERS & EUROSensors XXVII) – 2013 – С. 2527-2530

189) Крылов А.А., Устранение смещения нуля МЭМС-гироскопов при различной температурной динамике / А.А. Крылов, П.С. Кузнецов // Вестник Концерна ВКО “Алмаз-Антей” – 2019 – №2 – С. 34-39

190) Fontanella R., MEMS gyros temperature calibration through artificial neural networks / R. Fontanella, D. Accardo, R. Schiano, L. Moriello, L. Angrisani, D. De Simone // Sensors and Actuators A: Physical – 2018 – Volume 279 – С. 553-565.

191) Sandvand Á., Influence of sensor-package hermeticity-level on long-term drift for a piezoresistive MEMS pressure-sensor / Á. Sandvand, E. Halvorsen, K. E. Aasmundtveit, H. Jakobsen // 2015 European Microelectronics Packaging Conference (EMPC) – 2015 – С. 1-5.

192) Сайт компании MT Microsystems, datasheet гироскопа MSG2004D [Сайт] URL: <https://en.mtmems.com/product/51.html> (дата обращения 15.10.2023)

193) Сайт компании Analog Devices, datasheet гироскопа ADIS16135 [Сайт] URL: <https://www.analog.com/en/products/adis16135.html-214> (дата обращения 15.10.2023)

194) Неугодникова Л.М., Методы построения систем автоматического управления полетом беспилотных летательных аппаратов с ограничением траекторий и предельных параметров движения. Диссертация на соискание ученой степени к.т.н. / Л.М. Неугодникова // Уфа – 2017 – С. 103-104

195) Биард Р. У., Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика / Р. У. Биард, Т. У. МакЛэйн – Москва, Издательство: Техносфера, 2015, 312 с.

196) Никифорова Л. Н., Маловысотный полет вертолета и проблемы его автоматизации/ Л. Н. Никифорова, К. С. Яковлев // Искусственный интеллект и принятие решений – 2009 – №3 – С. 42-48

197) Левин С.А., Сравнение решений задачи оптимизации траектории полета управляемой авиационной ракеты с РДТТ прямым и непрямым методом / С.А. Левин // Ученые записки ЦАГИ – 2017 – №6, том 48 – С. 53-63

198) Рутковская Д., Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы / Д. Рутковская, М. Пилиньский, Л. Рутковский – Москва. Издательство: Горячая Линия-Телеком, 2013, 384 с.

199) Krylov A. A., Optimal calibration plan for inertial measurement unit based on microelectromechanical system / A. A. Krylov // Journal of Physics: Conference Series – 2021 – Vol. 1925 – С. 1-12.

200) Panahandeh F. G., Calibration of the accelerometer triad of an inertial measurement unit, maximum likelihood estimation and Cramér-Rao bound / F. G. Panahandeh, I. Skog and M. Jansson // International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation – 2010 – С. 1-6.

201) Han Sh., Hybrid Deep Recurrent Neural Networks for Noise Reduction of MEMS-IMU with Static and Dynamic Conditions / Sh. Han, Zh. Meng, X. Zhang and Y. Yan // Micromachines – 2021 – № 12 (2) – С. 1-23. <https://doi.org/10.3390/mi12020214>

202) Козлов А.В., Калибровка инерциальных навигационных систем на грубых стендах с учетом разнесения чувствительных масс ньютонометров / А.В. Козлов, И.Ю. Сазонов, Н.Б. Вавилова, Н.А. Парусников // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов конференции – 2013 – С. 104-107.

203) Козлов А.В., Калибровка инерциальных измерительных блоков на грубых одноосных стендах: оценка коэффициентов зависимости от производной температуры / А.В. Козлов, И.Е. Тарыгин, А.А. Голован // XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Сборник материалов – 2016 – С. 56-61.

204) Xu B., A novel hybrid calibration method for FOG-based IMU / B. Xu, L. Wang, T. Duan // Measurement – 2019 – Volume 147 – С. 1-16.

