

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ «МОСКОВСКИЙ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



Наумченко Владислав Павлович

**Разработка алгоритма определения начальной ориентации
инерциальных измерительных блоков**

Специальность: 2.5.16

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов
(технические науки)

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
Заслуженный деятель науки РФ,
доктор технических наук, профессор
Малышев Вениамин Васильевич

Москва, 2025 г.

Оглавление	
Введение	3
Глава 1. Исходные данные	11
1.1 Представление модели Земли и системы координат	11
1.2 Модель измерений	14
1.3 Шумы датчиков и их фильтрация	16
1.4 Основы задачи выставки	21
Выводы по главе 1	33
Глава 2. Основы оптимизационного алгоритма начальной выставки	34
2.1 Обобщенная схема выставки	34
2.2 Выставка платформы	49
2.3 Выставка БИНС с вращающимся БЧЭ	56
Выводы по главе 2	66
Глава 3. Пути повышения точности и помехоустойчивости алгоритма	67
3.1 Алгоритм калибровки (докалибровки) показаний датчиков в процессе выставки	67
3.2 Применение двухкаскадного алгоритма	85
3.3 Фильтрация показаний ЧЭ	91
Выводы по главе 3	95
Глава 4. Оценка реализаций и моделирование задачи выведения РКН	97
4.1 Применение методов ЕМОР и WSM	97
4.2 Моделирование задачи выведения	101
Выводы по 4 главе	108
Глава 5. Экспериментальная отработка алгоритма выставки	110
5.1 Состав испытательного оборудования и схема проведения испытаний	110
5.2 Выставка платформы и БИНС с вращающимся БЧЭ	113
5.3 Калибровка при выставке платформы и БИНС с вращающимся БЧЭ	117
5.4 Сравнение алгоритмов начальной выставки	126
Выводы по главе 5	128
Заключение	130
Список сокращений	132
Список литературы	133
Приложение Акт о внедрении результатов диссертационной работы	147

Введение

Актуальность исследования. Определение параметров навигации и ориентации является неотъемлемой составляющей при решении задач управления подвижными объектами различных классов и применений [1,2]. Различают множество технических средств, предназначенных для их измерения и определения, но именно инерциальные навигационные системы (ИНС) являются основой построения большинства навигационных комплексов поскольку они обладают рядом важных достоинств, среди которых выделяются автономность, помехозащищенность, высокая частота выдачи информации, формирование полного вектора необходимых счисляемых параметров, высокая точность и гладкость счисляемой информации на малых интервалах времени [3,4].

Особенности эксплуатации и специфика ошибок других навигационных средств ограничивает возможность их применения [5,6,7], а вероятность потери ими навигационных сигналов определяет ИНС как основу, вокруг которой осуществляется построение навигационного комплекса объекта. Современные разработки в области навигации делают упор на бесплатформенные ИНС (БИНС) как наиболее перспективные решения за счет их малых массы и габаритов, относительно меньшей стоимости и отсутствия подвижных механических узлов как в ИНС с гиросtabilизированной платформой (ГСП). Однако особенности их эксплуатации, связанные с невозможностью проведения калибровки на борту изделия, а также слабое демпфирование внешних вибромеханических нагрузений, обуславливают продолжение применения ИНС платформенного типа, особенно на борту средств выведения (СВ) космических аппаратов (КА) [8-13].

Особенность накопления ошибок в ИНС происходит за счет вносящих в общий вклад составляющих от инструментальных ошибок инерциальных датчиков; методических ошибок представления модели Земли и гравитационной модели; ошибок численных алгоритмов интегрирования; ошибок начальной выставки.

Ошибки начальной выставки формируются за счет общего вклада остальных типов ошибок. Более того, именно ошибки начальной выставки определяют

начальный вклад в точность решения задачи ориентации и навигации на борту объекта.

Этап начальной выставки заключается в определении начальных координат, скоростей и углов ориентации ИНС. При этом следует уделять особое внимание определению начальных углов ориентации, поскольку в связи с необходимостью определения ориентации приборной системы координат, в осях которой сориентированы оси чувствительности (ОЧ) инерциальных датчиков – гироскопов и акселерометров, с осями базовой системы координат. Базовая система координат определяется спецификой решаемой задачи и может быть географической, инерциальной или любой другой.

В условиях высокой геодезической точности координат запуска и отсутствии значительных линейных скоростей ключевым фактором, влияющим на начальную погрешность навигации, является точность определения углового положения ИНС. Автономный алгоритм основывается на измерении вектора ускорения свободного падения и вектора угловой скорости вращения Земли. В случае БИНС выставка осуществляется математически, а для платформенных ИНС и БИНС с поворотным (вращающимся) блоком чувствительных элементов (БЧЭ) на физическом приведении платформы в плоскости горизонта и истинного меридиана.

Применяемый автономный алгоритм выставки включает в себя перечень этапов, строго связанных порядком следования, среди которых выделяют предварительные оценки положения ГСП относительно плоскости местного горизонта и плоскости местного азимута; грубое горизонтирование, точное двойное горизонтирование; точное двойное гирокомпасирование. Продолжительность такого алгоритма может достигать нескольких десятков минут, что в ряде решаемых задач и для ряда объектов, где время готовности играет основную роль, может оказаться недопустимым.

Недостаточная вариативность в конфигурациях автономного алгоритма ограничивает возможности потребителей к выбору требуемой циклограммы выставки, что обуславливает необходимость для поиска компромисса между быстродействием и точностью. Перенастройка коэффициентов усиления каналов

горизонтирования и гироскопирования в контуре стабилизации трудоемкий процесс, результат которого может привести к неустойчивому состоянию системы. Это, в свою очередь, ограничивает область применения автономного алгоритма, перенаправляя вектор исследований и разработок в область комплексирования и усложнения состава навигационного комплекса.

Таким образом, потребителям в некоторой совокупности задач и на ряде объектах, где важна оперативная готовность, может не хватать достаточного числа вариантов для настройки алгоритмов выставки, когда в зависимости от текущей ситуации и поставленных целей необходимо сделать акцент либо на сокращение времени готовности, либо на повышение точности выставки, либо на оптимальное сочетание этих факторов.

Одним из путей решения является уточнения циклограммы выставки системы для повышения быстродействия и её совмещение с калибровкой (докалибровкой) инерциальных датчиков для повышения точности выставки, а также решения последующих задач навигации и ориентации на борту. Такой подход позволит уменьшить время готовности системы к старту и даст потребителю дополнительный выбор, основываясь на его текущих потребностях.

Другим перспективным решением является применение БИНС с вращающимся БЧЭ – инерциального прибора, совмещающего в себе достоинства как традиционных ИНС с ГСП, так и классических БИНС. Такие приборы имеют малые по сравнению с ГСП габаритно-массовые характеристики, но в то же время обладают подвижной платформой с установленным БЧЭ, ось вращения которой неколлинеарная с осями чувствительности инерциальных датчиков, позволяющей осуществлять калибровку (докалибровку) и выставку системы на борту объекта.

На основании вышеизложенного в данной работе поставлена следующая основная задача: разработка и исследование алгоритма автономной начальной выставки ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ, позволяющего повысить быстродействие и точность выставки при различных условиях эксплуатации.

Объектом исследования являются инерциальные навигационные системы платформенного типа и бесплатформенного типа с вращающимся БЧЭ.

Предметом исследования являются математические модели, циклограммы начальной выставки и калибровки ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ рассматриваемой как задачи поиска экстремума и калибровки в процессе выставки.

На основании вышеизложенного, **целью диссертационной работы** является повышение быстродействия и точности алгоритма автономной начальной выставки углов ориентации платформенных ИНС и БИНС с вращающимся БЧЭ построенного на базе решения задачи поиска заданного экстремума показаний инерциальных датчиков и совместной калибровки (докалибровки) инерциальных датчиков в процессе выставки.

На основе поставленной цели решены следующие **задачи**:

1. Оценены существующие подходы и наработки алгоритмов выставки инерциальных систем на различных носителях.

2. Сформулированы основы алгоритма начальной выставки ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ как задачи поиска заданного экстремума показаний инерциальных датчиков без необходимости решения систем дифференциальных уравнения, описывающих динамику ИНС. Разработаны циклограммы и математические модели алгоритмов горизонтирования и гирокомпасирования одноосных, двухосных и трехосных платформ. Проведена их верификация методами численного моделирования.

3. Составлены алгоритмы совместной калибровки (докалибровки) для разработанных циклограмм выставки ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ.

4. Определены пути по повышению помехоустойчивости алгоритма.

5. Проведена оценка влияния погрешностей алгоритмов выставки на точность выведения ракеты космического назначения (РКН) на низкую околоземную орбиту (НОО) высотой 200 км.

6. Проведена верификация разработанных алгоритмов выставки и калибровки (докалибровки) методами полунатурного моделирования.

Научная новизна заключается в том, что:

1) Разработана итерационная циклограмма и унифицированные математические модели автономной начальной выставки одноосных, двухосных и

трехосных платформ с произвольных начальных положений как задачи поиска заданного экстремума показаний инерциальных датчиков без необходимости решения систем дифференциальных уравнения, описывающих динамику ИНС и устойчивость к заданным внешним воздействиям объекта применения;

2) Предложена конфигурация БИНС с вращающимся БЧЭ, ось вращения которого лежит на диагонали куба, построенного на осях приборной системы координат, сочетающая в себе достоинства традиционных ИНС с ГСП и классических БИНС, позволяющая проводить выставку и калибровку (докалибровку) системы на борту объекта;

3) Разработан алгоритм калибровки (докалибровки) ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ в ходе их начальной выставки, позволяющий повысить точность как самой выставки, так и последующих задач навигации и ориентации, так и сократить время готовности ИНС.

Теоретическая значимость. Разработаны циклограмма и математические модели автономной начальной выставки одноосных, двухосных, трехосных платформ с произвольного начального положения, расширяющие теорию инерциальной навигации в части возможных путей синтеза алгоритмов предстартовой подготовки. Разработан алгоритм калибровки инерциальных датчиков в ходе реализации этой циклограммы, повышающий точность выставки и навигации. Предложен вариант исполнения инерциального прибора, сочетающий в себе достоинства традиционных ИНС с ГСП и классических БИНС.

Практическая значимость. Разработанные алгоритмы позволяют уменьшить время готовности ИНС с ГСП и повысить ее точность, а также дают возможность потребителю дополнительную вариативность в выборе режима подготовки системы к пуску, делая упор на либо быстродействие, либо на точность, либо одновременно на два этих фактора. Предложенная конфигурация БИНС с вращающимся БЧЭ сочетает в себе достоинства традиционных ИНС с ГСП и классических БИНС, позволяя снизить массу системы и сохранить возможность предстартовой калибровки (докалибровки) и выставки на объекте.

Методология и методы исследования применяемые в диссертационной работе основаны на научных положениях системного анализа, статистической оптимизации навигационных систем и теории инерциальной навигации. Использованы методы математического и полунатурного моделирования.

Основные положения выносимые на защиту:

1) Циклограммы и математические модели однокаскадных и двухкаскадных автономной алгоритмов начальной выставки одноосных, двухосных и трехосных платформ с произвольных начальных положений как задачи поиска заданного экстремума показаний инерциальных датчиков без необходимости решения систем дифференциальных уравнения, описывающих динамику ИНС;

2) Алгоритмы калибровки (докалибровки) инерциальных датчиков в ходе проведения автономной начальной выставки ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ, позволяющие повысить точности ИНС и снизить время готовности;

3) Конструктивное исполнение, циклограммы, математические модели выставки и калибровки (докалибровки) БИНС с вращающимся БЧЭ;

4) Верификация математической модели выставки путем проведения математического моделирования и полунатурного эксперимента.

Достоверность полученных результатов обеспечивается корректным использованием математических методов, а также четкой формулировкой допущений и условий, в рамках которых проводились расчеты и были получены основные результаты.

Внедрение результатов диссертационной работы. Основные результаты диссертационной работы внедрены при выполнении опытно-конструкторских работ в филиале АО «ЦЭНКИ»-«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова», что подтверждается соответствующим актом о внедрении.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы обсуждались и докладывались на 16 научно-технических конференциях, проводимых «МАИ», «МГТУ им. Н.Э. Баумана», АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», АО «ЦНИИмаш», АО «НПЦАП» им. Н.А. Пилюгина, МОКБ «Марс», ВКА им. А.Ф. Можайского.

Публикации. По теме работы опубликовано 26 работы, 9 статей из которых изданы в журналах, рекомендованных ВАК [14-22]. С участием автора выпущены два секрета производства (НОУ-ХАУ).

Личный вклад автора. Все результаты исследований, изложенные в диссертационной работе, получены лично автором. Автор лично провел аналитический обзор литературы по задаче начальной выставки, составил математические модели измерений ИНС и оценил влияние инструментальных погрешностей датчиков на точность выставки. Лично сформулировал концепцию алгоритма выставки и калибровки (докалибровки) ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ, составил математические модели, циклограммы выставки и калибровки, сформировал пути повышения помехоустойчивости алгоритма. Предложил применение БИНС с вращающимся БЧЭ как прибора, способного к автономной калибровке и выставке на борту объекта. Лично провел имитационное моделирование, полунатурный эксперимент и лично провел анализе полученных результатов, сформулировал выводы.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения и списка литературы. Работа изложена на 147 страницах машинописного текста, содержит 69 рисунков, 33 таблицы, список литературы содержит 142 библиографических описания.

Во **введении** представлено обоснование значимости исследуемой проблемы, определены целевые установки и этапы исследования. Кроме того, сформулированы элементы научной новизны и прикладное значение проведенной работы, а также выделены основные защищаемые положения.

В **первой главе** приводятся математические модели инерциальной навигационной системы, модели задачи начальной выставки, основные виды возмущений, влияющие на точность и быстродействие выставки. Представлена оценка продолжительности алгоритмов выставки ИНС и обзор существующих алгоритмов.

Во **второй главе** приводятся основные циклограммы и математические модели однокаскадных автономной алгоритмов начальной выставки одноосных,

двухосных и трехосных платформ с произвольных начальных положений как задачи поиска заданного экстремума показаний инерциальных датчиков без необходимости решения систем дифференциальных уравнения, описывающих динамику ИНС. Представлен конструктив БИНС с вращающимся БЧЭ, а также циклограммы и математические модели однокаскадных алгоритмов выставки такого БИНС.

В третьей главе приводятся пути повышения помехоустойчивости предлагаемого алгоритма за счет введения калибровки (докалибровки) инструментальных погрешностей датчиков в процессе выставки, изменения структуры алгоритма до двухкаскадной и применения дополнительной цифровой фильтрации показаний чувствительных элементов (ЧЭ). Приводятся результаты численного моделирования.

В четвертой главе проводится подход по фильтрации результатов моделирования алгоритма при помощи методов эффективного многокритериального программирования и метода негативного взвешивания в связи со значительным объемом результатов моделирования и с целью выявления наиболее эффективных реализаций с точки зрения быстродействия, точности и перерегулирования. Также приводится оценка влияния погрешностей алгоритмов выставки на точность выведения РКН на НОО высотой 200 км методами численного моделирования.

В пятой главе представлена схема проведения верификации разработанного алгоритма методами полунатурного моделирования. Приведены перечень испытательного оборудования и схема проведения испытаний. Представлены результаты полунатурного моделирования и сравнение предлагаемого алгоритма с существующим.

В заключении приведены основные выводы диссертационной работы.

Глава 1. Исходные данные

1.1 Представление модели Земли и системы координат

Выберем точку O как центр триады акселерометров и гироскопов, служащей началом координат трехгранников, используемых при решении задачи начальной выставки ИНС, а также при решении задачи навигации и ориентации на борту объекта в полете.

В качестве модели Земли воспользуемся представлением в виде эллипсоида (рисунок 1.1.1), где Ω – вектор абсолютной угловой скорости вращения Земли; O' – точка эллипсоида, совпадающая по направлению радиус-вектора с точкой O ; φ , λ – широта и долгота; R_φ , R_λ – радиусы кривизны эллипсоида; $h = OO'$ – высота над поверхностью эллипсоида. Параметры эллипсоида рассматриваются в соответствии с таблицей 1.1.1.

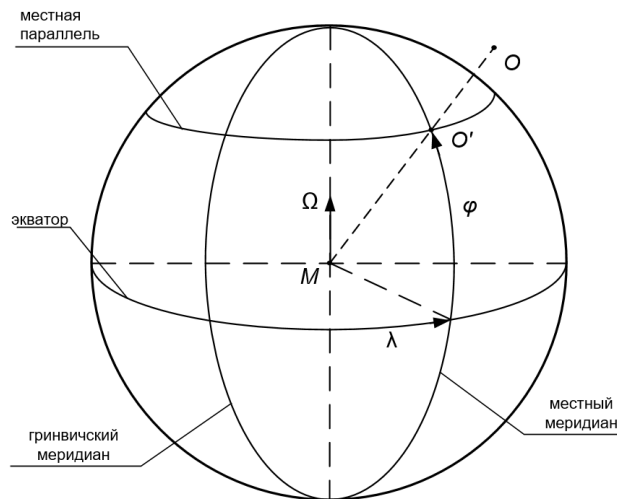


Рисунок 1.1.1 – Модель Земли

Таблица 1.1.1 – Элементы референц-эллипсоида Крассовского [58]

Параметр	Обозначение	Численное значение
Большая полуось	a	6 378 245 м
Малая полуось	b	6 356 856 м
Сжатие	$\alpha = \frac{a - b}{a}$	0,003352 (1/298,3)
Избыток силы тяжести	β	
Квадрат первого эксцентриситета	$e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2}$	0,006692
Квадрат второго эксцентриситета	$e'^2 = \frac{a^2 - b^2}{b^2}$	0,006738

Для целей навигации предполагается постоянная угловая скорость вращения Земли, основанная на средних звездных сутках [23]. С учетом этого модуль угловой скорости вращения Земли определим в следующем виде:

$$\Omega = \frac{360}{T} = \frac{360}{23,9344} = 15,04108 [^\circ/\text{ч}] = 7,292116 [\text{рад/с}]. \quad (1.1.1)$$

Ориентацию вектора Ω будем считать неизменной в звездном пространстве и совпадающей с осью ζ , направленной по малой оси эллипсоида [58]. Проекция вектора Ω на оси географической системы координат будут иметь следующий вид:

$$\Omega = [\Omega_\eta \quad \Omega_\xi \quad \Omega_\zeta]^T = [\Omega \cos \varphi \quad 0 \quad \Omega \sin \varphi]^T. \quad (1.1.2)$$

В рамках модели гравитационного поля будем считать, что сила тяжести направлена по нормали к поверхности земного эллипсоида. При этом величина гравитационного ускорения γ_0 на земной поверхности определяется как функция географической широты и параметра эксцентриситета e эллипсоида [24].

$$\gamma_0(\varphi) \cong 9,780325 \frac{1 + 0.00193 \cdot \sin^2 \varphi}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}} [\text{м/с}^2]. \quad (1.1.3)$$

Для последующего анализа целесообразно определить вектор ускорения силы тяжести g_0 на земной поверхности как результирующую гравитационного ускорения и центробежного ускорения, вызванного вращением планеты:

$$g_0 = \gamma_0 + \Omega \times \Omega \times r, \quad (1.1.4)$$

где r – радиус-вектор, соединяющий центр эллипсоида с точкой O' .

Для точного определения ускорения силы тяжести воспользуемся формулой Гельмерта, принятой в России в качестве основной при обработке гравиметрических измерений [25]:

$$g_0 = 9,780325(1 + 0,005302 \cdot \sin^2 \varphi - 0,0000071 \cdot \sin^2 2\varphi) [\text{м/с}^2]. \quad (1.1.5)$$

Разложим проекции вектора g_0 по осям географического базиса и получим:

$$g = [g_\eta \quad g_\xi \quad g_\zeta]^T = [0 \quad 0 \quad g_0]^T. \quad (1.1.6)$$

Таким образом, в рамках алгоритма выставки выходным сигналом с гироскопов будут проекции вектора (1.1.2), а с акселерометров проекции вектора кажущегося ускорения с учетом проекций вектора (1.1.6).

Введем правые ортогональные трехгранники с общим началом в т. O :

$Oxyz$ – связанный трехгранник B датчиков, в осях которого осуществляются непосредственные измерения абсолютной угловой скорости и кажущегося ускорения летательного аппарата (ЛА). Трехгранник B жестко связан с платформой ИНС и вдоль него ориентированы ОЧ датчиков;

$Ox_{\Pi}y_{\Pi}z_{\Pi}$ – связанный трехгранник J с платформой. Он соответствует вычисленному с учетом инструментальных и методических погрешностей трехграннику B . Ось x_{Π} совпадает с продольной осью летательного аппарата, ось y_{Π} расположена в плоскости симметрии ЛА и направлена вертикально вверх, ось z_{Π} дополняет систему до правой тройки векторов

$O\xi\eta\zeta$ – географический сопровождающий трехгранник G . Данный трехгранник формирует географическую (опорную; базовую) СК и является основным навигационным трехгранником. Ось η направлена на географический север, ось ξ – на восток, ось ζ направлена по нормали к плоскости местного горизонта вверх;

При идеальных условиях и номинальном положении трехгранники $Oxyz$, $Ox_{\Pi}y_{\Pi}z_{\Pi}$ и $O\xi\eta\zeta$ совпадают. Однако из-за погрешностей изготовления и установки акселерометров и гироскопов в ИИБ направления ОЧ датчиков неортогональны. Это приводит к появлению углов невыставок между номинальными ОЧ (в данном случае это $Ox_{\Pi}y_{\Pi}z_{\Pi}$) и реальными ОЧ датчиков ($Oxyz$). Учитывая, что реальные величины углов неортогональности составляют единицы угловых минут, можно записать линеаризованную матрицу направляющих косинусов связи между трехгранниками B и J :

$$C = \begin{pmatrix} 1 & -\rho & \beta \\ \rho & 1 & -\alpha \\ -\beta & \alpha & 1 \end{pmatrix}. \quad (1.1.7)$$

Ориентация трехгранника J относительно трехгранника G определяется углами истинного курса (рысканья) ψ (вокруг z), тангажа ϑ (вокруг y) и крена γ (вокруг x). Получаемая итоговая матрица ориентации C_J^G соответствует приведенной:

$$C_J^G = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta & \sin \vartheta \\ \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi + & -\sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta + & -\sin \gamma \cos \vartheta \\ + \sin \psi \cos \gamma & + \cos \gamma \cos \psi & \\ \sin \gamma \sin \psi - & \sin \gamma \cos \psi + & \cos \gamma \cos \vartheta \\ \sin \vartheta \cos \gamma \cos \psi & \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \end{pmatrix}. \quad (1.1.8)$$

Ошибки совмещения трехгранников J и G вследствие инструментальных ошибок датчиков и внешних возмущающих факторов формируются аналогично (1.1.7) и записываются в форме матрицы:

$$\Delta C_J^G = \begin{pmatrix} 1 & -\psi & \vartheta \\ \psi & 1 & -\gamma \\ -\vartheta & \gamma & 1 \end{pmatrix}. \quad (1.1.9)$$

Однако из-за не коммутативности поворотов и возможности потери степени свободы при $\vartheta \approx \pm 90^\circ$ запись через углы Эйлера не всегда является оптимальной. В этом случае можно записать уравнения ориентации в форме кватернионов:

$$\begin{cases} q_0 = \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right) \sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \\ q_1 = \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) - \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) \sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \\ q_2 = \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) \sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \\ q_3 = \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right) \sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \end{cases} \quad (1.1.10)$$

Это позволяет избежать потерю степени свободы и проблемы с порядком поворотов, повысить эффективность вычислений и устойчивость к численным ошибкам.

1.2 Модель измерений

Уравнения показаний гироскопов и акселерометров на оси платформенной системы координат J приведены в (1.2.1):

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{a}} &= \mathbf{S}_a(\mathbf{I} + \mathbf{M}_a)\mathbf{a} + \mathbf{b}_a + \mathbf{n}_a \\ \tilde{\boldsymbol{\omega}} &= \mathbf{S}_\omega(\mathbf{I} + \mathbf{M}_\omega)\boldsymbol{\omega} + \mathbf{b}_\omega + \mathbf{n}_\omega \end{aligned} \quad (1.2.1)$$

где $\tilde{\mathbf{a}}, \tilde{\boldsymbol{\omega}}$ – вектора измеренных ускорений и угловой скорости; $\mathbf{a}, \boldsymbol{\omega}$ – истинные значения; $\mathbf{S}_a, \mathbf{S}_\omega$ – диагональные матрицы масштабных

коэффициентов (МК); M_a, M_ω – матрицы неортогональности; b_a, b_ω – смещения нуля; n_a, n_ω – шум измерений.

Определение матрицы, включающей МК и коэффициенты перекрестных связей, базируется на следующих исходных предположениях:

$$\begin{aligned} S_a(I + M_a) &= \begin{pmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} \end{pmatrix} = \\ &= \text{diag} \begin{pmatrix} S_{11} + \Delta S_{11} + \delta S_{11} \\ S_{22} + \Delta S_{22} + \delta S_{22} \\ S_{33} + \Delta S_{33} + \delta S_{33} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 1 & \Delta_{xz} & -\Delta_{xy} \\ -\Delta_{yz} & 1 & \Delta_{yx} \\ \Delta_{zy} & \Delta_{zx} & 1 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (1.2.2)$$

где $S_{ij}, i = 1 \dots 3, j = 1 \dots 3$ – паспортизованные величины МК; $\Delta S_{ij}, i = 1 \dots 3, j = 1 \dots 3$ – систематические погрешности МК; $\delta S_{ij}, i = 1 \dots 3, j = 1 \dots 3$ – случайные погрешности МК; $\Delta_{ij}, i = x, y, z; j = x, y, z; i \neq j$ – углы рассогласования между осями систем координат $Oxyz$ и $Ox_{\text{п}}y_{\text{п}}z_{\text{п}}$.

Случайные составляющие нулевых сигналов принято рассматривать как суперпозицию белого шума Ω_ξ, a_ξ и цветного шума $\Omega_\varepsilon, a_\varepsilon$ в виде (1.2.3):

$$\delta a = a_\xi + a_\varepsilon; \delta \Omega = \Omega_\xi + \Omega_\varepsilon \quad (1.2.3)$$

Любая измерительная система подвержена погрешностям, возникающим из-за несовершенства комплектующих, погрешностей при изготовлении и некорректности математической модели ошибок. Наиболее грубые ошибки таким образом не изменяются со временем, могут быть определены при изготовлении и скомпенсированы при работе.

Оценочные собственные погрешности гироскопов и акселерометров включают зависимости показаний от внешних и внутренних воздействующих факторов, обнаруженных в ходе теоретических и экспериментальных исследований. Методы калибровки инструментальных составляющих погрешностей показаний датчиков в основном основаны на использовании метода наименьших квадратов и его модификаций.

Основные систематические ошибки в математических моделях показаний акселерометров и гироскопов обусловлены влиянием температур (градиентов

температур), магнитных полей, а также вибродинамических возмущений. Для их компенсации и учета необходимо проведения предстартовой калибровки приборов и датчиков. Некоторые способы компенсации влияния температурных эффектов на акселерометры приведены в работах [26-30], а на гироскопы в [31-34]. Влияние магнитных полей и способы их компенсации представлены в работах [35-39]. Про влияние вибрации на показания датчиков, а также методы их компенсации и анализа, написано в следующих работах [18, 19, 40-44]. Алгоритмический учет вибровозмущений возможен по методикам, описанных в работах [45-48].

Таким образом, после дополнительной предстартовой калибровки значительная часть составляющих в уравнении (1.2.1) будет определена и учтена при первичной обработке показаний датчиков. Тогда уравнения показаний (1.2.1) будут выглядеть следующим образом:

$$\begin{aligned}\tilde{a} &= S_a a + n_a \\ \tilde{\omega} &= S_\omega \omega + n_\omega\end{aligned}\tag{1.2.4}$$

Отсюда видно, что ключевой вклад в выходной сигнал вносят измерительные шумы. Таким образом, точность и скорость выставки зависят от характеристик шумов в исходных данных инерциальных датчиков и для достижения необходимых эксплуатационных характеристик требуется тщательное исследование структуры шумов составляющих выходных сигналов [15, 16].

1.3 Шумы датчиков и их фильтрация

Шумы гироскопов и акселерометров преимущественно стоит рассматривать как совокупность белого и цветного шума как в (1.2.3). Нестрогая классификация природы их возникновения может быть представлена в соответствии с рисунком 1.3.1.

Природа возникновения шума	Частотный диапазон		
Нестабильность частоты дискретизации АЦП и разрешающей способности датчика	Область высоких частот		
Нестабильность интервала внешнего обмена		Область средних частот	
Пульсации магнитных полей			
Пульсации токов и напряжений в электронике			Область низких частот
Нестабильность источника питания			
Нестабильность температуры и температурных градиентов			

Рисунок 1.3.1 – Источники шумов

Случайные процессы, протекающие в электронике в процессе функционирования датчика, в основном имеют полосу пропускания в области высоких и средних частот. Низкочастотную область спектра занимают температурные дрейфы и долговременные вариации питающего напряжения, которое в современных устройствах обычно обладает высокой стабильностью.

Классификация типовых шумов измерений приведена в таблице 1.3.1.

Таблица 1.3.1 – Классификация шумов [15, 17]

Тип шума	Спектральная плотность мощности	Вариация Аллана	Наклон ВА	Датчик
1. Квантования	$S(f) = (2\pi f)^2 Q^2$	$\sigma^2(\tau) = 3Q^2/\tau^2$	-1	Гир.
2. Дрейф угла / скорости	$S(f) = N^2$	$\sigma^2(\tau) = N^2/\tau$	-1/2	Гир. / Акс.
3. Фликкер (смещение нуля)	$S(f) = B^2/(2\pi f)$	$\sigma^2(\tau) = 2B^2/\pi \varphi(\pi f\tau)$	0	Акс.
4. Дрейф скорости / ускорения	$S(f) = (K/(2\pi f))^2$	$\sigma^2(\tau) = K^2\tau/3$	1/2	Гир. / Акс.
5. Мультипликативная ошибка	$S(f) = R^2/(2\pi f)^3$	$\sigma^2(\tau) = R^2\tau^2/2$	1	Общее

Для оценки шумовых параметров преимущественно применяют методы дисперсионного анализа с вычислением математического ожидания (МО) и среднеквадратического отклонения (СКО) [49]. Для анализа нестационарных процессов преимущественно используются спектральная плотность мощности и Вариация Аллана (ВА). Первая характеризует частотное распределение энергии

сигнала и имеет размерность [Вт/Гц] или [Дж/Гц] [51]. Связь между СПМ и ВА приведена в [51].

Поскольку $\sigma^2(\tau)$ является непосредственно измеряемым параметром, график ВА служит инструментом идентификации смешанных случайных процессов в выходных сигналах датчиков [52]. Типовые шумы:

1. Шум дискретизации (Quantization noise): генерируется в процессе цифровизации аналоговых данных вследствие квантования по уровню в АЦП. Его динамика определяется выражением:

$$\sigma_{qn}(\tau) = Q\sqrt{T}\dot{\xi}(t) \quad (1.3.1)$$

где Q – параметр ВА для данного шума; T – шаг дискретизации; $\xi(t)$ – стандартный белый шум.

2. ARW (Angle/Rate Random Walk): аддитивный белый шум на выходе интегратора. Вызывает нарастание СКО ошибки пропорционально $\sqrt{t}$ в статике. Описывается выражением:

$$\sigma_{ARW}(\tau) = N\xi(t) \quad (1.3.2)$$

где N – параметр ВА для данного шума.

3. Фликкер-шум (Flicker noise): обусловлен мерцанием электроники. Доминирует на нижних и средних частотах и имеет модель:

$$\dot{\sigma}_{fl}(\tau) = -\beta\sigma_{fl}(\tau) + \beta B\xi(t) \quad (1.3.3)$$

где β – обратная постоянная времени; B – коэффициент ВА для фликкер-шума.

4. RRW (Rate Random Walk): винеровский процесс (интеграл белого шума). Низкочастотный шум неясной природы, описываемый уравнением:

$$\dot{\sigma}_{RRW}(\tau) = K\xi(t) \quad (1.3.4)$$

где K – коэффициент ВА для RRW.

5. Мультипликативная систематика: детерминированная составляющая, указывающая на медленный дрейф характеристик датчика или длительное малое ускорение основания.

6. Марковский экспоненциальный шум: корреляционная функция:

$$K_M(\tau) = D_M \cdot e^{-\mu|\tau|} \quad (1.3.5)$$

где D_M - дисперсия шума, μ - коэффициент затухания функции $K_M(\tau)$, связанный со временем корреляции соотношением $T_M=1/\mu$. Маскируется белым шумом при его большой интенсивности.

Если проводить аналогию с цветом шума, то шум дискретизации будет состоять из смеси синего и фиолетового шумов, фликкер-шум из розового, RRW можно описать красным шумом [51].

Существует множество способов для фильтрации шумов измерений, одним из которых является фильтрация при помощи фильтра Калмана (ФК) [7, 61, 68, 69, 78]. Однако применение ФК требует задание точной модели динамики системы, иначе в противном случае велика вероятность расхождения ФК [58]. Возможны также случаи построения авторегрессионной модели показаний ЧЭ [87]:

$$y_k = \varphi_1 y_{k-1} + \varphi_2 y_{k-2} + \dots + \varphi_n y_{k-n} + \mu(1 - \varphi_1 - \varphi_2 - \dots - \varphi_n) + \varepsilon_k \quad (1.3.6)$$

где y_k – показания ЧЭ в k -й момент времени; φ_n – коэффициенты модели авторегрессии; μ – константа, которая пропорциональна среднему значению полезного сигнала; ε_k – белые шумы в k -й момент времени.

Задача ФК состоит в оценивании коэффициентов φ_n модели показаний ЧЭ (1.3.6). Как видно, такой подход также требует задания модели системы и точность ее задания во многом определяет стабильность и устойчивость работы ФК.

Для уменьшения влияния шумов в измерительном тракте на показания датчиков также возможно применения полосового фильтра. Известно, что чем меньше полоса пропускания фильтра, тем ниже уровень шума в измерительном тракте, при прочих равных.

Главной характеристикой цифрового фильтра является алгоритм фильтрации, который для одномерно скалярного линейного цифрового фильтра (ЦФ) описывается разностным уравнением [53, 54]:

$$y[n] = \sum_{k=0}^M a_k x[n-k] - \sum_{k=1}^N b_k y[n-k] \quad (1.3.7)$$

Коэффициенты a_k ($k = \overline{0, M}$) и b_k ($k = \overline{0, N}$) алгоритма фильтрации в случае стационарного ЦФ являются константами.

Передаточная функция одномерного скалярного стационарного линейного рекурсивного ЦФ имеет дробно-рациональный вид:

$$H(z) = \frac{A(z^{-1})}{1 + B(z^{-1})} = \frac{\sum_{k=0}^M a_k z^{-k}}{1 + \sum_{k=1}^N b_k z^{-k}} \quad (1.3.8)$$

При расчете цифровых фильтров точные значения коэффициентов a_k, b_k заменяются приближенными, из-за ограниченности разрядной сетки вычислителя, что влияет на конечную точность фильтрации. Если же использовать специализированный сигнальный процессор, где значения находятся в формате с плавающей точкой, то погрешности квантования коэффициентов ЦФ пренебрежимо малы [55].

На рисунке 1.3.2 приводится сравнение цифровой фильтрации с методом усреднения показаний. Видно, что качественно синтезированный ЦФ позволяет в значительной степени снизить интенсивность шумов измерений.

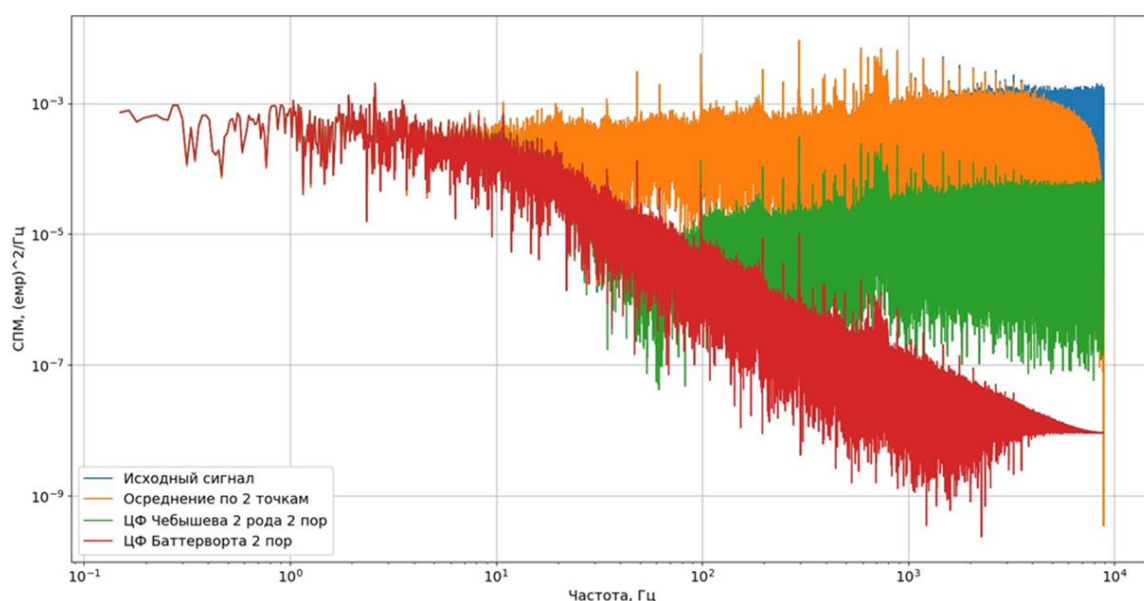


Рисунок 1.3.2 – Сравнение эффективности цифровой фильтрации с методом усреднения показаний

1.4 Основы задачи выставки

Начальная выставка ИНС заключается в определении начальных координат, скоростей и углов ориентации ОЧ относительно заданного базиса. Координаты и скорости вводятся либо вручную оператором, либо по информации от иных измерительных систем (спутниковой (СНС), базовая ИНС и др.). При этом, при состоянии покоя объекта, скорости можно определить, как нулевые (с точность до шумов измерений). Однако, такой подход не применим при автономной выставке углов. Таким образом, под начальной выставкой понимают определение ориентации базиса J относительно базиса G . Основы алгоритма начальной выставки хорошо описаны в технической литературе [56, 57, 58, 59, 60, 61]. Однако следует провести обзор различных подходов к построению алгоритмов.

В работах [62, 63] приводятся обзоры существующих алгоритмов выставки. В [62] алгоритмы распространяются для БИНС на подвижном основании и в общем случае делятся на автономные алгоритмы и алгоритмы с привлечением внешней корректирующей информации (от СНС, астрокомпаса, магнитного компаса и др.). Из анализа установлено, что наиболее эффективными являются алгоритмы выставки с использованием информации от СНС и базовой, предварительно выставленной БИНС (трансферная выставка). В [63] упор делается на автономный алгоритм БИНС для вертикализации (горизонтирования) РКН, точность которого по тангажу составила 32' и 29' по крену, что ограничивает использование БИНС для решения задачи выставки РКН без использования дополнительной фильтрации показаний датчиков.

Широкое число работ от авторов [64, 65, 66] посвящено исследованиям выставки ИНС на морских объектах, причем по позиционной или скоростной информации от СНС или морского лага. В [64] точность выставки составила $0,1^{\circ}$ - $0,2^{\circ}$ за 5 мин работы алгоритма, а в [65] 5° за 4 мин грубой выставки и $0,3^{\circ}$ за 10 мин по СНС и 15 мин по данным лага. Также имеется патент [67] ПАО «ПНППК» по выставке морской БИНС, где заявлено время переходных процессов на уровне 30 мин и точности на уровне 7-8".

Эти же работы [64, 65, 66], наряду с [68-73] посвящены алгоритмам выставки с использованием данных от СНС. В [68] для системы грубого класса точности СКО ошибки курса составило 3° , а для среднего класса точности $0,15^\circ$. Среди отечественных разработок можно выделить патент ПАО «МИЭА» [70], в котором при помощи СНС при выставке осуществляется оценка калибровочных характеристик БИНС, и патент АО «РПКБ» [71], где процесс выставки совмещен с процессом выруливания самолета на взлетную полосу. В [72] приведено решения для сокращения выставки высокоточных боевых ракет до 5 минут, а в [73] выставка инерциального блока осуществляется за 4 мин.

Другим широким пластом являются алгоритмы трансферной выставки [74-82], в которых используется информация от базовой предварительно выставленной ИНС. Такие алгоритмы могут иметь продолжительность меньше минуты и точность на уровне нескольких десятков угловых секунд [77]. В отечественных патентах ПАО «РПКБ» [79] рассматривается алгоритм выставки по базовой ИНС на подвижном основании, а в патенте АО «НПЦАП» [80] выставка БИНС осуществляется комбинированным способом, состоящий в автономном горизонтировании методом векторного согласования и неавтономной трансферной выставке угла азимута по данным с курсовертикали, являющейся по существу стабилизированной платформой, реализующей стартовую систему координат. Такой же подход выставки БИНС по показаниям предварительно выставленной платформы приводится во французском патенте [82], но с привлечением ФК.

Из неавтономных подходов также выделяются способы выставки с использованием стабилизированных камер [83, 84, 85], распознающих ориентиры на местности и формирующие поправки в показания ИНС. Среди них выделяются патенты [83, 84]. Первый посвящен выставке ИНС для шахтного применения с использованием камеры, записывающей схему движения угледобывающего комбайна, и в сочетании с технологией оптического потока получают направление движения и фактическую скорость относительно земли. На основе уравнения удельной силы инерциальной навигации выводят уравнение определения

многовекторной ориентации. В [85] точность такой выставки оценивается на уровне $0,1^\circ$ - $0,25^\circ$.

Также широкое число исследований посвящено автономным алгоритмам выставки БИНС [86-99], в которых применяется дополнительная Калмановская нелинейная фильтрация или доработка существующих автономных алгоритмов выставки. Работы [86-90] посвящены применению классического ФК или его модификаций для более точного оценивания углов ориентации БИНС как на подвижном, так и неподвижном основании. В [89] продолжительность такого подхода составила 400 с при точности горизонтирования $0,03^\circ$, а по азимуту $0,7^\circ$. В [87] за 3 минуты точность выставки составила $0,2^\circ$. В [91, 92, 93, 94] предлагаются уточняющие модели (DMIA, RTS, FIFO) обработки данных для сглаживания показаний датчиков, причем в [93] описывается алгоритм для выставки БИНС на микромеханических датчиках. Имеются отечественные патенты АО НИИ «Полус» [94] и АО «НПЦАП» [96]. В [94] в течение 10 минут на подвижной платформе стенда определяют коэффициенты полиномиальной модели, позволяющей оценивать ошибку выставки от $40''$ до $250''$. В [96] используется метод векторного согласования для калибровки БИНС. Метод векторного согласования также рассматривается в работах [97, 98, 99].

Работы [100-109] посвящены алгоритмам выставки традиционных ИНС с ГСП. Причем американские патенты [100, 101] посвящены классическим основам построению алгоритмов выставки, описанным в технической литературе [56-61] с применением силовой стабилизации платформы. Имеются патенты военной академии RVSN [102, 103, 104]. После грубого приведения платформы в азимут включается точный каскад выставки по токам коррекции от азимутального гироскопа [103] и в режиме гироскопа [103, 104]. Стабилизация платформы в горизонте осуществляется по показаниям акселерометров. В патенте АО «НПЦАП» [105] применен алгоритм выставки трехосной платформы на прецизионных поплавковых гироскопах для ракет-носителей. Платформа горизонтируется, выставляется в четыре азимутальных положения после чего вычисляется угол коррекции для приведения платформы в азимут с расчетом

дополнительных калибровочных коэффициентов датчиков. А в патенте ПАО «ПНППК» [106] приводится алгоритм расчета коэффициентов матрицы направляющих косинусов платформенного базиса относительно стартового. В [107] авторами предложен метод выставки платформы за 460 с с точностью горизонтирования $0,005^\circ$ и гироскомпасирования $0,013^\circ$.

Дополнительно стоит отметить алгоритмы для гироскомпасирования [110, 111] от АО «РПКБ» и [112] от «НИИ ПМ». В этих работах осуществляют вращение платформы гироскомпаса в азимуте с целью измерения горизонтальной проекции угловой скорости вращения Земли, после чего формируется сигнал для разворота платформы в азимуте.

Характеристики той или иной ИНС во многом зависят от носителя, на который она будет установлена, что влияет и на продолжительность выставки системы.