205) Zhang Ch., High Precision Tri-Axial Quartz Flexible Accelerometers Resolution Measurement Method Based on Tri-Axial Turntable / Ch. Zhang, M. Da, W. Luo, Xi. Pan // IEEE Access – 2020 – Volume 8 – С. 53463-53470.

Приложение 1. Пример расчета смещения нуля методом наименьших квадратов для информационных выходов по параметрам ориентации и навигации

Рассмотрим пример расчета смещения нуля. За $2c$ для определения начального смещения нуля ошибка ориентации α составят α_{2c} . Считая изначальную ошибку ориентации нулевой за время $t_{cm0} = 2c$, смещения нуля гироскопов в дискретной форме (для частоты съема данных Fn) составят:

$$\begin{aligned}\Delta\omega_X &= \frac{\alpha_{t_{cm0}}}{t_{cm0}} - u \sin\varphi \frac{\sum_{i=0}^{t_{cm0}*Fn} \beta_i}{t_{cm0}*Fn} + u \cos\varphi \frac{\sum_{i=0}^{t_{cm0}*Fn} \gamma_i}{t_{cm0}*Fn}, \\ \Delta\omega_Y &= \frac{\beta_{t_{cm0}}}{t_{cm0}} + u \sin\varphi \frac{\sum_{i=0}^{t_{cm0}*Fn} \alpha_i}{t_{cm0}*Fn}, \\ \Delta\omega_Z &= \frac{\gamma_{t_{cm0}}}{t_{cm0}} - u \cos\varphi \frac{\sum_{i=0}^{t_{cm0}*Fn} \alpha_i}{t_{cm0}*Fn}.\end{aligned}$$

Аналогично, для любого участка дрейфа (до вычета начального смещения) между секундами $k1$ и $k2$:

$$\begin{aligned}\omega_X &= \frac{\alpha_{t_{cmk2}} - \alpha_{t_{cmk1}}}{t_{cmk2} - t_{cmk1}} - u \sin\varphi \frac{\sum_{i=t_{cmk1}*Fn}^{t_{cmk2}*Fn} \beta_i}{(t_{cmk2} - t_{cmk1})*Fn} + u \cos\varphi \frac{\sum_{i=t_{cmk1}*Fn}^{t_{cmk2}*Fn} \gamma_i}{(t_{cmk2} - t_{cmk1})*Fn}, \\ \Delta\omega_Y &= \frac{\beta_{t_{cmk2}} - \beta_{t_{cmk1}}}{t_{cmk2} - t_{cmk1}} + u \sin\varphi \frac{\sum_{i=t_{cmk1}*Fn}^{t_{cmk2}*Fn} \alpha_i}{(t_{cmk2} - t_{cmk1})*Fn}, \\ \Delta\omega_Z &= \frac{\gamma_{t_{cmk2}} - \gamma_{t_{cmk1}}}{t_{cmk2} - t_{cmk1}} - u \cos\varphi \frac{\sum_{i=t_{cmk1}*Fn}^{t_{cmk2}*Fn} \alpha_i}{(t_{cmk2} - t_{cmk1})*Fn}.\end{aligned}$$

Приложение 2. Результаты моделирования применения откалиброванного ГИБ в качестве БИНС и гиросурвертикали.

В таблицах и на рисунках представлены результаты математического моделирования применения откалиброванного ГИБ в качестве БИНС и гиросурвертикали (ГКВ) при автономном полете для траектории вертолета, рассмотренной в п. 3.3.1.

Таблица 1. Результаты уходов параметров навигации (инерциальный вариант):

Время/ Координата	X – восток, м	Z – север, м	H – высота, м	S – общий, м
1 минута	141	112	311	359
5 минут	$7,873 \cdot 10^3$	$3,267 \cdot 10^3$	$1,316 \cdot 10^3$	$8,626 \cdot 10^3$
15 минут	$1,96483 \cdot 10^5$	$1,22433 \cdot 10^5$	$1,771 \cdot 10^4$	$2,315 \cdot 10^5$
4 часа	$2,323 \cdot 10^7$	$3,18 \cdot 10^6$	$2,171 \cdot 10^7$	$3,195 \cdot 10^7$ ($4,59 \cdot 10^4$)