ИНС И42-1С на лазерных гироскопах из состава пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) самолет ТУ-214 осуществляет автономную выставку в течении 15 мин при температуре от 0 до 55°C или в течении 18 мин при температуре от 0 до минус 20°C [113]. В ИНС IRS HG 1150 фирмы «Honeywell» (США) также на лазерных гироскопах из состава того же ПНК продолжительность выставки занимает 10 мин при точности $6'$ по вертикальной оси и $10'$ по продольной и поперечной. ИНС LTN-101 фирмы «Litton» (США) может проводить выставку до 16 минут, причем продолжительность этапа зависит от температуры окружающей среды [113].

В ИНС фирмы «Оптолинк» продолжительность выставки варьируется от 5 до 15 мин [114]. Системы БИМС-Т и ЛИНС 100РС разработки ПАО «МИЭА» проводят выставку в течении 10 минут [115]. Выставка ИНС МИС-45 и И-11-76 из состава ПНК Ил-76 проводится в течении от 10 до 35 мин [116]. SINS-1000 на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) фирмы «Vibtel Industriel» (Китай) проводит выставку в течении 10 мин, Sigma 40 на лазерных гироскопах фирмы «SAGEM» (Франция) в течении 6 мин [117]. Также в [118] приводятся данные по

продолжительности выставки некоторых ИНС как отечественного, так и иностранного производства.

Рассмотрим алгоритм начальной выставки на примере платформенной ИНС LTN-51 фирмы «Litton».

Начальные условия в ИНС устанавливаются путем введения текущего местоположения в цифровой вычислитель и обнуления регистров скорости и выставки инерциальной платформы. Выставка осуществляется путем горизонтирования платформы по местной вертикали, совмещения арретирования азимута платформы по центральной линии объекта и измерения истинного курса объекта с помощью гирокомпасирования. В результате начальное значение произвольного угла в азимуте будет курсом объекта.

В начале выставки платформы в азимуте начальное значение угла, закладываемое в цифровой вычислитель, устанавливается на нуль. В процессе гирокомпасирования с большого угла вычитается значение начального угла в азимуте, а направляющие косинусы дискретно поворачиваются на начальный угол в азимуте. После переходных процессов в системе, возникающих из-за корректировки направляющих косинусов, и после достижения платформой рабочей температуры система входит в режим точного гирокомпасирования. На этом режиме направляющие косинусы поворачиваются и обнуляют ошибки системы, возникающие из-за ошибки вычисляемого значения произвольного угла по азимуту. Ошибки при гирокомпасировании с больших углов определяют начальные условия для точного гирокомпасирования. Такая ИНС рассчитана на достижение точности лучше 3 град. при гирокомпасировании с больших углов и 9' при точном гирокомпасировании, если выставка системы производится на рабочих широтах. Эта точность достигается при наличии тепловых переходных процессов в приборе. Кроме того, необходимо проведение периодических проверки для того, чтобы убедиться, что не происходят чрезмерные колебания основания.

1.4.1 Последовательность выставки

На рисунке 1.4.1 графически представлена последовательность выставки. Когда система включена на режим, карданные рамки платформы арретируются по осям самолета, а гиromоторы набирают рабочую скорость. В это время оператор может ввести координаты текущего местоположения (широту и долготу). Через 1 минуту после разгона гиromоторов система включается в режим быстрого аналогового горизонтирования, которое длится 2 минуты. Переключение на выставку вводит систему в режим быстрого цифрового горизонтирования, причем к этому моменту система должна уже проработать не менее 3 минут и должны быть введены координаты текущего местоположения.

Цепи цифрового горизонтирования сконструированы в системе таким образом, что для прецессирования гироскопов относительно горизонтальных осей используются проинтегрированные выходные сигналы с акселерометров. Эта скорость выставки складывается со скоростью прецессии, которая необходима для компенсации вращения Земли. Для измерения сигнала гироскопасирования требуется приблизительно 100 с с тем, чтобы горизонтировать платформу с достаточной степенью точности. Этот сигнал получается потому, что вычисляемая угловая скорость вращения Земли раскладывается на составляющие по координатным осям, которые не выставлены по действительным осям платформы. Получают стабильную скорость. Для сглаживания шумов и колебаний основания этот сигнал усредняется в течение 25 с. Вычисляются новые направляющие косинусы и у гироскопов вызываются различные скорости прецессии. Возникающие переходные явления исчезают в течении 80 с. Затем система входит в режим точного гироскопасирования при условии получения дискретного сигнала о достижении требуемой рабочей температуры. С увеличением степени фильтрации шумов снижается быстродействие выставки. Кроме того, направляющие косинусы подвергаются воздействию азимутальной скорости вращения, которая обнуляет сигнал гироскопасирования. После 8 минут работы в режиме точного гироскопасирования система готова к навигации.

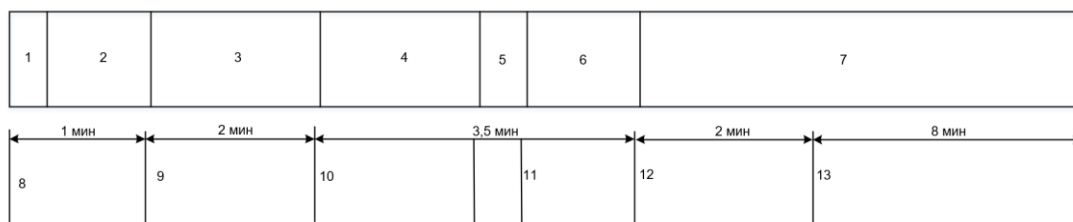


Рисунок 1.4.1 – последовательность выставки

1 – арретирование карданного подвеса; 2 – набор оборотов гироскопов; 3 – быстрое горизонтирование с помощью аналоговых средств; 4 – быстрое горизонтирование; 5 – средняя величина Δv ; 6 – демпфирование переходных процессов при корректировке направляющих косинусов; 7 – точное гиросkompасирование; 8 – включение; 9 – платформа готова; 10 – нулевые значения скорости и дискретный режим выставки; 11 – корректировка направляющих косинусов; 12 – изменение усиления выставки; 13 – остаточные импульсы скорости акселерометра (X и или Y) при самом большом выходе.

1.4.2 Уравнения выставки

В течении длительности режима выставки вычислитель накапливает результаты решения уравнений в регистрах скорости и на основании этих данных вычисляет скорость прецессии платформы относительно осей горизонтирования в соответствии с уравнениями:

$$\begin{aligned} \hat{V}_x &= \sum Q_x - k_1 \int \hat{V}_x dt, \hat{V}_x(0); \hat{V}_y = \sum Q_y - k_1 \int \hat{V}_y dt, \hat{V}_y(0) \\ \omega_x &= -k_2 \cdot \frac{\hat{V}_y}{R} + \Omega \cdot \cos \varphi \cdot \sin \psi; \omega_y = k_2 \cdot \frac{\hat{V}_x}{R} + \Omega \cdot \cos \varphi \cdot \cos \psi \end{aligned} \quad (1.4.1)$$

где $\hat{V}_x, \hat{V}_y$ – составляющие скорости, измеряемые ИНС; $\sum Q_x, \sum Q_y$ – сумма импульсов с кантователя скорости по осям X и Y; R – радиус Земли; Ω – угловая скорость вращения Земли; φ – широта; ψ – угол курса (азимута); ω_x, ω_y – вычисляемая скорость прецессии гироскопов X и Y; k_1, k_2 – постоянные, управляющие скоростью выставки системы.

Значения коэффициентов k_1 и k_2 могут варьироваться в зависимости от режима работы:

• В режиме грубого горизонтирования (существенные отклонения от плоскости горизонта): $k_1 \in [0.05; 0.25] \text{ с}^{-1}$, $k_2 \in [3500; 5500] \text{ с}^{-1}$

• В режиме точного горизонтирования (малые отклонения от плоскости горизонта): $k_1 \in [0.005; 0.045] \text{ с}^{-1}$, $k_2 \in [50; 400] \text{ с}^{-1}$

Дифференциальные уравнения, определяющие работу системы, имеют вид:

$$\begin{cases} \dot{V}_x = -g\vartheta + \delta a_x, \\ \dot{V}_y = g\gamma + \delta a_y, \end{cases} \begin{cases} \dot{\vartheta} = k_2 V_x - k_1 \int V_x dt + \delta \omega_y - \Omega_r \sin \psi \\ \dot{\gamma} = k_2 V_y - k_1 \int V_y dt + \delta \omega_x + \Omega_r \cos \psi \end{cases} \quad (1.4.2)$$

$$\ddot{\psi} = -k_3 (\Omega_r \sin \psi + \delta \omega_z) + \Omega_b$$

где $V_{x,y}$ – скорости объекта (~ 0); ϑ, γ – углы отклонения платформы от плоскости горизонта; $\delta a_{x,y}$ – инструментальные погрешности акселерометров; $\delta \omega_{x,y,z}$ – инструментальные погрешности гироскопов; Ω_r, Ω_b – горизонтальная и вертикальная составляющие вектора угловой скорости вращения Земли $\vec{\Omega}_3$; ψ – угол курса (азимута). Здесь параметр k_3 принимает значения $\sim 10000 \div 50000$.

Ошибки горизонтирования и гирокомпасирования в установившемся режиме, а также погрешности скорости на выходе первых интеграторов будут иметь вид:

$$\begin{aligned} \vartheta &\cong -\frac{\delta a_y}{g}; \gamma \cong -\frac{\delta a_x}{g}; \Delta \psi \cong -\frac{\delta \omega_x \cos \psi - \delta \omega_y \sin \psi}{\Omega \cos \varphi}; \\ V_x &\cong -\frac{R}{k_2} \cdot (\delta \omega_y - \Omega \cos \varphi \cdot \cos \psi); V_y \cong \frac{R}{k_2} \cdot (\delta \omega_x - \Omega \cos \varphi \cdot \sin \psi) \end{aligned} \quad (1.4.3)$$

А принимая во внимание тот факт, что систематические ошибки предварительно откалиброваны, то как отмечено в п.1.2 основной вклад в ошибку выставки вносят шумы в показаниях акселерометров и гироскопов.

Процесс выставки ИНС с ГСП будет иметь вид как на рисунке 1.4.2.

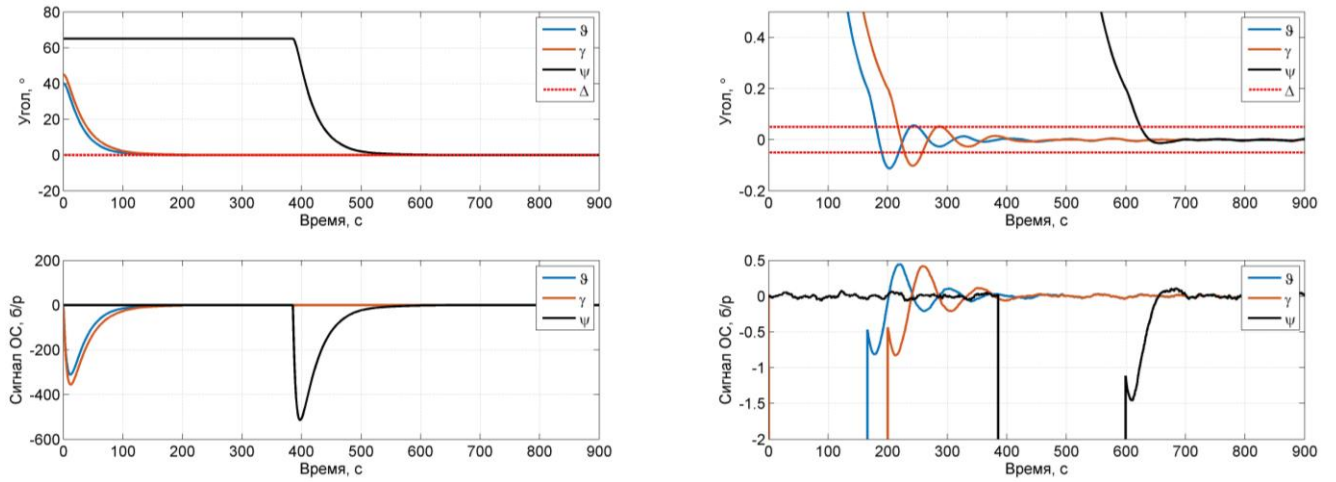


Рисунок 1.4.2 – Выставка ИНС с ГСП

На первом этапе осуществляется грубое горизонтирование платформы и уменьшение углов крена (γ) и тангажа (ψ). При малом отклонении от плоскости горизонта осуществляется процесс переключения с грубого горизонтирования на точное с последующим переходным процессом как описано в п.1.4.1. Этот момент виден на графиках сигнала обратной связи (нижние графики). После достижения заданной точности горизонтирования (Δ) происходит переключения на этап гироскопирования с уменьшением угла курса (ψ). В итоге процесс выставки занимает 14-16 минут.

1.4.3 Необходимость калибровки

Инструментальные погрешности гироскопов и акселерометров приводят к отклонению измеренных проекций g и Ω от действительных величин, что приводит к неточной оценке углов ориентаций, а, следовательно, и к ошибкам выставки. Теоретически возможно определение смещений нуля, масштабных коэффициентов датчиков и углов неортогональности триады [17]. Учитывая модель (1.2.1), выведем вклад каждой из составляющих в общую ошибку ориентации.

Смещения нуля приводят к ошибкам в измерениях и углах крена, тангажа, курса в виде:

$$\delta g \approx b_a \rightarrow \delta \gamma \approx \frac{b_{ax}}{g}, \delta \vartheta \approx \frac{b_{ay}}{g}; \delta \Omega \approx b_g \rightarrow \delta \psi \approx \frac{b_{gy}}{\Omega \cos \varphi} \quad (1.4.4)$$

Ошибки масштабных коэффициентов приводят к ошибкам в измерениях и углах крена, тангажа, курса в виде:

$$\delta g \approx g(1 + \delta s) \rightarrow \delta \gamma \approx \delta s_{ax} \gamma, \delta \vartheta \approx \delta s_{ay} \vartheta; \delta \Omega \approx \Omega \delta s \rightarrow \delta \psi \approx \delta s \psi \quad (1.4.5)$$

Ошибки неортогональности приводят к ошибкам в измерениях и углах крена, тангажа, курса в виде:

$$\begin{aligned} \tilde{a}_x &\approx a_x + \beta_{xy} a_y + \beta_{xz} a_z \rightarrow \delta \gamma \approx \beta_{xy}, \delta \vartheta \approx \beta_{xz}; \\ \tilde{a}_y &\approx a_y + \beta_{xy} a_x + \beta_{yz} a_z \rightarrow \delta \vartheta \approx \beta_{xy}, \delta \psi \approx \beta_{yz}; \\ \delta \Omega &\approx \beta_{xy} \omega_x + \beta_{yz} \omega_z \rightarrow \delta \psi \approx \frac{\beta_{xy} \Omega \sin \varphi + \beta_{yz} \Omega \cos \varphi}{\Omega \cos \varphi} \approx \beta_{xy} \operatorname{tg} \varphi + \beta_{yz} \end{aligned} \quad (1.4.6)$$

Суммарная ошибка начальной выставки, определяемая комбинацией этих факторов:

$$\begin{aligned} \delta \gamma &\approx \frac{b_{ax}}{g} + \delta s_{ax} \gamma + \beta_{axz}; \delta \vartheta \approx \frac{b_{ay}}{g} + \delta s_{ay} \vartheta + \beta_{ayz} \\ \delta \psi &\approx \frac{b_{gy}}{\Omega \cos \varphi} + \delta s_{gy} \psi + \beta_{xy} \operatorname{tg} \varphi + \beta_{yz} \end{aligned} \quad (1.4.7)$$

В таблице 1.4.1 приведено распределение величин ошибок смещения нуля, масштабного коэффициента и неортогональности.

Таблица 1.4.1 – Величины ошибок

Параметр	Ошибка	Ошибка угла, рад	Порядок малости
b_a	0,1 м/с ²	10^{-2}	$O(10^{-2})$
δs_a	0,001	10^{-3}	$O(10^{-3})$
β_a	0,001 рад	10^{-3}	$O(10^{-3})$
b_g	0,0001 рад/с	$2 \cdot 10^{-2}$	$O(10^{-2})$
δs_g	0,001	10^{-3}	$O(10^{-3})$
β_g	0,001 рад	$2,4 \cdot 10^{-3}$	$O(10^{-3})$

С учетом таблицы 1.4.1 можно представить уравнения для суммарной ошибки в виде:

$$\begin{aligned} \delta \theta_{\text{сумм}} &\approx O(10^{-2}) + O(10^{-3}) + O(10^{-3}) \approx O(10^{-2} \text{ рад}) \\ \delta \psi_{\text{сумм}} &\approx O(10^{-2}) + O(10^{-3}) + O(10^{-3}) \approx O(10^{-2} \text{ рад}) \end{aligned} \quad (1.4.8)$$

Также стоит учитывать, что на полюсе курс неопределим $\delta \psi_{\text{сумм}} \rightarrow \infty$ из-за $\cos \varphi \rightarrow 0$. Вклад ошибок приведен на рисунке 1.4.3.

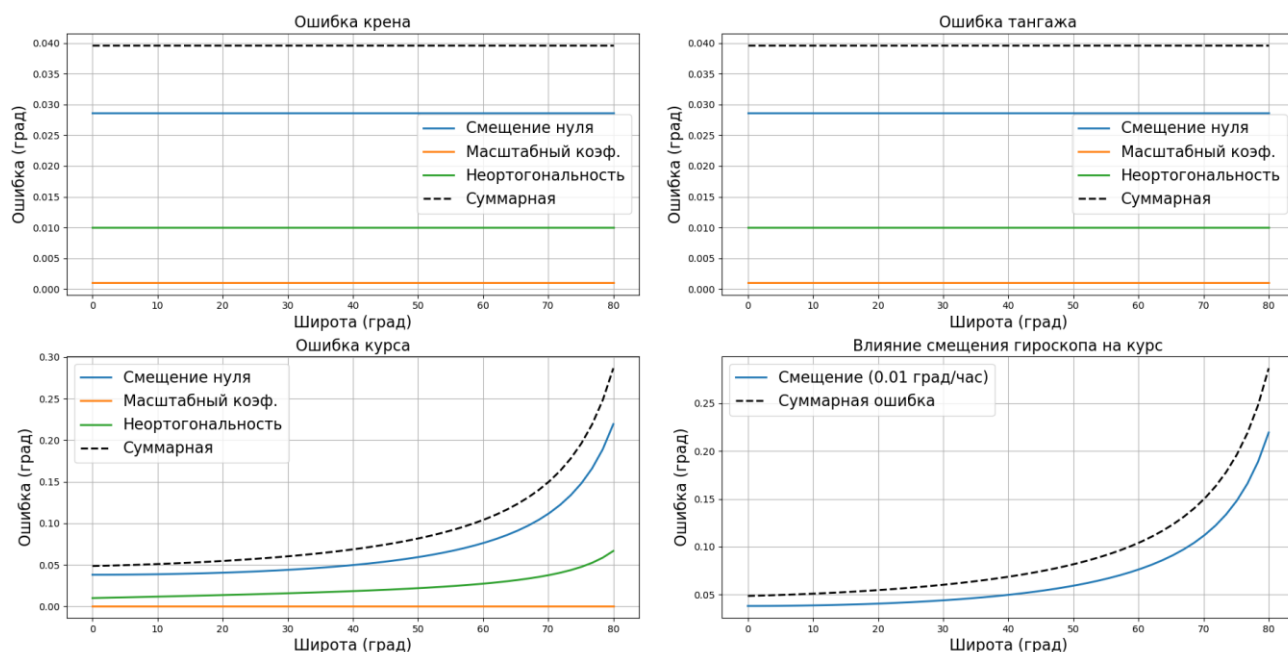


Рисунок 1.4.3 – Вклад инструментальных погрешностей датчиков в ошибку начальной выставки

Таким образом, главный вклад в ошибку вносят смещения нуля. Они составляют более ~70% вклада от всех ошибок, в то время как ошибки неортогональности ~25%, а ошибки МК ~2,5%. На высоких широтах (~80°), ошибки смещения нуля уже превышают 75% вклад, а ошибки неортогональности ~23%. Эти результаты справедливы для случаев, когда ИНС уже находится в установившемся режиме. В действительности потребителю может понадобиться проведение выставки сразу после включения питания без ожидания прогрева электроники и остальных узлов прибора. В этом случае первичная калибровка не позволит полностью скомпенсировать инструментальные ошибки, поскольку они будут значительно дрейфовать, преимущественно смещения нуля (рисунок 1.4.4). В момент выхода на режим значительные дрейфы будут приводить существенным ошибкам в определении углов ориентации платформы, а, следовательно, и к существенным ошибкам начальной выставки, например, по углу азимута (рисунок 1.4.5). После выхода на режим существенное влияние на ВОГ оказывают собственные шумы, а также эффект Шьюппа, приводящий к колебанию выходной характеристики в зависимости от температурных градиентов. Его компенсация

может осуществляться алгоритмически или при помощи специализированных схем намотки волокна [31].

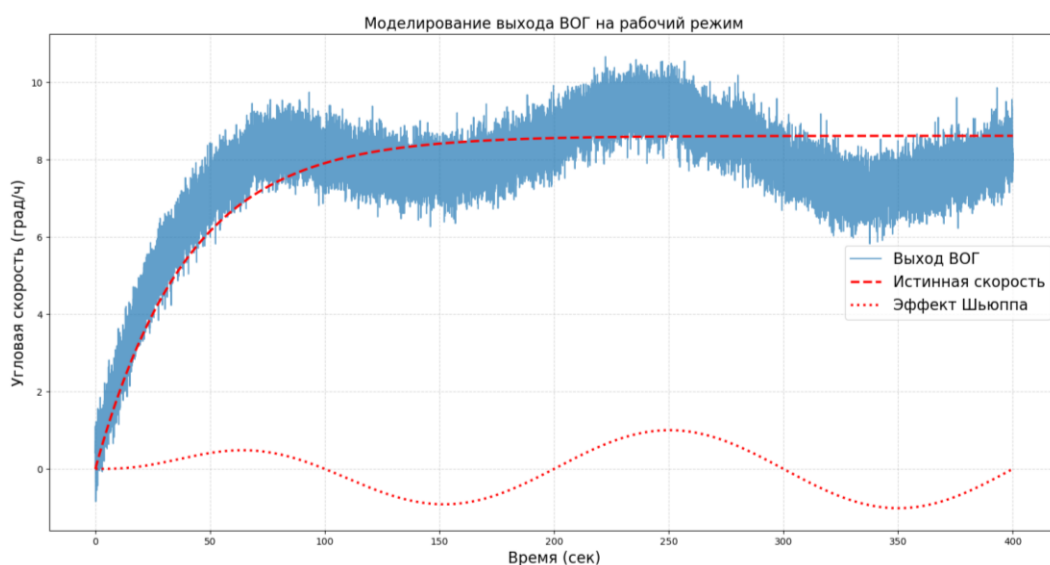


Рисунок 1.4.4 – Выход ВОГ на рабочий режим после подачи питания

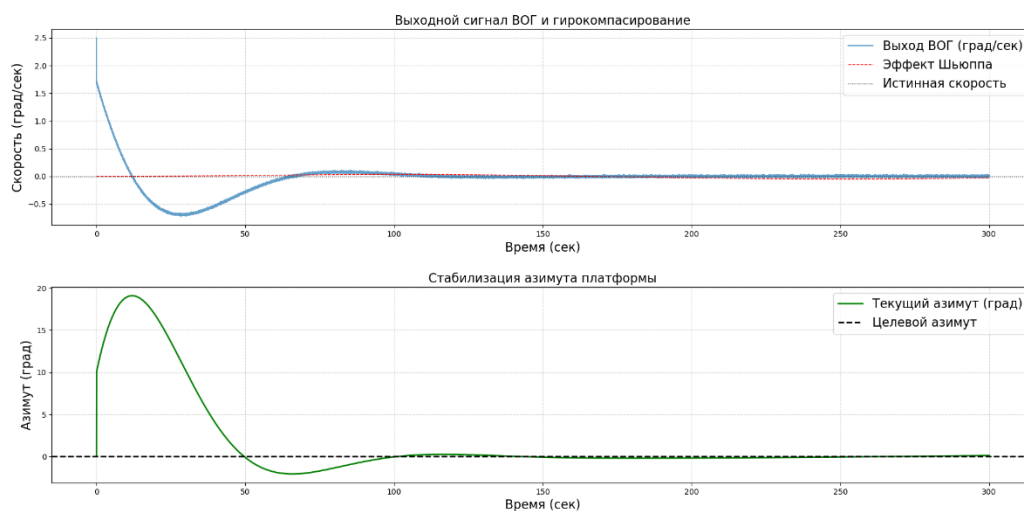


Рисунок 1.4.5 – Стабилизация угла азимута в процессе выхода ВОГ на рабочий режим

В такие моменты необходима докалибровка ошибок в промежуточных положениях для формирования более точного сигнала коррекции по азимуту. Сам характер может быть более затяжным, зависит от структуры и конфигурации датчиков. Для акселерометров справедлива та же логика, но они, как правило, стабильнее гироскопов.

Выводы по главе 1

В главе вводятся модели гравитационного поля и Земли, используемые при решении задачи начальной выставки ИНС, модели показаний инерциальных датчиков. Установлено, что наличие систематических погрешностей в модели измерений может быть учтено при проведении соответствующих мероприятий при проектировании облика прибора и при осуществлении калибровки датчиков как автономно, так и в составе прибора в целом. Их учет приводит к тому, что основными возмущающими факторами при выставке оказываются измерительные шумы, подавить которые возможно усреднением, либо при помощи цифровой фильтрации показаний датчиков.

Проведен аналитический обзор различных подходов к построению алгоритмов выставки. Широкий круг исследований направлен на комплексирование информации от различных измерительных систем с использованием алгоритмов оптимальной фильтрации, но имеются и исследования в области автономного облика алгоритма, основанные преимущественно на вариациях метода векторного согласования.

Рассмотрен существующий алгоритм выставки, требующий проведения интегрирования показаний датчиков и решения систем дифференциальных уравнений с целью определения направляющих косинусов для формирования сигнала разворота платформы. Проведено его численное моделирование. Для эффективного проведения выставки этим алгоритмом необходимо определение регулировочных коэффициентов контуров горизонтирования и гирокомпасирования.

Показана необходимость калибровки инструментальных погрешностей датчиков и их влияние на точность начальной выставки. Особое внимание стоит уделить случаям, когда необходимо проводить выставку оперативно после подачи питания на прибор, поскольку в этом случае будет проводиться дрейф инструментальных погрешностей, особенно смещений нуля.

Глава 2. Основы оптимизационного алгоритма начальной выставки

Как альтернатива к имеющимся алгоритмам выставки предлагается новый подход, основанный на рассмотрении начальной выставки как задачи поиска заданного экстремума на основе показаний инерциальных датчиков. В главе 2 рассматриваются основы построения такого «оптимизационного» алгоритма начальной выставки, подходящего для:

- одноосной платформы – задача выставки в плоскость горизонта (горизонтирование) по показаниям одного акселерометров, задача выставки в плоскость меридиана (гироскомпасирование) по показаниям одного гироскопа;
- двухосной платформы – задача горизонтирования по показаниям двух акселерометров, задача гироскомпасирования по показаниям двух гироскопов;
- трехосной платформы – совместная задача горизонтирования и гироскомпасирования;
- БИНС с вращающимся БЧЭ – задача калибровки и выставки прибора с вращающимся БЧЭ или БИНС на вращающемся основании.

2.1 Обобщенная схема выставки

Предлагаемая концепция алгоритма начальной выставки основывается на том факте, что на неподвижном основании проекции ускорения свободного падения g и угловой скорости вращения Земли Ω на ОЧ акселерометров и гироскопов, установленных на платформе в зависимости от углов ориентации платформы известны априорно. Они соответствуют уровням поверхностям на рисунке 2.1.1. Поверхность вектора g (слева) построена от углов поворота ОЧ на угол крена (вращения) γ и тангажа ν , а поверхность вектора Ω (справа) от углов поворота ОЧ на угол тангажа ν и курса (рысканья) ψ .

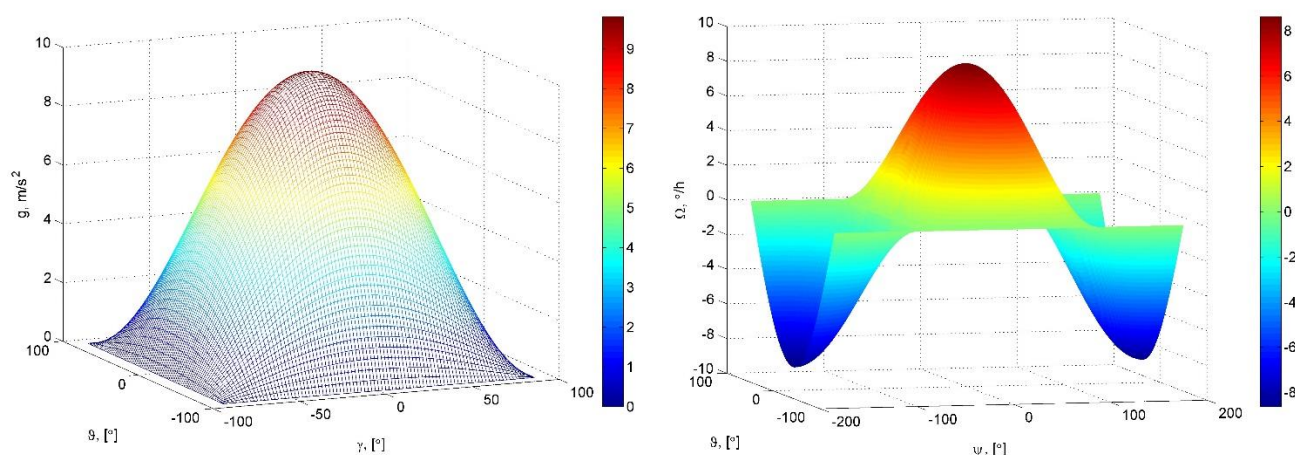


Рисунок 2.1.1 – Уровенные поверхности g (слева) и Ω (справа) в зависимости от углов ориентации платформы

ИНС рассматривается как система, включающая в себя следующие подсистемы:

- Инерциальный измерительный блок (ИИБ), установленный на вращающуюся платформу, в состав которого входят блок акселерометров (БА) и блок гироскопов (БГ). ИИБ отвечает за первичное измерение проекций вектора кажущегося ускорения и проекций вектора угловой скорости вращения Земли на соответствующие измерительные оси акселерометров и гироскопов из состава БА и БГ;

- ЦВМ, отвечающий первичную обработку и фильтрацию измерений ИИБ, реализацию алгоритмов работы ИНС в том числе и предлагаемого алгоритма начальной выставки;

- Механизм стабилизации платформы, включающий в себя датчики углов (ДУ) осей платформы и их усилители, двигатели стабилизации и редукторы осей платформы.

Обобщенная функциональная схема ИНС приведена на рисунке 2.1.2.

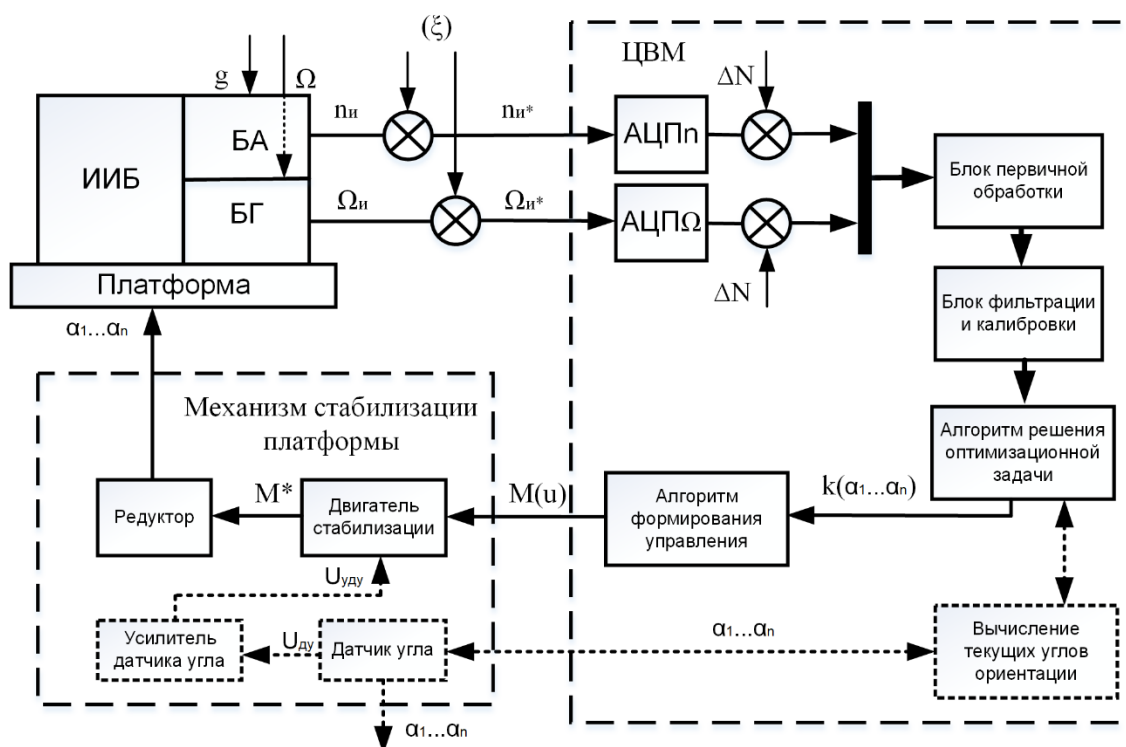


Рисунок 2.1.2 – Функциональная схема ИНС с ГСП

Проекции векторов g и Ω измеряются датчиками из состава ИИБ. Измеренные проекции вектора ускорения свободного падения n_n и вектора угловой скорости вращения Земли Ω_n вследствие воздействия возмущающих факторов ξ приводят к различию между действительными значениями проекций векторов и соответствуют n_n^{ξ} и Ω_n^{ξ} , которые оцифровываются в ЦВМ посредством соответствующих АЦП. Малые ошибки преобразования ΔN за счет дискретизации по времени и квантования по уровню приводят к дополнительным отклонениям измеренных величин.

В ходе первичной обработки осуществляется компенсация тепловых дрейфов ЧЭ, а также других инструментальных погрешностей в соответствии с паспортом прибора. После первичной обработки показания подвергаются фильтрации шумов и калибровке инструментальных ошибок ЧЭ. Поскольку измерения проводятся на неподвижном объекте, то фильтрация осуществляется при помощи фильтров нижних частот (ФНЧ) с целью подавления высокочастотных гармоник в показаниях ЧЭ.

В самом алгоритме решения оптимизационной задачи на основе текущих отфильтрованных средних оценок показаний датчиков, а также истории показаний в предыдущих промежуточных положениях платформы, рассчитываются и формируются шаги разворота платформы по соответствующим осям.

На основе шагов разворота платформы $k(\alpha_n)$ на выходе алгоритма решения оптимизационной задачи вырабатываются моменты для разворота платформы и определяются текущие углы ориентации платформы, дополнительно измеряемые ДУ (при их наличии). Величины сформированных M_u моментов поступают на двигатели стабилизации (ДС) соответствующих осей платформы, которые формируют силовое воздействие M^* для разворота платформы на соответствующие углы α_n . ДС посредством редуктора разворачивает платформу. Процесс повторяется итерационно до тех пор, пока показания инерциальных датчиков не достигнут таких значений, при которых трёхгранник платформы будет совмещен с базовым географическим трехгранником. Проекции этих показаний заранее известны исходя из широты Земли, на которой находится объект.

Итак, после установления платформы в новое положение для повышения точности работы алгоритма проводится калибровка (докалибровка) инструментальных погрешностей датчиков и далее оценка средних значений показаний в новом положении. На основе этой оценки проводится расчет шагов разворота платформы и цикл повторяется.

Алгоритм работает в полностью автономном режиме без использования дополнительных данных от других измерительных систем ПНК. Имеется возможность работы алгоритма и при отсутствии каскада «датчик угла – усилитель датчика угла». В таком случае на схеме также отсутствует блок вычисления текущих углов ориентации, что означает отсутствие информации в текущий момент времени об ориентации платформы и об окончании выставки можно судить только по окончании функционирования алгоритма, когда трёхгранник платформы будет совмещен с базовым трёхгранником. Как раз наличие каскада ДУ и определяет концептуальный подход при построении алгоритма: первый – с

расчетом углов ориентации платформы; второй – без расчета углов ориентации платформы.

Концептуальная математическая модель алгоритма начальной выставки в зависимости от подхода к построению выставки – классического подхода (КП) или модифицированного подхода (МП) имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \gamma_k = \gamma_{k-1} + h_{\gamma_k} \cdot \lambda_{\gamma_k} \cdot d_{\gamma_k} \\ \vartheta_k = \vartheta_{k-1} + h_{\vartheta_k} \cdot \lambda_{\vartheta_k} \cdot d_{\vartheta_k} ; \\ \psi_k = \psi_{k-1} + h_{\psi_k} \cdot \lambda_{\psi_k} \cdot d_{\psi_k} \end{array} \right. \quad (2.1.1)$$

$$\left[\begin{array}{l} \left\{ \begin{array}{l} d_{\alpha_k} = |-\nabla f_k(\gamma_k, \vartheta_k, \psi_k)| \rightarrow \text{КП} \\ \lambda_{\alpha_k} = |\alpha^* - \alpha_k|/d_{\alpha_k} \end{array} \right. \\ \left\{ \begin{array}{l} d_{\alpha_k} = |N_{\alpha_k}(\gamma_k, \vartheta_k, \psi_k) - N_{\alpha_{k-1}}(\gamma_k, \vartheta_k, \psi_k)| \rightarrow \text{МП} \\ \lambda_{\alpha_k} = |N_{\alpha_k}(\gamma_k, \vartheta_k, \psi_k)|/d_{\alpha_k} \end{array} \right. \end{array} \right.$$

где $\alpha_{k,k-1}$ ($\alpha = \gamma, \vartheta, \psi$) – углы разворота платформы на k -ом и $k-1$ такте выставки (положении); h_{α_k} – корректировки шага разворота платформы (одновременно служат в виде шага при пробном развороте платформы); d_{α_k} – антиградиенты; λ_{α_k} – шаги метода; $\nabla f_k^1 \dots \nabla f_k^n$ – градиенты показаний акселерометров и гироскопов по соответствующим осям; α^* – контрольные углы; $N = A; G$ – показания акселерометров и гироскопов по соответствующим осям.

Как видно, для расчёта антиградиентов d_{α_k} и шагов λ_{α_k} КП необходима модель измерений ЧЭ. Для случая трехосной платформы, математическая модель измерений (ММИ) будет иметь следующий вид без учета ошибок измерений:

$$\left\{ \begin{array}{l} A_x = g \sin \vartheta \\ A_y = -g \sin \gamma \cos \vartheta \\ A_z = g \cos \gamma \cos \vartheta \\ G_x = \Omega_r \cos(\psi) \cos(\vartheta) + \Omega_b \sin(\vartheta) \\ G_y = \Omega_r [\sin(\gamma) \sin(\vartheta) \cos(\psi) + \sin(\psi) \cos(\gamma)] - \Omega_b \sin(\gamma) \cos(\vartheta) \\ G_z = \Omega_r [\sin(\gamma) \sin(\psi) - \sin(\vartheta) \cos(\gamma) \cos(\psi)] + \Omega_b \cos(\gamma) \cos(\vartheta) \end{array} \right. \quad (2.1.2)$$

где $\Omega_r = \Omega \cos \varphi$, $\Omega_b = \Omega \sin \varphi$ – горизонтальная и вертикальная проекции угловой скорости вращения Земли на широте φ .

Промежуточные углы ориентации платформы определяются путем разрешения системы (2.1.2) относительно ϑ, γ, ψ :

$$\left\{ \begin{array}{l} \vartheta = \arcsin\left(\frac{A_x}{g}\right) \\ \gamma = \arcsin\left(-\frac{A_y}{g \cos \vartheta}\right) \\ \psi = \arccos\left(\frac{G_x - \Omega_B \sin(\vartheta)}{\Omega_r \cos(\vartheta)}\right); \psi = \arcsin\left(\frac{G_y}{\Omega_r}\right) \end{array} \right. \quad (2.1.3)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \vartheta = \arcsin(2(q_0 q_2 - q_1 q_3)) \\ \gamma = \arctg(2(q_0 q_1 + q_2 q_3), q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \\ \psi = \arctg(2(q_0 q_3 + q_1 q_2), q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2) \end{array} \right.$$

Антиградиенты для КП определяются из Якобианов от (2.1.2):

$$I_A = \nabla f_A = \begin{pmatrix} I_{A11} & I_{A12} & I_{A13} \\ I_{A21} & I_{A22} & I_{A23} \\ I_{A31} & I_{A32} & I_{A33} \end{pmatrix}; I_G = \nabla f_G = \begin{pmatrix} I_{G11} & I_{G12} & I_{G13} \\ I_{G21} & I_{G22} & I_{G23} \\ I_{G31} & I_{G32} & I_{G33} \end{pmatrix};$$

$$\begin{aligned} I_{A11} &= g \cdot \cos(\vartheta); I_{A12} = I_{A13} = I_{A23} = I_{A33} = 0; \\ I_{A21} &= g \cdot \sin(\gamma) \sin(\vartheta); I_{A22} = -g \cdot \cos(\gamma) \cos(\vartheta); \\ I_{A31} &= -g \cdot \cos(\gamma) \sin(\vartheta); I_{A32} = -g \cdot \sin(\gamma) \cos(\vartheta); \\ I_{G11} &= -\Omega_r \sin(\vartheta) \cos(\psi) + \Omega_B \cos(\vartheta); I_{G12} = 0; \\ I_{G21} &= \Omega_r \sin(\gamma) \cos(\vartheta) \cos(\psi) + \Omega_B \sin(\gamma) \sin(\vartheta); \\ I_{G31} &= -\Omega_r \cos(\gamma) \cos(\vartheta) \cos(\psi) - \Omega_B \cos(\gamma) \sin(\vartheta); \\ I_{G22} &= \Omega_r (-\sin(\gamma) \sin(\psi) + \sin(\vartheta) \cos(\gamma) \cos(\psi)) - \\ &\quad -\Omega_B \cos(\gamma) \cos(\vartheta); \\ I_{G32} &= \Omega_r (\sin(\gamma) \sin(\vartheta) \cos(\psi) + \sin(\psi) \cos(\gamma)) - \\ &\quad -\Omega_B \sin(\gamma) \cos(\vartheta); I_{G13} = -\Omega_r \sin(\psi) \cos(\vartheta); \\ I_{G23} &= \Omega_r (-\sin(\gamma) \sin(\vartheta) \sin(\psi) + \cos(\gamma) \cos(\psi)); \\ I_{G33} &= \Omega_r (\sin(\gamma) \cos(\psi) + \cos(\gamma) \sin(\vartheta) \sin(\psi)). \end{aligned} \quad (2.1.4)$$

Определение углов α^* и шагов λ осуществляется через необходимое условие экстремума:

$$\begin{aligned} \Phi'(\lambda) &= 0 \\ \downarrow \\ g \cdot \cos(\vartheta_k + h_{\vartheta_k} \lambda_{\vartheta_k} d_{\vartheta_k}) &= 0; -\Omega_r \sin(\psi_k + h_{\psi_k} \lambda_{\psi_k} d_{\psi_k}) = 0 \end{aligned} \quad (2.1.5)$$

В (2.1.5) левое уравнение необходимо для определения углов при горизонтировании ($\vartheta \rightarrow 0$), а правое при гирокомпасировании ($\psi \rightarrow 0$). Далее разрешим уравнения (2.1.5):

$$\vartheta_k + h_{\vartheta_k} \lambda_{\vartheta_k} d_{\vartheta_k} = \pm(2n+1)\frac{\pi}{2}; \quad \psi_k + h_{\psi_k} \lambda_{\psi_k} d_{\psi_k} = \pm n\pi \quad (2.1.6)$$

Принимая в расчет недопустимость опрокидывания платформы (то есть углы отклонения от плоскости горизонта не могут превышать 90°), а также полагая $h_{\vartheta_k} = h_{\psi_k} = 1$ получим выражения из (2.1.1) для КП. Углы α^* для горизонтирования составляют 90° , а для гирокомпасирования могут принимать значения 0° , 180° и 360° . Для МП необходимы только показания ЧЭ в каждом положении.

Блок-схема решения алгоритма оптимизационной задачи из функциональной схемы на рисунке 2.1.2 приведена на рисунке 2.1.3.