График уходов X от времени за 15 минут:

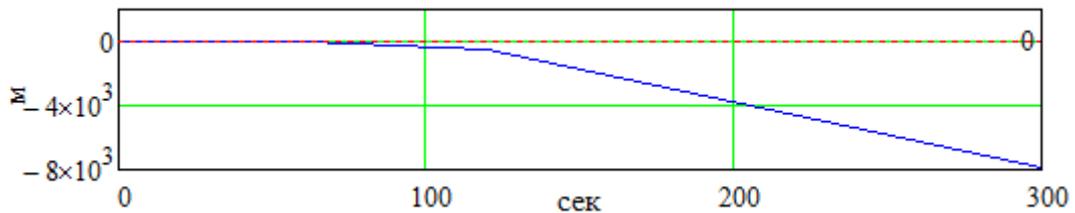


График уходов Z от времени за 15 минут:

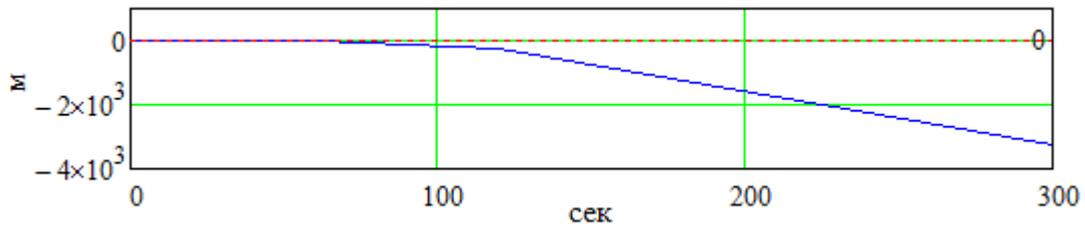


График уходов H от времени за 15 минут:

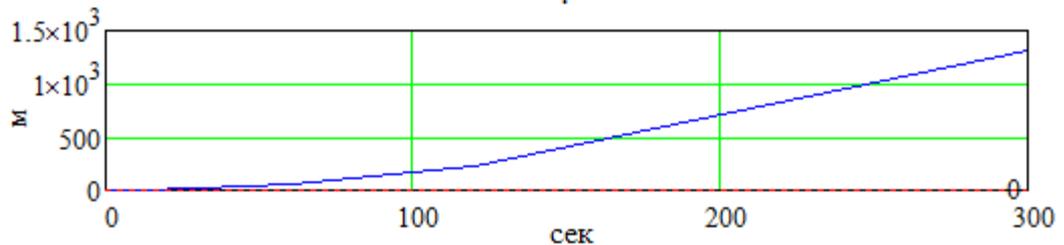


Таблица 2. Результаты уходов параметров ориентации

Время/ Координата	ψ – курс, °	γ – крен, °	ϑ – тангаж, °
5 минут	2,63	2,37	1,38
15 минут	7,6	5,22	8,9
1 час	10,55	1,0	12,2
4 часа	88,68	12,47	4,05

График уходов курса от времени за 15 минут:

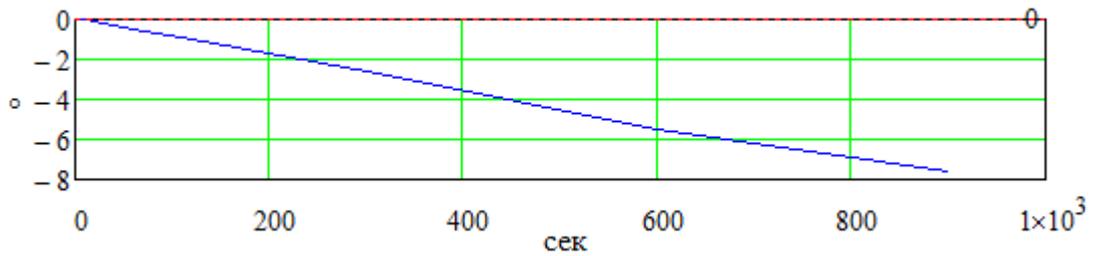


График уходов крена от времени за 15 минут:

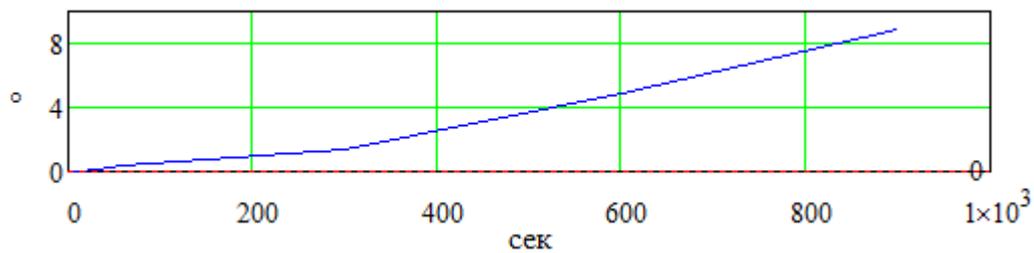
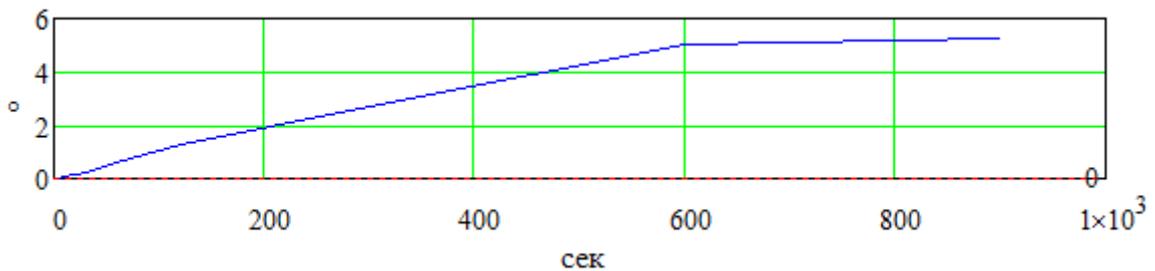


График уходов тангажа от времени за 15 минут:



На основе алгоритмов ориентации для гиросковертикали (ГКВ) и показаний МЭМС датчиков в составе ГИБ №2 были составлены оценки уходов параметров ориентации (курса, крена и тангажа) за время функционирования ГИБ до 4 часов, а также оценки крена и тангажа по проекциям кажущегося ускорения ГИБ при нулевом реальном ускорении. Моделирование производилось в двух вариантах – применению алгоритмов в составе микроконтроллера ГИБ и применению алгоритмов в составе настольного ПО на основе данных по угловым скоростям и линейным ускорениям ГИБ. Записи проводились в неподвижном положении в течение 4 часов

после минутной выдержки. МЭМС датчики были предварительно откалиброваны по основным параметрам, в том числе температурному дрейфу за 15 минут от включения.

Таблица 3. Результаты уходов параметров навигации при использовании откалиброванного ГИБ в качестве ГКВ

Время/ Ошибка ориентации	ψ – курс, °	γ – крен, °	ϑ – тангаж, °
5 минут	0,66	2,37	1,38
15 минут	1,9	5,22	8,9
1 час	2,64	1,0	12,2
4 часа	22,17	12,47	4,05

График уходов курса от времени за 15 минут:

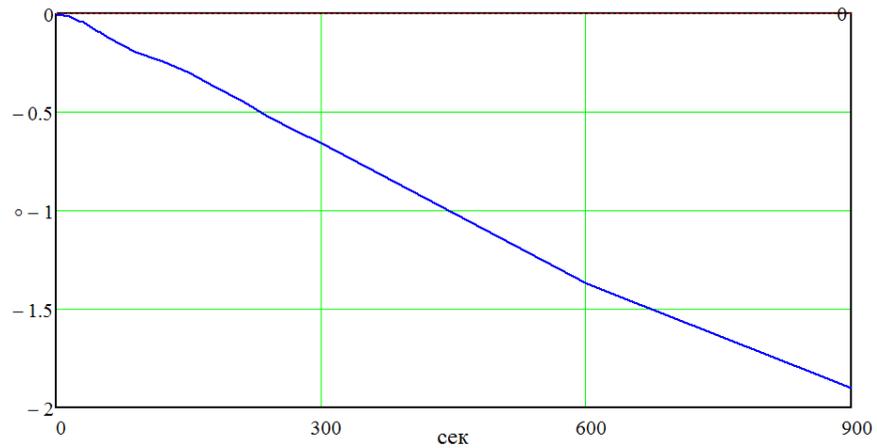


График уходов крена от времени за 15 минут:

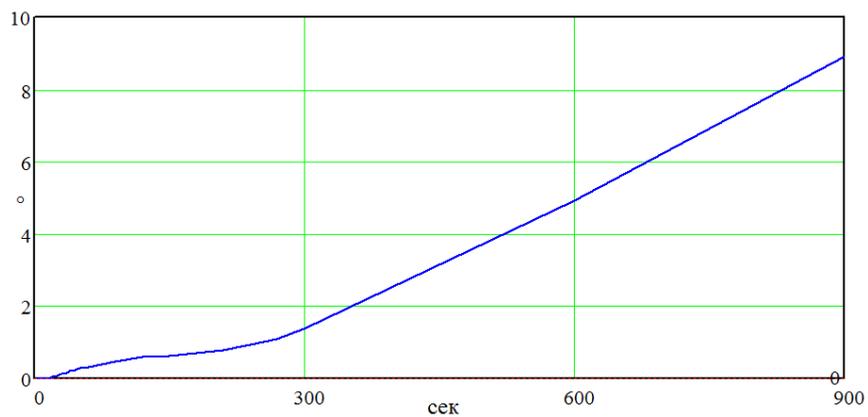
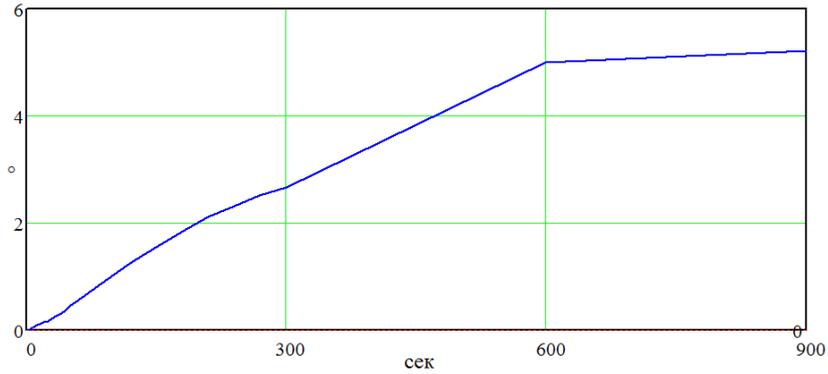


График уходов тангажа от времени за 15 минут:



В таблице 4 приведены ошибки оценивания крена и тангажа при условии функционирования ГКВ в режиме “скрытой БИНС”, при которой производится непрерывный расчет инерциальных параметров, углы наклона рассчитываются из проекций кажущегося ускорения относительно стран света.

Таблица 4. Результаты оценки ориентации на основе показаний проекций кажущегося ускорения (отклонение от местной вертикали, в скобках – при идеальной работе)

Время/ Ошибка ориентации	γ – крен, °	ϑ – тангаж, °
5 минут	2,76968 (0,00863)	1,24125 (0,00761)
15 минут	6,37680 (0,0201)	8,13506 (0,01979)
1 час	1,09015 (0,010375)	11,96766 (0,02739)
4 часа	4,04236 (0,016134)	4,4278 (0,02582)

В таблице 5 приведены ошибки оценивания крена и тангажа, рассчитанные непосредственно из показаний ДЛУ (вариант применим для условий прямолинейного движения без ускорения). Такой способ имеет ограничение на применение, так как требует наличие исходной информации о курсе.

Таблица 5. Результаты оценки ориентации на основе показаний проекций кажущегося ускорения

Время/ Ошибка ориентации	γ – крен, °	ϑ – тангаж, °
5 минут	0,25719	0,58237
15 минут	0,14581	0,37022
1 час	0,46046	0,5104
4 часа	0,6829	0,73942

Приложение 3. Оценка случайных характеристик откалиброванного ГИБ за 4 часа методом вариации Аллана

График вариации Аллана ДУС X:

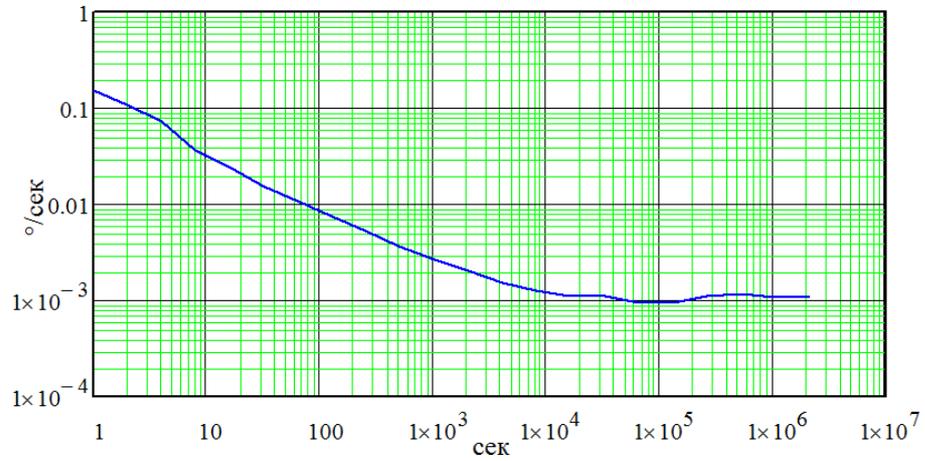


График вариации Аллана ДУС Y:

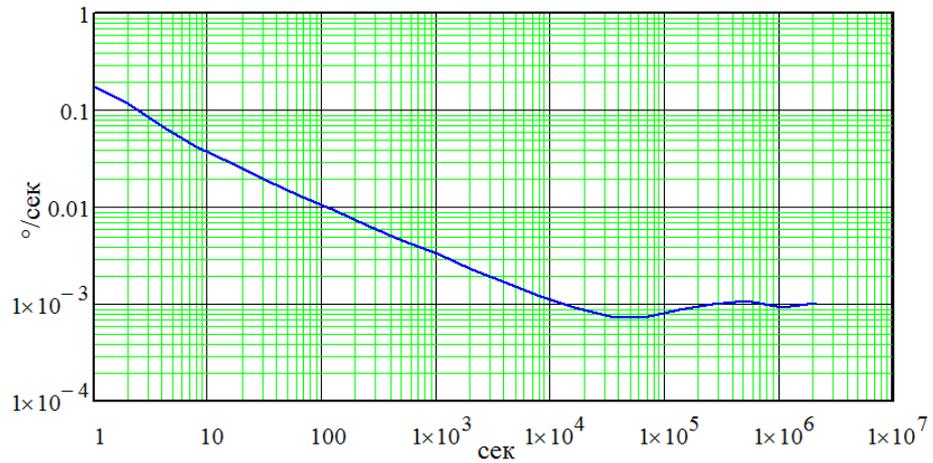


График вариации Аллана ДУС Z:

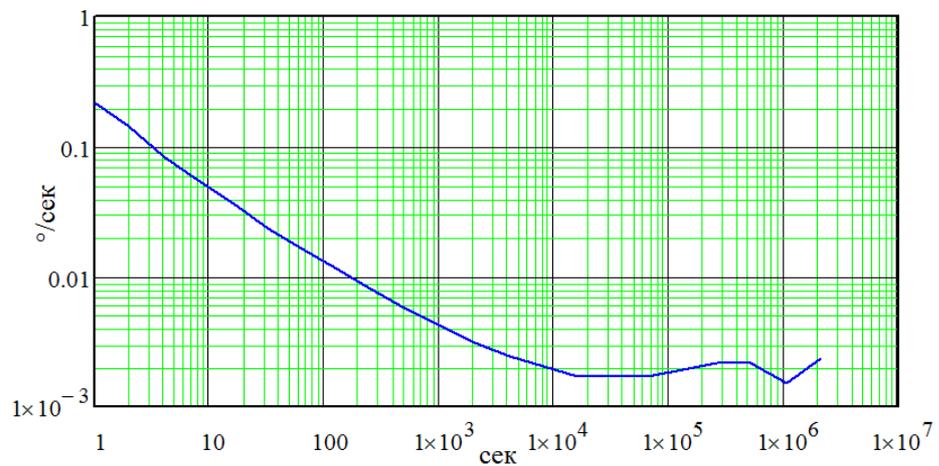


График вариации Аллана ДЛУ X:

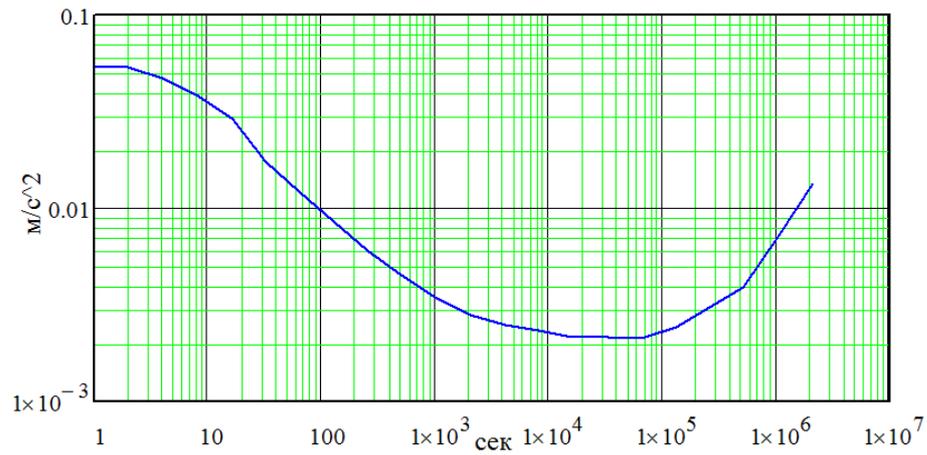


График вариации Аллана ДЛЮ Y:

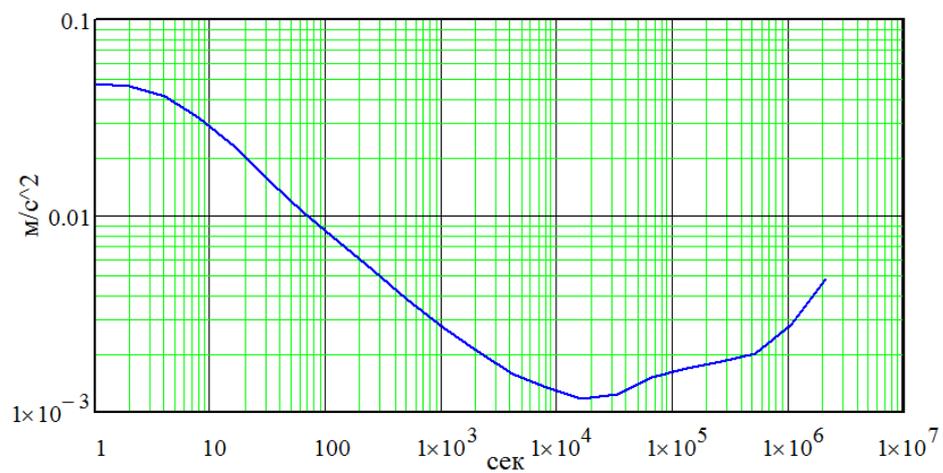
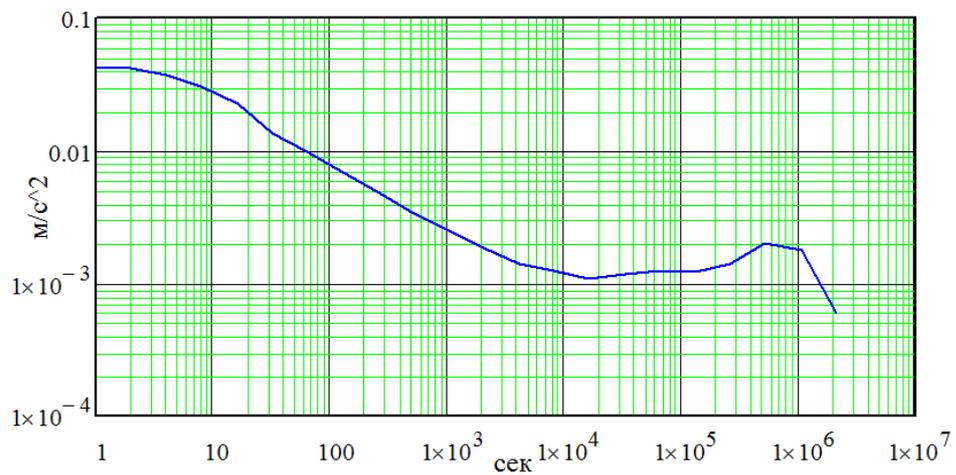