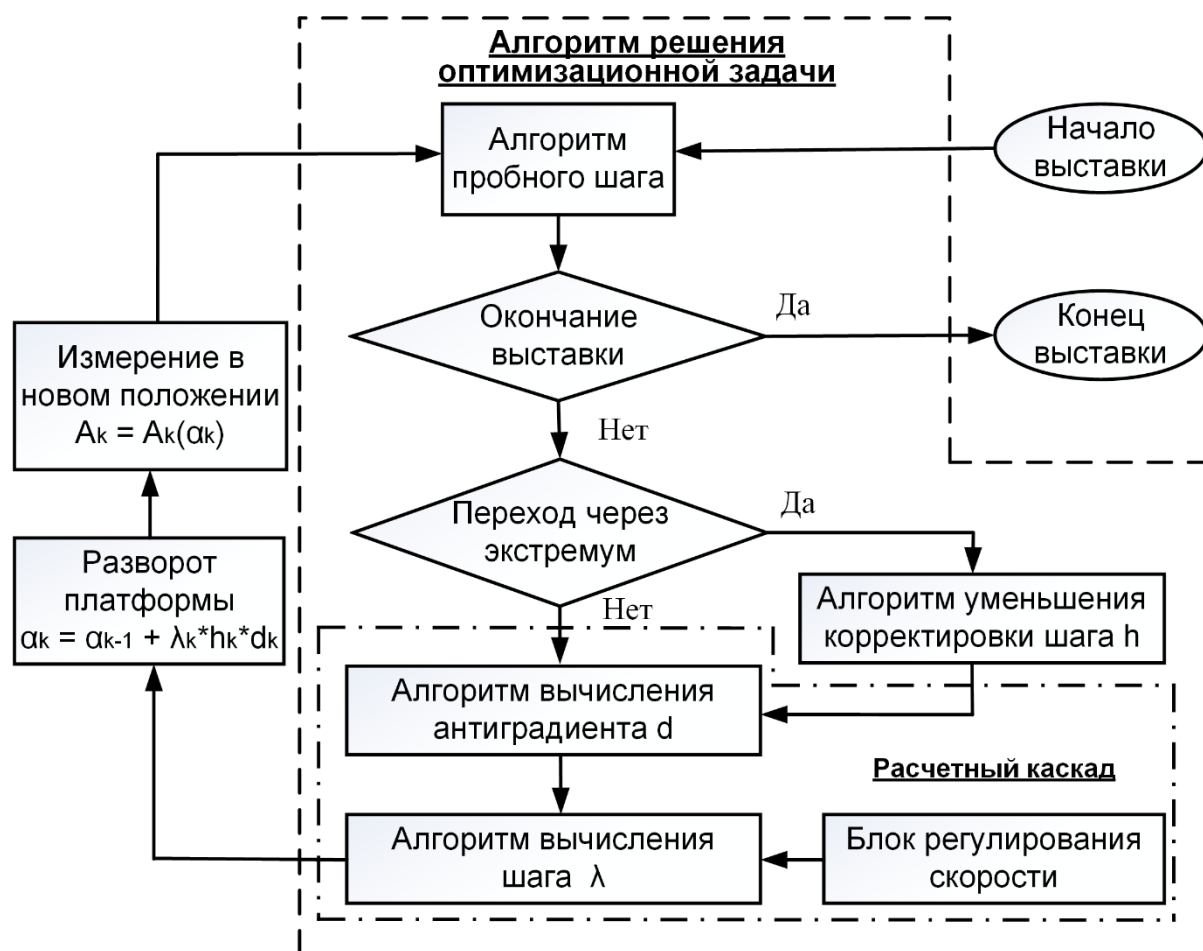


Рисунок 2.1.3 – Обобщенная блок-схема выставки

Алгоритм оптимизационной задачи включает в себя несколько вспомогательных алгоритмов (субалгоритмов):

- алгоритм пробного шага (АПШ);
- алгоритм уменьшения корректировки шага (АУКШ) h_{α_k} ;
- алгоритм вычисления антиградиента (АВА) d_{α_k} ;
- алгоритм вычисления шага (АВШ) λ_{α_k} .

АПШ расположен до общего итерационного процесса и необходим для определения начального направления поиска. В ходе АПШ проводится расчет градиента показаний ЧЭ, а также устанавливается знак h_{α_k} в первой итерации уравнения (2.1.1):

$$\left\{ \begin{array}{l} \left\{ \begin{array}{l} h_{\alpha_{k+1}} = h_{\alpha_k}, \text{ если } N_{\alpha_{k+1}}(\alpha_{k+1}^1 \dots \alpha_{k+1}^n) < N_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) \\ h_{\alpha_{k+1}} = -h_{\alpha_k}, \text{ если } N_{\alpha_{k+1}}(\alpha_{k+1}^1 \dots \alpha_{k+1}^n) \geq N_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) \end{array} \right. \\ \text{если } N_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) \geq 0 \\ \left\{ \begin{array}{l} h_{\alpha_{k+1}} = h_{\alpha_k}, \text{ если } N_{\alpha_{k+1}}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) > N_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) \\ h_{\alpha_{k+1}} = -h_{\alpha_k}, \text{ если } N_{\alpha_{k+1}}(\alpha_{k+1}^1 \dots \alpha_{k+1}^n) \leq N_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) \end{array} \right. \\ \text{если } N_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) < 0 \end{array} \right. \quad (2.1.7)$$

Верхний индекс при углах показывает зависимость от других n углов разворота ГСП. Величина h_{α_0} известна и устанавливается на этапе инициализации начальных данных. h_{α_k} определяется на стадии изготовления прибора в ходе моделирования и последующей экспериментальной отладки алгоритма начальной выставки. Начальный шаг должен подбираться таким образом, чтобы можно было однозначно установить направления разворота платформы на фоне измерительных шумов ЧЭ. В начальном положении и после пробного разворота проводится набор измерений для калибровки (докалибровки) инструментальных погрешностей гироскопов и акселерометров.

После определения начального направления разворота платформы в АПШ проводится контроль вхождения показаний ЧЭ в заранее установленный точностной диапазон:

$$\left\{ \begin{array}{l} A_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) \geq -accur_a \\ A_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) \leq accur_a \\ accur_a = g \cdot \sin(\Delta\alpha_k^1 \dots \Delta\alpha_k^n) \end{array} \right\} ; \left\{ \begin{array}{l} G_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) \geq -accur_g \\ G_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n) \leq accur_g \\ accur_g = \Omega \cdot \cos(\varphi) \cdot \sin(\Delta\alpha_k^1 \dots \Delta\alpha_k^n) \end{array} \right. \quad (2.1.8)$$

где $accur_a$ и $accur_g$ критерии окончания выставки по горизонтированию и гирокомпасированию. Если требуемая точность горизонтирования составляет 0.05° , а гирокомпасирования 0.1° , то $accur_a = 9.8156 \cdot \sin(0.05) = 8,57 \cdot 10^{-3}$ м/с², а $accur_g = 15.041 \cdot \cos(55.75) \cdot \sin(0.1) = 0.0148$ °/ч. Таким образом, необходимо проводить оценку средней величины измерений в рамках каждой ориентации с точностями как минимум в 2 раза выше рассчитанных.

Далее осуществляется проверка перехода соответствующей ОЧ через экстремум в рамках АУКШ. В случае перехода проводится уменьшение в h_{α_k} и изменяется направление поиска:

$$\left\{ \begin{array}{l} h_{\alpha_{k+1}} = -h_{\alpha_k}/l, \\ \text{если } sign(N_{\alpha_{k+1}}(\alpha_{k+1}^1 \dots \alpha_{k+1}^n)) \neq sign(N_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n)) \\ h_{\alpha_{k+1}} = h_{\alpha_k}, \\ \text{если } sign(N_{\alpha_{k+1}}(\alpha_{k+1}^1 \dots \alpha_{k+1}^n)) = sign(N_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n)) \end{array} \right. \quad (2.1.9)$$

где l – коэффициент масштаба шага h_{α_k} . Слишком большой или слишком малый коэффициент приведут к долгой сходимости алгоритма.

По окончании проверок завершения выставки и перехода через экстремум проводится расчет антиградиентов d_{α_k} в АВА и шагов λ_{α_k} в АВШ. Причем возможны два подхода в соответствии с (2.1.1).

Для повышения скорости сходимости алгоритма, а, следовательно, и скорости выставки проводится дополнительное масштабирование λ_{α_k} в блоке регулировки скорости (БРС). БРС реализует следующие соотношения для КП (2.1.10а) и МП (2.1.10б):

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_{\alpha_k} = \frac{|\alpha^* - \alpha_k|}{d_{\alpha_k}}, \text{ если } |\alpha_k| > ov_angle \\ \lambda_{\alpha_k} = \frac{|\alpha^* - \alpha_k|}{d_{\alpha_k}} \cdot ov, \text{ если } |\alpha_k| \leq ov_angle \end{array} \right. \quad (2.1.10a)$$

$$\begin{cases} \lambda_{\alpha_k} = \frac{|N_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n)|}{d_{\alpha_k}}, \text{ если } |\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n| > ov_angle \\ \lambda_{\alpha_k} = \frac{|N_{\alpha_k}(\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n)|}{d_{\alpha_k}} \cdot ov, \text{ если } |\alpha_k^1 \dots \alpha_k^n| \leq ov_angle \end{cases} \quad (2.1.106)$$

где ov_angle – контрольный угол, с которого начинается дополнительное масштабирование шага λ_{α_k} ; ov – дополнительный коэффициент масштаба.

Параметры в БРС определяются также как h_{α_k} на этапе изготовления прибора и отладки алгоритма выставки. В случае наличия верифицированной математической модели прибора с алгоритмом начальной выставки возможно определение всех регулировочных коэффициентов аналитическим методом. Полученные коэффициенты заносятся в энергонезависимую память прибора и вызываются в программном обеспечении прибора во время инициализации начальной выставки.

Как видно структура блок-схемы на рисунке 2.1.3 и уравнения 2.1.1 соответствует построению уравнений оптимизации на базе градиентных методов:

$$\begin{cases} x^{k+1} = x^k + \lambda_k \cdot d_k \\ d_k = -\nabla f(x^k) \\ \lambda_k = \Phi(x^k, d_k) \end{cases} \quad (2.1.11)$$

где x^k, x^{k+1} – последовательность точек (аргументов) некоторой целевой функции $f(x^k), f(x^{k+1})$; d_k – направление перемещения; λ_k – параметр, характеризующий длину шага.

Выбор градиентных методов в качестве основы построения оптимизационного алгоритма выставки заключается в следующих причинах:

- Необходимость принятия решения о выборе направления поиска в каждой промежуточной ориентации платформы без потребности проведения дополнительных замеров в других положениях, то есть без выполнения промежуточных разворотов платформы. Это означает, что после поворота платформы в новое положение необходимо рассчитать новый шаг поворота платформы и определить направление поворота на основе информации с показаний ЧЭ в текущей ориентации и предыдущих промежуточных;

- Широкая распространенность градиентных методов для решения оптимизационных задач [119, 120];
- Высокая скорость сходимости к глобальному минимуму или хорошему локальному при корректной настройке [119, 120, 121];
- Масштабируемость и гибкость как для одномерных, так и для многомерных задач [119, 120, 121, 122], для нахождения компромисса между скоростью и точностью;
- Возможность реализации в ЦВМ более простых математических соотношений [123];
- Возможность задела для применения подхода на базе алгоритмов машинного обучения [124, 125].

Однако у градиентных методов имеется и ряд недостатков:

- Необходимость подбора регулировочных коэффициентов при инициализации алгоритма. Поскольку слишком большие коэффициенты могут привести к колебаниям или неустойчивой работе алгоритма, а слишком малые к медленной сходимости или застреванию в локальных минимумах [107, 108, 119, 120]. Эта проблема решается на этапе изготовления прибора и отладки алгоритма выставки путем подбора оптимального набора регулировочных коэффициентов моделированием вариантов на верифицированной математической модели прибора;
- Трудоемкость в многомерных случаях. Эта проблема проявляется при использовании многомерных моделей. Учитывая, что наиболее распространенная компоновка ИНС состоит из 3 акселерометров и 3 гироскопов, а для управления каналами выставки необходимо 4 датчика (2 оставшихся служат для мониторинга опрокидывания платформы), то размерность модели не будет превышать 4, что в сравнении многими другими прикладными задачами незначительно.

Широкий арсенал методов оптимизации позволяет использовать предлагаемый подход не только с методом наискорейшего спуска (МНС), но и с различными другими методами оптимизации схожего типа: Флетчера-Ривса;

Полака-Рибьера; классический и модифицированный методы Ньютона; сопряженных градиентов для квадратичных функций; Дэвидона-Флетчера-Пауэлла и др.

В связи с тем, что при горизонтировании необходимо, чтобы углы крена γ и тангажа ψ были равны 0° , то необходимый экстремум по каналу горизонтирования находится в точке с наибольшей крутизной, то есть при $g = 0$ м/с². Экстремум по каналу гирокомпасирования находится при $\Omega_r = 8.4648$ град/ч при наличии только одного гироскопа, расположенного в плоскости горизонта, однако такой прямой подход приведет к излишне затянутому процессу, поскольку выпуклость кривой при приближении к экстремуму увеличивается, что приводит к необходимости измерения показаний с большей точностью до 4-5 знаков после запятой. Для повышения быстродействия гирокомпасирования предлагается проводить оценку либо градиента от модели показаний гироскопа $\Omega_r^1 \sin \psi$, либо при наличии второго азимутального гироскопа, повернутого на 90° в азимутальной плоскости, осуществлять выставку по нему ($\Omega_r^1 = 8.4648$ град/ч и $\Omega_r^2 = 0$ град/ч). Это означает, что можно осуществлять азимутальную выставку по второму гироскопу по принципу, аналогичному для канала горизонтирования, то есть в поиске точки с наибольшей крутизной.

Изменение Ω_r при вращении по азимуту приведено на рисунке 2.1.4. Точками обозначены узлы, соответствующие направлению ОЧ гироскопа на Север (0°), Восток (90°), Юг (180°), Запад (270°).

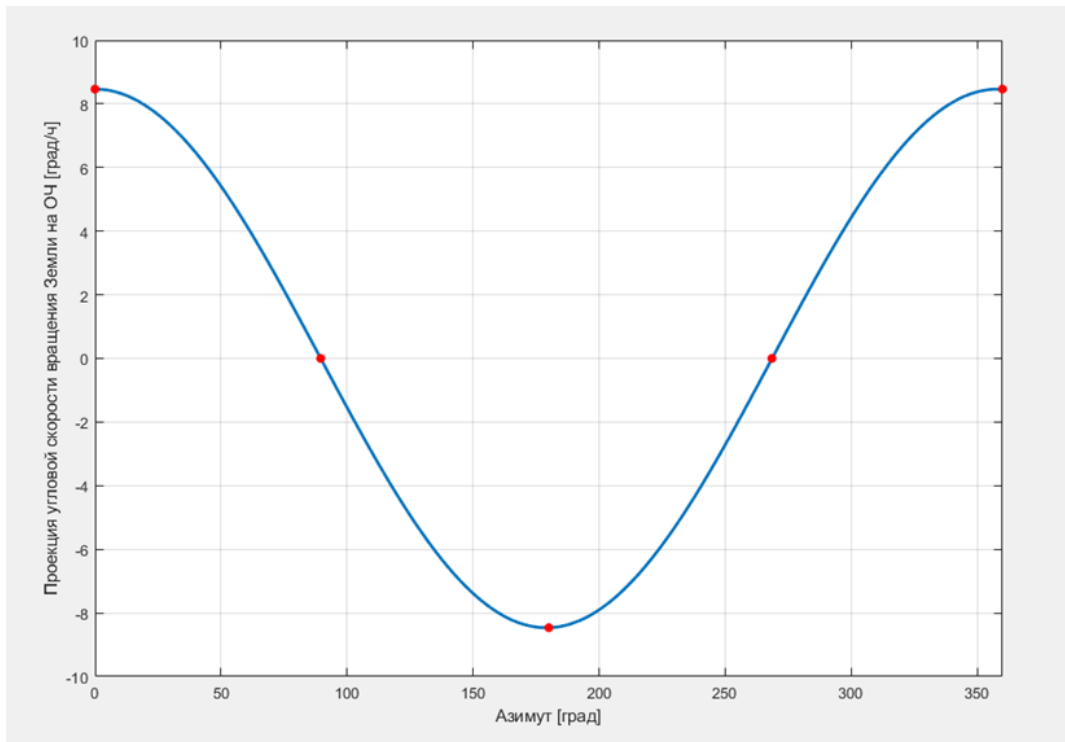


Рисунок 2.1.4 – Зависимость Ω_v от угла азимута

На рисунке 2.1.5 приводятся схемы с возможными ориентациями двух ортогональных горизонтальных гироскопов в азимутальной плоскости. В таблице 2.1.1 представлены возможные стратегии по гироскопированию.

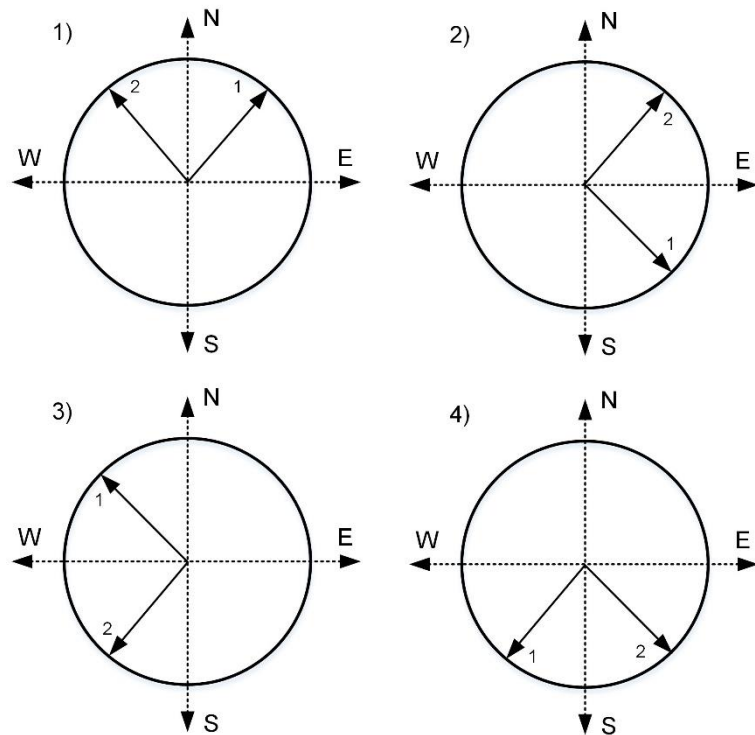


Рисунок 2.1.5 – Схемы зависимости Ω_v от угла азимута

Таблица 2.1.1 – Стратегии управления разворотом платформы при гироскопировании

Схема	Конечные показания гироскопов	Направление разворота	Конечные углы
1,4	$G1 > 0, G2 \approx 0$	$G1 \rightarrow N, G2 \rightarrow W$	$\alpha(G1) \approx 0, \alpha(G2) \approx 90$
1,2	$G1 \approx 0, G2 > 0$	$G1 \rightarrow N, G2 \rightarrow E$	$\alpha(G1) \approx 180, \alpha(G2) \approx 90$
2,3	$G1 < 0, G2 \approx 0$	$G1 \rightarrow S, G2 \rightarrow E$	$\alpha(G1) \approx 90, \alpha(G2) \approx 0$
3,4	$G1 \approx 0, G2 < 0$	$G1 \rightarrow S, G2 \rightarrow W$	$\alpha(G1) \approx 90, \alpha(G2) \approx 180$

Согласно приведенным на рисунке 2.1.5 схемам и стратегиям из таблицы 2.1.1 азимутальная выставка успешно заканчивается, если оси гироскопов 1 и 2 направлены по сторонам света N (север), S(юг), W (запад) и E (восток). При этом возможны случаи выставки не на север, а на юг. Если в ходе работы алгоритма по схемам 1,4 и 2,3 осуществилась выставка $G1$ в 180° , то для окончательной выставки необходимо совершить разворот вокруг азимутальной плоскости на 180° . По схемам 1,2 и 3,4 поворот нужно совершить на 90° , но в случае 1,2 разворот должен быть в сторону увеличения $G1$ и уменьшения $G2$, а в 3,4 в сторону увеличения $G1$ и увеличения $G2$.

В таблице 2.1.2 приводятся все возможные сочетания знаков проекций показаний акселерометров и гироскопов при условии ограничений углов крена γ и тангажа ψ в диапазоне от -90° до 90° . Такое условие ставиться для предотвращения опрокидывания платформы.

Таблица 2.1.2 – Сочетания знаков проекций показаний акселерометров и гироскопов на каждом такте измерений

№ сочетания	A1	A2	A3	G1	G2	G3
1	> 0	> 0	> 0	> 0	> 0	> 0
2	> 0	> 0	> 0	> 0	< 0	> 0
3	> 0	> 0	> 0	< 0	> 0	> 0
4	> 0	> 0	> 0	< 0	< 0	> 0
5	> 0	< 0	> 0	> 0	> 0	> 0
6	> 0	< 0	> 0	> 0	< 0	> 0
7	> 0	< 0	> 0	< 0	> 0	> 0
8	> 0	< 0	> 0	< 0	< 0	> 0
9	< 0	> 0	> 0	> 0	> 0	> 0
10	< 0	> 0	> 0	> 0	< 0	> 0
11	< 0	> 0	> 0	< 0	> 0	> 0
12	< 0	> 0	> 0	< 0	< 0	> 0
13	< 0	< 0	> 0	> 0	> 0	> 0
14	< 0	< 0	> 0	> 0	< 0	> 0
15	< 0	< 0	> 0	< 0	> 0	> 0
16	< 0	< 0	> 0	< 0	< 0	> 0

Анализ таблицы 2.1.2 показывает, что максимальный порядок модели имеет размерность 4, поскольку вертикальные акселерометр A3 и гироскоп G3 не изменяют знак своей проекции, а значит необходимы только для контроля предотвращения опрокидывания платформы.

В ходе работы алгоритма возможны случаи, когда уровень шума превышает допустимый или не до конца скомпенсированы все систематические погрешности. В таком случае велика вероятность выставиться в локальный минимум, то есть словить эффект «оврага». В таком случае алгоритм может не достигнуть условия остановки и продолжаться бесконечно. Для предотвращения этого вводится лимит на количество итераций выставки или допустимого верхнего предела на время выставки:

$$\begin{cases} \alpha_{fin}^1 = \alpha_k^1, \text{ если } k \geq k_{up} \\ \alpha_{fin}^2 = \alpha_k^2, \text{ если } k \geq k_{up} \\ \dots \\ \alpha_{fin}^n = \alpha_k^n, \text{ если } k \geq k_{up} \end{cases} \quad (2.1.12)$$

$$k_{up} = t_{up}/\tau$$

где k_{up} – допустимый верхний предел на количество итераций выставки; t_{up} – допустимый верхний предел на время выставки; τ – интервал оценки средних значений измерений в каждой промежуточной ориентации.

К применению (2.1.12) следует прибегать лишь в случаях заикливания алгоритма.

2.2 Выставка платформы

При выставке трехосной платформы необходимо совместить СК $Ox_1y_1z_1$ платформы и СК $Oxyz$ географического базиса, отклоненные на углы γ и ϑ в плоскости горизонта и на угол ψ в азимутальной плоскости (рисунок 2.2.1).

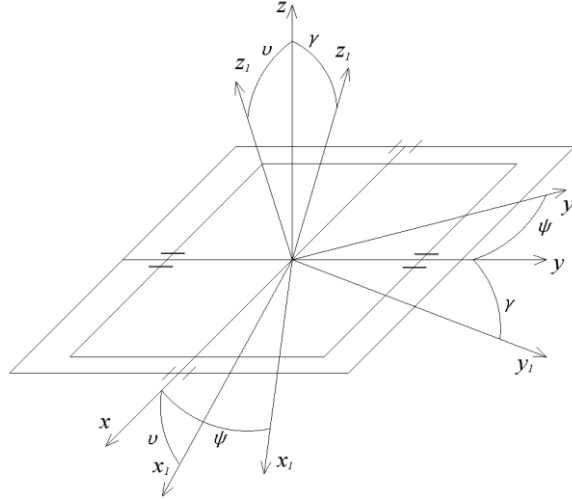


Рисунок 2.2.1– Выставка трехосной платформы

Модель трехосной платформы для КП (2.2.1а), МП (2.2.1б), а также АУКШ (2.2.1в) и АПШ (2.2.1г) имеют вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \left\{ \begin{array}{l} \gamma_{k+1} = \gamma_k + h_{\gamma_k} \cdot \lambda_{\gamma_k} \cdot d_{\gamma_k} \\ \vartheta_{k+1} = \vartheta_k + h_{\vartheta_k} \cdot \lambda_{\vartheta_k} \cdot d_{\vartheta_k} \\ \psi_{k+1} = \psi_k + h_k \cdot \lambda_{G_{y_k}} \cdot d_{G_{y_k}} \end{array} \right. \\ \left\{ \begin{array}{l} d_{\gamma_k} = -\nabla f(\vartheta_k, \gamma_k) = -\partial f_k / \partial \gamma_k \\ d_{\vartheta_k} = -\nabla f(\vartheta_k, \gamma_k) = -\partial f_k / \partial \vartheta_k \\ d_{G_{y_k}} = -\nabla f(G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k)) = -\partial f_k / \partial \psi_k \end{array} \right. \\ \left\{ \begin{array}{l} \lambda_{\gamma_k} = |\gamma^* - \gamma_k| / d_{\gamma_k} \\ \lambda_{\vartheta_k} = |\vartheta^* - \vartheta_k| / d_{\vartheta_k} \\ \lambda_{G_{y_k}} = |\psi^* - \psi_k| / d_{G_{y_k}} \end{array} \right. \end{array} \right. \quad (2.2.1a)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \begin{cases} \gamma_{k+1} = \gamma_k + h_{\gamma_k} \cdot \lambda_{\gamma_k} \cdot d_{\gamma_k} \\ \vartheta_{k+1} = \vartheta_k + h_{\vartheta_k} \cdot \lambda_{\vartheta_k} \cdot d_{\vartheta_k} \\ \psi_{k+1} = \psi_k + h_k \cdot \lambda_{G_{y_k}} \cdot d_{G_{y_k}} \end{cases} \\ \begin{cases} d_{\gamma_k} = |A_{\gamma_k}(\vartheta_k, \gamma_k) - A_{\gamma_{k-1}}(\vartheta_{k-1}, \gamma_{k-1})| \\ d_{\vartheta_k} = |A_{\vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k) - A_{\vartheta_{k-1}}(\vartheta_{k-1}, \gamma_{k-1})| \\ d_{G_{y_k}} = |G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k) - G_{y_{k-1}}(\vartheta_{k-1}, \gamma_{k-1}, \psi_{k-1})| \end{cases} \\ \begin{cases} \lambda_{\gamma_k} = |A_{\gamma_k}(\vartheta_k, \gamma_k)|/d_{\gamma_k} \\ \lambda_{\vartheta_k} = |A_{\vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k)|/d_{\vartheta_k} \\ \lambda_{G_{y_k}} = |G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k)|/d_{G_{y_k}} \end{cases} \end{array} \right. \quad (2.2.16)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} h_{\gamma_{k+1}, \vartheta_{k+1}} = -h_{\gamma_k, \vartheta_k}/l, \\ \text{если } \text{sign}(A_{\gamma_k, \vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k)) \neq \text{sign}(A_{\gamma_{k-1}, \vartheta_{k-1}}(\vartheta_{k-1}, \gamma_{k-1})) \\ h_{\gamma_{k+1}, \vartheta_{k+1}} = h_{\gamma_k, \vartheta_k}, \\ \text{если } \text{sign}(A_{\gamma_k, \vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k)) = \text{sign}(A_{\gamma_{k-1}, \vartheta_{k-1}}(\vartheta_{k-1}, \gamma_{k-1})) \end{array} \right. \quad (2.2.1B)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} h_{\psi_{k+1}} = -h_{\psi_k}/l, \\ \text{если } \text{sign}(G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k)) \neq \text{sign}(G_{y_{k-1}}(\vartheta_{k-1}, \gamma_{k-1}, \psi_{k-1})) \\ h_{\psi_{k+1}} = h_{\psi_k}, \\ \text{если } \text{sign}(G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k)) = \text{sign}(G_{y_{k-1}}(\vartheta_{k-1}, \gamma_{k-1}, \psi_{k-1})) \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} h_{\gamma_{k+1}, \vartheta_{k+1}} = h_{\gamma_k, \vartheta_k}, \text{ если } A_{\gamma_{k+1}, \vartheta_{k+1}}(\vartheta_{k+1}, \gamma_{k+1}) < A_{\gamma_k, \vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k) \\ h_{\gamma_{k+1}, \vartheta_{k+1}} = -h_{\gamma_k, \vartheta_k}, \text{ если } A_{\gamma_{k+1}, \vartheta_{k+1}}(\vartheta_{k+1}, \gamma_{k+1}) \geq A_{\gamma_k, \vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k), \\ \text{если } A_{\gamma_k, \vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k) \geq 0 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} h_{\gamma_{k+1}, \vartheta_{k+1}} = h_{\gamma_k, \vartheta_k}, \text{ если } A_{\gamma_{k+1}, \vartheta_{k+1}}(\vartheta_{k+1}, \gamma_{k+1}) > A_{\gamma_k, \vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k) \\ h_{\gamma_{k+1}, \vartheta_{k+1}} = -h_{\gamma_k, \vartheta_k}, \text{ если } A_{\gamma_{k+1}, \vartheta_{k+1}}(\vartheta_{k+1}, \gamma_{k+1}) \leq A_{\gamma_k, \vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k), \\ \text{если } A_{\gamma_k, \vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k) < 0 \end{array} \right.$$

(2.2.1Г)

$$\left\{ \begin{array}{l} h_{\psi_{k+1}} = h_{\psi_k}, \text{ если } G_{y_{k+1}}(\vartheta_{k+1}, \gamma_{k+1}, \psi_{k+1}) < G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k) \\ h_{\psi_{k+1}} = -h_{\psi_k}, \text{ если } G_{y_{k+1}}(\vartheta_{k+1}, \gamma_{k+1}, \psi_{k+1}) > G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k), \\ \text{если } G_{x_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k) >/< 0 \text{ и } G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k) > 0 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} h_{\psi_{k+1}} = h_{\psi_k}, \text{ если } G_{y_{k+1}}(\vartheta_{k+1}, \gamma_{k+1}, \psi_{k+1}) > G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k) \\ h_{\psi_{k+1}} = -h_{\psi_k}, \text{ если } G_{y_{k+1}}(\vartheta_{k+1}, \gamma_{k+1}, \psi_{k+1}) < G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k), \\ \text{если } G_{x_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k) </> 0 \text{ и } G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k) < 0 \end{array} \right.$$

$$\begin{cases} A_{\gamma_k, \vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k) \geq -accur_a \\ A_{\gamma_k, \vartheta_k}(\vartheta_k, \gamma_k) \leq accur_a \\ accur_a = g \cdot \sin(\Delta\vartheta_k, \Delta\gamma_k) \end{cases} ; \begin{cases} G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k) \geq -accur_g \\ G_{y_k}(\vartheta_k, \gamma_k, \psi_k) \leq accur_g \\ accur_g = \Omega_r \cdot \sin(\Delta\psi) \end{cases} \quad (2.2.1д)$$

Анализ уравнений показывает, что в модели показаний гироскопов имеются функции углов γ и ϑ , что не позволит провести гироскомпасирование при значительных отклонениях платформы в плоскости горизонта. В связи с этим в алгоритме выставки трехосной платформы вводится задержка на определенное число итераций выставки, как правило не превышающей 5-6. До этого момента работают горизонтальные каналы, а по прохождению 5-6 итераций включается контур гироскомпасирования, и платформа начинает вращение по всем трем углам одновременно проводя горизонтирование и гироскомпасирование. В случае малого отклонения платформы от плоскости горизонта, что видно по показаниям акселерометров, задержка может не вводиться. В таком случае каналы горизонтирования и гироскомпасирования начинают работать параллельно.

Углы γ_k , ϑ_k и ψ_k в КП вычисляются на каждом шаге исходя из модели измерений Δf , то есть:

$$\begin{aligned} \gamma_k &= \arcsin(-A_{y_k}/g \cdot \cos(\vartheta_k)); \vartheta_k = \arcsin(A_{x_k}/g) \\ \psi_k &= \arccos\left(G_{x_k} - \frac{\Omega_b \sin(\vartheta_k)}{\Omega_r} \cdot \cos(\vartheta_k)\right) \text{ или } \psi_k = \arcsin(G_{y_k}/\Omega_r) \end{aligned} \quad (2.2.2)$$

На рисунках 2.2.2 и 2.2.3, таблицах 2.2.1 и 2.2.2 приводятся результаты моделирования алгоритма выставки трехосной платформы как с учетом шумов измерений, так и без их учета. В таблицах приводятся конечные точности выставки $\Delta\gamma, \vartheta, \psi$, число промежуточных ориентаций платформы k и перерегулирование по соответствующим осям $\sigma\gamma, \vartheta, \psi$.

Характерное отличие КП от МП заключается в том, что в первом практически отсутствует перерегулирование по каналу гироскомпасирования, а во втором по каналу горизонтирования (рисунок 2.2.2). При значительном развороте платформы в азимуте в двух случаях осуществляется гироскомпасирование не на Север, а на Юг, поскольку это способствует ускорению процессу выставки. Далее

осуществляется один пространственный разворот для ориентирования платформы на Север.

При учете шумов измерений имеется значительный рост числа итераций выставки для двух случаев вплоть до закливания алгоритма. Также процессу закливания характерно наличие перерегулирования в канале гироскомпасирования, что видно на нижних двух графиках в районе 15-20 итераций рисунка 2.2.3.

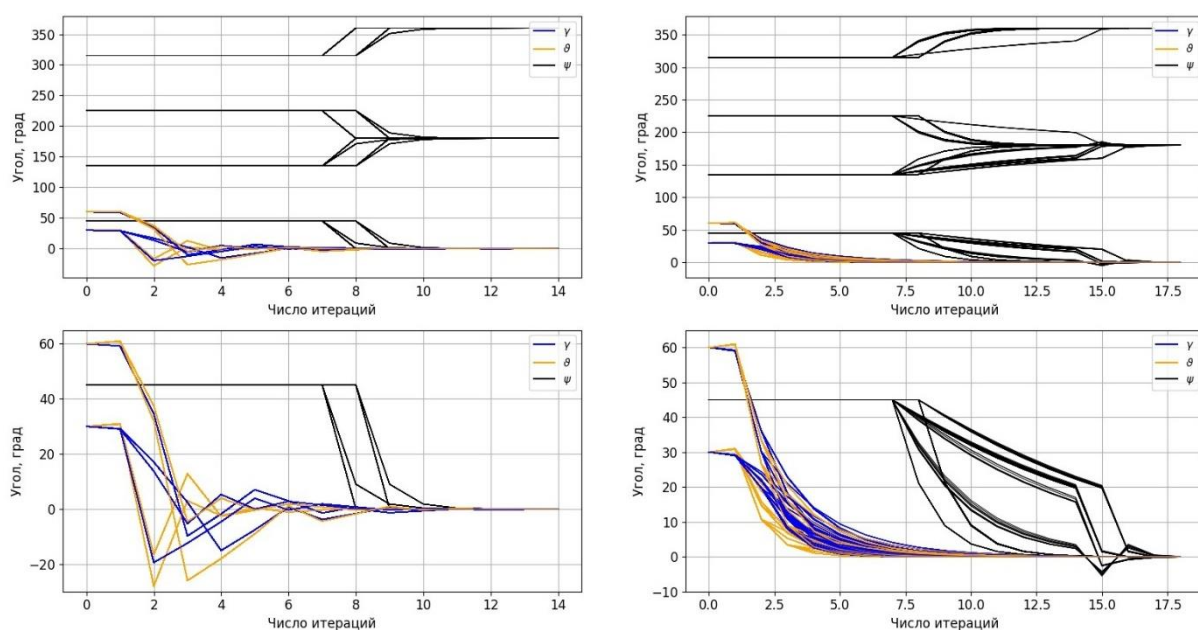


Рисунок 2.2.2 – Результат моделирования алгоритма без учета влияния шумов измерений

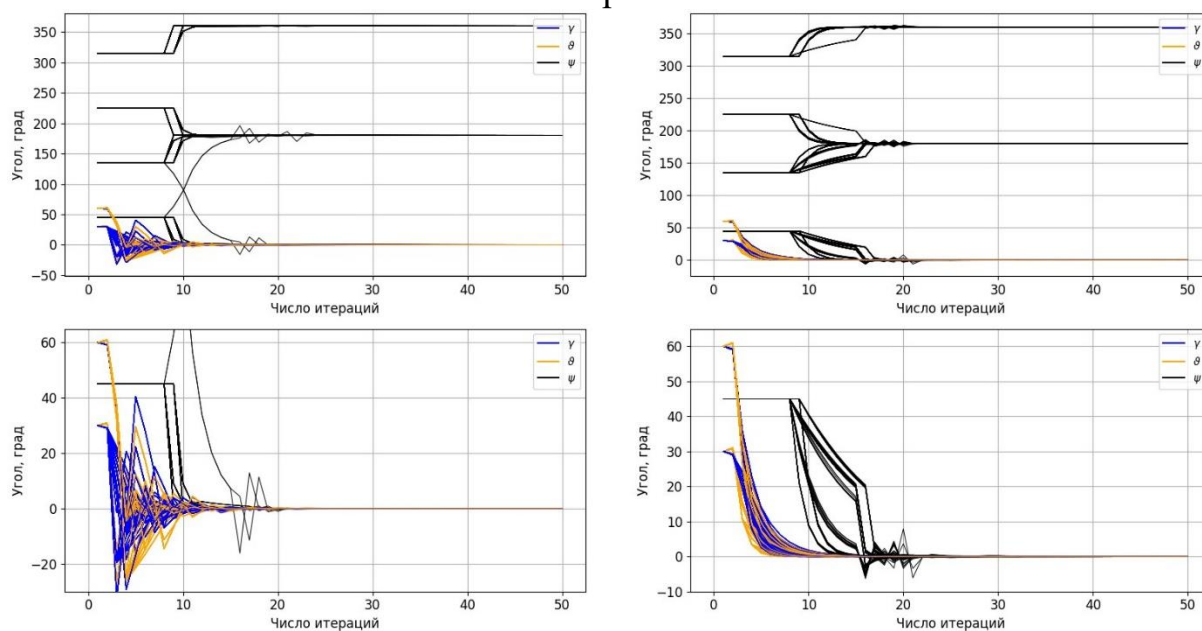


Рисунок 2.2.3 – Результат моделирования алгоритма с учетом влияния шумов измерений

Как в идеализированном варианте (таблица 2.2.1), так и при учете шумов измерений (таблица 2.2.2) удастся сохранить высокую точность выставки вплоть по углу курса до $0,1^\circ$. Визуально из рисунков виден факт наличия большего перерегулирования для МП, чем у КП, но в среднем их величина не превышает 1° .

Таблица 2.2.1 – Параметры качества работы алгоритма без шумов

γ, v, ψ	30,60,45	60,30,135	30,60,225	60,30,315
КП				
$\Delta\gamma$	0,018	0,029	0,018	0,002
Δv	0,042	0,020	0,039	0,021
$\Delta\psi$	0,0005	0,003	0,0006	0,004
k	15	14	15	14
$\sigma\gamma$	13,75	9,79	13,74	9,79
σv	16,58	24,33	12,31	23,42
$\sigma\psi$	0	0	0	0
МП				
$\Delta\gamma$	0,0036	0,0042	0,0128	0,0123
Δv	0,0038	0,0026	0,0106	0,005
$\Delta\psi$	0,037	0,036	0,039	0,041
k	17,74	17,75	16,21	16,44
$\sigma\gamma$	0	0	0	0
σv	0	0	0	0
$\sigma\psi$	0,46	0,51	0,01	0,02

Таблица 2.2.2 – Параметры качества работы алгоритма с шумами

γ, v, ψ	30,60,45	60,30,135	30,60,225	60,30,315
КП				
$\Delta\gamma$	0,018	0,022	0,026	0,025
Δv	0,024	0,028	0,025	0,025
$\Delta\psi$	0,012	0,005	0,003	0,016
k	24,41	21,08	23,29	22,03
$\sigma\gamma$	18,06	11,54	18,11	11,41
σv	20,55	24,33	17,00	23,42
$\sigma\psi$	0,32	0,04	0,12	0,04
МП				
$\Delta\gamma$	0,020	0,016	0,023	0,02
Δv	0,018	0,018	0,018	0,02
$\Delta\psi$	0,099	0,08	0,102	0,09
k	23,54	23,59	24,17	25,2
$\sigma\gamma$	0,011	0,012	0,009	0,01
σv	0,016	0,012	0,013	0,01
$\sigma\psi$	0,770	0,76	0,683	0,58

Приведенная в (2.2.1) система может быть декомпозирована для задач горизонтирования одноосных, двухосных платформ и гироскомпасирования по показаниям одного азимутального или двух азимутальных гироскопов.

Для задач горизонтирования берутся составляющие с индексами γ_k, v_k , а для задач гироскомпасирования с ψ_k . Остальные составляющие не рассматриваются,

что приводит к упрощению модели и исключению взаимовлияния перекрестных каналов ориентации. В таблице 2.2.3 приводится среднее число итераций для смоделированных алгоритмов выставки одноосных и двухосных платформ при заданной точности углов γ_k, ϑ_k на уровне $0,01^\circ \div 0,03^\circ$ при отсутствии шумов и не более $0,05^\circ$ при их учете. Также в таблице приводятся точности выставки по курсу ψ_k на уровне не более $0,05^\circ$ при отсутствии шумов и не более $0,1^\circ$ при их учете.

Таблица 2.2.3 – Достижимые результаты частных задач выставки

Тип алгоритма	Уровень шума	Ср. число итераций для КП / МП	Уровень точности при числе итераций
Одноосное горизонтирование	Низкий	7,77 / 4,22	$0,01^\circ \div 0,03^\circ$
	Высокий	13,49 / 6,97	$0,05^\circ$
Двухосное горизонтирование	Низкий	11,63 / 5,81	$0,01^\circ \div 0,03^\circ$
	Высокий	17,18 / 10,4	$0,05^\circ$
Одноосное гирокомпасирование	Низкий	3 / 17,45	$0,05^\circ$ и выше
	Высокий	5,36 / 42,75	$0,1^\circ$ и выше
Двухосное гирокомпасирование	Низкий	4,1 / 5,5	$0,05^\circ$ и выше
	Высокий	5,62 / 5,5	$0,1^\circ$ и выше

На рисунке 2.2.4 приведены графики оценки числа необходимых итераций алгоритма выставки (КП слева, МП справа) для горизонтирования одноосной платформы (первые два графика), горизонтирования двухосной платформы (вторые два графика), гирокомпасирования по показаниям одного азимутального гироскопа (третьи два графика) и гирокомпасирования по показаниям двух азимутальных гироскопов (последние два графика). Синим цветом обозначены все реализации в ходе моделирования, красным наилучшие реализации, черным усредненные оценки. Увеличение числа реализаций на графике соответствует отдалению начального рассогласования платформы с необходимыми экстремумами. Все графики показывают, что при должной настройке алгоритма, то есть оптимального набора регулировочных коэффициентов (корректировок шага и постоянных из БРС) возможно существенное увеличение скорости выставки. Более подробный анализ показывает:

- При одноосном горизонтировании число итераций для выставки растет по мере отдаления от плоскости горизонта, увеличиваясь в среднем от 10 до 15

итераций. При оптимальном наборе коэффициентов выставка осуществима от 3 до 12 итераций при КП и от 3 до 7 итераций при МП. Также стоит обратить внимание, что зависимость числа итераций от начального рассогласования меньше, что соответствует меньшему наклону характеристики.

- При двухосном горизонтировании при КП возможна выставка за 7-15 итераций и за 3-7 итераций при МП. Однако, как видно, МП более чувствителен к настройке алгоритма, что соответствует большому числу неустойчивых или затяжных реализаций.

- При одноосном гироскомпасировании в случае КП выставка осуществима за 3-4 итерации, а при МП 3-7, но МП крайне неустойчив при этой задаче и поэтому его использовать не рекомендуется. КП не зависит от начального отклонения от угла азимута.

- При гироскомпасировании по двум азимутальным гироскопам при КП выставка возможна за 3-5 итераций, а при МП за 3-5 итераций, но первый вариант менее устойчив.

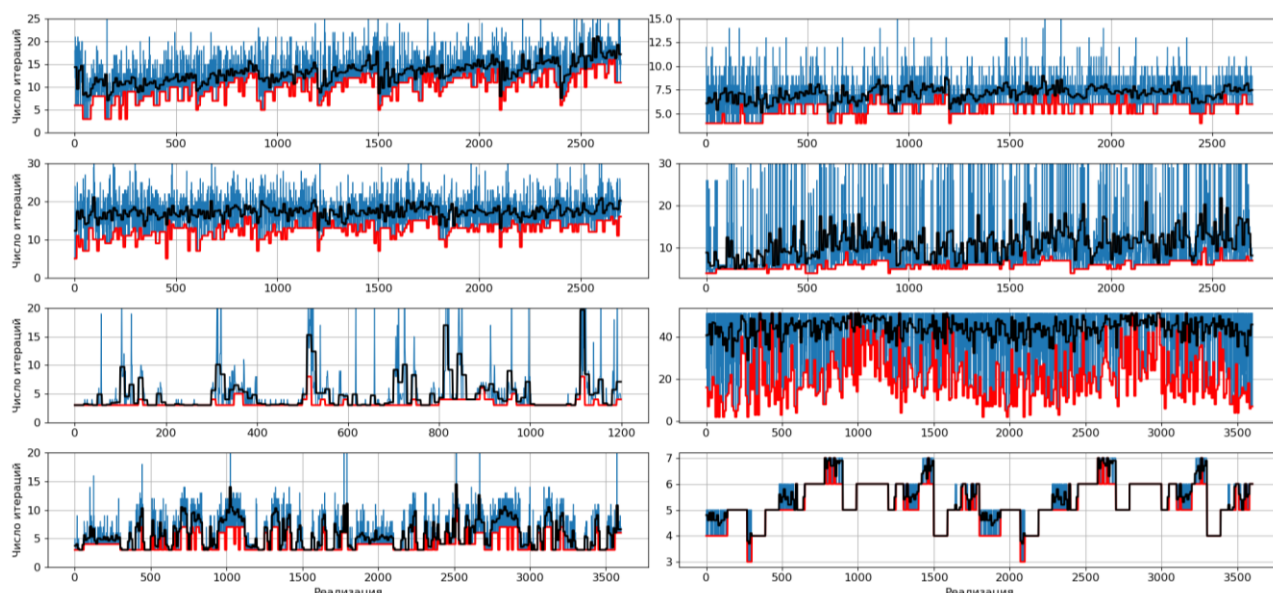


Рисунок 2.2.4 – Оценки числа необходимых итераций алгоритма выставки для частных задач

На рисунке 2.2.5 приведены графики изменения углов отклонения платформ для частных задач при оптимально настроенных регулировочных коэффициентах. Порядок графиков тот же, что и на рисунке 2.2.4. При горизонтировании (первые

две строки) это угол крена (синий) и тангажа (красный), а при гироскопировании (вторые две строки) это угол азимута. Результат демонстрирует стабильное уменьшение углов рассогласования.

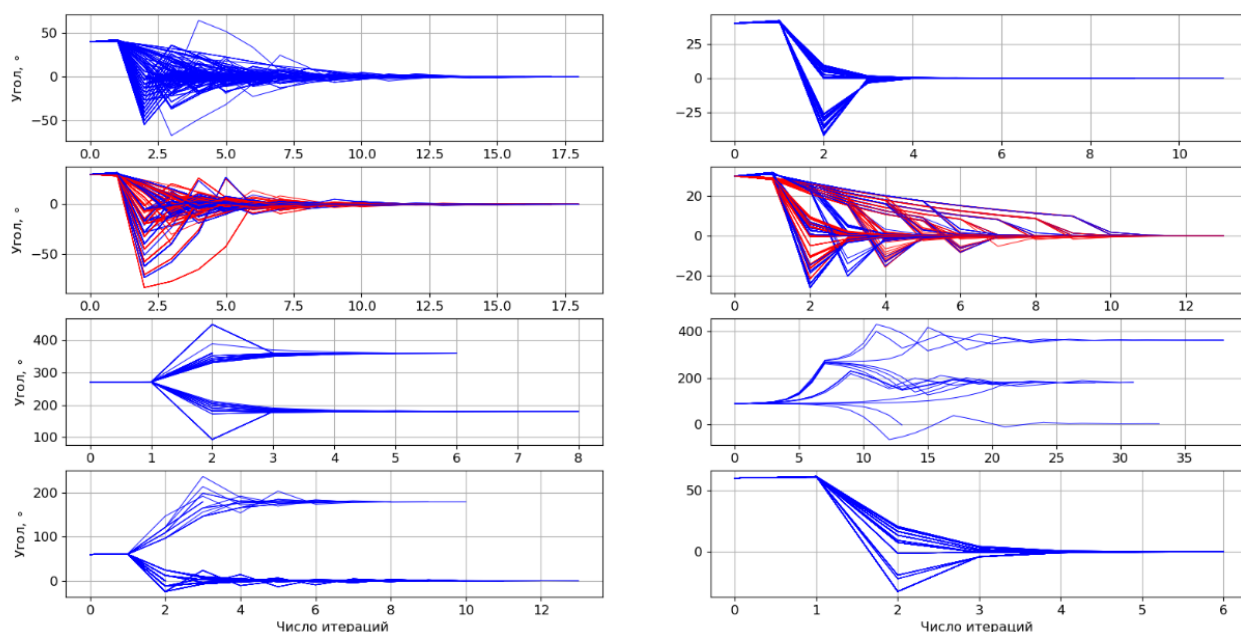


Рисунок 2.2.5 – Изменения углов при частных задачах

2.3 Выставка БИНС с вращающимся БЧЭ

Развитие современной вычислительной техники и требования снижения габаритно-массовых и стоимостных характеристик инерциальных командно-измерительных приборов – одного из важнейших компонентов систем управления практически всех современных подвижных объектов, в том числе ракет-носителей и разгонных блоков – обусловили тенденцию перехода в их конструктивной реализации от ГСП к бесплатформенным инерциальным блокам (БИБ).

При решении задач ориентации и навигации значительную часть выходных погрешностей составляют погрешности ЧЭ, которые могут быть оценены и снижены путём калибровки измерительных каналов БИБ. При этом объём калибровки измерительных каналов БИБ без его демонтажа с изделия ограничен, как правило, одним положением измерительных осей относительно изделия, заданным его кинематической схемой, что принципиально не позволяет определить все параметры математической модели погрешностей измерительных каналов, автономно измеряемые в условиях автономной заводской калибровки на

наклонно-поворотном стенде, обеспечивающем возможность изменения положения измерительных осей ЧЭ БИБ относительно вертикали и меридиана.

Учитывая всё возрастающие требования к автономности обслуживания приборов, определяющие необходимость проведения регламентных и периодических проверок БИБ на всех этапах эксплуатации без расстыковки внешних соединителей, снятия с изделия, вскрытия приборного отсека и по штатным связям, полная калибровка БИБ может проводиться только при установке всего изделия на специализированном наклонно-поворотном стенде и разворотах его в заданные ориентации, что, очевидно, может быть неприемлемо для многих объектов применения. Следовательно, необходимый процесс калибровки традиционного БИБ, как уже отмечалось, неизбежно сводится к контролю только тех немногих параметров, которые можно определить по измерениям в одной штатной ориентации. Предлагается схема реализации БИБ, лишённого подобного недостатка и способного к проведению автономной калибровки и выставки.

Для реализации возможности проведения расширенной автономной калибровки измерительных каналов БИБ в составе изделия предлагается формирование такой конструкции прибора, которая создала бы возможность задания при регламентных проверках и на предстартовой подготовке хотя бы нескольких ориентаций БЧЭ относительно корпуса БИБ, обеспечив калибровку тех точностных характеристик, долговременную стабильность которых при длительных сроках эксплуатации изделия трудно гарантировать на требуемом уровне. Следует отметить, что и с таким поворотным БЧЭ прибор остается полностью соответствующим понятию БИБ, поскольку после выполнения самокалибровки БЧЭ жёстко фиксируется в корпусе прибора и, тем самым, в режиме полета сохраняет ориентацию относительно осей изделия неизменной. Кроме того, в таком варианте прибора возможно обеспечить совмещение режимов калибровки ЧЭ, оценки выставки БЧЭ в горизонт и гироскомпасирования.

В качестве наиболее простого в реализации конструктивного исполнения такого поворотного БЧЭ рассматривается трёхосный вариант с взаимно ортогональными ОЧ измерительных каналов БИБ и поворотами БЧЭ относительно

корпуса прибора по одной координате – вокруг оси вращения (ОВ), равноотклонённой от осей чувствительности измерительных каналов (рисунок 2.3.1).

При трёх измерительных каналах такой осью является диагональ куба, построенного на осях приборной системы координат, наклонённая к установочной плоскости прибора на угол $35,2644^\circ$. При горизонтальной установке прибора поворотами БЧЭ на углы $\pm 120^\circ$ все оси чувствительности измерительных каналов поочередно приводятся в три взаимно ортогональных положения: вертикальное и два горизонтальных. В каждом положении, фиксируемом арретирующим устройством, проводится цикл измерений вертикальной проекции кажущегося ускорения и составляющих угловой скорости вращения Земли для оценки нулевых сигналов акселерометров и гироскопов, а также азимутальной привязки осей БИБ, а в ходе разворотов – и для оценки масштабных коэффициентов гироскопов. Объем измеряемой информации может варьироваться в зависимости от условий работы и может служить средством управления точностью измерения. Вращение, как переход из одной позиции в другую, осуществляется специальной системой на основе двигателя постоянного тока (ДПТ) и электронного блока управления (БУ), по командам, формируемым вычислительным комплексом (ВК).

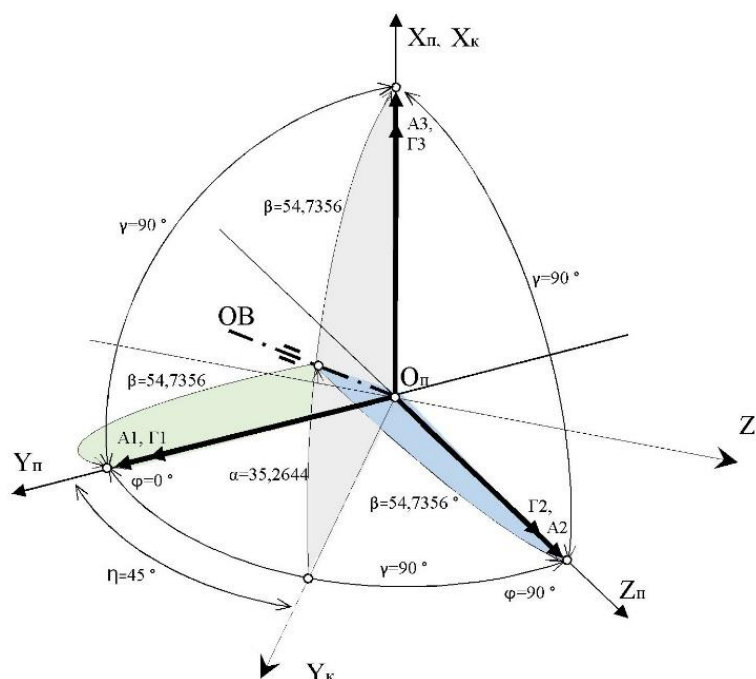


Рисунок 2.3.1 – Кинематическая схема поворотного БЧЭ
(ОВ – ось вращения, A_i, Γ_j – ось чувствительности акселерометра i / гироскопа j)

Конструктивная проработка такого поворотного БЧЭ показана на рисунке 2.3.2. ОВ формируется конструкцией основания БЧЭ и установкой бесколлекторного двигателя. Следует отметить принципиальную инвариантность предложенной идеи поворота БЧЭ к типу ЧЭ, что обуславливает возможность различных типов гироскопов совместно с различными типами акселерометров.

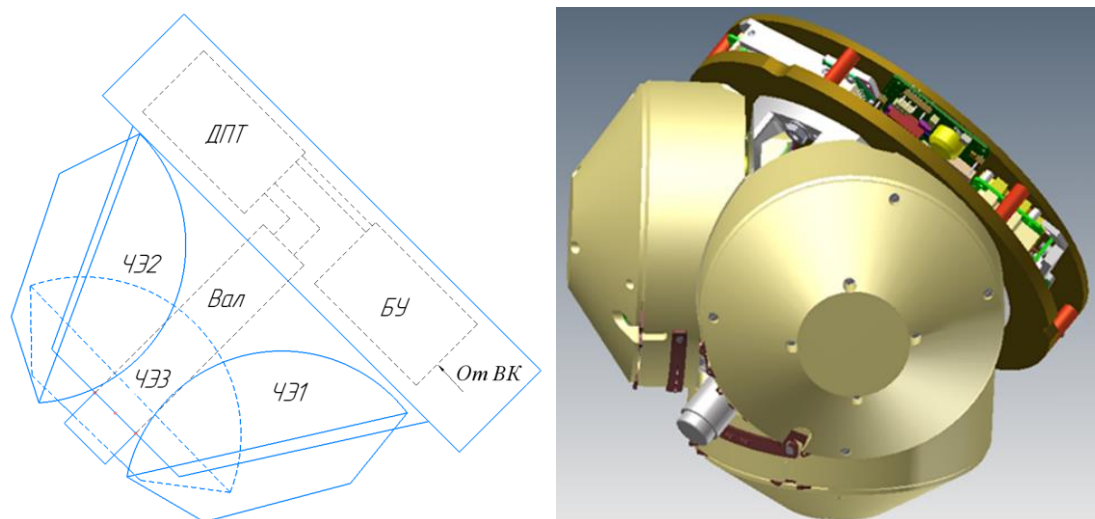
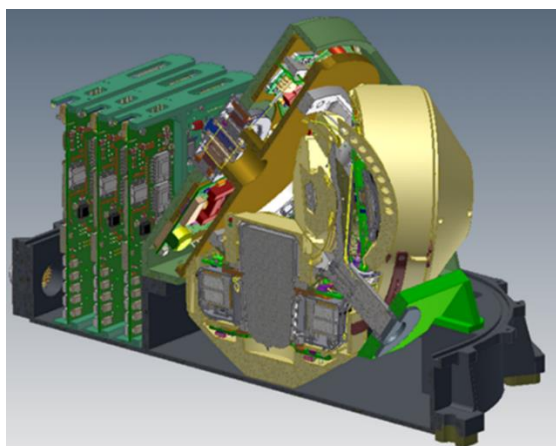
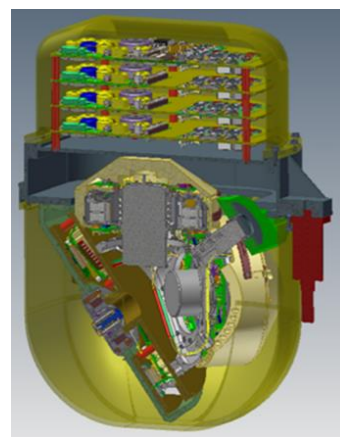


Рисунок 2.3.2 – Вариант БЧЭ

Облик возможных вариантов БИБ, построенных на базе такого БЧЭ, представлен на рисунке 2.3.3. Предложенная на рисунке 2.3.3 б) компоновка БИБ позволяет обеспечить совмещение центра масс прибора с центром жёсткости и установить такой прибор на амортизаторах при необходимости удовлетворения повышенных требований стойкости к вибрационным и ударным воздействиям. Пассивная тепловая система БИБ формирует термоизоляцию от внешней среды и обеспечивает работоспособность и устойчивость ЧЭ к динамично меняющимся температурным воздействиям без дополнительного термостатирования прибора.



а) Вариант 1;



б) Вариант 2;

Рис. 2.3.3 – Варианты БИБ с поворотным БЧЭ

В обоих этих вариантах при некоторых различиях в компоновке прибора и способах его установки на изделие БЧЭ содержит, как уже отмечалось, три пары ЧЭ (ВОГ и акселерометры) с коллинеарными ОЧ в каждой паре и взаимно ортогональными ОЧ пар и монтируются в корпус прибора так, чтобы в исходном («нулевом») положении ОЧ одной пары гироскоп-акселерометр были перпендикулярны установочной плоскости прибора и при этом имелась возможность поворота БЧЭ относительно корпуса вокруг оси конуса, образованного ОЧ трех пар акселерометров и гироскопов, с фиксацией на углах $\pm 120^\circ$. Такая возможность реализуется с помощью поворотного устройства, введенного с этой целью в состав БИБ.

Повороты БЧЭ на эти углы обеспечивают в условиях наземных испытаний и предполетной подготовки без снятия БИБ с изделия поочередную выставку осей чувствительности каждого измерительного канала в вертикальное и горизонтальное положение для паспортизации показаний акселерометров и гироскопов. В ходе выставки осуществляется разворот на угол ν вокруг оси вращения БЧЭ.

На рисунке 2.3.4 представлены проекции измеряемого ускорения свободного падения и угловой скорости вращения Земли на оси корпусной системы координат (СК) акселерометров и гироскопов в зависимости от угла разворота БЧЭ ν .

Матрица пересчета показаний акселерометров и гироскопов в корпусную СК приводится в (2.3.1).

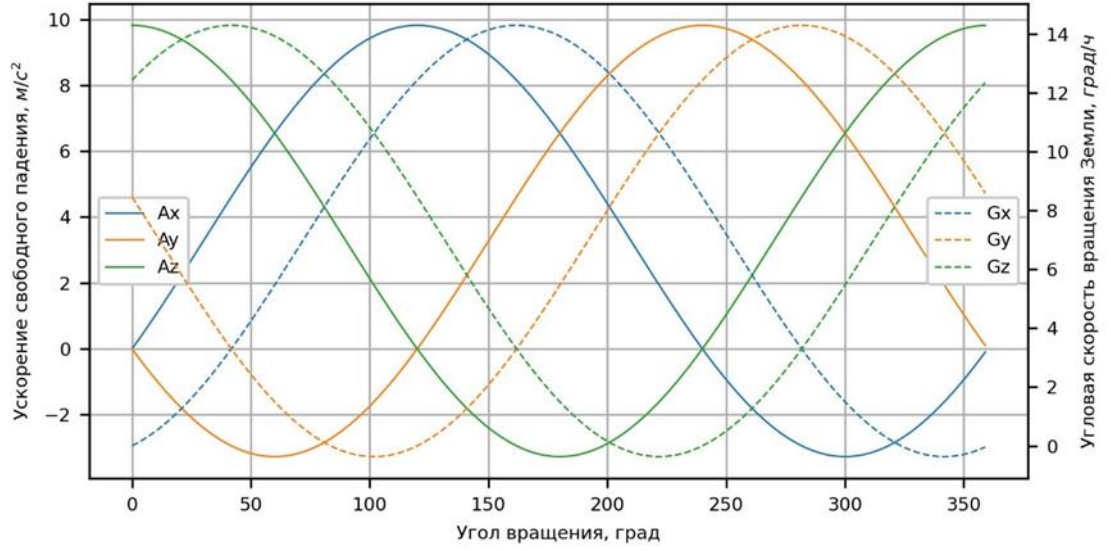


Рисунок 2.3.4 – Проекция акселерометров и гироскопов на оси КСК

Матрица перехода от СК, связанной с датчиками к корпусной имеет вид:

$$R = \begin{pmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{pmatrix}$$

$$r_{11} = \frac{2}{3} \cos \nu + \frac{1}{3}; r_{12} = -\frac{1}{\sqrt{3}} \sin \nu - \frac{1}{3} \cos \nu + \frac{1}{3};$$

$$r_{13} = \frac{1}{\sqrt{3}} \sin \nu - \frac{1}{3} \cos \nu + \frac{1}{3}; r_{21} = \frac{1}{\sqrt{3}} \sin \nu - \frac{1}{3} \cos \nu + \frac{1}{3}; \quad (2.3.1)$$

$$r_{22} = \frac{1}{3}; r_{23} = -\frac{1}{\sqrt{3}} \sin \nu - \frac{1}{3} \cos \nu + \frac{1}{3}; r_{31} = -\frac{1}{\sqrt{3}} \sin \nu - \frac{1}{3} \cos \nu + \frac{1}{3};$$

$$r_{32} = \frac{1}{\sqrt{3}} \sin \nu - \frac{1}{3} \cos \nu + \frac{1}{3}; r_{33} = \frac{2}{3} \cos \nu + \frac{1}{3}.$$

Модель выставки платформы вокруг ОВ, равноотклонённой от ОЧ измерительных каналов для КП (2.3.2а), МП (2.3.2б), а также АУКШ (2.3.2в) и АПШ (2.3.1г) имеют вид:

$$\begin{cases} v_{k+1} = v_k + h_{v_k} \cdot \lambda_{v_k} \cdot d_{v_k} \\ d_{v_k} = -\nabla f(v_k) = -\partial f_k / \partial \gamma_k \\ \lambda_{v_k} = |v^* - v_k| / d_{v_k} \end{cases} \quad (2.3.2a)$$

$$\begin{cases} v_{k+1} = v_k + h_{v_k} \cdot \lambda_{v_k} \cdot d_{v_k} \\ d_{v_k} = |A_{v_k}(v_k) - A_{v_{k-1}}(v_k)| \\ \lambda_{v_k} = |A_{v_k}(v_k)| / d_{v_k} \end{cases} \quad (2.3.2б)$$

$$\begin{cases} h_{v_{k+1}} = -h_{v_k}/l, \\ \text{если } \text{sign}(A_{v_k}(v_k)) \neq \text{sign}(A_{v_{k-1}}(v_{k-1})) \\ h_{v_{k+1}} = h_{v_k}, \\ \text{если } \text{sign}(A_{v_k}(v_k)) = \text{sign}(A_{v_{k-1}}(v_{k-1})) \end{cases} \quad (2.3.2\text{В})$$

$$\begin{cases} h_{v_{k+1}} = h_{v_k}, \text{ если } A_{v_{k+1}}(v_{k+1}) < A_{v_k}(v_k) \\ h_{v_{k+1}} = -h_{v_k}, \text{ если } A_{v_{k+1}}(v_{k+1}) \geq A_{v_k}(v_k), \\ \text{если } A_{v_k}(v_k) \geq 0 \end{cases} \quad (2.3.2\text{Г})$$

$$\begin{cases} h_{v_{k+1}} = h_{v_k}, \text{ если } A_{v_{k+1}}(v_{k+1}) > A_{v_k}(v_k) \\ h_{v_{k+1}} = -h_{v_k}, \text{ если } A_{v_{k+1}}(v_{k+1}) \leq A_{v_k}(v_k), \\ \text{если } A_{v_k}(v_k) < 0 \end{cases}$$

$$\begin{cases} A_{v_k}(v_k) \geq -\text{accur_a} \\ A_{v_k}(v_k) \leq \text{accur_a} \\ \text{accur_a} = g \cdot \sin(\Delta v_k) \end{cases} \quad (2.3.2\text{Д})$$

Модель показаний датчиков $f(v_k)$ имеет:

$$\begin{cases} A_{x_k} = g \cdot \left(\frac{1}{\sqrt{3}} \sin v - \frac{1}{3} \cos v + \frac{1}{3} \right) \\ A_{y_k} = g \cdot \left(-\frac{1}{\sqrt{3}} \sin v - \frac{1}{3} \cos v + \frac{1}{3} \right) \\ A_{z_k} = g \cdot \left(\frac{2}{3} \cos v + \frac{1}{3} \right) \\ G_{x_k} = \Omega_\Gamma \cdot \left(\frac{2}{3} \cos v + \frac{1}{3} \right) + \Omega_\text{В} \cdot \left(\frac{1}{\sqrt{3}} \sin v - \frac{1}{3} \cos v + \frac{1}{3} \right) \\ G_{y_k} = \Omega_\Gamma \cdot \left(\frac{1}{\sqrt{3}} \sin v - \frac{1}{3} \cos v + \frac{1}{3} \right) + \Omega_\text{В} \cdot \left(-\frac{1}{\sqrt{3}} \sin v - \frac{1}{3} \cos v + \frac{1}{3} \right) \\ G_{z_k} = \Omega_\Gamma \cdot \left(-\frac{1}{\sqrt{3}} \sin v - \frac{1}{3} \cos v + \frac{1}{3} \right) + \Omega_\text{В} \cdot \left(\frac{2}{3} \cos v + \frac{1}{3} \right) \end{cases} \quad (2.3.2\text{е})$$

Алгоритм выставки БИНС с вращающимся БЧЭ строится на основе необходимости приведения какой-либо ОЧ по направлению вектора g . Оставшиеся оси тогда расположены в плоскости горизонта (рисунок 2.3.4). Поэтому принцип работы строится на основе задания команд по приведению осей в вертикальное положение. Например, при появлении команды выставки вертикально оси X, антиградиент и параметр λ вычисляются по показаниям этого акселерометра, а момент окончания алгоритма, то есть достижения требуемого точностного

диапазона, по двум другим акселерометрам поскольку поиск происходит по функции синуса в точке с наибольшей крутизной характеристики.

Угол ν_k в КП может вычисляться на каждом шаге исходя из модели измерений Δf , то есть:

$$\begin{aligned}\nu_k &= \arcsin(\sqrt{3}/2 \cdot (A_{x_k} - A_{y_k}/g)); \\ \nu_k &= \arccos((2g - 3A_{x_k} - 3A_{y_k}/2g)); \\ \nu_k &= \arccos((3A_{z_k} - 4g/2g)).\end{aligned}\tag{2.3.3}$$

На рисунках 2.3.5 и 2.3.6, в таблицах 2.3.1, 2.3.2 приводятся результаты моделирования алгоритма как без учета влияния шумов измерений, так и при их учете. В соответствии с рисунком 2.3.4 ось X будет выставлена в вертикальное положение при угле ν в $120^\circ \pm 360 \cdot n^\circ$, ось Y $240^\circ \pm 360 \cdot n^\circ$, ось Z $0^\circ \pm 360 \cdot n^\circ$, что и видно на рисунке 2.3.5. В зависимости от начальной ориентации платформы алгоритм определяет местоположение измеряемой проекции на кривой (рисунок 2.3.4) и решает в каком направлении выставка будет осуществлена наискорейшим образом. Видно, что как в случае КП, так и в случае МП выставка осуществляется достаточно быстро, в среднем за 5-6 итераций для КП и за 8-9 для МП.

При учете шумов измерений видно (рисунок 2.3.6), что без введения дополнительной фильтрации показаний, алгоритм становится неустойчивым, причем во многих реализациях, что видно из средних оценок таблицы 2.3.2.

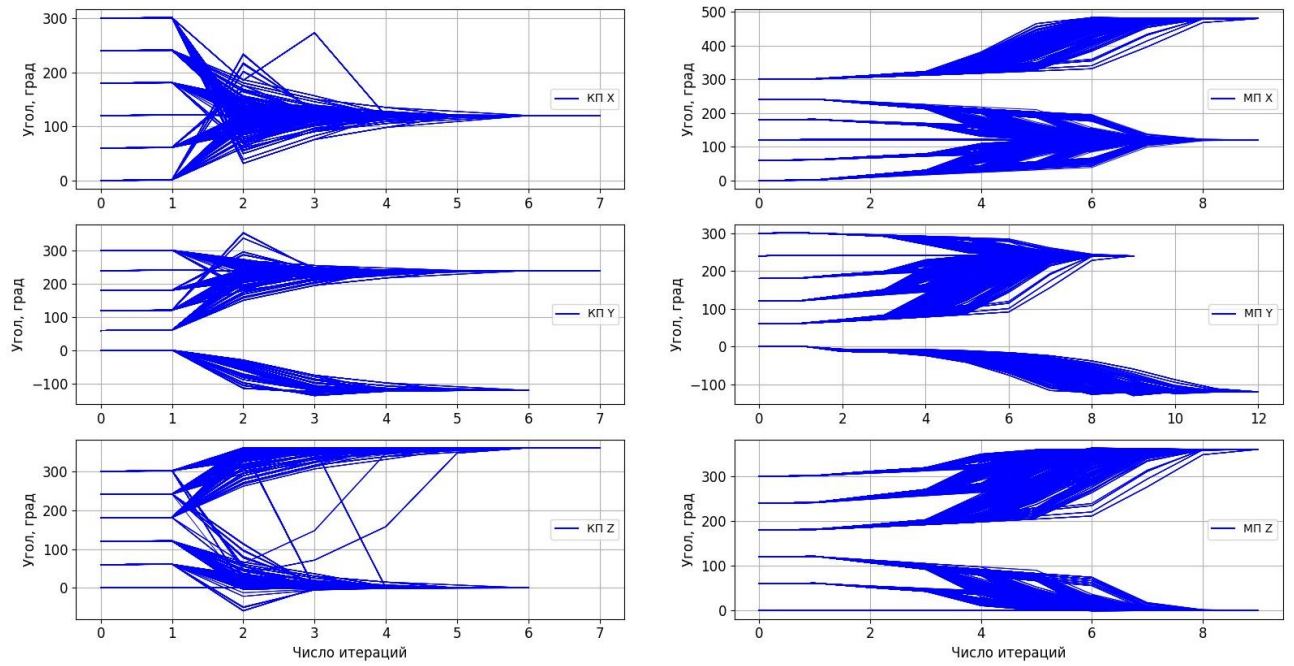


Рисунок 2.3.5 – Результат моделирования алгоритма без учета влияния шумов измерений

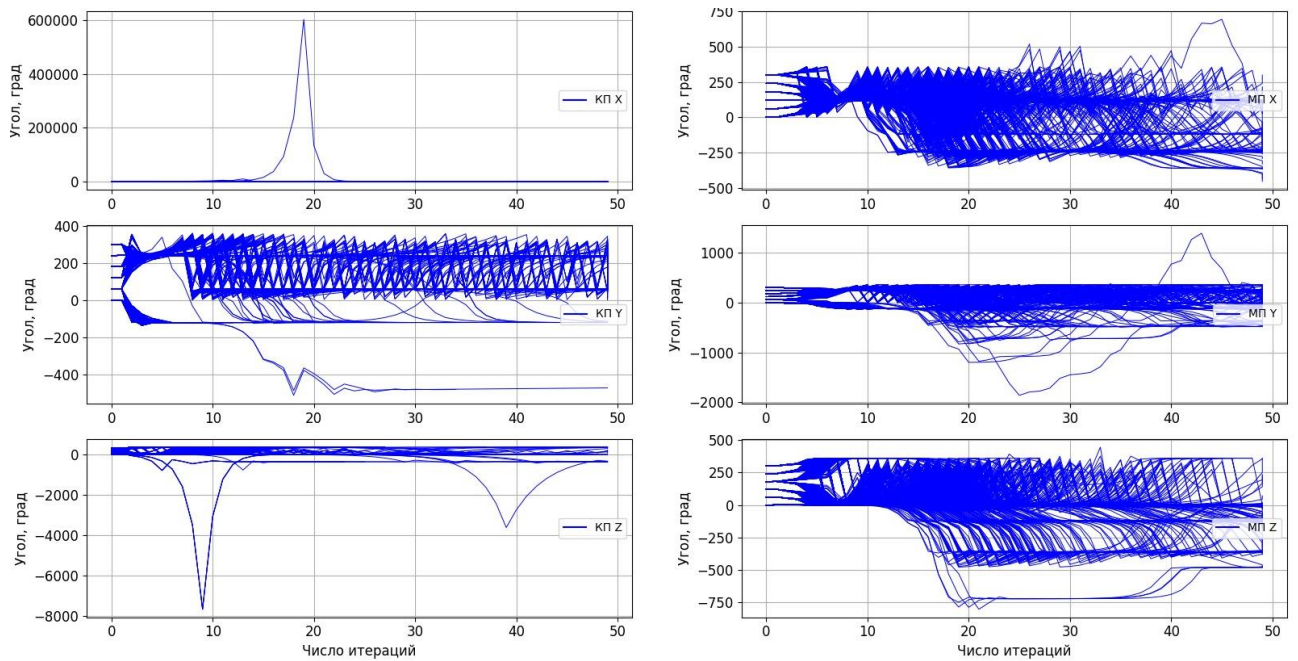


Рисунок 2.3.6 – Результат моделирования алгоритма с учетом влияния шумов измерений

Таблица 2.3.1 – Параметры качества работы алгоритма без шумов

	Com	ν					
		0	60	120	180	240	300
KII							
$\Delta\nu$	X	0,033	0,030	0,060	0,031	0,029	0,031
k		5,67	5,18	4,80	5,19	5,79	6,16
$\sigma\nu$		7,92	3,02	0,002	3,81	0,07	26,82
$\Delta\nu$	Y	0,032	0,029	0,033	0,030	0,012	0,031
k		6,07	6,08	5,67	5,18	3,44	5,19
$\sigma\nu$		1,22	0,11	8,18	3,02	0,008	3,81
$\Delta\nu$	Z	0,060	0,031	0,028	0,028	0,031	0,030
k		4,8	5,19	5,79	6,06	5,67	5,18
$\sigma\nu$		0,002	3,81	0,059	0,07	1,97	3,02
MII							
$\Delta\nu$	X	0,033	0,028	0,058	0,028	0,032	0,018
k		8,72	8,4	9,53	8,4	8,8	9,51
$\sigma\nu$		0,06	0,02	0	0,02	0,06	0
$\Delta\nu$	Y	0,040	0,036	0,033	0,027	0,043	0,045
k		12,02	9,50	8,74	8,4	7,29	9,48
$\sigma\nu$		1,92	0,26	0,05	0,02	0,002	0,13
$\Delta\nu$	Z	0,058	0,028	0,031	0,036	0,033	0,027
k		9,53	8,4	8,81	9,51	8,74	8,4
$\sigma\nu$		0	0,01	0,05	0,26	0,06	0,16

Таблица 2.3.2 – Параметры качества работы алгоритма с шумами

	Com	v					
		0	60	120	180	240	300
KII							
Δv	X	0,30	0,35	10,98	1,01	0,24	2,49
k		7,87	7,4	17,90	7,37	8,08	9,18
σv		8,88	3,87	33,84	4,32	0,85	17,51
Δv	Y	1,93	0,54	0,25	0,13	17,25	0,13
k		7,73	8,14	7,75	7,012	0,13	7,12
σv		1,22	1,94	7,01	4,87	106,36	4,25
Δv	Z	3,71	0,027	0,017	0,024	0,72	0,71
k		13,86	7,16	7,45	8,46	7,85	7,17
σv		2,02	3,82	0,05	0,86	1,97	3,02
MII							
Δv	X	2,80	2,44	3,42	2,00	3,99	3,99
k		17,13	17,09	20,39	16,00	16,58	18,59
σv		16,81	16,94	40,41	14,20	12,27	59,34
Δv	Y	11,70	10,68	10,00	12,82	7,26	8,79
k		19,20	19,27	20,07	18,27	20,05	17,82
σv		14,11	33,61	48,06	46,33	118,64	36,97
Δv	Z	5,53	3,38	0,29	2,40	3,41	3,49
k		19,18	14,27	14,53	16,63	17,73	15,91
σv		15,57	3,32	3,23	4,81	6,07	6,22

Выводы по главе 2

В главе рассмотрена общая структура построения оптимизационного алгоритма начальной выставки платформенной ИНС с приведением обобщенной концептуальной математической модели выставки. Сам процесс выставки может рассматриваться в двух концептуальных подходах, отличающихся в вычислении антиградиентов и коэффициентов масштаба оптимизационных методов. Первый подход имеет более формализованную базу, поскольку опирается на применение строгих математических моделей, в частности, моделей показаний инерциальных датчиков и требует вычисления углов ориентации платформы в ее промежуточных ориентациях. Вторым не требуется задания в ЦВМ строгих математических моделей, а основывается на применении средних оценок показаний инерциальных датчиков на текущем и предыдущем положениях платформы, что делает его предпочтительным в применении в реальных системах.

Основа алгоритма строится на базе градиентных методов, поскольку экстремум при решении задачи необходимо находить в точках, имеющих наибольшую крутизну. Градиентные методы и методы на их основе подходят для этого лучше всего.

Приведены математические модели для двух концептуальных подходов при решении задач горизонтировании одноосной/двухосной платформы, гироскопировании по одному/двум горизонтальному(ым) гироскопу(ам), выставки трехосной платформы и выставки прибора с ОВ, равноотклоненной от ОЧ измерительных каналов. Необходимость решения таких задач имеется во многих отраслях промышленности и науки, что дает широкие предпосылки применения рассматриваемых моделей.

Приведены результаты имитационного моделирования предложенных моделей с учетом влияния шумов измерений, так без их учета. Установлено, что алгоритм имеет высокую эффективность при условии отсутствия шумов или при условии их подавления. При наличии шумов высокой интенсивности возможно закливание алгоритма или его неустойчивая работа.

Глава 3. Пути повышения точности и помехоустойчивости алгоритма

Предложенный в предыдущей главе алгоритм показывает высокое быстродействие и точность, легкость настройки за счет уточнения в ПО регулировочных коэффициентов. Но это справедливо при идеализированных внешних условиях. Инструментальные погрешности и измерительные шумы могут свести алгоритм в локальный экстремум, заикливание или к неустойчивому режиму работы.

Для устранения этих недостатков предложены пути, основанные на проведении дополнительной калибровки (докалибровки) инструментальных погрешностей; первичной фильтрации шумов измерений; введении второго каскада в структуру алгоритма для повышения его стабильности в окрестности экстремума.

3.1 Алгоритм калибровки (докалибровки) показаний датчиков в процессе выставки

Учитывая итерационный характер алгоритма, в ходе которого платформа занимает различные пространственные положения и, принимая во внимание, из главы 2, что этих положений может быть от 5 до 20 и более, имеет смысл введение калибровки (докалибровки) инструментальных погрешностей датчиков в ходе выставки для повышения её точности. Для этого можно воспользоваться взвешенным методом наименьших квадратов (ВМНК), методом Левенберга-Марквардта (ЛВМ) или рекуррентным МНК [126, 127, 128]. Хотя применение последнего может быть избыточным и значительно усложнить алгоритм, поэтому ограничимся ВМНК и ЛВМ.

Классический МНК предполагает одинаковую точность измерений для всех датчиков. В действительности это неверно, поскольку каждый датчик обладает уникальными характеристиками, занесенными в паспорт на датчик и/или прибор. ВМНК позволяет присвоить каждому датчику свой вес, обратно пропорциональный дисперсии шума. Более точные измерения (с меньшим шумом)

получают больший вес, а менее точные (с большим шумом) меньший вес. Матрица весов W представляет из себя диагональную матрицу вида:

$$W = \text{diag}(1/\sigma_{a,x,k}^2, 1/\sigma_{a,y,k}^2, 1/\sigma_{a,z,k}^2, 1/\sigma_{g,x,k}^2, 1/\sigma_{g,y,k}^2, 1/\sigma_{g,z,k}^2) \quad (3.1.1)$$

где $\sigma_{a,g,k}^2$ – дисперсии акселерометров и гироскопов для k -го измерения. СКО можно либо задать из паспорта датчика, либо проводить его оценку в промежуточных положениях платформы.

Проведя обратное преобразование для уравнений (1.2.1), получим скорректированные измерения (шумы для краткости опущены):

$$\tilde{\mathbf{a}} = \mathbf{S}_a \mathbf{R}_a (\mathbf{a} + \mathbf{b}_a); \quad \tilde{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{S}_\omega \mathbf{R}_\omega (\boldsymbol{\omega} + \mathbf{b}_\omega) \quad (3.1.2)$$

$\mathbf{R}$ – кососимметрические матрицы перекосов, на главной диагонали которых единицы (1.1.7); $\mathbf{S}$ – диагональные матрицы.

Распишем ход вывода уравнений на примере уравнений акселерометров (для гироскопов уравнения будут аналогичны) при условии $s = 1 + k$, где k малое отклонение МК:

$$\begin{aligned} \tilde{a}_x &\approx (1 + k_{ax})(a_x - b_{ax} - \rho a_y + \beta a_z) \\ \tilde{a}_y &\approx (1 + k_{ay})(a_y - b_{ay} + \rho a_x - \alpha a_z) \\ \tilde{a}_z &\approx (1 + k_{az})(a_z - b_{az} - \beta a_x + \alpha a_y) \end{aligned} \quad (3.1.3)$$

Уравнение связи для акселерометров и гироскопов:

$$\|\tilde{\mathbf{a}}\| = g; \quad \tilde{a}_x^2 + \tilde{a}_y^2 + \tilde{a}_z^2 = g^2; \quad \|\tilde{\boldsymbol{\omega}}\| = \Omega; \quad \tilde{\omega}_x^2 + \tilde{\omega}_y^2 + \tilde{\omega}_z^2 = \Omega^2 \quad (3.1.4)$$

После линеаризации и исключения членов 2 порядка малости и выше получим:

$$\begin{aligned} 2a_x^2 k_{ax} - 2a_x b_{ax} - 2a_x a_y \rho + 2a_x a_z \beta + 2a_y^2 k_{ay} - 2a_y b_{ay} + \\ + 2a_y a_x \rho - 2a_y a_z \alpha + 2a_z^2 k_{az} - 2a_z b_{az} - 2a_z a_x \beta + 2a_z a_y \alpha \approx \\ \approx a_x^2 + a_y^2 + a_z^2 - g^2 \end{aligned} \quad (3.1.5)$$

Вектор оцениваемых параметров x_a :

$$x_a = (k_{ax}, b_{ax}, k_{ay}, b_{ay}, k_{az}, b_{az}, \alpha, \beta, \rho)^T \quad (3.1.6)$$

Матрица измерений акселерометров A_a :

$$A_a = 2 \begin{bmatrix} a_{1,0} & a_{2,0} & a_{3,0} & a_{4,0} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{1,n} & a_{2,n} & a_{3,n} & a_{4,n} \end{bmatrix} \quad (3.1.7)$$

где $a_{1,k} = (a_{x,k}^2 - a_{x,k})^T$; $a_{2,k} = (a_{y,k}^2 - a_{y,k})^T$;
 $a_{3,k} = (a_{z,k}^2 - a_{z,k})^T$; $a_{4,k} = (-a_{y,k}a_{z,k} \quad a_{x,k}a_{z,k} \quad -a_{x,k}a_{y,k})^T$
 Вектор свободных членов c_a :

$$c_a = \begin{pmatrix} a_{x,0}^2 + a_{y,0}^2 + a_{z,0}^2 - g^2 \\ \vdots \\ a_{x,n}^2 + a_{y,n}^2 + a_{z,n}^2 - g^2 \end{pmatrix} \quad (3.1.8)$$

Для гироскопов аналогично. Тогда решение ВМНК для акселерометров и гироскопов будет иметь вид:

$$\begin{aligned} x_a &= (A_a^T W_a A_a)^{-1} A_a^T W_a c_a \\ x_g &= (A_g^T W_g A_g)^{-1} A_g^T W_g c_g \end{aligned} \quad (3.1.9)$$

Или в объединенной блочно-диагональной форме:

$$\begin{bmatrix} x_a \\ x_g \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} A_a^T W_a A_a & 0 \\ 0 & A_g^T W_g A_g \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} A_a^T W_a c_a \\ A_g^T W_g c_g \end{bmatrix} \quad (3.1.10)$$

Веса могут задаваться на основе длительности замера, внешних условий или статистики предыдущих измерений. Далее измерения корректируются $\tilde{a}$ и $\tilde{\omega}$, вычисляются остаточные ошибки $\epsilon_{a,k}$, $\epsilon_{g,k}$ и проводится оценка точности калибровки σ_a , σ_g :

$$\begin{aligned} \epsilon_{a,k} &= \sqrt{\tilde{a}_x^2 + \tilde{a}_y^2 + \tilde{a}_z^2} - g; \quad \epsilon_{g,k} = \sqrt{\tilde{\omega}_x^2 + \tilde{\omega}_y^2 + \tilde{\omega}_z^2} - \Omega \\ \sigma_a &= \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N W_{a,k} \epsilon_{a,k}^2}; \quad \sigma_g = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N W_{g,k} \epsilon_{g,k}^2} \end{aligned} \quad (3.1.11)$$

ВМНК при нестационарных шумах дает состоятельную оценку параметров минимизируя функционал $J = \sum_{k=1}^N W_k \epsilon_k^2 \rightarrow \min$, в то время как обычный МНК дает смещенную оценку. Однако для случаев сильной неортогональности (для высокоточных систем нескольких ') лучше применять нелинейные методы из-за возрастающего влияния перекрестных связей, например, ЛВМ. Распишем его также на примере уравнений акселерометров (для гироскопов аналогично).