График вариации Аллана ДЛЮ Z:



Численные параметры шумовых характеристик, определенные по кривой вариации Аллана полиномиальным методом наименьших квадратов по формуле:

$$\sigma^2(\tau) = \frac{R^2}{2} \tau^2 + \frac{K^2}{3} \tau + \frac{B^2}{2\pi} \ln 2 + N^2 \frac{1}{\tau} + Q^2 \frac{1}{\tau^2}$$

приведены в таблицах 6 и 7.

Эта формула разлагает зависимость шумовой составляющей от длины окна τ вариации Аллана на параметры, охватывающие зоны частот разной величины от минимальной R до максимальной Q (подразумевается достаточность полинома со степенями от -2 до 2). В этой формуле:

R – мультипликативная, низкочастотная погрешность, близкая к линейному дрейфу, определяется на значительных промежутках времени.

K – случайное блуждание угла (коэффициент корреляции при представлении компоненты как винеровского процесса), описывает динамику изменения низкочастотного дрейфа во времени.

B – нестабильность нуля (фликкер-шум).

N – блуждание угла, компонента аддитивного белого шума, проявляется при интегрировании угла на небольших отрезках времени.

Q – шум квантования, белый шум с малым временем корреляции, погрешность на малых отрезках времени, вызванная погрешностью АЦП, разрешающей способностью и чувствительностью датчиков.

Таблица 6. Параметры вариации Аллана для ДУС

Параметр ДУС, обозначение	Значение		
	X	Y	Z
Шум квантования, Q , °	0,03	0,062	0,076
Блуждание угла, N , °/√ч	8,61	8,35	10,54
Нестабильность смещения нуля, B , °/ч	65,99	58,95	71,21
Блуждание угловой скорости, K , °/с/√ч	$1,42 \cdot 10^{-3}$	$1,26 \cdot 10^{-3}$	$1,55 \cdot 10^{-3}$
Дрейф, мультипликативная погрешность, R , °/с/ч	$3,09 \cdot 10^{-5}$	$2,75 \cdot 10^{-5}$	$3,38 \cdot 10^{-5}$

Таблица 7. Параметры вариации Аллана для ДЛУ

Параметр ДЛУ, обозначение	Значение		
	X	Y	Z
Шум квантования, Q , м/с	0,048	0,04	0,039
Блуждание угла, N , м/с/√ч	6,00	5,09	4,74
Нестабильность смещения нуля, B , м/с/ч	32,02	22,54	25,33
Блуждание угловой скорости, K , м/с ² /√ч	$3,98 \cdot 10^{-4}$	$3,64 \cdot 10^{-4}$	$5,17 \cdot 10^{-4}$
Дрейф, мультипликативная погрешность, R , м/с ² /ч	$2,98 \cdot 10^{-5}$	$1,11 \cdot 10^{-5}$	$1,12 \cdot 10^{-5}$