Задается вектор параметров $p = (b_x, b_y, b_z, s_x, s_y, s_z, \alpha, \beta, \rho)^T$ и формируется целевая функция:

$$\begin{aligned}
 F(p) &= \sum_{k=1}^N \left(\|a_{\text{изм},k}(p)\|^2 - g^2 \right)^2 \\
 r_k &= \|a_{\text{изм},k}(p)\|^2 - g^2 - \text{невязка} \\
 a_{\text{изм},k}(p) &= T(p) \cdot a_{\text{идеал},k} + b(p) - \text{модель измерений} \quad (3.1.12) \\
 T &= M \cdot S = \begin{pmatrix} s_x & -s_y\rho & s_z\beta \\ s_x\rho & s_y & -s_z\alpha \\ -s_x\beta & s_y\alpha & s_z \end{pmatrix}
 \end{aligned}$$

После раскрытия скобок и упрощения невязка в скалярном виде:

$$\begin{aligned}
 r &= [s_x^2(1 + \rho^2 + \beta^2)a_x^2 + s_y^2(1 + \rho^2 + \alpha^2)a_y^2 + \\
 &+ s_z^2(1 + \beta^2 + \alpha^2)a_z^2] + (-2s_x s_y \beta \alpha a_x a_y - 2s_x s_z \rho \alpha a_x a_z - \\
 &- 2s_y s_z \rho \beta a_y a_z) + 2[(s_x b_x + s_x \rho b_y - s_x \beta b_z)a_x + \\
 &+ (-s_y \rho b_x + s_y b_y + s_y \alpha b_z)a_y + (s_z \beta b_x - s_z \alpha b_y + s_z b_z)a_z] + \\
 &+ (b_x^2 + b_y^2 + b_z^2) - g^2 \quad (3.1.13)
 \end{aligned}$$

Делаем начальное приближение, например, $\mathbf{b} \approx 0$, $\mathbf{S} \approx \mathbf{I}$, $\alpha = \beta = \gamma \approx 0$. Первые два параметра можно оценить при помощи МНК или ВНК на двух первых замерах пробного шага для более точного начального приближения. Вычисляем Якобиан:

$$\begin{aligned}
 J_{k,j} &= \partial r_k / \partial p_j \\
 J &= \begin{pmatrix} \frac{\partial r_1}{\partial b_x} & \frac{\partial r_1}{\partial b_y} & \frac{\partial r_1}{\partial b_z} & \frac{\partial r_1}{\partial s_x} & \frac{\partial r_1}{\partial s_y} & \frac{\partial r_1}{\partial s_z} & \frac{\partial r_1}{\partial \alpha} & \frac{\partial r_1}{\partial \beta} & \frac{\partial r_1}{\partial \rho} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial r_N}{\partial b_x} & \frac{\partial r_N}{\partial b_y} & \frac{\partial r_N}{\partial b_z} & \frac{\partial r_N}{\partial s_x} & \frac{\partial r_N}{\partial s_y} & \frac{\partial r_N}{\partial s_z} & \frac{\partial r_N}{\partial \alpha} & \frac{\partial r_N}{\partial \beta} & \frac{\partial r_N}{\partial \rho} \end{pmatrix} \quad (3.1.14)
 \end{aligned}$$

В случае сложности вычисления аналитического Якобиана, он может вычисляться численно в виде:

$$\frac{\partial r_k}{\partial p_j} \approx \frac{r_k(p + \epsilon e_j) - r_k(p)}{\epsilon} \quad (3.1.15)$$

где ϵ – малый шаг ($10^{-6} \dots 10^{-8}$); e_j – базисный вектор (все нули, кроме единицы на j -й позиции). Далее решаем систему относительно поправки Δp_j к параметрам:

$$(J_j^T J_j + \lambda_j I) \Delta p_j = -J_j^T r(p_j) \quad (3.1.16)$$

где λ_j – параметр демпфирования ($\lambda_0 = 0.01$, $\mu = 10$ – коэффициент увеличения).

Уточняется вектор параметров $p_{j+1} = p_j + \Delta p_j$. Сравниваются значения целевой функции. Если $F(p_{j+1}) < F(p_j)$, то $\lambda_{j+1} = \lambda_j / \mu$, иначе $\lambda_{j+1} = \lambda_j \cdot \mu$.

Критерий окончания строится на оценке остаточной ошибки, как описано выше для ВМНК. Итоговая система для совместной калибровки акселерометров и гироскопов запишется в виде:

$$\begin{aligned} p &= (p_a, p_g)^T \\ p_a &= (b_{a,x}, b_{a,y}, b_{a,z}, s_{a,x}, s_{a,y}, s_{a,z}, \alpha_a, \beta_a, \rho_a)^T \\ p_g &= (b_{g,x}, b_{g,y}, b_{g,z}, s_{g,x}, s_{g,y}, s_{g,z}, \alpha_g, \beta_g, \rho_g)^T \\ T &= \begin{pmatrix} T_a & 0 \\ 0 & T_g \end{pmatrix}; T_a = M_a \cdot S_a; T_g = M_g \cdot S_g \\ r &= (r_a, r_g)^T; r_a = \|T_a a_k + b_a\|^2 - g^2; r_g = \|T_g \omega_k + b_g\|^2 - \Omega^2 \\ J &= \begin{pmatrix} \partial r_a / \partial p_a & 0 \\ 0 & \partial r_g / \partial p_g \end{pmatrix}; (J^T J + \lambda I) \Delta p = J^T r \end{aligned} \quad (3.1.17)$$

В данном случае $J^T J$ блочно-диагональная матрица размером (18x18). Такой подход справедлив за счет физической независимости погрешностей акселерометров и гироскопов.

Однако нельзя не отметить тот факт, что при таких способах задания уравнений связи для ВМНК и невязок для ЛВМ оценки могут вообще не сходиться

к истинным значениям или сходится, но со значительными ошибками. Для повышения точности калибровки необходима информация о положении платформы, которую можно получить из уравнений (2.2.2) в каждом положении или от ДУ платформы. Тогда уравнения невязки приобретут вид:

$$c_a = \begin{pmatrix} a_{изм,1} \\ \vdots \\ a_{изм,n} \end{pmatrix}, a_{изм,k} = (a_{x,k}, a_{y,k}, a_{z,k})^T; r_k = a_{калибр,k}(p) - a_{ист,k} =$$

$$= T(p)^{-1}(a_{изм,k} - b(p)) - T(p) \cdot a_{ист,k} + b(p)$$
(3.1.18)

Что приведет и к упрощению матрицы измерений A_a (для ВМНК):

$$A_{a,i} = \begin{pmatrix} g_{x,k} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & s_x g_{y,k} & s_x g_{z,k} & 0 \\ 0 & 0 & g_{y,k} & 1 & 0 & 0 & s_y g_{x,k} & 0 & s_y g_{z,k} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & g_{z,k} & 1 & 0 & s_z g_{x,k} & s_z g_{y,k} \end{pmatrix}$$
(3.1.19)

$$A_a = (A_{a,1}, A_{a,2} \dots A_{a,n})^T$$

Для гироскопов соответствует аналогичная запись. С учетом вышеизложенного блок-схема алгоритма 2.1.3 приобретет следующий вид.

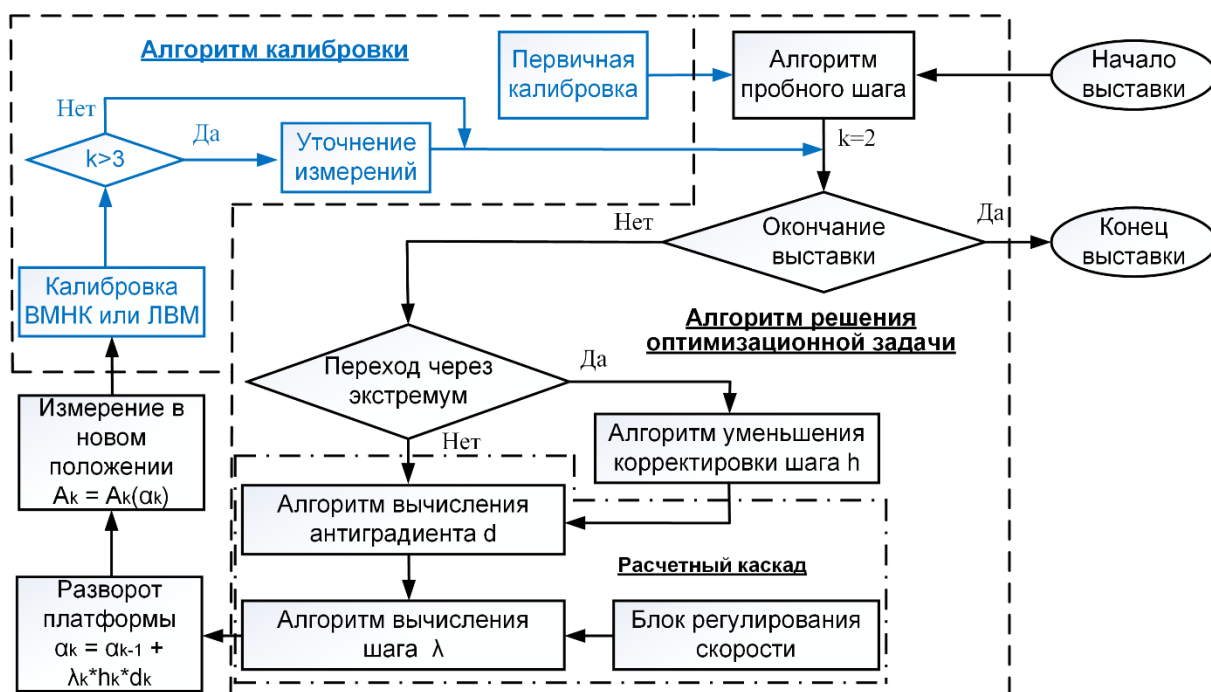


Рисунок 3.1.1 – Блок-схема выставки с калибровкой

В блок-схему добавлены блоки калибровки и уточнения измерений по результатам калибровки, которая начинается после того, как число промежуточных положений платформы k будет больше 3. Это необходимо для повышения точности

оценки калибровочных коэффициентов, о чем будет написано ниже. После пробного шага $k = 2$, поскольку имеются два положения – начальное и положения после пробного шага. Как только $k > 3$, начинается уточнение недоскомпенсированных инструментальных погрешностей датчиков для повышения точности начальной выставки и избегания попадания платформы в «овраг».

Еще одним важным источником погрешностей является сам контур стабилизации платформы, включающий каскад «датчик угла – двигатель стабилизации – редуктор». Этот контур вносит дополнительную ошибку выставки за счет невозможности идеально точно совершить разворот платформы. С другой стороны, показания ДУ могут принимать участие в алгоритме выставки и калибровки.

Отклонение платформы от плоскости горизонта и плоскости истинного меридиана Φ_x, Φ_y, Φ_z тогда можно рассматривать как суммарную погрешность, вызванную ошибками $\Theta_x, \Theta_y, \Theta_z$ управления платформой и ошибками стабилизации платформы Ψ_x, Ψ_y, Ψ_z , которые зависят от характеристик каскада контура стабилизации:

$$\Phi_x = \Theta_x + \Psi_x; \Phi_y = \Theta_y + \Psi_y; \Phi_z = \Theta_z + \Psi_z \quad (3.1.20)$$

Современные ДУ имеют высокую точность: до нескольких угловых секунд и выше, например, $\pm 0,4''$ или $\pm 1'' \div \pm 2''$ [129]. Таким образом, их погрешности не могут внести существенного влияния на точность выставки. Более того, упростится модель калибровки, поскольку будет известна базовая ориентация трехгранника, что позволит включить в уравнение связи истинные проекции измеряемых векторов.

Рассмотрим сценарий движения платформы в процессе вставки согласно рисунку 3.1.2. В каждой ориентации будет осуществляться калибровка (докалибровка) инструментальных погрешностей датчиков.

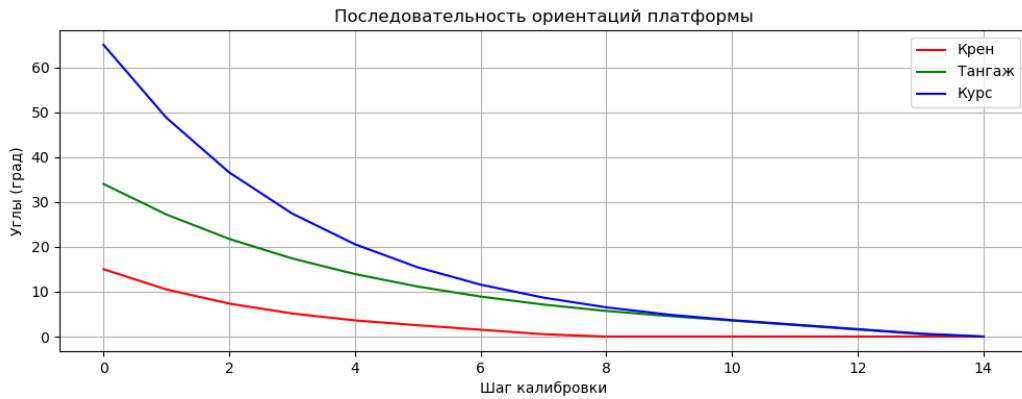


Рисунок 3.1.2 – Движение платформы в процессе выставки

Вначале рассмотрим случай калибровки постоянных смещений нуля, когда прибор находится во включенном состоянии продолжительное время, что должно способствовать нахождению инструментальных погрешностей в установившемся режиме. В таблице 3.1.1 приведены оценки постоянных смещений нуля при помощи ВМНК для двух случаев: когда известна текущая ориентация платформы – модель (3.1.19) и когда истинная ориентация платформы неизвестна – модель (3.1.4), (3.1.7), (3.1.8). На рисунке 3.1.3 приведены графики сходимости ошибки калибровки акселерометров и гироскопов и оценки смещений нуля для этих смещений. Здесь два левых графика приведены для случая известной ориентации платформы, а два правых для случая неизвестной.

Анализ таблицы показывает, что все оценки СН достаточно близки к истинным СН для обоих случаев. Однако при неизвестной ориентации СКО оценок на порядок больше, чем при известной ориентации. Также стоит отметить, что при известной ориентации оценки после первой итерации сходятся к истинным значениям (рисунок 3.1.3 слева), в то время как при неизвестной ориентации необходимо 4-5 итераций, чтобы точность оценок находилась на приемлемом уровне (рисунок 3.1.3 справа). Это означает, что первые итерации корректировать СН неэффективно, поскольку ошибка оценки СН оказывается больше истинных СН в разы. Так, ошибка оценки СН акселерометра на уровне $0,002 \text{ м/с}^2$ дает ошибку горизонтирования в $0,011^\circ$ (при достижимом $0,006^\circ$), а ошибка оценки СН

гироскопа 0,002 град/ч дает ошибку гироскомпасирования в 0,016° (при достижимом 0,007 °).

Таблица 3.1.1 – Оценка постоянных смещений нуля ВМНК

Оцененные смещения нуля датчиков в м/с ² и град/ч							
$b_{a,x}$	$b_{a,y}$	$b_{a,z}$	СКОа	$b_{g,x}$	$b_{g,y}$	$b_{g,z}$	СКОг
Известна текущая ориентация платформы							
0,09948	-0,04792	0,03061	0,00222	0,10048	-0,20311	0,05107	0,00333
0,10001	-0,05448	0,03211	0,00496	0,09500	-0,19532	0,05010	0,00684
0,09601	-0,05046	0,03026	0,00400	0,10473	-0,19691	0,04906	0,00573
0,10133	-0,05296	0,03122	0,00347	0,09953	-0,19553	0,04842	0,00475
Ориентация платформы неизвестна							
0,09725	-0,05150	0,02947	0,01290	0,09770	-0,19552	0,04983	0,05032
0,10359	-0,04995	0,02975	0,01354	0,09880	-0,20516	0,04811	0,05370
0,09486	-0,05290	0,02995	0,01234	0,09823	-0,19964	0,04875	0,05134
0,10190	-0,05022	0,02967	0,01349	0,09744	-0,20259	0,04854	0,05277
Истинные смещения нуля датчиков							
0,1	-0,05	0,03	-	0,1	-0,2	0,05	-

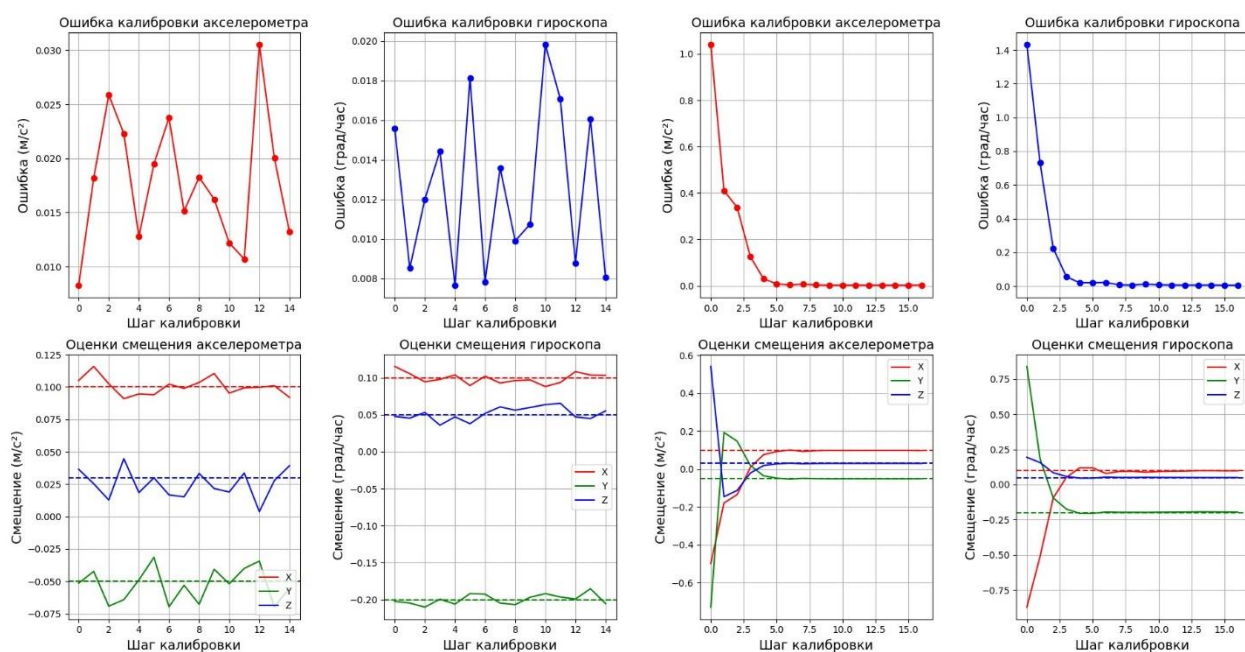


Рисунок 3.1.3 – Оценка постоянных СН через ВМНК при известной (слева) и неизвестной (справа) ориентации платформы

В таблице 3.1.2 и на рисунке 3.1.4 приведены те же результаты, но для метода ЛВМ.

Таблица 3.1.2 – Оценка постоянных смещений нуля ЛВМ

Оцененные смещения нуля датчиков в м/с ² и град/ч							
$b_{a,x}$	$b_{a,y}$	$b_{a,z}$	СКО _а	$b_{g,x}$	$b_{g,y}$	$b_{g,z}$	СКО _г
Известна текущая ориентация платформы							
0,09983	-0,04987	0,02986	0,00025	0,09998	-0,20036	0,04997	0,00037
0,10017	-0,04981	0,02979	0,00032	0,10018	-0,19952	0,05029	0,00059
0,09979	-0,04985	0,03006	0,00025	0,09991	-0,20011	0,04968	0,00034
0,09998	-0,05014	0,03030	0,00034	0,09991	-0,19966	0,04986	0,00036
Ориентация платформы неизвестна							
0,10945	-0,03105	0,03021	0,02117	0,09972	-0,19942	0,04992	0,00064
0,09696	-0,05215	0,02946	0,00375	0,09980	-0,20023	0,05010	0,00032
0,09691	-0,05879	0,02998	0,00931	0,10021	-0,19990	0,05018	0,00029
0,09770	-0,05223	0,02972	0,00321	0,09974	-0,20018	0,04998	0,00031
Истинные смещения нуля датчиков							
0,1	-0,05	0,03	-	0,1	-0,2	0,05	-

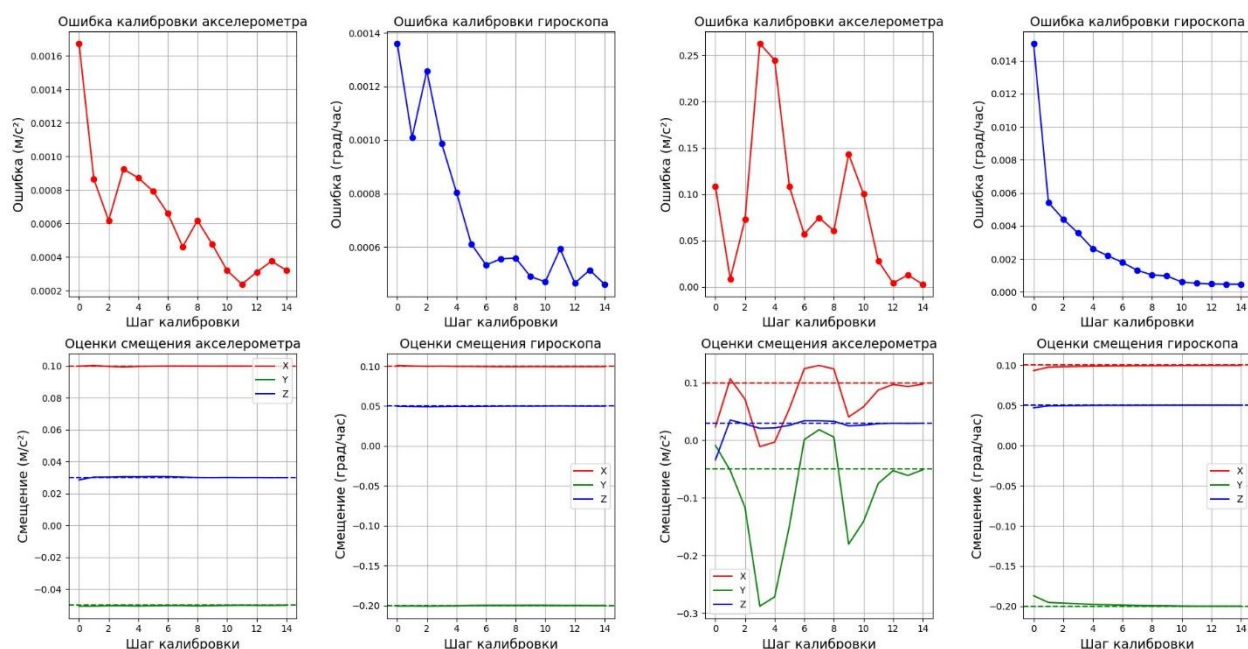


Рисунок 3.1.4 – Оценка постоянных СН через ЛВМ при известной (слева) и неизвестной (справа) ориентации платформы

Точность оценки методом ЛВМ оказывается на порядок выше, чем ВМНК при тех же начальных условиях. При известной ориентации платформы оценки сходятся с высокой точностью после первой итерации. При неизвестной ориентации для ЛВМ уже нужно больше ориентаций для оценки СН акселерометров (не меньше 10). Однако финальная точность оценки СН оказывается на высоком уровне.

Далее рассматривается случай калибровки СН, ошибок МК и неортогональностей осей (НО) только при известной ориентации платформы,

поскольку в противном случае ошибки становятся ненаблюдаемыми и ошибки оценки параметров превышают истинные ошибки. Это связано с тем, что уравнение связи в общем виде является нелинейным, а его линеаризация приводит к дополнительным погрешностям модели, что приводит к смещенным оценкам калибровки. В таблице 3.1.3 и на рисунках 3.1.5 и 3.1.6 приведены результаты калибровки СН, МК и НО методами ВМНК и ЛВМ.

Таблица 3.1.3 – Оценка параметров методами ВМНК и ЛВМ

	ВМНК				ЛВМ				Истинные
	1	2	3	4	1	2	3	4	
$b_{a,x}$	0,1045	0,1012	0,1050	0,1009	0,1107	0,1007	0,0968	0,0921	0,1
$b_{a,y}$	-0,0407	-0,0389	-0,0404	-0,0388	-0,0525	-0,0475	-0,0485	-0,0499	-0,05
$b_{a,z}$	-0,0009	-0,0005	-0,0003	-0,0005	0,0297	0,0307	0,0296	0,0294	0,03
СКО b_a	0,0325	0,0324	0,0322	0,0325	0,0110	0,0026	0,0034	0,0078	-
$s_{a,x}$	1,0101	1,0096	1,0103	1,0104	1,0114	1,0099	1,0096	1,0091	1,01
$s_{a,y}$	0,9796	0,9795	0,9795	0,9797	0,9804	0,9797	0,9794	0,9797	0,98
$s_{a,z}$	1,0232	1,0231	1,0231	1,0231	1,0200	1,0199	1,0200	1,0200	1,02
СКО s_a	0,0032	0,0031	0,0031	0,0031	0,0015	0,0002	0,0006	0,0009	-
$\alpha_{a,x}$	0,4863	0,4974	0,5100	0,5020	0,5023	0,4999	0,4995	0,4994	0,5
$\beta_{a,y}$	-1,0242	-1,0056	-1,0244	-1,0007	-1,0009	-1,0013	-0,9996	-0,9993	-1,0
$\rho_{a,z}$	0,7514	0,7586	0,7495	0,7621	0,7002	0,6997	0,6999	0,6999	0,7
СКО θ_a	0,0585	0,0589	0,0561	0,0621	0,0025	0,0002	0,005	0,0009	-
$b_{g,x}$	0,1102	0,1125	0,1129	0,1143	0,1192	0,1094	0,1048	0,1135	0,1
$b_{g,y}$	-0,1928	-0,1970	-0,2061	-0,1947	-0,2036	-0,2026	-0,1968	-0,1956	-0,2
$b_{g,z}$	0,0188	0,0191	0,0191	0,0212	0,0529	0,0512	0,0523	0,0506	0,05
СКО b_g	0,0335	0,0334	0,0340	0,0325	0,0197	0,0099	0,0062	0,0142	-
$s_{g,x}$	0,9896	0,9896	0,9896	0,9895	0,9910	0,9903	0,9904	0,9905	0,99
$s_{g,y}$	1,0296	1,0299	1,0306	1,0297	1,0301	1,0299	1,0296	1,0296	1,03
$s_{g,z}$	0,9720	0,9719	0,9718	0,9717	0,9697	0,9698	0,9697	0,9699	0,97
СКО s_g	0,0021	0,0019	0,0019	0,0018	0,0010	0,0004	0,0006	0,0006	-
$\alpha_{g,x}$	-0,3162	-0,2963	-0,2953	-0,2958	-0,2998	-0,3000	-0,2998	-0,3002	-0,3
$\beta_{g,y}$	0,7631	0,7533	0,7513	0,7494	0,7984	0,7993	0,7995	0,7990	0,8
$\rho_{g,z}$	-0,4723	-0,4834	-0,5243	-0,4740	-0,4999	-0,4997	-0,5001	-0,5001	-0,5
СКО θ_g	0,04885	0,0496	0,0546	0,0570	0,0015	0,0006	0,0004	0,0009	-

Как и ранее оценки методом ЛВМ преимущественно на порядок точнее оценок методом ВМНК. Однако для обоих методов необходимо не менее 4-5 ориентаций для того, чтобы оценки начали близко сходиться к истинным значениям. Корректировать инструментальные ошибки по данным с более ранних ориентаций нельзя, поскольку ошибки оценки могут превышать истинные погрешности датчиков.

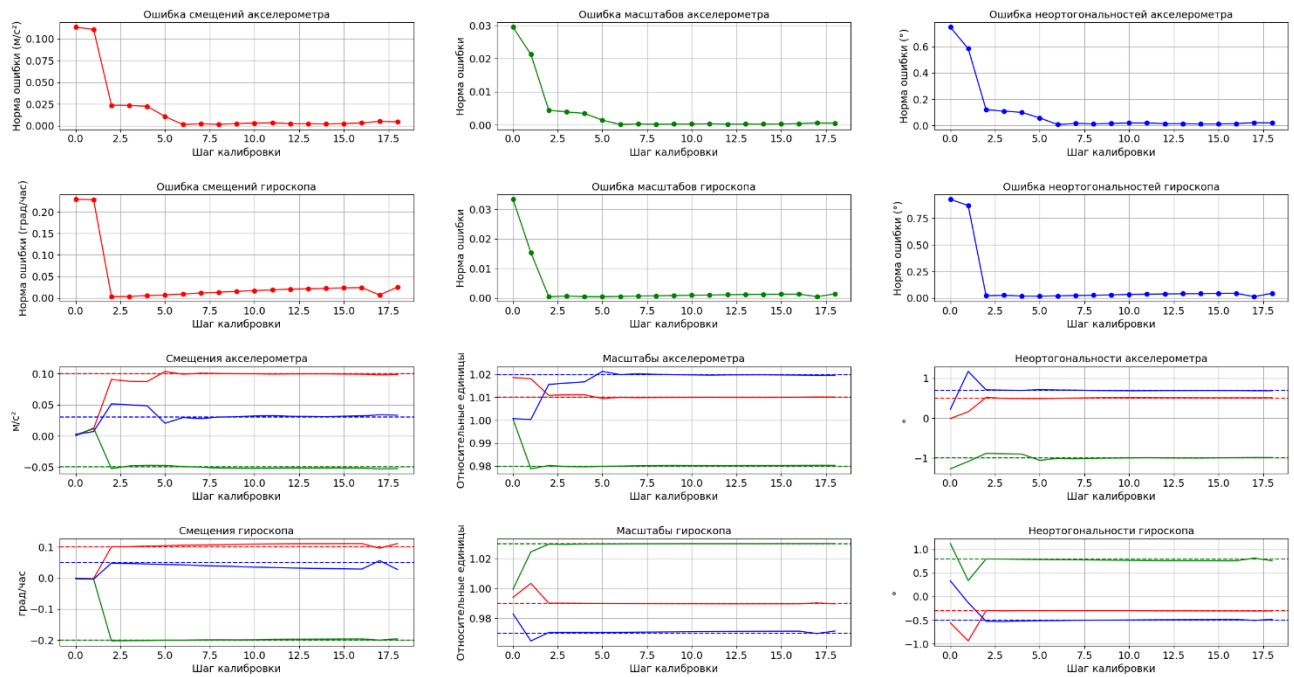


Рисунок 3.1.5 – Оценка всех параметров методом ВМНК

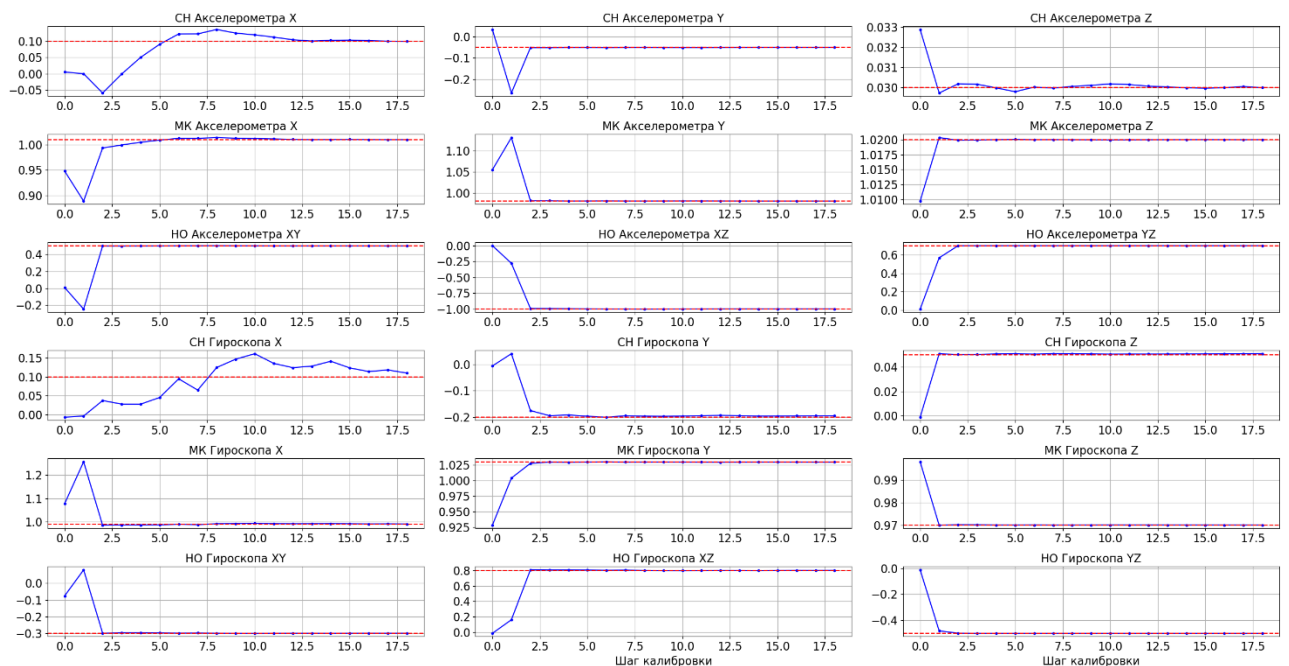


Рисунок 3.1.6 – Оценка всех параметров методом ЛВМ

Тем не менее, к такой калибровке стоит прибегать в крайних случаях, когда нет возможности провести полноценную многопозиционную калибровку прибора, ведь точность оценки по предлагаемой методике ниже, поскольку в зависимости от начального положения платформы выставка может осуществиться не за 10-15

итераций, а за меньшее число, что не позволит оценить все погрешности и приведет к увеличению ошибки выставки. Также для точной калибровки необходимо разнообразие пространственных положений, что не всегда возможно достичь при предлагаемом подходе. Для точной калибровки методом ВМНК необходимо не менее 12 ориентаций, а методом ЛВМ не менее 15. Однако при наличии достаточного времени можно принудительно привести платформу в граничные положения и начать выставку с параллельной калибровкой, что должно обеспечить необходимо число разнообразных ориентаций для оценки всех инструментальных погрешностей датчиков.

Еще одним важным случаем является выход системы на режим после включения. В главе 1 п.1.4.3 описывались случаи, когда необходимо оперативно проводить выставку после подачи питания на прибор, что приводит к дрейфу СН до момента выхода системы в установившийся режим. В таблице 3.1.4 и на рисунках 3.1.7-3.1.8 приведены результаты калибровки при таком сценарии.

Таблица 3.1.4 – Оценка переменных СН методами ВМНК и ЛВМ

Оцененные смещения нуля датчиков в м/с ² и град/ч							
$b_{a,x}$	$b_{a,y}$	$b_{a,z}$	СКО _a	$b_{g,x}$	$b_{g,y}$	$b_{g,z}$	СКО _g
ВМНК							
Известна текущая ориентация платформы							
0,1042	-0,0523	0,0308	0,0049	0,1205	-0,2040	0,0526	0,0211
0,1046	-0,0522	0,0344	0,0068	0,1215	-0,2027	0,0536	0,0219
0,1042	-0,0514	0,0295	0,0045	0,1219	-0,2028	0,0535	0,0224
0,1034	-0,0508	0,0295	0,0036	0,1215	-0,2050	0,0538	0,0225
Ориентация платформы неизвестна							
0,0937	-0,0654	0,0297	0,0166	0,0685	-0,1191	0,0786	0,0916
0,0907	-0,0656	0,0292	0,0181	0,0711	-0,1175	0,0776	0,0918
0,0921	-0,0642	0,0290	0,0163	0,0705	-0,1219	0,0770	0,0879
0,0923	-0,0653	0,0294	0,0171	0,0698	-0,1202	0,0777	0,0899
ЛВМ							
Известна текущая ориентация платформы							
0,1047	-0,0528	0,0309	0,0056	0,1047	-0,2046	0,0522	0,0070
0,1045	-0,0524	0,0307	0,0052	0,1047	-0,2045	0,0524	0,0069
0,1044	-0,0530	0,0308	0,0054	0,1045	-0,2046	0,0529	0,0071
0,1042	-0,0526	0,0306	0,0050	0,1047	-0,2044	0,0526	0,0070
Истинные смещения нуля датчиков							
0,1	-0,05	0,03	-	0,1	-0,2	0,05	-

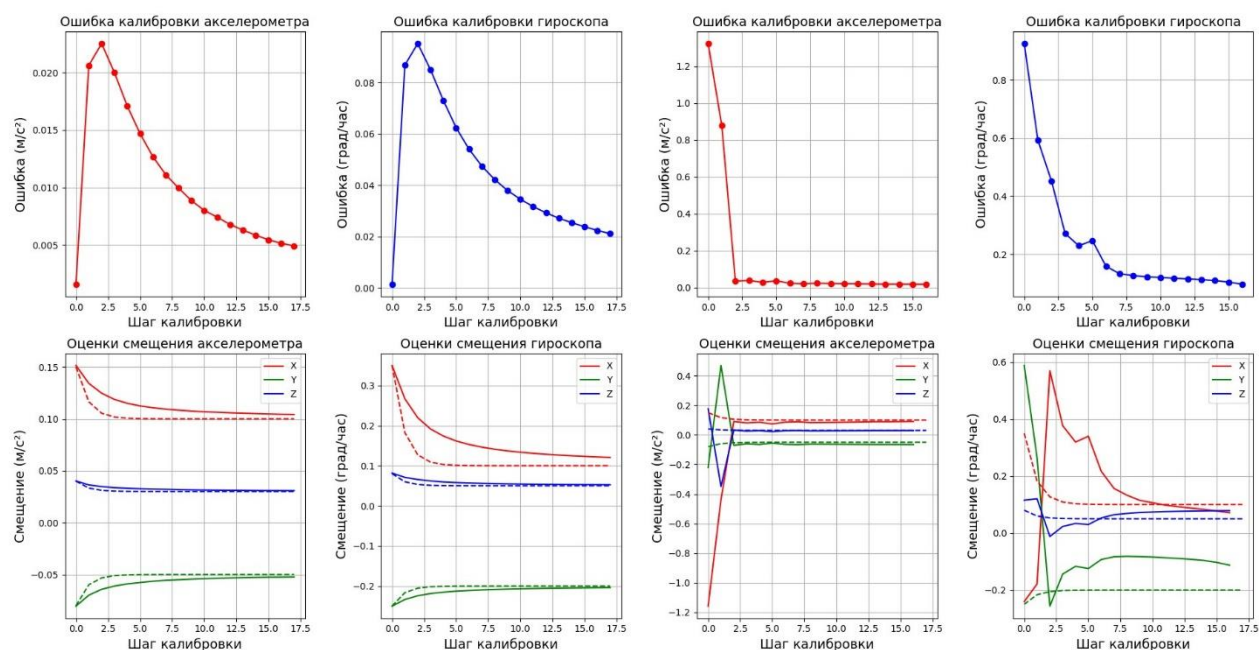


Рисунок 3.1.7 – Оценка переменных СН через ВМНК при известной (слева) и неизвестной (справа) ориентации платформы

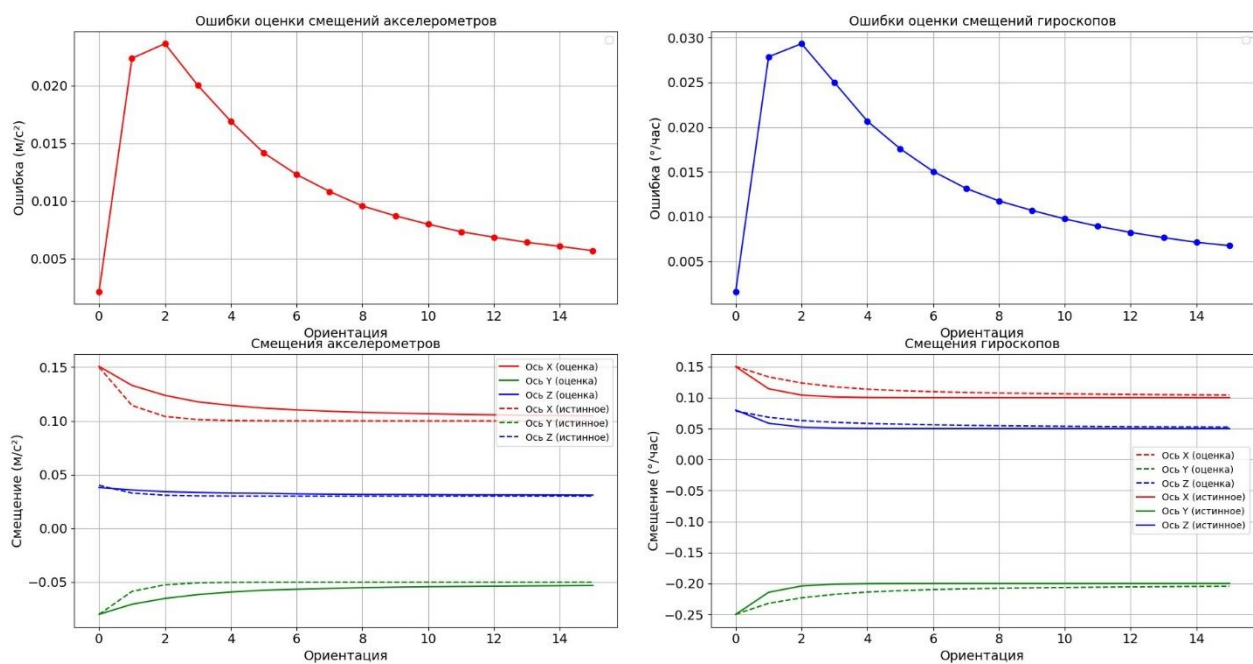


Рисунок 3.1.8 – Оценка переменных СН через ЛВМ при известной ориентации платформы

Анализ показывает, что поскольку СН изменяется со временем во всех случаях присутствует переходный характер изменения оценок, которые в конечном итоге стремятся к истинным значениям. Оценки СН методом ЛВМ при неизвестной ориентации платформы имеют расходящийся характер, поэтому они не приведены.

Те же оценки, но методом ВМНК также имеют низкую точность сходимости на порядок хуже, чем при известной ориентации платформы. Ошибка оценки СН акселерометров оказывается на уровне $0,01 \text{ м/с}^2$, что приводит к ошибке горизонтирования $0,05^\circ$. В случае гироскопов ошибка $0,02 \text{ град/ч}$, приводит к ошибке гирокомпасирования на уровне $0,13^\circ$. При известной ориентации платформы ошибки датчиков оказываются такими же, как и при постоянном СН, что обеспечивает ошибки горизонтирования и гирокомпасирования $0,01^\circ$.

Далее рассмотрим принцип калибровки БИНС с вращающимся БЧЭ. Для простоты рассмотрим только ВМНК, предполагая, что при ЛВМ результаты будут на том же уровне или точнее. В таблице 3.1.5 и на рисунке 3.1.9 приведены результаты калибровки при известной и неизвестной ориентации платформы. Видно, что 10 ориентаций достаточно, чтобы оценки пришли к приемлемым величинам даже при неизвестной ориентации платформы. При известной ориентации оценки сходятся к истинным уже после первой итерации и на порядок точнее, чем при неизвестной ориентации. Для увеличения сходимости можно сделать полный оборот на 360° всего БЧЭ, чтобы получить как можно больше разнообразных ориентаций датчиков для повышения точности оценки параметров.

Таблица 3.1.5 – Оценка постоянных СН методом ВМНК

Оцененные смещения нуля датчиков в м/с^2 и град/ч							
$b_{a,x}$	$b_{a,y}$	$b_{a,z}$	СКО _а	$b_{g,x}$	$b_{g,y}$	$b_{g,z}$	СКО _г
ВМНК							
Известна текущая ориентация платформы							
0,1017	-0,0538	0,0295	0,0042	0,1045	-0,1978	0,0466	0,0060
0,0999	-0,0531	0,0289	0,0033	0,0999	-0,1995	0,4528	0,0047
0,0996	-0,0523	0,0307	0,0025	0,0993	-0,1958	0,0470	0,0051
0,1005	-0,0499	0,0254	0,0046	0,1022	-0,2020	0,0495	0,0046
Ориентация платформы неизвестна							
0,0850	-0,0530	0,0279	0,0153	0,0952	-0,2133	0,0468	0,0145
0,1093	-0,0491	0,0348	0,0105	0,1038	-0,1866	0,0455	0,0145
0,1102	-0,0521	0,0514	0,0109	0,0930	-0,2131	0,0514	0,0149
0,1039	-0,0495	0,0312	0,0041	0,0999	-0,2010	0,0484	0,0018
Истинные смещения нуля датчиков							
0,1	-0,05	0,03	-	0,1	-0,2	0,05	-

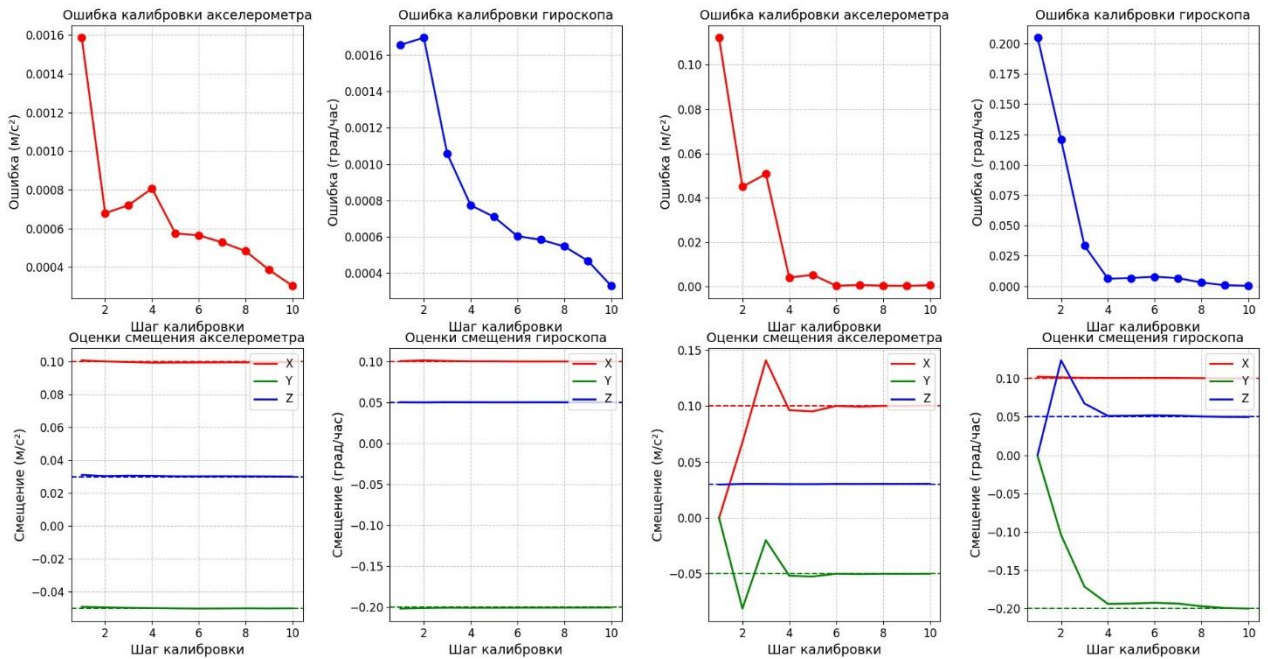


Рисунок 3.1.9 – Оценка постоянных СН через ВМНК при известной ориентации платформы

В таблице 3.1.6 и на рисунке 3.1.10 приведены результаты калибровки СН при условии их выхода в установившийся режим после подачи питания на прибор.

Таблица 3.1.6 – Оценка переменных СН методом ВМНК

Оцененные смещения нуля датчиков в м/с² и град/ч							
$b_{a,x}$	$b_{a,y}$	$b_{a,z}$	СКО _a	$b_{g,x}$	$b_{g,y}$	$b_{g,z}$	СКО _г
ВМНК							
Известна текущая ориентация платформы							
0,1028	-0,0519	0,0289	0,0036	0,0961	-0,1986	0,0484	0,0043
0,0947	-0,0460	0,0289	0,0066	0,1033	-0,2001	0,0505	0,0033
0,1016	-0,0476	0,0301	0,0028	0,1046	-0,2002	0,0461	0,0060
0,0956	-0,0479	0,0326	0,0054	0,0996	-0,1975	0,0538	0,0045
Ориентация платформы неизвестна							
0,1383	-0,0504	0,0438	0,0407	0,2544	0,0340	0,0261	0,2814
0,1202	-0,0472	0,0355	0,0212	0,2468	-0,0013	0,0267	0,2414
0,1142	-0,0540	0,0390	0,0174	0,2601	0,0478	0,0247	0,2961
0,1110	-0,0488	0,0395	0,0146	0,2488	0,0151	0,0253	0,2678
Истинные смещения нуля датчиков в установившемся режиме							
0,1	-0,05	0,03	-	0,1	-0,2	0,05	-

Анализ показывает, что при известной ориентации платформы оценки сходятся уже после 5 итераций, а при неизвестной ориентации не хватает даже 10. Для повышения точности сходимости оценок необходимо увеличение числа ориентаций платформы, что можно добиться путем введения полного оборота БЧЭ.

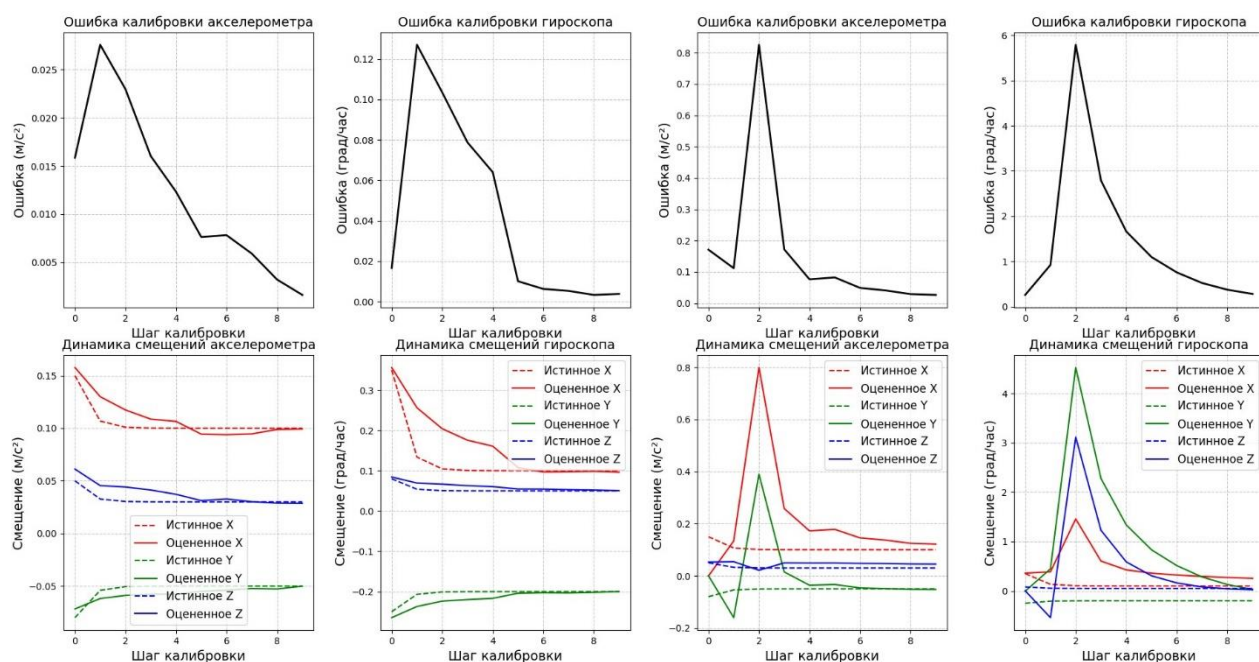


Рисунок 3.1.10 – Оценка переменных СН через ВМНК при известной (слева) и неизвестной (справа) ориентации платформы

В таблице 3.1.7 и на рисунке 3.1.11 приведены результаты калибровки СН, МК и НО при известной ориентации платформы, поскольку при неизвестной ориентации получить сходимость всех параметров не представляется возможным. К такой калибровке необходимо прибегать, когда неизвестны инструментальные погрешности датчиков, поскольку он позволяет их оценить с приемлемой точностью.

Таблица 3.1.7 – Оценка параметров ВМНК

	ВМНК				
	1	2	3	4	Истинные
$b_{a,x}$	0,0927	0,1218	0,0954	0,0902	0,1
$b_{a,y}$	-0,0442	-0,0629	-0,0610	-0,0270	-0,05
$b_{a,z}$	0,0253	0,0283	0,0369	0,0051	0,03
$s_{a,x}$	1,0221	1,0215	1,0197	1,0211	1,01
$s_{a,y}$	0,9811	0,9783	0,9800	0,9824	0,98
$s_{a,z}$	1,0500	1,0504	1,0505	1,0480	1,02
$\alpha_{a,x}$	0,0097	0,0106	0,0114	0,0076	0,01
$\beta_{a,y}$	0,0054	0,0064	0,0039	0,0053	0,005
$\rho_{a,z}$	-0,0019	-0,0058	-0,0035	-0,0007	-0,003
$b_{g,x}$	0,0968	0,1017	0,1011	0,1112	0,1
$b_{g,y}$	-0,1842	-0,2067	-0,2012	-0,1970	-0,2
$b_{g,z}$	0,0482	0,0539	0,0558	0,0598	0,05
$s_{g,x}$	0,9711	0,9714	0,9700	0,9697	0,99
$s_{g,y}$	1,0318	1,0291	1,0295	1,0296	1,03
$s_{g,z}$	1,0097	1,0092	1,0094	1,0098	0,97
$\alpha_{g,x}$	-0,0057	-0,0051	-0,0046	-0,0044	-0,005
$\beta_{g,y}$	0,0085	0,0087	0,0081	0,0082	0,008
$\rho_{g,z}$	0,0024	0,0013	0,0015	0,0013	0,002

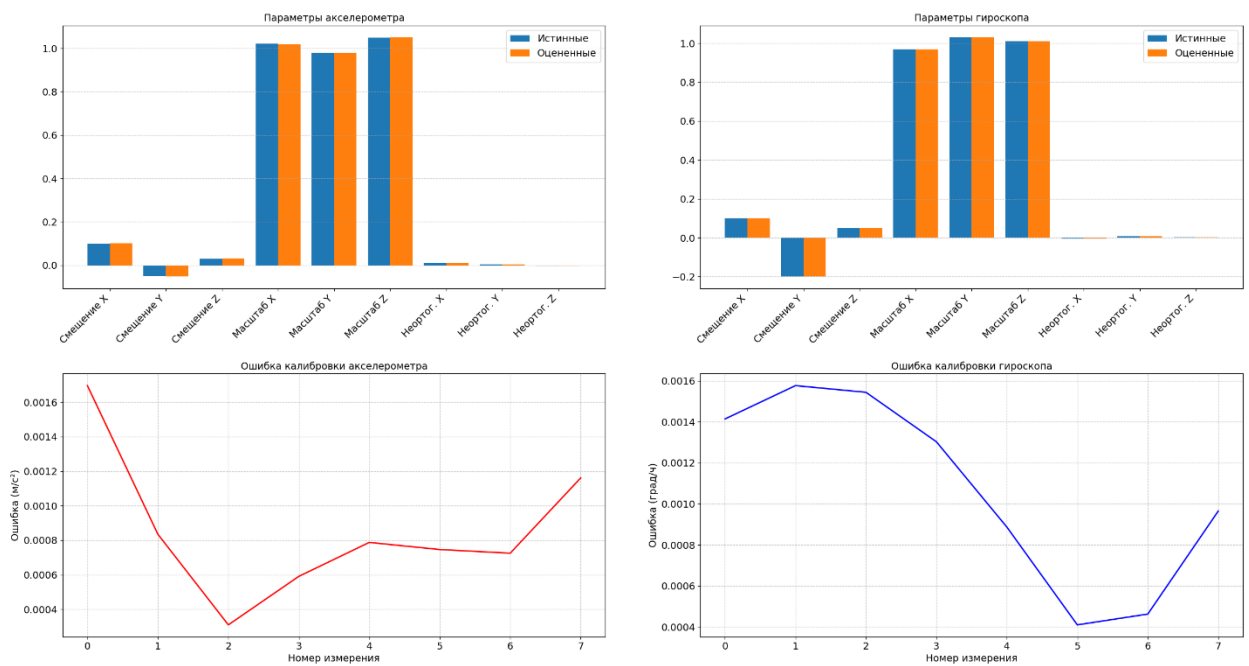


Рисунок 3.1.11 – Оценка всех параметров методом ВМНК

3.2 Применение двухкаскадного алгоритма

Основой двухкаскадного алгоритма служит переключение с метода градиентного спуска (МГС) на метод сканирования (МС) в окрестности экстремума. Это означает, что в начальный момент времени алгоритм работает в режиме МГС для ускоренного приближения платформы к области экстремума, а затем, по достижении определенного значения угла отклонения платформы от плоскости горизонта или плоскости истинного меридиана осуществляется переключение на МС.

Условие переключения на второй каскад для КП (слева) и МП (справа) осуществляется согласно следующей логике:

$$\begin{cases} \widehat{\alpha}_k > \Delta \rightarrow \text{МГС} \\ \widehat{\alpha}_k \leq \Delta \rightarrow \text{МС} \end{cases}, \quad \begin{cases} \widehat{N}_k > \Delta \rightarrow \text{МГС} \\ \widehat{N}_k \leq \Delta \rightarrow \text{МС} \end{cases} \quad (3.2.1)$$

где $\widehat{\alpha}_k$ – оценки средних значений угла отклонения платформы от плоскости горизонта или плоскости истинного меридиана; $\widehat{N}_k = \widehat{A}_k; \widehat{G}_k$ оценки средних значений показаний акселерометров и гироскопов в промежуточной ориентации платформы; Δ – граничное значение оценки средних значений угла (для КП) или средних показаний (для МП) для переключения метода.

Сам МС реализуется согласно следующей модели:

$$\begin{cases} h_k = h_{k-1}, & \text{if } \text{sign}(\widehat{N}_k) = \text{sign}(\widehat{N}_{k-1}) \\ h_k = -h_{k-1}/l, & \text{if } \text{sign}(\widehat{N}_k) \neq \text{sign}(\widehat{N}_{k-1}) \end{cases} \quad (3.2.2)$$

В случае КП в (3.2.2) $\widehat{N}_k$ меняется на $\widehat{\alpha}_k$.

Одной из причин потери устойчивости или заикливания однокаскадного алгоритма является нестабильность шага λ_{α_k} в окрестности экстремума, как показано на рисунке 3.2.1. В соответствии с системой (2.1.1) происходит деление оценок $\widehat{\alpha}_k$ и $\widehat{N}_k$ на величины антиградиентов d_{α_k} . В случае невозмущенного алгоритма d_{α_k} асимптотически стремятся к нулю (или к некоторым постоянным значениям) $\rightarrow \lambda_{\alpha_k}$ также будут стремиться асимптотически к некоторым постоянным значениям. При воздействии шумов нарушаются «плавные» изменения оценок $\widehat{\alpha}_k$ и $\widehat{N}_k$ и антиградиентов d_{α_k} , что приводит к изображенным на рисунках выбросам при расчете λ_{α_k} . А учитывая тот факт, что λ_{α_k} и d_{α_k} участвуют

в расчете (2.1.1) приращений угла поворота платформы, то эти выбросы далее проявляются в оценках $\widehat{\alpha}_k$ и $\widehat{N}_k$. Таким образом, процесс заикливается.

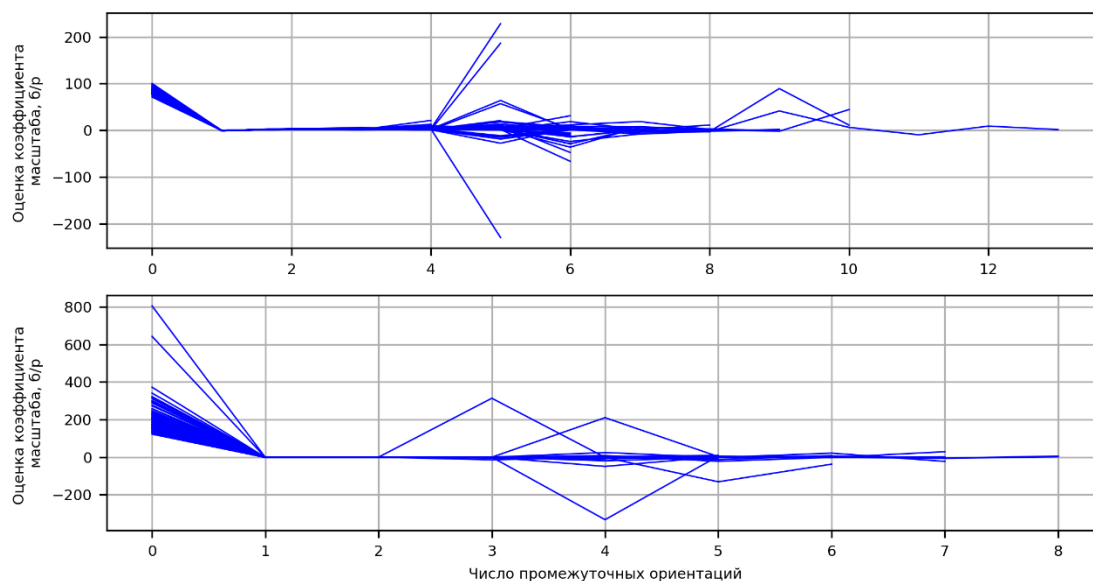


Рисунок 3.2.1 – Рассчитанные шаги для канала горизонтирования (сверху) и гироскомпасирования (снизу)

Блок-схема двухкаскадного алгоритма приведена на рисунке 3.2.2. Принцип работы в целом соответствует блок-схеме на рисунке 2.1.3 с уточнением того, что осуществляется мониторинг текущего положения платформы в части переключения режима. Как только оценки $\widehat{\alpha}_k$ и $\widehat{N}_k$ достигают значений Δ (3.2.1), то происходит переключение на второй каскад, работающий по (3.2.2) вплоть до завершения выставки.

Условие переключение на второй каскад в (3.2.1) наступает преимущественно после 4-6 итераций при МГС, поскольку за это число ориентация платформы, как правило, успевает достичь значения $0.1^\circ \div 0.4^\circ$.

Принципиальным вопросом при работе второго каскада является задание начально шага h_0 . Выбор большого шага может привести к значительному перерегулированию и затягиванию процесса. Малый шаг будет приводит к затягиванию выставки. На рисунке 3.2.3 приведены результаты варьирования начального шага платформы для КП и МП при горизонтировании платформы (слева) и гироскомпасировании (справа).



Рисунок 3.2.2 – Блок-схема двухкаскадного алгоритма

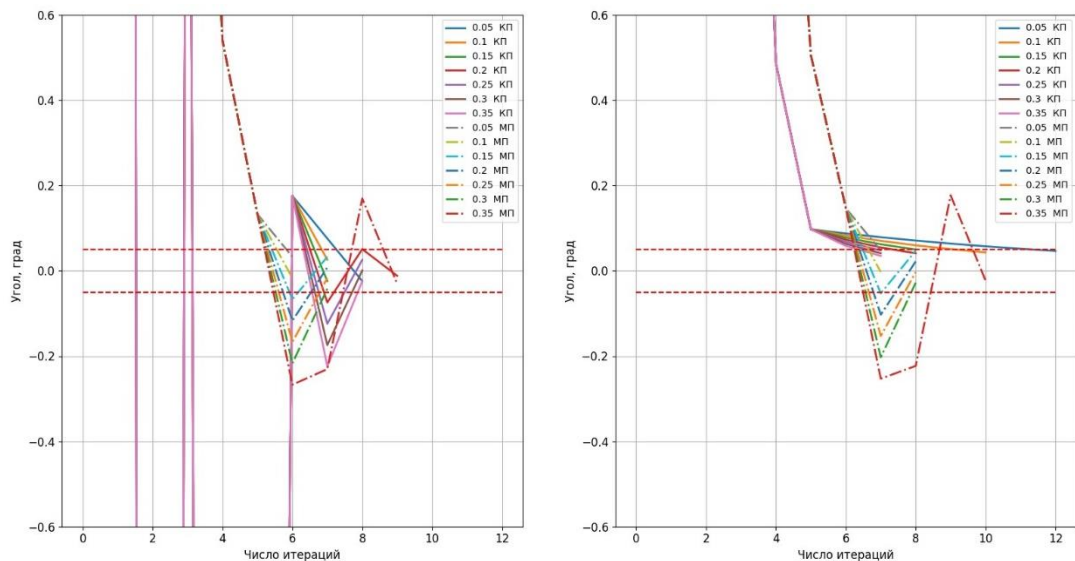


Рисунок 3.2.3 – Варьирование начального шага второго каскада

Варьирование показало, что выбор начального шага большего 0.35° приводит к значительному увеличению времени выставки, по сравнению с однокаскадным вариантом. Наиболее оптимальным в невозмущенном режиме является выбор шага на уровне $0.05^\circ \div 0.3^\circ$. Выбор шага меньше, также, как и в случае значительного, приведет к увеличению времени выставки.

Те же самые положения справедливы и для БИНС с вращающимся БЧЭ (рисунок 3.2.4), который в невозмущенном режиме не уступает по быстродействию однокаскадному варианту. На данном рисунке приводится вариант, когда индикатором остановки алгоритма являются оценки $\widehat{N}_k$ в окрестности экстремума. Видно, что точность оценки $\widehat{N}_k$ должна быть на уровне $10^{-2} \text{ м/с}^2 \div 10^{-3} \text{ м/с}^2$.

Для БИНС с вращающимся БЧЭ условие переключения (3.2.1) будет принимать вид в зависимости от принимаемой команды управления (Com) выставки в оси X, Y, Z:

$$\begin{cases} \begin{cases} \widehat{A}_y > \Delta \wedge \widehat{A}_z > \Delta, \rightarrow \text{МГС} \\ \widehat{A}_y \leq \Delta \wedge \widehat{A}_z \leq \Delta, \rightarrow \text{МС} \end{cases}, \text{if } Com = X \\ \begin{cases} \widehat{A}_x > \Delta \wedge \widehat{A}_z > \Delta, \rightarrow \text{МГС} \\ \widehat{A}_x \leq \Delta \wedge \widehat{A}_z \leq \Delta, \rightarrow \text{МС} \end{cases}, \text{if } Com = Y \\ \begin{cases} \widehat{A}_x > \Delta \wedge \widehat{A}_y > \Delta, \rightarrow \text{МГС} \\ \widehat{A}_x \leq \Delta \wedge \widehat{A}_y \leq \Delta, \rightarrow \text{МС} \end{cases}, \text{if } Com = Z \end{cases} \quad (3.2.3)$$

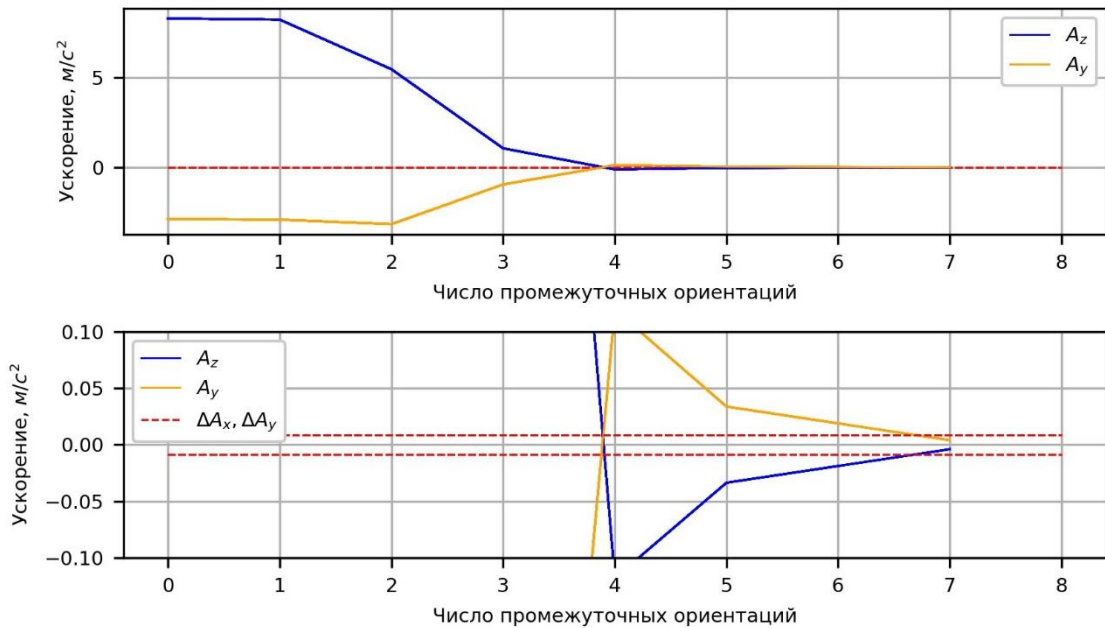


Рисунок 3.2.4 – Двухкаскадная реализация БИНС с вращающимся БЧЭ в невозмущенном режиме

При выставке вертикально оси X, оси Y и Z будут стремиться к плоскости горизонта, поэтому для переключения каскада необходимо выполнения условий по вхождению в требуемый точностной диапазон показаний акселерометров вдоль

этих двух осей. Аналогично с учетом уточнений в соответствии с рисунком 2.3.4 и для других осей.

Логика работы МС также соответствует (3.2.2), но с учетом уточнений, как в (3.2.3):

$Com = X:$

$$\begin{cases} h_k = h_{k-1}, \text{if } \text{sign}(\widehat{A}_y) = \text{sign}(\widehat{A}_y) \wedge \text{sign}(\widehat{A}_z) = \text{sign}(\widehat{A}_z) \\ h_k = -h_{k-1}/l, \text{if } \text{sign}(\widehat{A}_y) \neq \text{sign}(\widehat{A}_y) \wedge \text{sign}(\widehat{A}_z) \neq \text{sign}(\widehat{A}_z) \end{cases}$$

$Com = Y:$

$$\begin{cases} h_k = h_{k-1}, \text{if } \text{sign}(\widehat{A}_x) = \text{sign}(\widehat{A}_x) \wedge \text{sign}(\widehat{A}_z) = \text{sign}(\widehat{A}_z) \\ h_k = -h_{k-1}/l, \text{if } \text{sign}(\widehat{A}_x) \neq \text{sign}(\widehat{A}_x) \wedge \text{sign}(\widehat{A}_z) \neq \text{sign}(\widehat{A}_z) \end{cases} \quad (3.2.4)$$

$Com = Z:$

$$\begin{cases} h_k = h_{k-1}, \text{if } \text{sign}(\widehat{A}_z) = \text{sign}(\widehat{A}_z) \wedge \text{sign}(\widehat{A}_y) = \text{sign}(\widehat{A}_y) \\ h_k = -h_{k-1}/l, \text{if } \text{sign}(\widehat{A}_z) \neq \text{sign}(\widehat{A}_z) \wedge \text{sign}(\widehat{A}_y) \neq \text{sign}(\widehat{A}_y) \end{cases}$$

Сравнение однокаскадного и двухкаскадного алгоритмов при учете измерительных шумов при горизонтировании и гирокомпасировании (рисунок 3.2.5) показывают, что двухкаскадный алгоритм является более стабильным и средняя оценка количества реализаций по множеству реализаций моделирования ниже на 20 – 30 %, чем при однокаскадном. Более того, стоит отметить тот факт, что в однокаскадном алгоритме присутствуют реализации, при которых наблюдается заикливание алгоритма. На верхнем рисунке это 2 реализации из 100, что соответствует вероятности в 2% заикливания, а на нижнем это 4 реализации из 100, что соответствует вероятности заикливания в 4 %. Стоит отметить, что при гирокомпасировании также обнаружены 2 аномальные реализации, причем факт немодельной работы обнаруживается уже на 4 итерации, когда вместо последующего приближения характеристик к экстремуму наблюдается изменение направления поиска. Вероятнее всего это связано с значительными уровнями шумов гироскопов, которые в относительном ключе превышают шумы акселерометров на 1-2 порядка.

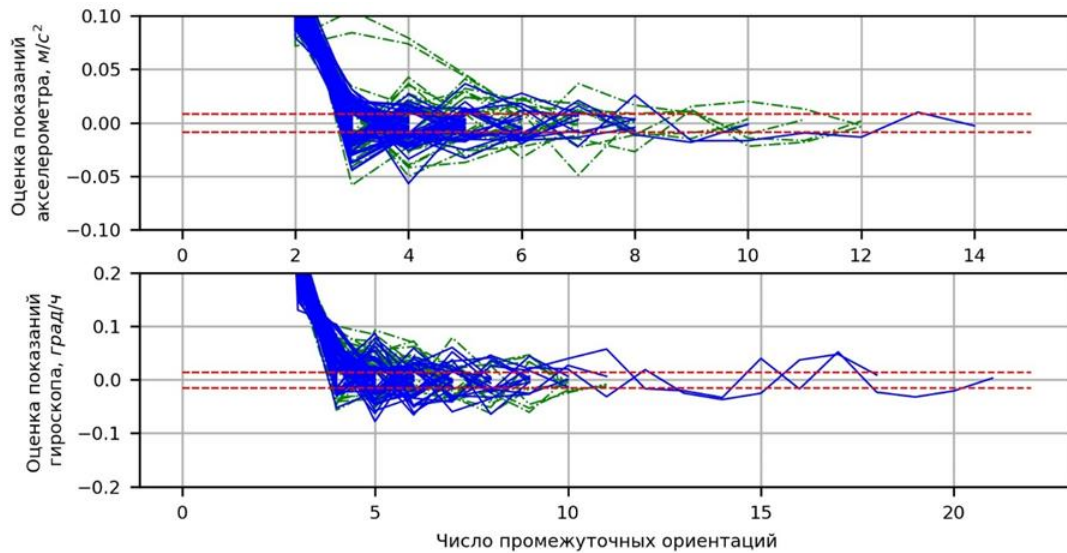


Рисунок 3.2.5 – Сравнение однокаскадного и двухкаскадного алгоритмов

Реализация двухкаскадного алгоритма выставки БИНС с вращающимся БЧЭ при учете влияния шумов измерений представлена на рисунке 3.2.6. Сравнивая полученный результат с рисунком 2.3.6 видно, что отсутствуют неустойчивые реализации, которые широко проявлялись в однокаскадном алгоритме. Также отсутствуют закливания. Число реализаций не превышает 2, что больше, чем в невозмущенном варианте всего на 2 итерации.

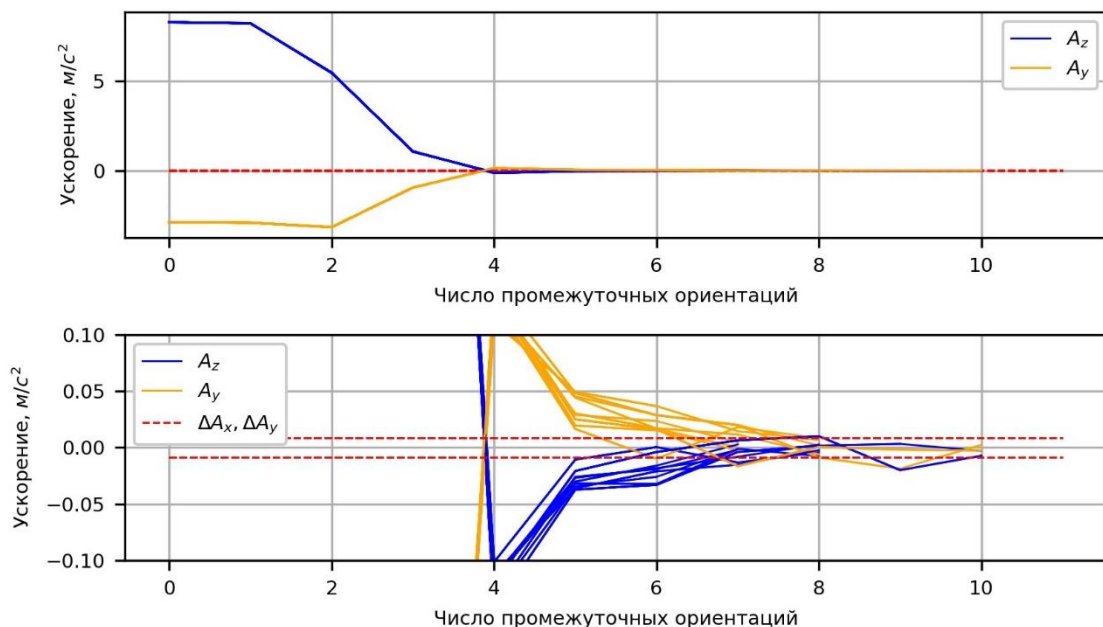


Рисунок 3.2.6 – БИНС с вращающимся БЧЭ при двухкаскадном алгоритме и учете шумов измерений

Таким образом, введение второго каскада обеспечивает стабильную работу алгоритма в условиях воздействия измерительных шумов. Затягивание алгоритма в невозмущенном исполнении происходит, как правило, на 2 итерации, что не является критическим. С другой стороны, исчезают факты заикливания и неустойчивой работы алгоритма. Однако для большей надежности и повышения точности выставки необходимо осуществлять цифровую фильтрацию показаний датчиков.

3.3 Фильтрация показаний ЧЭ

Основой точной выставки является необходимость точной оценки углов ориентации платформы или средних значений показаний ЧЭ. Помимо калибровки показаний проводится их дополнительная фильтрация с целью увеличения точности оценки средних значений измерений в промежуточных ориентациях платформы. Типовая зависимость угла горизонтирования и гироскопирования платформы от СКО показаний ЧЭ, а также времени их оценивания от СКО показаний ЧЭ представлена на рисунке 3.3.1. Синим представлены СКО до ЦФ, а черным после.

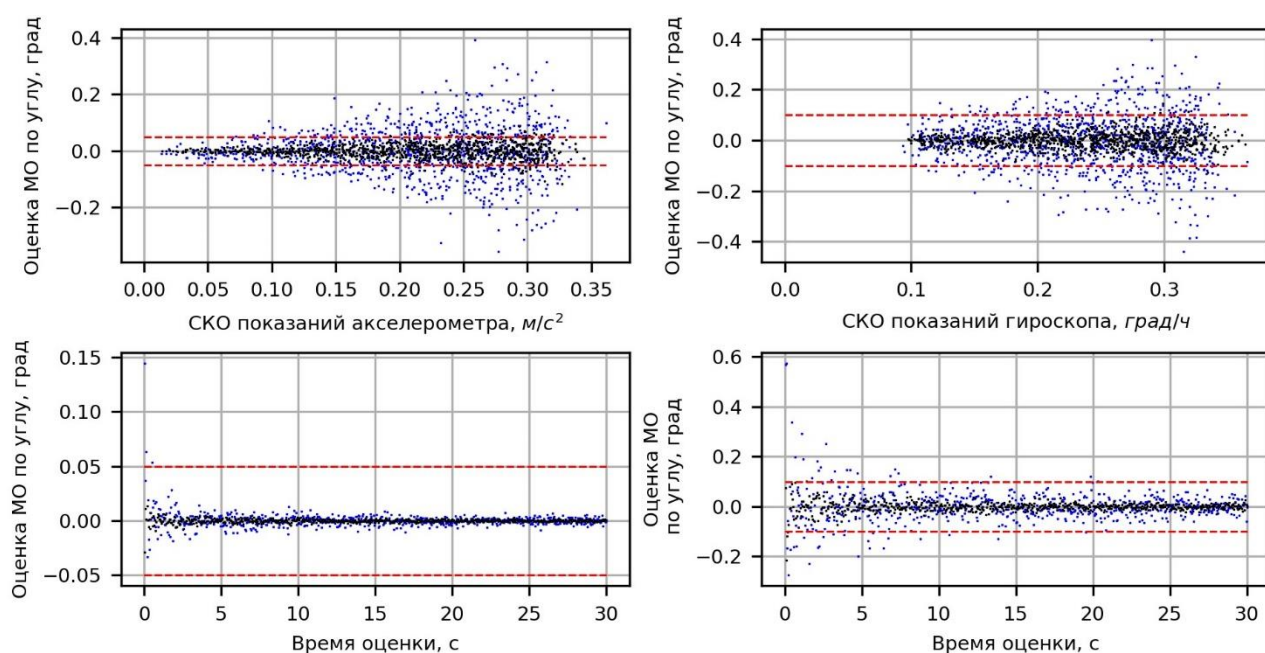


Рисунок 3.3.1 – Зависимость оценки МО по углу от СКО ЧЭ
Синий – до ЦФ, Черный – после ЦФ

Таким образом, из рисунка видно, что дополнительная цифровая фильтрация показаний ЧЭ позволяет снижать СКО ЧЭ и, тем самым, повышать точность оценки МО углов ориентации платформы. Более того, снижается время замера показаний в промежуточных ориентациях платформы, что повышает быстродействие алгоритма.

В таблице 3.3.1 приведены результаты оценки СКО и средних оценок показаний акселерометров (σ_A , m_A) и гироскопов (σ_G , m_G), СКО и средних оценок угла отклонения от плоскости горизонта (σ_γ , m_γ) и угла отклонения азимута (σ_ψ , m_ψ) до и после ЦФ соответственно. Также приведены допустимые времена замеров в промежуточном положении (τ_A , τ_G).

Таблица 3.3.1 – Оценки показателей до и после ЦФ

	До ЦФ	После ЦФ
σ_A	0.01005	0.00310
σ_G	0.10528	0.03143
m_A	0.00016	0.00013
m_G	0.00551	0.00296
σ_γ	0.05870	0.01811
σ_ψ	0.71273	0.21279
m_γ	0.00093	0.00076
m_ψ	0.03733	0.02008
τ_A	15	5
τ_G	15	10

На рисунках 3.3.2-3.3.4 приводятся результаты моделирования алгоритмов выставки ИНС с ГСП и выставки БИНС с вращающимся БЧЭ при однокаскадном и двухкаскадном исполнении с использованием цифровой фильтрацией показаний ЧЭ.

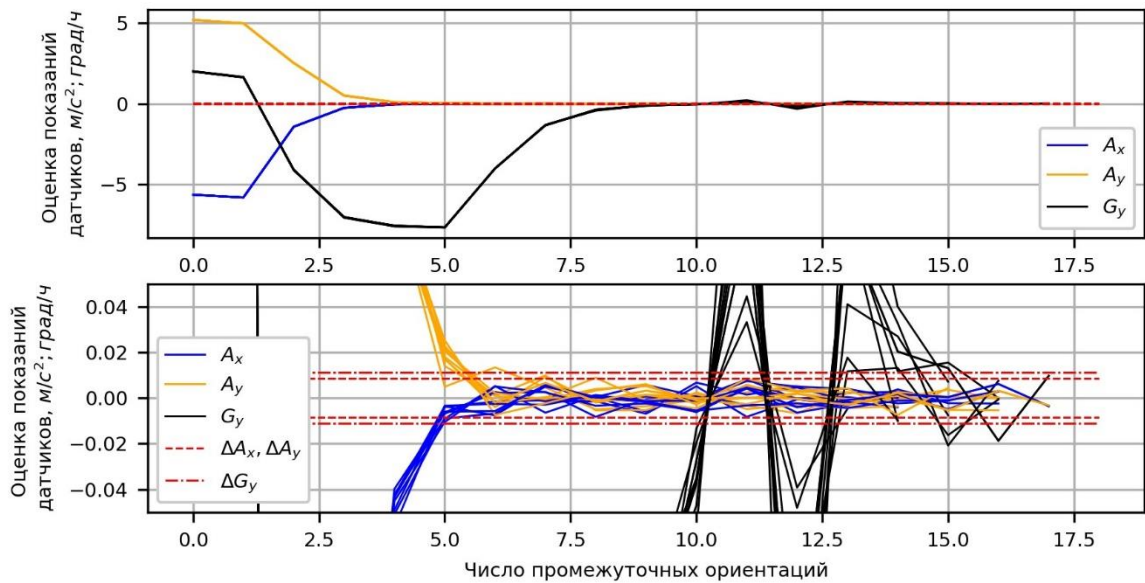


Рисунок 3.3.2 – Однокаскадный алгоритм выставки ИНС с ГСП

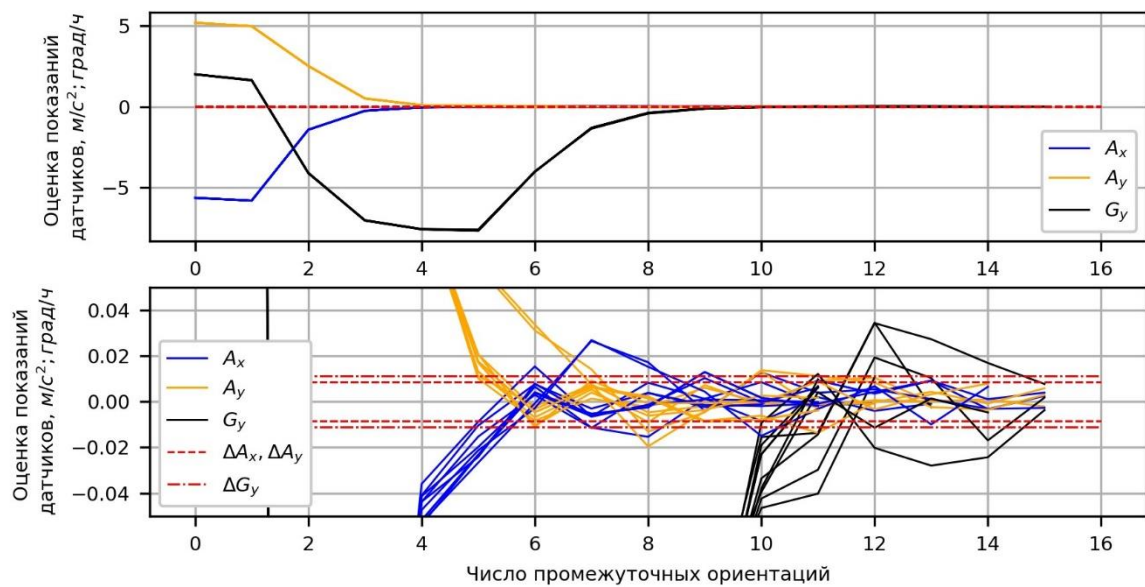


Рисунок 3.3.3 – Двухкаскадный алгоритм выставки ИНС с ГСП с ЦФ

Графики представлены для двух горизонтальных акселерометров A_x , A_y и для одного азимутального гироскопа G_y , который приводится в направлении на Восток. Второй азимутальный гироскоп G_x (на графиках не приведен) соответственно приводится в направление географического Севера. Выставка считается завершенной, если одновременно оценки средних значений показаний акселерометров и гироскопов будут находиться в установленных допусках ΔA_x , ΔA_y и ΔG_y . В таблице 3.3.2 приводятся параметры некоторых реализаций для оценки точности и быстродействия алгоритма.

Таблица 3.3.2 – Результаты моделирования

Параметры	Вариант алгоритма							
	Однокаскадный				Двухкаскадный			
k	15	15.44	14.55	15.11	11.77	12.66	12	12.33
t, с	225	231.6	218.25	226.65	176.55	189.9	180	184.95
$\Delta\gamma, ^\circ$	0.0029	-0.0024	0.0056	0.0013	0.0027	0.0052	-0.0043	-0.0087
$\Delta\nu, ^\circ$	-0.0077	0.0050	-0.0035	-0.0002	0.0069	0.0032	-0.0010	-0.0009
$\Delta\psi, ^\circ$	0.0222	0.0210	-0.0102	-0.0145	0.0011	0.0120	0.0157	-0.0120

Сравнивая результаты моделирования видно, что в двухкаскадном варианте (рисунок 3.3.3) отсутствуют характерные для градиентного метода в однокаскадном варианте (рисунок 3.3.2) скачки показаний амплитудой $\sim 2 \div 4$ град, обусловленные значительным ростом шага (рисунке 3.2.1). Наличие таких колебаний показаний приводит к затяжному характеру выставки, что подтверждается результатами в таблице 3.3.1. В среднем двухкаскадный алгоритм в ходе моделирования оказался от 15% до 30% быстрее однокаскадного.

С точки зрения точности горизонтирования оба варианта сравнимы, а с точки зрения точности азимутальной выставки двухкаскадный алгоритм в среднем показал более высокую точность в среднем на от 18% до 40%. Однако, если брать не среднюю оценку по множеству реализаций моделирования, то в отдельных случаях возможны сценарии большей точности для однокаскадного варианта, но они, как правило, носят не системный характер. Расходящихся или неустойчивых реализаций обнаружено не было, алгоритм работает стабильно в соответствии с установленной логикой функционирования.

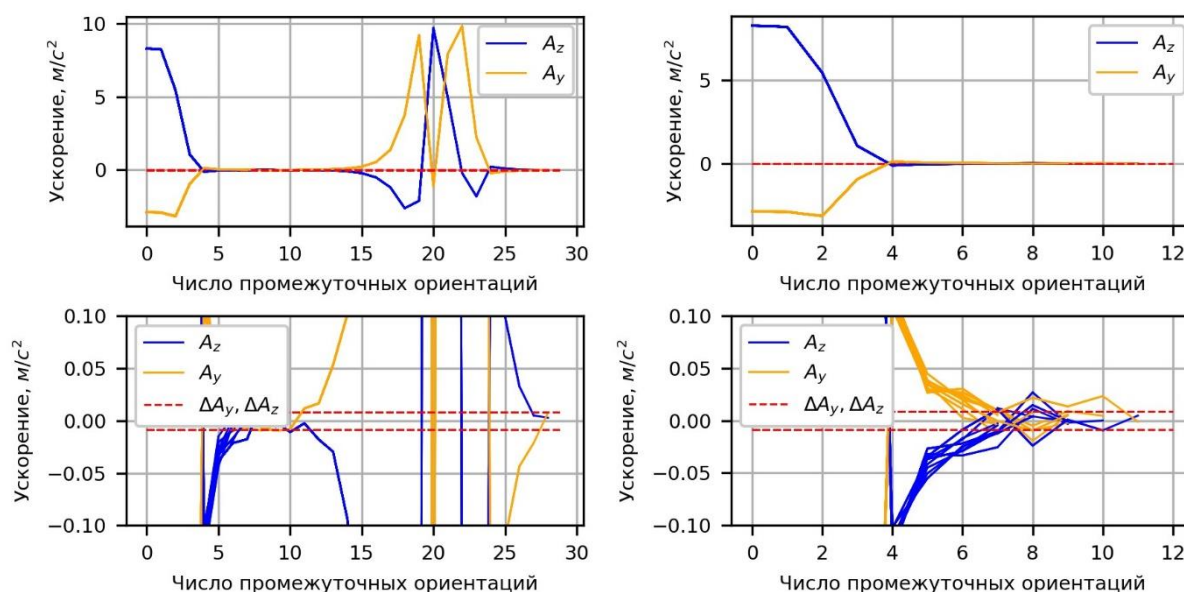


Рисунок 3.3.4 – Сравнение однокаскадного (слева) и двухкаскадного (справа) алгоритма с ЦФ при выставке БИНС с вращающимся БЧЭ

В случае БИНС с вращающимся БЧЭ происходит выставка оси X вертикально (рисунок 3.3.4). При этом две другие оси выставляются в плоскость горизонта A_y , A_z . Выставка считается завершенной, если одновременно оценки средних значений показаний акселерометров будут находиться в установленных допусках ΔA_y , ΔA_z . Как видно, в однокаскадном варианте и без дополнительной фильтрации (слева) не удастся выставиться с заданной точностью, что приводит к последующему расхождению алгоритма. В двухкаскадном варианте и дополнительной фильтрацией (справа) процесс выставки осуществляется стабильно и не затянуто.

Выводы по главе 3

В главе приведены основные пути по повышению помехоустойчивости алгоритма начальной выставки платформенной ИНС и БИНС с вращающимся БЧЭ, заключающие в проведение калибровки (докалибровки) инструментальных погрешностей датчиков в процессе выставки, модификации алгоритма до двухкаскадной структуры и введение цифровой фильтрации показаний датчиков.

Введение параллельной с выставкой калибровки основано на применении взвешенного метода наименьших квадратов или метода Левенберга-Марквардта.

По мере приближения платформы к экстремуму увеличивается число разнообразных ориентаций, что позволяет проводить точную оценку смещений нуля датчиков, масштабных коэффициентов и неортогональностей осей. Возможны реализации калибровки при известной ориентации платформы, когда текущие углы вычисляются модели показаний датчиков или снимаются с ДУ платформы, а также возможна стратегия калибровки при неизвестной ориентации платформы. В этом случае оптимизация проводится по уравнению связи в виде разницы суммы квадратов измерений датчиков и квадрата разницы измеряемого вектора.

Введение второго каскада реализуется на базе метода сканирования и способствует повышению стабильности работы алгоритма в окрестности экстремума.

Проведение дополнительной цифровой фильтрации показаний ЧЭ способствует снижению СКО показаний ЧЭ, что позволяет увеличить точность оценивания углов отклонения платформы от плоскости горизонта и плоскости истинного меридиана. Более того, фильтрация позволяет уменьшить время оценки средних значений показаний ЧЭ в промежуточных ориентациях, что также способствует повышению быстродействия выставки.

Глава 4. Оценка реализаций и моделирование задачи вывода РКН

В связи с тем, что в ходе моделирования проводится определение оптимального набора регулировочных коэффициентов путем их варьирования, то на выходе получаем значительный объем реализаций, среди которых необходимо отобрать наиболее оптимальные с точки зрения следующего набора критериев: быстродействие (число итераций); точность (ошибка по углу) и перерегулирование (максимальное отклонение положения платформы от требуемого положения при переходе через экстремум). Фактически, должна решаться задача минимизации набора данных по указанным критериям.

В связи с этим была принята следующая схема:

- На первом этапе проводится выборка 100-1000 наиболее оптимальных решения задачи выставки по критерию быстродействия;
- На втором этапе проводится поиск компромиссных решений по критериям точности и перерегулирования при помощи метода эффективного многокритериального программирования (Efficient Multi-Objective Programming, EMOP) [130, 131, 132];
- На третьем этапе при помощи метода негативного взвешивания (Weighted Sum Method, WSM) [133, 134] посредством настройки весовых коэффициентов осуществляется сужение выборки, полученной на предыдущем этапе.

Таким образом получаем набор регулировочных коэффициентов, которые можно записывать в память прибора для проведения наиболее оптимальной выставки с точки зрения приведенных критериев.

4.1 Применение методов EMOP и WSM

Задачу многокритериальной оптимизации результатов моделирования рассматриваем в следующем виде:

$$\min(\vec{x}^*) = \vec{f}(\vec{x})^T$$

$$\vec{x}^* = \vec{t}^{n*}, \Delta\vec{\alpha}^{n*}, \sigma\vec{\alpha}^{n*}; \vec{x} = \vec{t}^n, \Delta\vec{\alpha}^n, \sigma\vec{\alpha}^n \quad (4.1.1)$$

где $\vec{l}$ – вектор числа итераций выставки; $\Delta\vec{\alpha}^n$ – вектор ошибок выставки; $\sigma\vec{\alpha}^n$ – вектор перерегулирований; $\vec{f}$ – вектор-функция модели, зависящая от критериев.

Будем использовать следующее правило по поиску реализаций методом ЕМОР [135], которые не допускают улучшение по одной цели без ухудшения другой в виде: $\vec{y}^{(1)} \in R^n$ доминирует $\vec{y}^{(2)} \in R^n$ тогда и только тогда, когда: $\forall k \in 1, \dots, m: \vec{y}_k^{(1)} \leq \vec{y}_k^{(2)}$ и $\exists j \in 1, \dots, m: \vec{y}_j^{(1)} < \vec{y}_j^{(2)}$ или $\vec{y}^{(1)} < \vec{y}^{(2)}$. Это означает, что $\vec{y}^{(1)}$ не хуже, чем $\vec{y}^{(2)}$ при любом наборе критериев, но лучше по крайней мере по одному критерию.

После этого получается уменьшенный набор реализаций, более явно удовлетворяющий оптимальному сочетанию критериев. Для большего сужения полученного набора реализаций используем метод WSM:

$$\min \vec{f}(\vec{x}) = \sum_1^3 w_m f_m(\vec{x}) \quad (4.1.2)$$

$$\sum_1^3 w_m = 1; w_m \in [0; 1]$$

где w_m – весовые коэффициенты по критериям быстродействия, точности и перерегулирования.

На рисунках 4.1.1-4.1.3 приводятся параметрические графики ошибки выставки платформы и перерегулирования для каждой реализации для крена γ , тангажа ϑ и курса ψ . Принимаем оптимальную точность выставки на уровне $0,05^\circ$ для всех углов. При этом значительное число реализаций соответствует точности $0,02^\circ$ и ниже ($1,2'$ и точнее). При успешной и точной калибровке, а также фильтрации шумов можно достичь точности выставки ниже угловой минуты за малый промежуток времени, что соответствует уровню точности систем прецизионного класса.

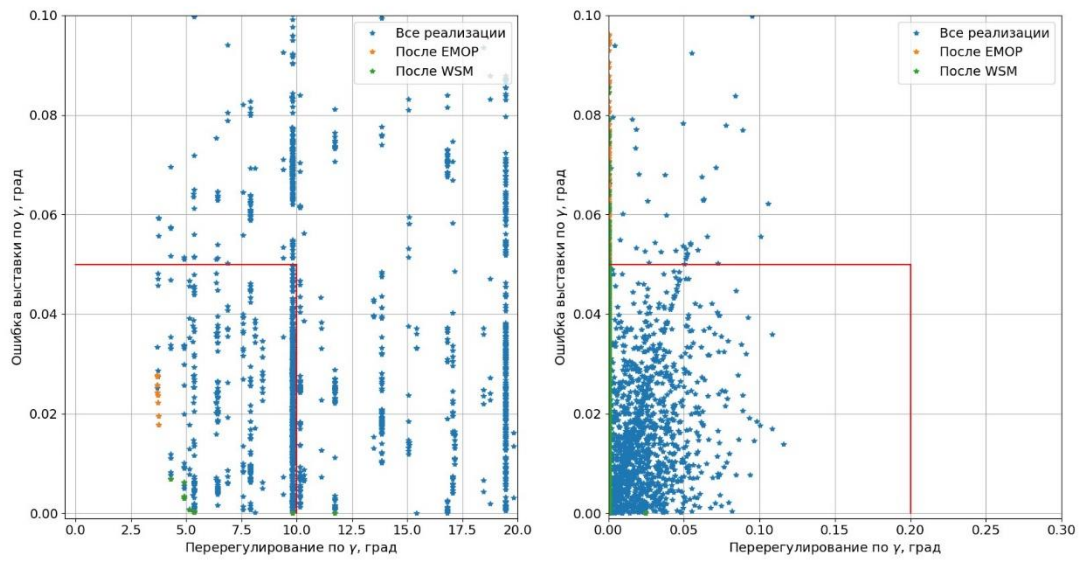


Рисунок 4.1.1 – Сокращение числа реализаций при выставке трехосной платформы для γ для КП (слева) и МП (справа)

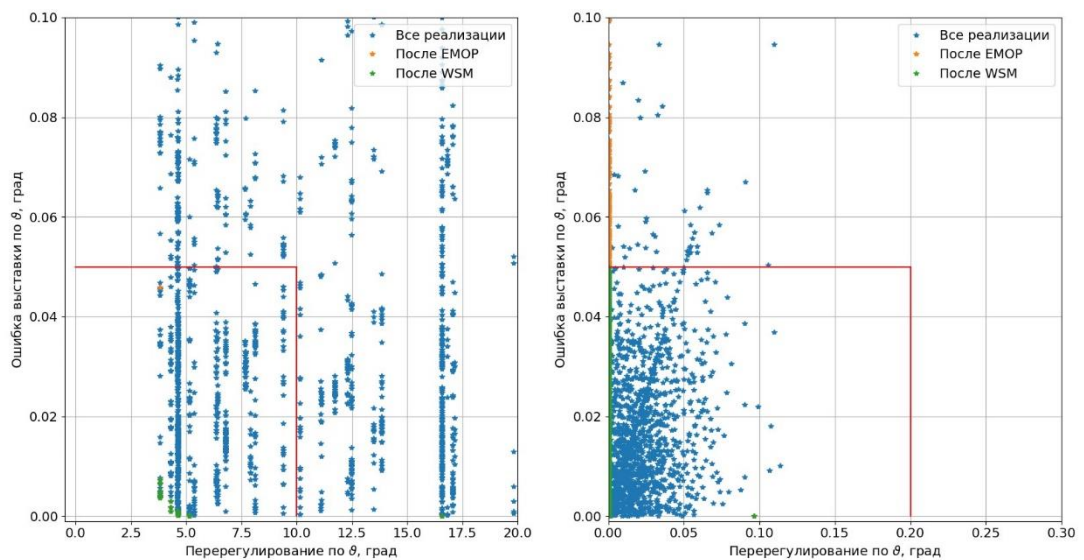


Рисунок 4.1.2 – Сокращение числа реализаций при выставке трехосной платформы для θ для КП (слева) и МП (справа)

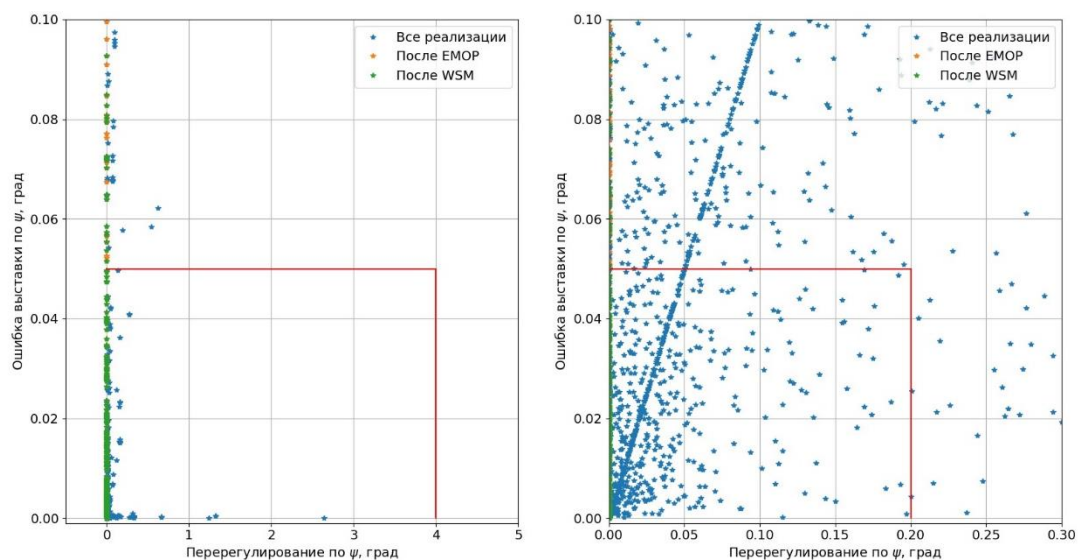


Рисунок 4.1.3 – Сокращение числа реализаций при выставке трехосной платформы для ψ для КП (слева) и МП (справа)

На рисунке 4.1.4 приводится параметрический график для БИНС с вращающимся БЧЭ.

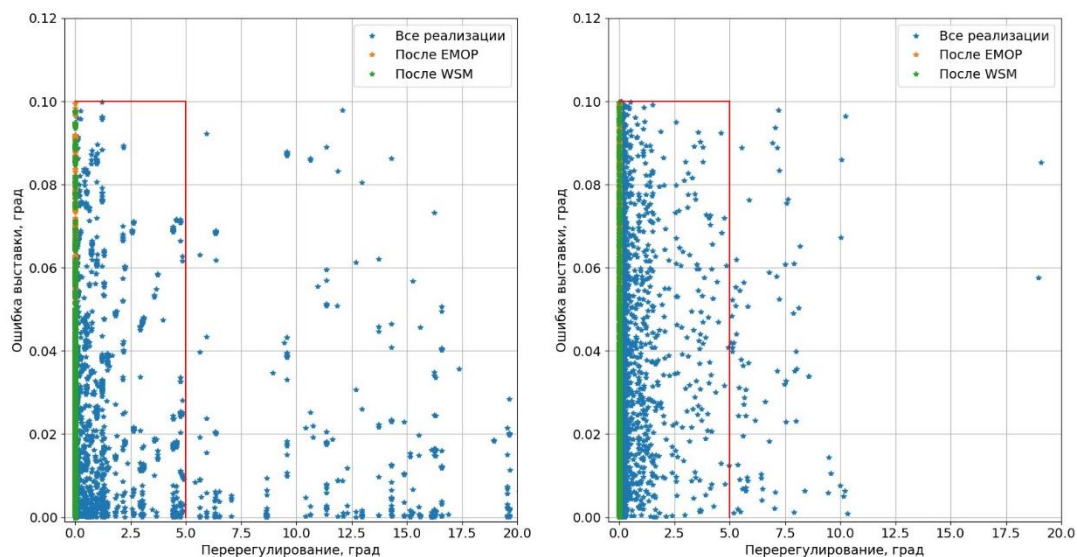


Рисунок 4.1.4 – Сокращение числа реализаций при выставке БИНС с вращающимся БЧЭ для КП (слева) и МП (справа)

Как мы видим значительное число реализаций проходит при незначительном перерегулировании и с точностью $0,02^\circ$ и выше. Таким образом, точность калибровки и выставки БИНС с вращающимся БЧЭ не уступает требованиям для

ИНС с ГСП, что делает их применение перспективным с учетом выигрыша в габаритно-массовых и энергетических показателях.

4.2 Моделирование задачи выведения

Полет подвижных объектов космического назначения разделяется на этапы активного участка (выведения), пассивного участка (орбитального полета) и конечного этапа вхождения космического аппарата в атмосферу. Пассивному полету РКН предшествует этап вывода летательного аппарата на баллистическую траекторию. На этом этапе полета в атмосфере летательный аппарат должен приобрести необходимые скорость и высоту полета, обеспечивающие желательную баллистическую траекторию [136].

Численное интегрирование уравнений движения РКН начинается с момента старта РКН и приводит к накоплению погрешности результатов расчетов характеристик движения ЛА за счет следующих типовых групп ошибок [137]:

- Погрешности постановки задачи, определяемые степенью приближения математической модели к действительному процессу движения. Эта группа ошибок обуславливается установленными допущениями и выбором системы уравнений.
- Погрешности метода решения, например, введения аппроксимирующих функций для силы сопротивления воздуха, замена численного решения приближенным аналитическим и т.п.
- Погрешности введения в решение рядов или других математических последовательностей и использования только их начальных членов. Такие погрешности называются остаточными и обуславливаются величиной суммы опущенных членов ряда.
- Технические погрешности вычислений, к которым обычно относят погрешности округления и большую группу погрешностей действий над приближенными числами.

- Ошибки задания исходных данных, аэродинамических характеристик, начальной выставки ИНС.

Как видно, ошибки начальной выставки входят в этот перечень и начальные ошибки навигации и ориентации ЛА отсчитываются, начиная именно с ошибок выставки ИНС. В связи с этим уменьшение ошибок начальной выставки является крайне востребованной задачей при выведении РКН на целевую орбиту и наиболее точной доставке полезной нагрузки. Эта задача становится еще более важной при учете, что закон управления движением РКН должен быть подчинен основному требованию – реализации необходимых скорости, высоты полета и других кинематических характеристик в начале пассивного полета при минимальном расходе топлива. Ошибки же начальной выставки потребуют введения дополнительной коррекции траектории движения РКН, что приведет к дополнительному расходу топлива.

Для оценки влияния только ошибок начальной выставки на точность выведения РКН на НОО высотой 200 км рассмотрение задачи проходит с учетом ряда допущений: поскольку протяженность полета на активном участке значительно меньше общей протяженности полета, а также то, что высота в конце активного участка полета мала по сравнению с радиусом Земли, суточное вращение Земли не учитывается; не учитываются погрешности приведенных выше, действующих на РКН сил.

РКН при работающем двигателе непрерывно расходует содержащуюся в ней массу, поэтому за конечный промежуток времени законы динамики твердого тела или системы к ней непосредственно неприменимы. Но за бесконечно малый промежуток времени dt можно решить задачу о движении ракеты с помощью теорем динамики системы при следующих допущениях [138]:

- В момент времени t масса элементов РКН рассматриваются как единая система;
- Силы, действующие на расходуемые массы пренебрежимо малы;

Как известно [136-139], движение летательного аппарата, отождествляемого с твердым телом, описывается системой из шести дифференциальных уравнений,

три из которых отражают условие равновесия сил в проекциях на оси координат, а три – условие равновесия моментов относительно трех осей координат. Система уравнений, описывающая поступательное движение центра масс РКН [13]:

$$\begin{cases} W_x = \frac{1}{m} (P_{xln} + X_{ln}) + g_x \\ W_y = \frac{1}{m} (P_{yln} + Y_{ln}) + g_y \\ W_z = \frac{1}{m} (P_{zln} + Z_{ln}) + g_z \end{cases} \quad (4.2.1)$$

где W_x, W_y, W_z абсолютные ускорения движения центра масс РКН, представленные как сумма кажущихся ускорений, измеряемых акселерометрами и составляющих ускорения силы тяжести; $P_{xln}, P_{yln}, P_{zln}$ – составляющие тяги маршевых двигателей в осях стартовой системы координат; X_{ln}, Y_{ln}, Z_{ln} – составляющие полной аэродинамической силы в осях стартовой системы координат; g_x, g_y, g_z – составляющие ускорения силы тяжести.

Интегрирование кинематических уравнений движения РКН осуществляется после ввода измеряемых кажущихся ускорений в ЦВМ и прибавления к ним составляющих ускорений силы тяжести. Таким образом происходит решение навигационной задачи по определению текущих координат РКН. За счет наличие ошибок начальной выставки ИНС, начальные условия интегрирования не являются нулевыми, то есть фактические ОЧ акселерометров не совпадают с осями стартовой системы координат. Акселерометры осуществляют измерения в связанной с РКН системой координат и для пересчета показаний в стартовую систему координат необходимо воспользоваться следующей матрицей направляющих косинусов, учитывающей ошибки начальной выставки ИНС:

$$C = \begin{pmatrix} \cos\vartheta\cos\psi & \sin\gamma\sin\psi - \cos\gamma\sin\vartheta\cos\psi & \cos\gamma\sin\psi + \sin\gamma\sin\vartheta\cos\psi \\ \sin\vartheta & \cos\gamma\cos\vartheta & \sin\gamma\cos\vartheta \\ \cos\vartheta\sin\psi & \sin\gamma\cos\psi + \cos\gamma\sin\vartheta\sin\psi & \cos\gamma\cos\psi - \sin\gamma\sin\vartheta\sin\psi \end{pmatrix} \quad (4.2.2)$$

где $\vartheta = \vartheta^0 + \Delta\vartheta$; $\psi = \psi^0 + \Delta\psi$; $\gamma = \gamma^0 + \Delta\gamma$, $\vartheta^0, \psi^0, \gamma^0$ – действительные углы тангажа, рысканья (курса) и вращения (крена) РКН; $\Delta\vartheta, \Delta\psi, \Delta\gamma$ – погрешности

начальной выставки платформы; ϑ, ψ, γ – фактические углы тангажа, рысканья (курса) и вращения (крена) РКН. Правые измеряемые части (4.2.1) при переводе из связанной СК в стартовую будут иметь следующий вид:

$$\begin{bmatrix} P_{xln} + X_{ln} \\ P_{yln} + Y_{ln} \\ P_{zln} + Z_{ln} \end{bmatrix} = C \cdot \begin{bmatrix} P_x + X \\ P_y + Y \\ P_z + Z \end{bmatrix} \quad (4.2.3)$$

Уравнения движения относительно центра масс в проекциях на оси связанной системы координат при учёте распределении массы РКН в плоскости симметрии запишутся в виде [13]:

$$\begin{cases} I_{xx} \frac{d\omega_x}{dt} = M_{cx} + (I_{yy} - I_{zz})\omega_y\omega_z - I_{xy}\omega_x\omega_z \\ I_{yy} \frac{d\omega_y}{dt} = M_{cy} + (I_{zz} - I_{xx})\omega_z\omega_x \\ I_{zz} \frac{d\omega_z}{dt} = M_{cz} + (I_{xx} - I_{yy})\omega_x\omega_y \end{cases} \quad (4.2.4)$$

где $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}$ – осевые и центробежные моменты инерции РКН относительно центра масс; M_{cx}, M_{cy}, M_{cz} – главные моменты всех внешних сил; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости вращения РКН; $M_{\Sigma x}, M_{\Sigma y}, M_{\Sigma z}$ – составляющие в связанных осях всех действующих на РКН моментов.

Текущая масса РКН вычисляется согласно зависимости:

$$\begin{aligned} m(t) &= m_0 + \dot{m}t \\ \dot{m} &= -\beta \end{aligned} \quad (4.2.5)$$

где m_0 – начальная масса; β – секундный расход массы топлива.

В ходе моделирования осуществляется интегрирование описанных выше уравнений движения РКН с учетом задания ошибок начальной выставки, полученных ранее. Будем считать, что выведение произведено успешно, если ошибка не превышает 2 км. Такую величину, как правило, задают в ТЗ на систему управления средств выведения.

Результаты моделирования задачи выведения РКН при ошибках начальной выставки, полученных без учета влияния шумов измерений, приведены на рисунках 4.2.1 – 4.2.2. Оценка разброса реализаций приводится в таблице 4.2.1. Из

результатов видно, что все реализации расположены достаточно плотно. Это связано с тем фактом, что рассматриваемые ошибки начальной выставки для КП и МП составляют 0.0292° и 0.01946° по γ , 0.0133° и 0.02902° по ϑ , 0.0329° и 0.0360° по ψ . Тем не менее, видно, что даже такие малые ошибки уже способны привести к погрешности выведения на уровне 500м-600м, что соответствует $(500 \div 600) / 200000 \cdot 100 = (0.25 \div 0.3) \%$ от длины траектории полета.

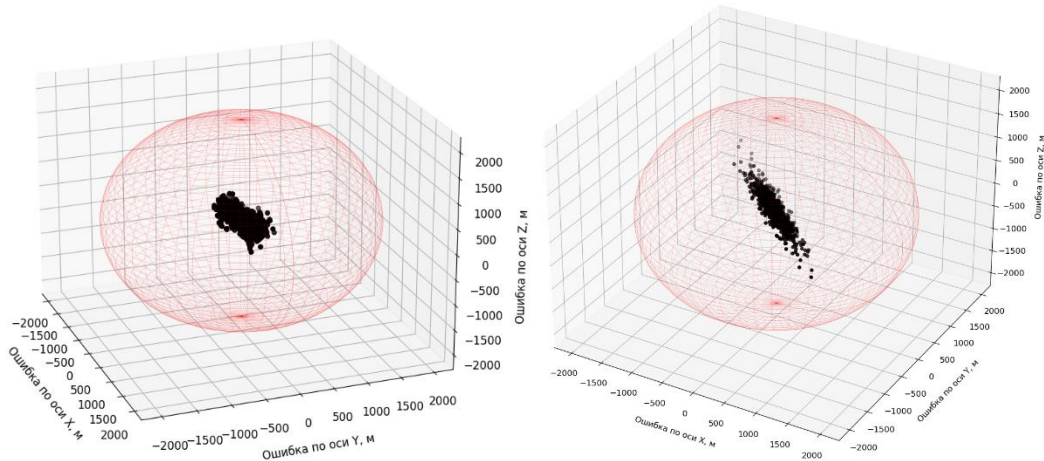


Рисунок 4.2.1 – Ошибки выведения РКН для КП (слева) и МП (справа) без учета влияния шумов измерений

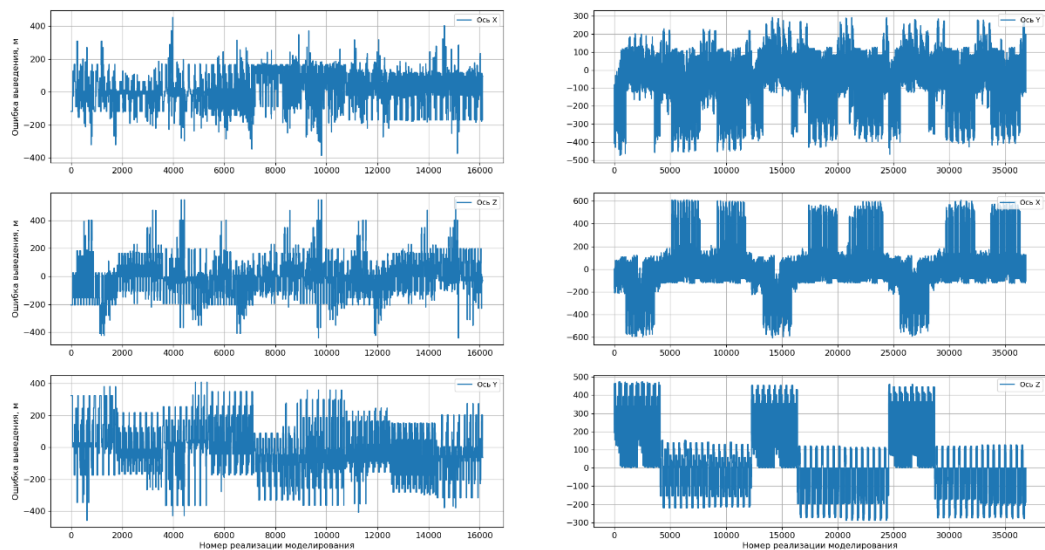


Рисунок 4.2.2 – Ошибки выведения РКН для КП (слева) и МП (справа) без учета влияния шумов измерений

Таблица 4.2.1 – Оценка разброса координаты РКН при выведении при ошибках выставки без шумов измерений

Способ	КП			МП		
Ось	X, м	Y, м	Z, м	X, м	Y, м	Z, м
Средняя ошибка	83,21	97,79	126,84	127,58	161,21	124,81
Максимальная ошибка	452,86	546,40	457,67	475,09	611,58	471,32
Минимальная ошибка	0,08	0,39	0,55	0,02	0,01	3,93
СКО	60,30	81,51	95,91	102,86	167,38	131,95

Результаты моделирования задачи выведения РКН при значительных ошибках начальной выставки, полученных без предварительной калибровки и фильтрации шумов измерений при однокаскадном алгоритме, приведены на рисунках 4.2.3 – 4.2.4. Оценка разброса реализаций приводится в таблице 4.2.2. Из результатов видно, что имеют место локальные превышения поставленного допуска, достигающие тысяч километров.

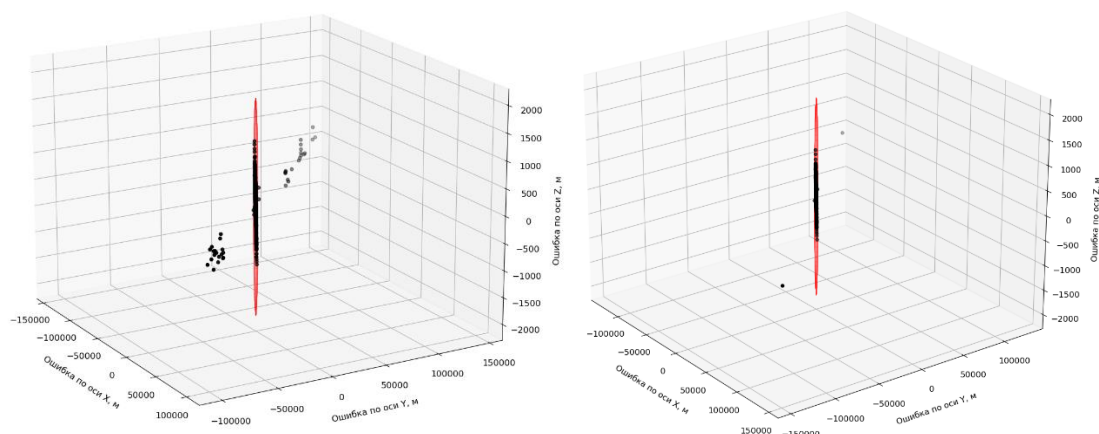


Рисунок 4.2.3 – Ошибки выведения РКН для КП (слева) и МП (справа) с учетом влияния шумов измерений при однокаскадном алгоритме

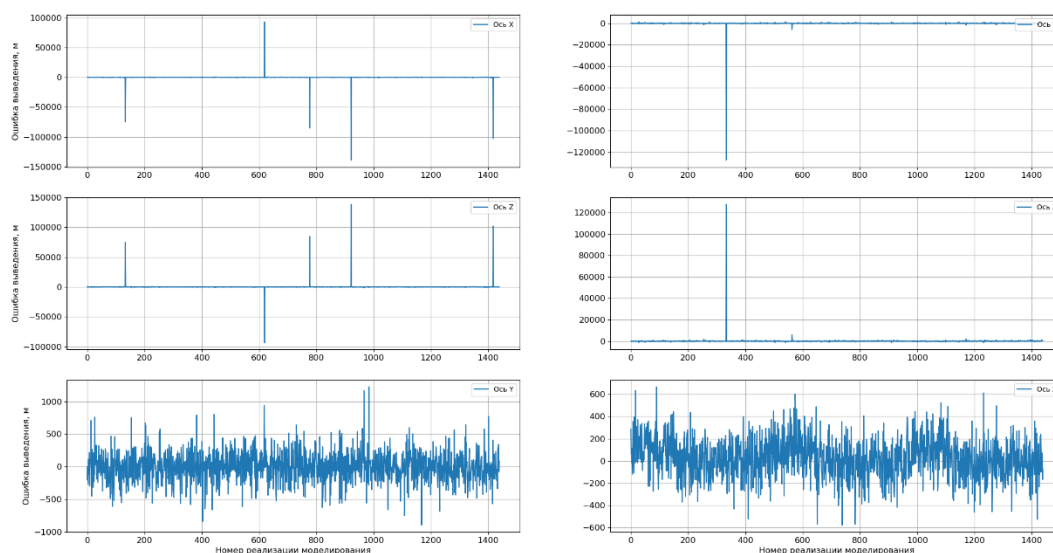


Рисунок 4.2.4 – Ошибки выведения РКН для КП (слева) и МП (справа) с учетом влияния шумов измерений при однокаскадном алгоритме

Таблица 4.2.2 – Оценка разброса координаты РКН при выведении при ошибках выставки при учете шумов измерений при однокаскадном алгоритме

Способ	КП			МП		
Ось	X, м	Y, м	Z, м	X, м	Y, м	Z, м
Средняя ошибка	590,22	649,17	170,20	253,50	282,79	140,52
Максимальная ошибка	144430	144391	1224,44	144273	144278	966,29
Минимальная ошибка	0,01	0,03	0,01	0,04	0,02	0,04
СКО	6798,47	6793	143,20	2276,53	2278,28	111,50

В случае двухкаскадного алгоритма графики ошибок выведения будут иметь вид в соответствии с рисунком 4.2.5, а оценка разброса приведена в таблице 4.2.3. Таким образом, в среднем ошибка выведения РКН не превышает сотен метров. В случае КП максимальная ошибка не превышает 1300 м, а в случае МП имеет место один локальный пик, превышающий допуск в 3 раза. Исключая его из рассмотрения ошибка выведения также будет находиться в установленном допуске.

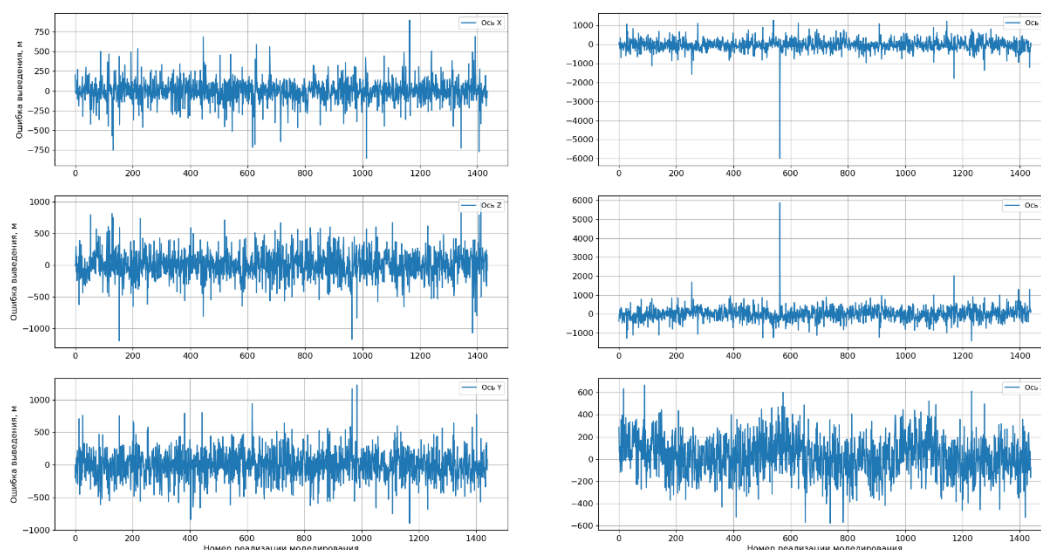


Рисунок 4.2.5 –реализаций для КП (слева) и МП (справа) с учетом влияния шумов измерений при двухкаскадном алгоритме

Таблица 4.2.3 – Оценка разброса координаты РКН при выведении при ошибках выставки при учете шумов измерений при двухкаскадном алгоритме

Способ	КП			МП		
Ось	X, м	Y, м	Z, м	X, м	Y, м	Z, м
Средняя ошибка	105,08	168,24	175,59	218,25	251,78	138,69
Максимальная ошибка	897,44	1191,63	1224,44	5986,23	5877,96	666,52
Минимальная ошибка	0,01	0,31	0,01	0,43	0,24	0,07
СКО	109,01	149,73	150,08	248,52	262,07	109,08

Выводы по 4 главе

В главе приведены основы применения методов эффективного многокритериального программирования и негативного взвешивания для фильтрации результатов моделирования задач выставки. Это необходимо в связи со значительным числом реализаций моделирования, среди которых требуется отобрать наиболее оптимальные с точки зрения критерия максимального быстроедействия, максимальной точности и минимального перерегулирования.

Далее приведено описание применяемой математической модели для решения задачи выведения РКН на НОО при учете влияния ошибок начальной выставки ИНС. Для более точного анализа остальные ошибки в рамках моделирования не учитываются. РКН рассматривается как материальная точка с

переменной массой, а в ходе моделирования проводится интегрирование уравнений движения центра масс РКН. Проведено моделирование с данными, полученными от однокаскадного и двухкаскадного алгоритмов. Наличие расходящегося процесса в первом может привести к значительным ошибкам наведения РКН, в то время как в случае двухкаскадного алгоритма отсутствие неустойчивых реализаций позволяет сохранить приемлемые уровни точности.

Глава 5. Экспериментальная отработка алгоритма выставки

Настоящая глава содержит результаты полунатурных испытаний БИБ, установленного на трехосевом имитаторе движения, реализующего механизм стабилизации платформы. Функции ЦВМ частично реализованы в БИБ и персональном компьютере управления положением стенда.

5.1 Состав испытательного оборудования и схема проведения испытаний

В состав испытательного оборудования входят:

- Бесплатформенный измерительный блок (БИБ) на основе ВОГ [31] и вибрационно-струнных акселерометров (ВСА) [140];
- Трехосевой имитатор движения Actidyn ST 3157 (стенд);
- Персональный компьютер;
- Стойка питания и обмена БИБ;
- Стойка управления стендом;
- Технологические кабели питания и передачи данных по мультиплексному каналу обмена;
- Термостат Huber unistat 510.

Схема рабочего места приведена на рисунке 5.1.1. При помощи стенда задается начальное положение платформы, отклоненное от базового географического трехгранника. БИБ используется в качестве первичного измерителя и выдает коды измерений проекций вектора угловой скорости и проекций вектора свободного падения на свои ОЧ. При помощи специализированного скрипта в MS Excel проводится первичная обработка показаний и рассчитывается шаг разворота стенда вокруг соответствующей оси. Далее процесс итерационно повторяется вплоть до окончания выставки.

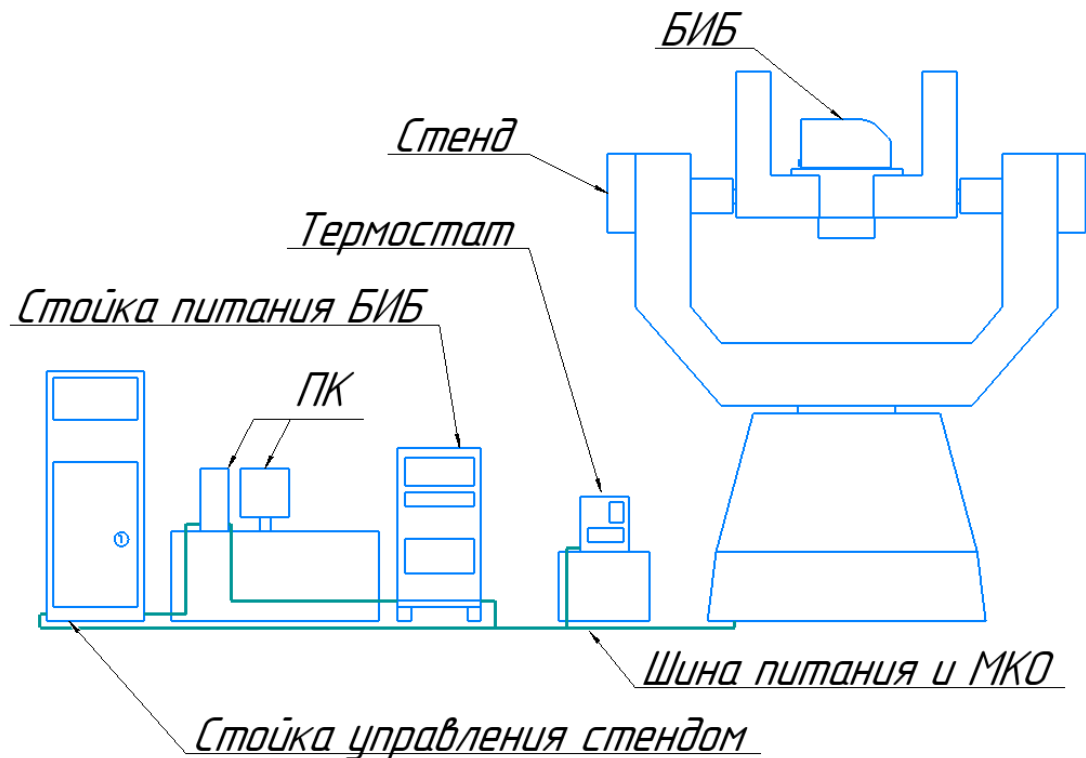


Рисунок 5.1.1 – Схема проведения испытаний

Термостат служит для стабилизации температуры основания прибора с целью исключения шумов в первичных показаниях, возникающих вследствие дрейфов температур и градиентов температур. Стойка питания БИБ необходима для подачи высокостабильного напряжения питания 28,5 В на прибор и исключения шумов, возникающих вследствие нестабильности источника питания. Стойка управления стендом обеспечивает запуск и работу стенда, а также синхронизирует команды, подаваемые с компьютера на стенд.

Если в каждой промежуточной ориентации стенда проводить запись выходной информации в течении 30 с, что по графикам ВА с акселерометров и гироскопов (рисунок 5.1.2) должно обеспечить ошибку (1 СКО) в определении ускорения с точностью до $2 \cdot 10^{-5}$ м/с², а гироскопов $7 \cdot 10^{-3}$ град/ч. Это, в свою очередь, теоретически позволяет обеспечить точность горизонтирования (1 СКО) на уровне 0,42", а гирокомпасирования (1 СКО) на уровне 2,9'. При этом, согласно [141] сумма ошибок позиционирования стенда не превышает 6". Интервал опроса БИБ во время испытаний составлял 50 мс. Также на рисунке 5.1.3 приводится плотность вероятности распределения показаний датчиков, а в таблице 5.1.1

приведены Коэффициенты корреляции Пирсона, вычисленные по выходной информации.

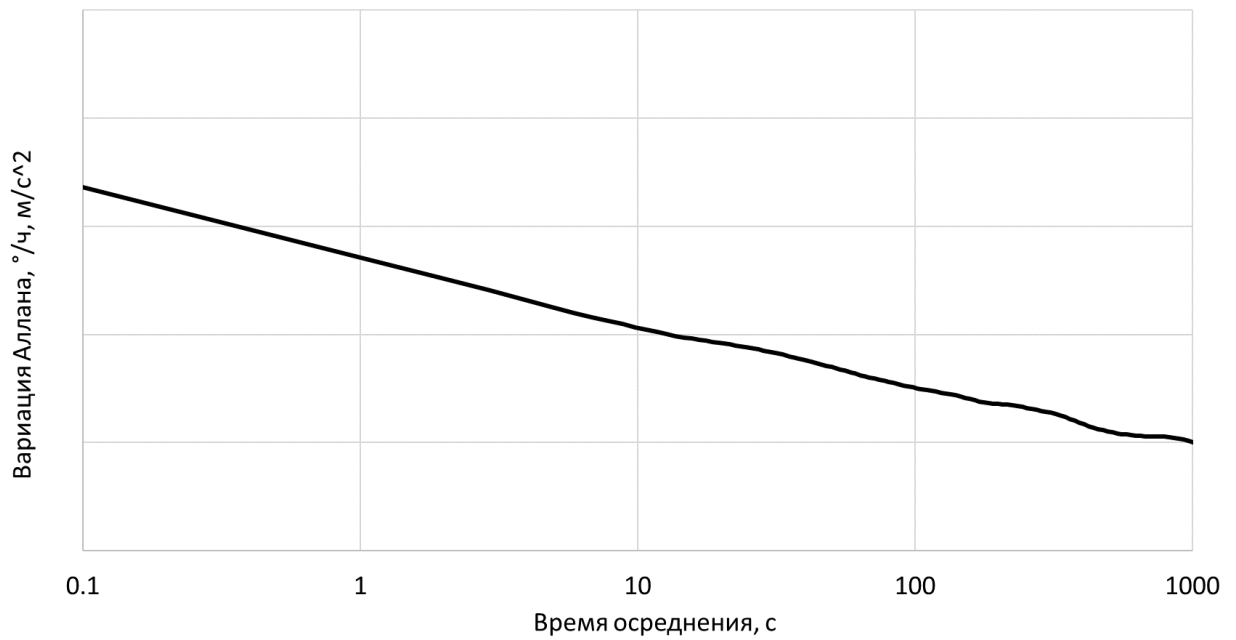


Рисунок 5.1.2 – Типовая ВА показаний в процессе испытаний

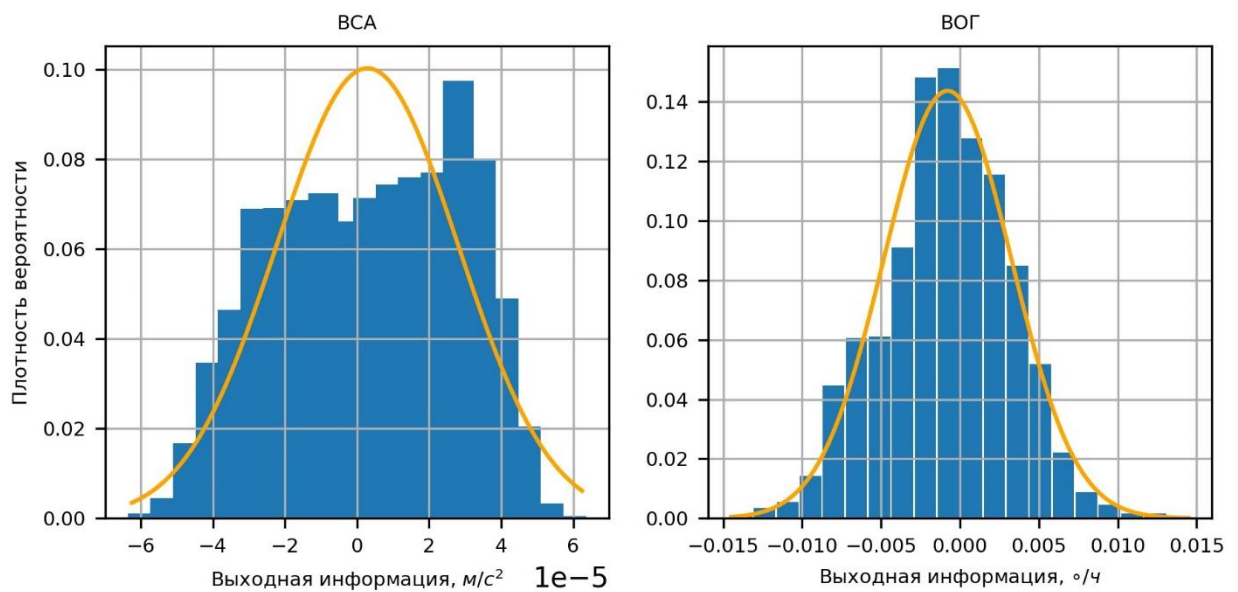


Рисунок 5.1.3 – Плотность вероятности показаний

Таблица 5.1.1 – Коэффициенты корреляции Пирсона, вычисленные по выходной информации

	ГК1	ГК2	ГК3	АК1	АК2	АК3	ТК1	ТК2	ТК3	Δ ТК1	Δ ТК2	Δ ТК3
ГК1	1	0,81	0,82	-0,01	-0,01	0,01	0	0	0	0	0	0
ГК2	0,81	1	0,86	0,01	0,01	0	0	0	0	0	0	0
ГК3	0,82	0,86	1	-0,01	0,01	0,01	0	0	0	0	0	0
АК1	-0,01	0,01	-0,01	1	0,02	-0,02	0	-0,01	0,01	0	0	0
АК2	-0,01	0,01	0,01	0,02	1	0,01	0	-0,01	0	0,01	0	0
АК3	0,01	0	0,01	-0,02	0,01	1	0	0	0	0	0	0
ТК1	0	0	0	0	0	0	1	0,01	0,02	0,31	0	0
ТК2	0	0	0	-0,01	-0,01	0	0,01	1	0,03	-0,01	0,31	0
ТК3	0	0	0	0,01	0	0	0,02	0,03	1	0	0,01	0,31
Δ ТК1	0	0	0	0	0,01	0	0,31	-0,01	0	1	0	0
Δ ТК2	0	0	0	0	0	0	0	0,31	0,01	0	1	0,03
Δ ТК3	0	0	0	0	0	0	0	0	0,31	0	0,03	1

в таблице 5.1.1 ГК – гироскопический канал, АК – акселерометрический канал, ТК – температурный канал, а Δ ТК – скорость изменения температуры.

Анализ данных показывает, что распределение показаний акселерометров и гироскопов преимущественно нормально, что подтверждается наклоном $-1/2$ кривой ВА, а также графиками распределения плотности вероятности показаний. Это означает, что влияние небелых шумов должно быть ниже, чем влияние белого шума. Явной корреляции между показаниями элементов одного ИК, значит нет прямого однозначного влияния внешних условий на показания сразу ТК, АК, ГК. В ГК имеются существенные пики на определённых частотах, что может быть проявлением влияния внешних факторов, или внутренними свойствами обратной связи ГК. Существует явная корреляция между показаниями всех ГК, причем внутри БИБ все ИК максимально независимы.

5.2 Выставка платформы и БИНС с вращающимся БЧЭ

Результаты горизонтирования одноосной платформы приведены на рисунке 5.2.1 и таблице 5.2.1. Начальное положение задавалось величиной $\alpha = 35^\circ$. Требуемая точность выставки составляла $\Delta = 0,05^\circ$. Величина пробного шага (корректировки шага) задавалась 1. Параметр ov_{angle} устанавливался в 35° , а параметр ov принимал значения 1 (в случае КП) и 4 (в случае МП). Алгоритм

прекращал работу при достижении акселерометрами заданной точности (окрестности экстремума).

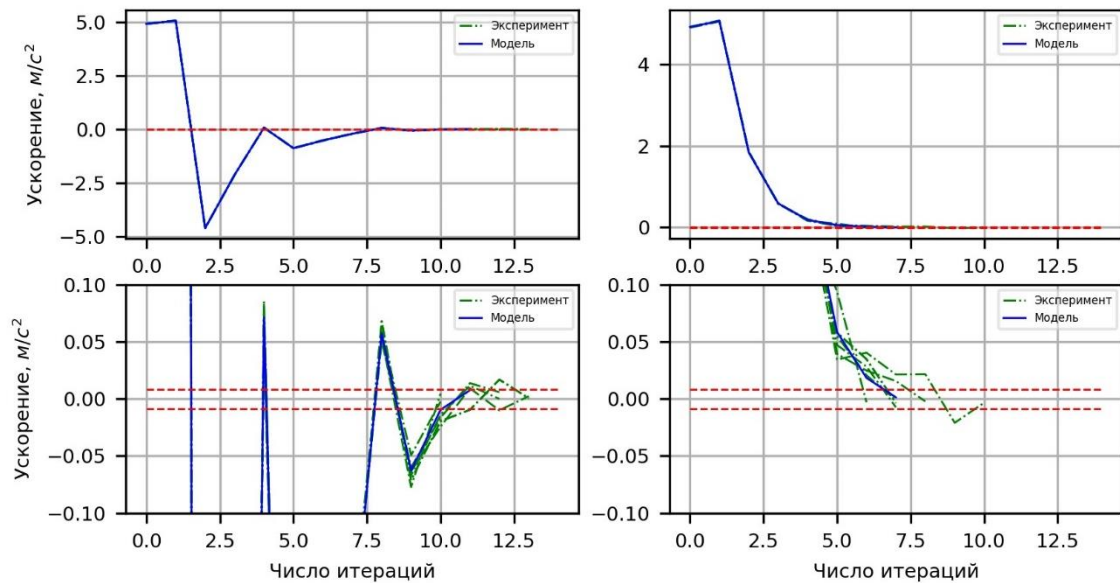


Рисунок 5.2.1 – Горизонтирование одноосной платформы для КП (слева) и МП (справа)

Таблица 5.2.1 – Результаты горизонтирования

№	КП			МП		
	k	$\Delta\alpha, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$	k	$\Delta\alpha, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$
1	13	0,0032	26,75	9	0,0288	0,05
2	14	0,0251	27,25	8	0,0480	0,01
3	11	0,0492	28,00	7	0,0467	0,02
4	11	0,0453	24,36	8	0,0304	0,01
5	13	0,0066	26,84	11	0,0156	0,07
6	8	0,0035	26,95	8	0,0042	0,04

Как видно, экспериментальные результаты хорошо сходятся с модельными. Анализ результатов показывает:

- в алгоритме КП присутствует значительное перерегулирование, которое достигает почти 35° , в то время как в случае МП перерегулирование вовсе практически отсутствует и характер выставки является аperiодическим;
- МП требует на 15-35% меньше итераций по сравнению с КП;
- временные характеристики варьируются от 1,7 до 3,2 минут при длительности каждого замера 10-20 секунд

• основная часть измерений удовлетворяет требованиям по точности, за исключением некоторых случаев, где наблюдалось небольшое превышение нормы, наиболее вероятно обусловленное температурными погрешностями;

Разработанный алгоритм обеспечивает оптимальное сочетание скорости и точности горизонтирования.

На рисунке 5.2.2 и таблице 5.2.2 приведены результаты гироскомпасирования платформы.

Начальное положение $\psi = 65^\circ$. Требуемая точность выставки составляла $\Delta = 0,1^\circ$. Величина пробного шага (корректировки шага) задавалась 1. Параметр ov_{angle} устанавливался в 65° , а параметр ov принимал значения 4 (в случае КП и МП). Алгоритм прекращал работу при достижении гироскопами заданной точности (окрестности экстремума).

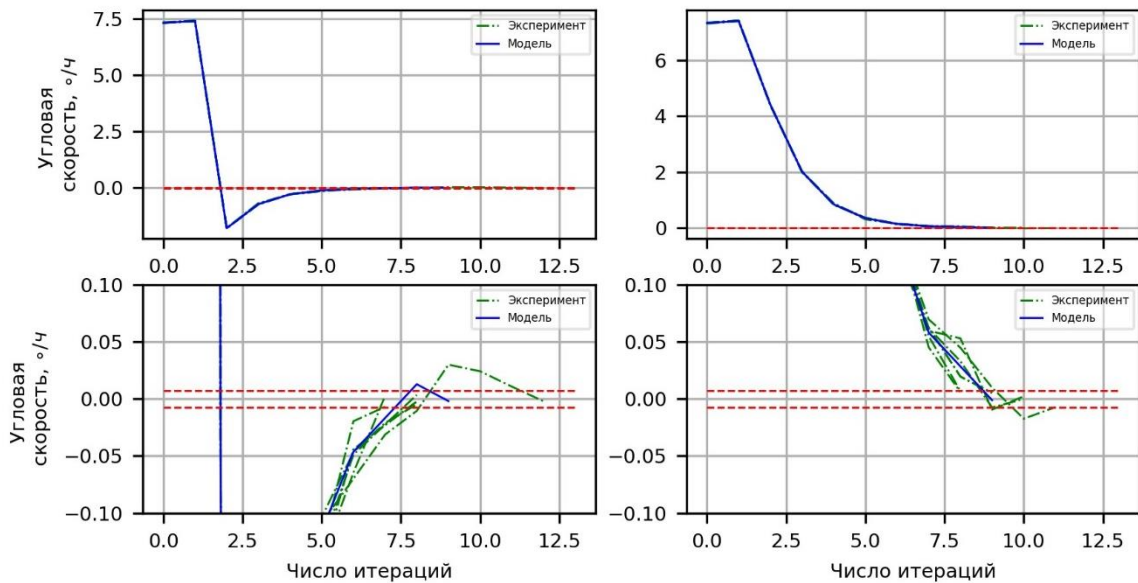


Рисунок 5.2.2 – Гироскомпасирование платформы для КП (слева) и МП (справа)

Таблица 5.2.2 – Результаты гироскомпасирования

№	КП			МП		
	k	$\Delta\psi, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$	k	$\Delta\psi, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$
1	13	0,0112	13,22	11	0,0876	0,07
2	9	0,0823	12,11	12	0,0972	0,01
3	8	0,1013	13,05	11	0,0842	0,05
4	9	0,0799	12,66	9	0,0743	0,02
5	8	0,1054	13,76	9	0,0481	0,03
6	9	0,0813	12,15	10	0,0347	0,06

В результате гироскомпасирования платформы КП оказался быстрее на 15-30% (при перерегулировании не более $13,8^\circ$), чем МП даже при отсутствии перерегулирования у последнего. Величина перерегулирования у КП не вносит серьезных последствий, поскольку после изменения направления движения процесс становится апериодическим. При продолжительности замера в каждой ориентации 15-20 с время выставки составляло от 2,5 мин до 4,3 мин. Точность удовлетворяет требуемой.

Однако имеются реализации, где ошибка превышает требование, но не более, чем на $0,02^\circ$, в связи с недокалиброванными СН гироскопов. Повышение точности возможно после повторного сброса систематических составляющих нулевых сигналов гироскопов и уточнения алгоритма термокомпенсации показаний.

Результаты выставки БИНС с вращающимся БЧЭ приведены на рисунке 5.2.3 и таблице 5.2.3. Для выставки подавалась команда для оси X. Исходное отклонение задавалось величиной $\nu = 45^\circ$. Требуемая точность выставки составляла $\Delta = 0,05^\circ$. Величина пробного шага (корректировки шага) задавалась 0,9. Параметр ov_{angle} устанавливался в 20° , а параметр ov принимал значения 1 и 4 (для КП и МП).

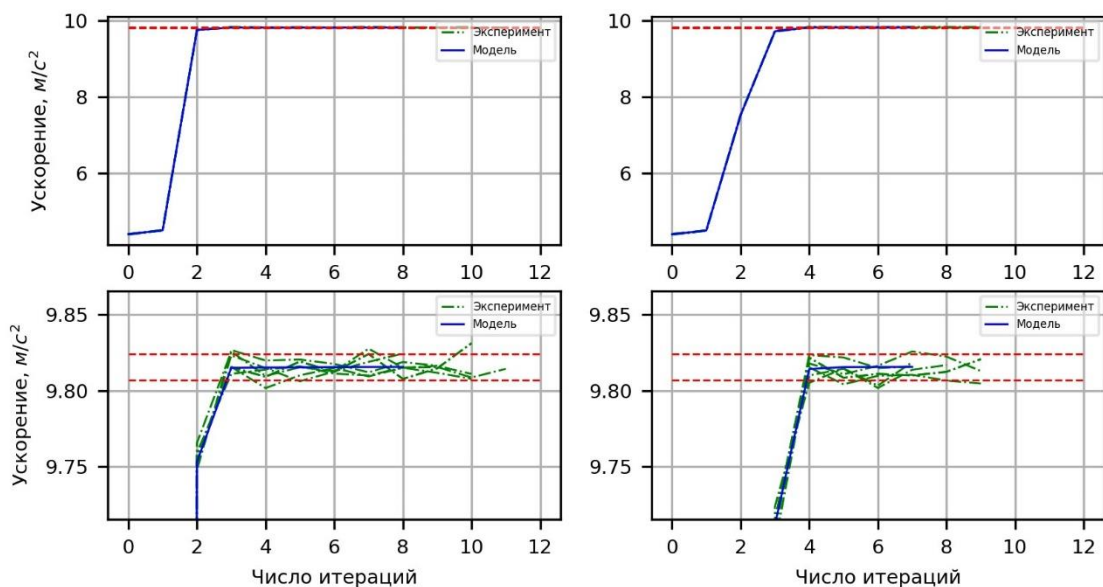


Рисунок 5.2.3 – Выставка БИНС с вращающимся БЧЭ для КП (слева) и МП (справа)

Таблица 5.2.3 – Результаты выставки БИНС с вращающимся БЧЭ

№	КП			МП		
	k	$\Delta\nu, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$	k	$\Delta\nu, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$
1	9	0,0321	0,21	9	0,0326	0,00
2	10	0,1013	0,15	10	0,0104	0,00
3	11	0,0246	0,17	8	0,0509	0,00
4	11	0,0301	0,17	8	0,0402	0,00
5	12	0,0427	0,00	10	0,0298	0,00
6	11	0,0510	0,01	10	0,0434	0,00

Как в случае КП, так и в случае МП отсутствует перерегулирование при выбранных настройках алгоритма, процесс выставки имеет апериодический характер. Для обоих случаев продолжительность выставки оказалась близкой по времени. При времени замера в каждом положении 25-30 с средняя оценка продолжительности выставки составила 5,2 мин для КП и 4,4 мин для МП при ошибке не более $0,12^\circ$. Также стоит отметить тот факт, что отсутствуют неустойчивые реализации и закливание, что обусловлено применением цифровой фильтрации показаний датчиков.

5.3 Калибровка при выставке платформы и БИНС с вращающимся БЧЭ

Выставка и калибровка платформы осуществляется из начального положения с углами $\gamma = 45^\circ$, $\nu = 34^\circ$, $\psi = 65^\circ$. Проверка алгоритма калибровки проводилась ВМНК и ЛВМ при известной ориентации платформы и при неизвестной ориентации. Результаты калибровки постоянных СН, а также СН в процессе выхода прибора на режим приведены в таблице 5.3.1 и на рисунках 5.3.1 - 5.3.3.

Таблица 5.3.1 – Оценка постоянных и переменных СН ВМНК и ЛВМ

Метод	Оцененные смещения нуля датчиков в м/с ² и град/ч							
	$b_{a,x}$	$b_{a,y}$	$b_{a,z}$	СКОа	$b_{g,x}$	$b_{g,y}$	$b_{g,z}$	СКОг
	Известна текущая ориентация платформы							
ВМНК	0,0105	-0,0214	0,0127	0,0027	1,1374	-0,5050	0,3984	0,0378
ЛВМ	0,0101	-0,0202	0,0150	0,0002	1,1017	-0,5003	0,4015	0,0023
ВМНК перемен.	0,0133	-0,0240	0,0196	0,0070	1,1251	-0,4794	0,3759	0,0404
	Ориентация платформы неизвестна							
ВМНК	0,0102	-0,0200	0,0147	0,0006	1,1363	-0,4388	0,3116	0,1617
ЛВМ	0,0114	-0,0187	0,0155	0,0019	1,1011	-0,4913	0,4054	0,0102
ВМНК перемен.	0,0144	0,0018	0,0154	0,0225	1,2438	1,0149	0,1579	0,5870
	Истинные смещения нуля датчиков							
	0.01	-0.02	0.015	-	1.1	-0.5	0.4	-

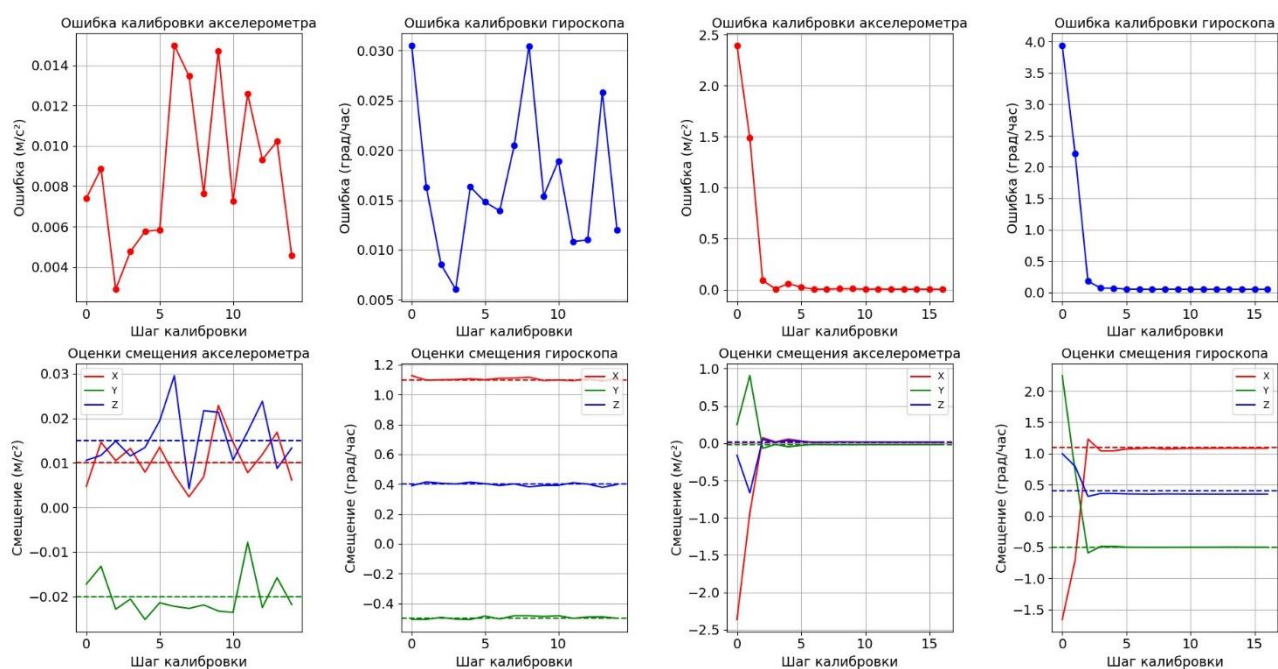


Рисунок 5.3.1 – Калибровка СН ВМНК при известной ориентации платформы (слева) и неизвестной (справа)

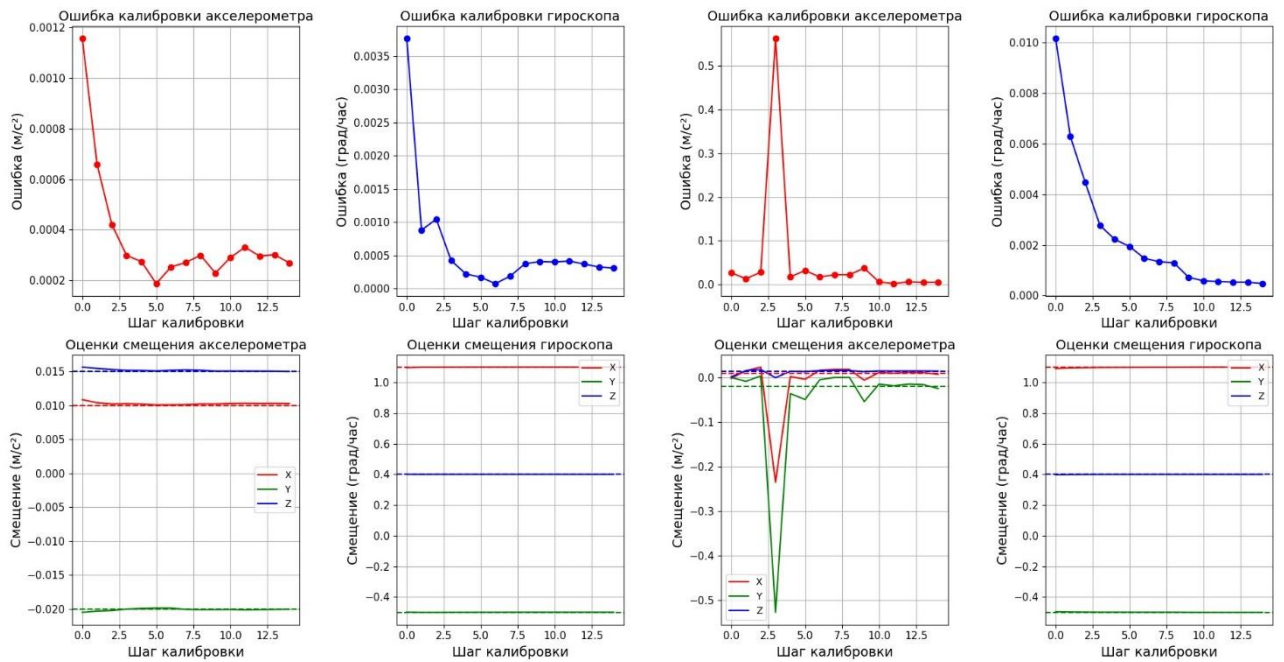


Рисунок 5.3.2 – Калибровка СН ЛВМ при известной ориентации платформы (слева) и неизвестной (справа)

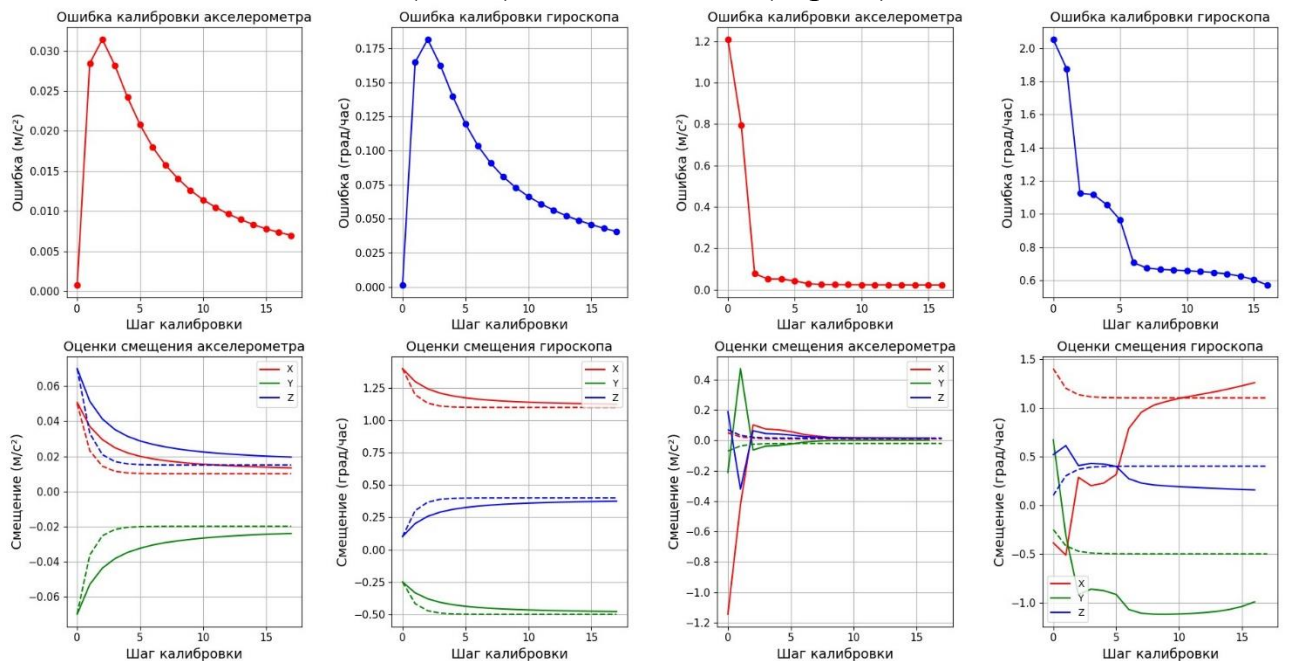


Рисунок 5.3.3 – Калибровка СН ВМНК в динамике при известной ориентации платформы (слева) и неизвестной (справа)

Анализ результатов показывает, что при известной ориентации платформы ЛВМ оказывается точнее ВМНК на порядок. Оценки ВМНК при динамическом СН оказываются в 2-3 раза грубее, чем ВМНК при постоянном СН. При неизвестной ориентации платформы оценки преимущественно на 1-2 порядка грубее, чем при известной, что объясняется нелинейностью уравнения связи у методов калибровки.

Практически во всех ВМНК и ЛВМ необходимо 3-4 итерации, чтобы оценки начали приближаться к истинным значениям. Данные результаты показывают принципиальную возможность и калибровки СН при различных условиях начальной выставки платформы. Погрешность оценки СН акселерометров в среднем составляет 4,7 % для ВМНК (пост), 0,99% для ЛВМ и 24% для ВМНК (перемен), а гироскопов 3,2% для ВМНК (пост), 0,15% для ЛВМ и 2,23 для ВМНК (перемен) при известной ориентации платформы относительно истинных значений. При неизвестной ориентации для акселерометров ошибки варьируются от 1,9% до 30% для акселерометров и от 0,1% (ЛВМ) до 14% для гироскопов.

Для калибровки СН, МК и НО платформа была ориентирована на значительном расстоянии от экстремума с углами $\gamma = 80^\circ$, $\nu = 80^\circ$, $\psi = 90^\circ$. Это сделано для того, чтобы в процессе выставки платформа могла занимать большее число разнообразных положений для повышения точности оценки параметров. В таблице 5.3.2 и на рисунках 5.3.4 – 5.3.6 приведены результаты калибровки СН, МК и НО.

Таблица 5.3.2 – Оценка СН, МК и НО ВМНК и ЛВМ

	Ориентация известна		Ориентация неизвестна	Истинные
	ВМНК	ЛВМ	ВМНК	
$b_{a,x}$	0,0098	-0,0077	0,0102	0,01
$b_{a,y}$	-0,0200	0,0186	-0,0203	-0,02
$b_{a,z}$	0,0145	-0,0018	0,0144	0,015
$s_{a,x}$	1,00996	1,01031	1,01005	1,01
$s_{a,y}$	1,00991	1,01048	1,01007	1,01
$s_{a,z}$	1,01006	1,01170	1,01002	1,01
$\alpha_{a,x}$	0,0182	0,0140	0,0190	0,019
$\beta_{a,y}$	0,0104	-0,0037	0,0099	0,01
$\rho_{a,z}$	0,0038	-0,0009	0,0040	0,004
$b_{g,x}$	1,1099	0,9198	1,10097	1,1
$b_{g,y}$	-0,4997	-0,6037	-0,5034	-0,5
$b_{g,z}$	0,3715	0,1723	0,3993	0,4
$s_{g,x}$	0,95913	0,96261	0,96038	0,96
$s_{g,y}$	0,95957	0,95734	0,96022	0,96
$s_{g,z}$	0,97183	0,98183	0,97003	0,97
$\alpha_{g,x}$	0,0265	-6,8193	0,0151	0,015
$\beta_{g,y}$	0,0193	-0,0169	0,0397	0,04
$\rho_{g,z}$	0,0242	3,2786	0,0221	0,022

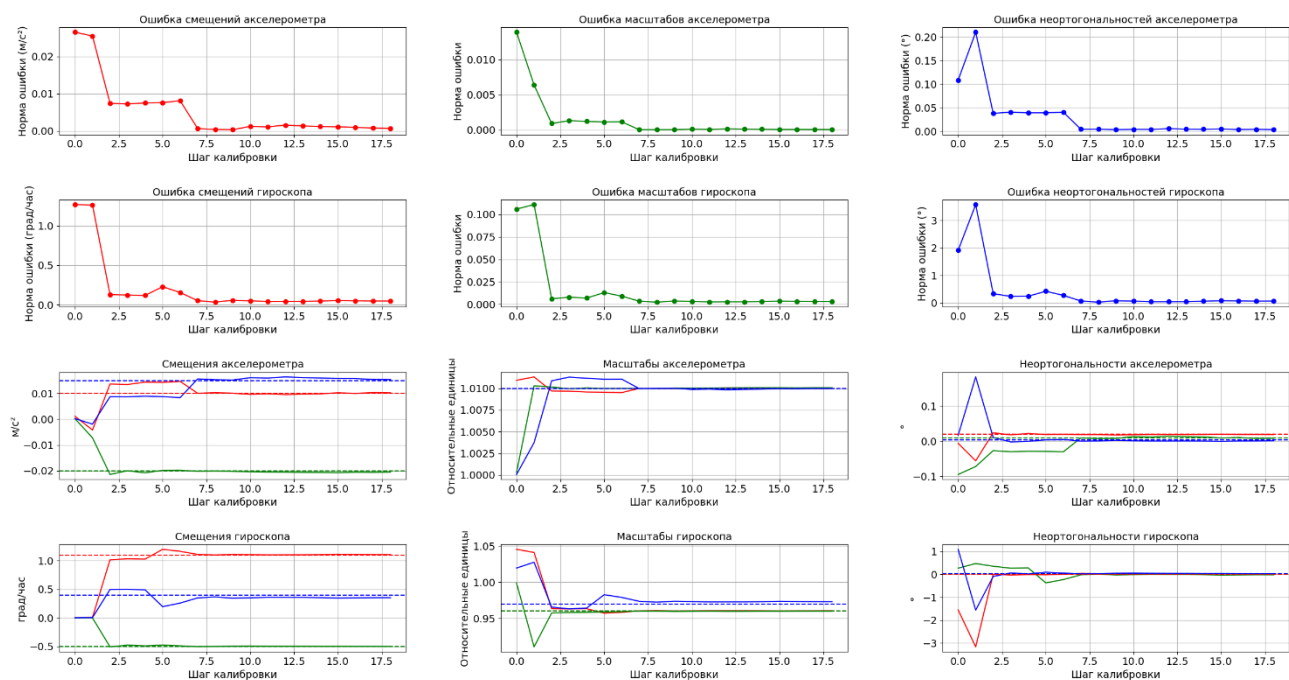


Рисунок 5.3.4 – Калибровка СН, МК и НО ВМНК при известной ориентации платформы

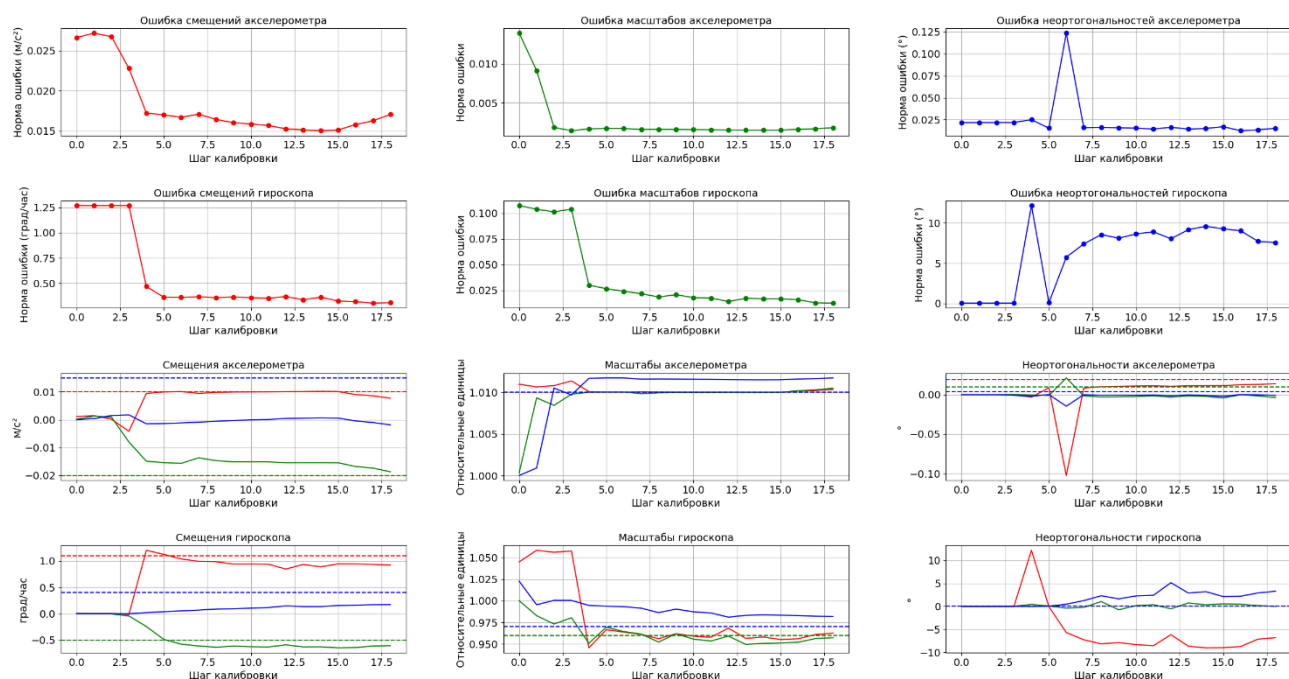


Рисунок 5.3.5 – Калибровка СН, МК и НО ВМНК при неизвестной ориентации платформы

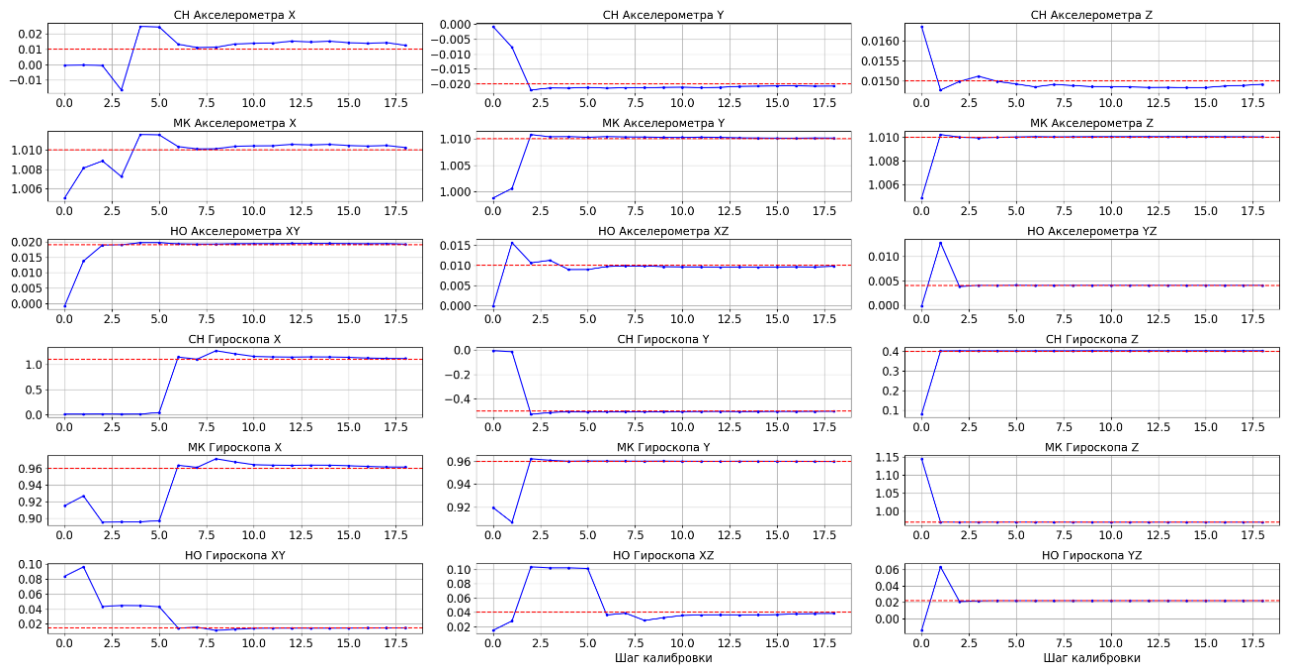


Рисунок 5.3.6 – Калибровка СН, МК и НО ЛВМ при известной ориентации платформы

Во всех случаях точнее всего были определены МК. При известной ориентации платформы их средняя ошибка у акселерометров составляет 0,0039% для ВМНК, 0,0306% для ЛВМ и 0,0019% для ВМНК при неизвестной ориентации платформы. У гироскопов ошибка составляет 0,0448% (ВМНК), 0,2778% (ЛВМ) и 0,0229% (ВМНК) соответственно. Ошибки оценки СН акселерометров при известной ориентации составляют от 0,05% до 3,5% при ВМНК, а НО от 0,66% до 107% и больше. Поэтому для оценки НО необходимо проведение вращения ГСП или упрощение ММИ для устранения ее нелинейного характера. Оценки СН и НО при ЛВМ оказались еще более грубыми. Наибольшая точность оказалась у ВМНК при известной ориентации платформы. Стоит отметить, что приведение платформы в крайнее положение помогло увеличить точность оценок, по сравнению с положением вблизи экстремума. Этот результат показывает возможность калибровки СН, МК в процессе выставки платформы.

В ходе проверки калибровки БИНС с вращающимся БЧЭ БИБ и стенд занимали специальное положение, в котором при вращении внутренней оси стенда имитировалось вращение БЧЭ у БИНС, которое полностью повторяло кинематику,

приведенную в п. 2.3. Результаты калибровки СН при таком подходе приведены в таблице 5.3.3 и на рисунках 5.3.7-5.3.8.

Таблица 5.3.3 – Оценка постоянных и переменных СН ВМНК и ЛВМ

Метод	Оцененные смещения нуля датчиков в м/с ² и град/ч							
	$b_{a,x}$	$b_{a,y}$	$b_{a,z}$	СКОа	$b_{g,x}$	$b_{g,y}$	$b_{g,z}$	СКОг
	Известна текущая ориентация платформы							
ВМНК	0,0104	-0,0198	0,01455	0,0006	1,1082	-0,5227	0,3800	0,0313
ВМНК перемен.	0,0098	-0,0170	0,0123	0,0040	1,0988	-0,4969	0,3927	0,0079
	Ориентация платформы неизвестна							
ВМНК	0,0118	-0,0194	0,0150	0,0019	1,1169	-0,4205	0,3779	0,0821
ВМНК перемен.	0,0105	-0,0217	0,0550	0,0811	1,2861	-0,2187	0,3729	0,3383
	Истинные смещения нуля датчиков							
	0.01	-0.02	0.015	-	1.1	-0.5	0.4	-

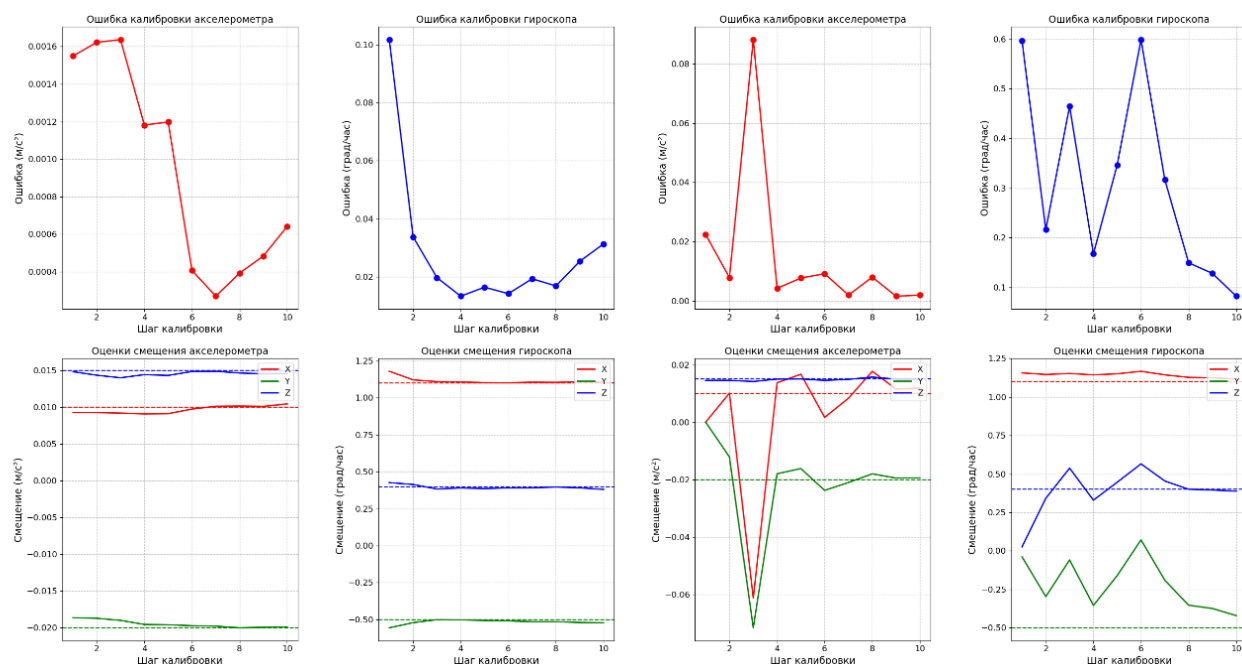


Рисунок 5.3.7 – Калибровка СН ВМНК БИНС с вращающимся БЧЭ при известной ориентации платформы (слева) и неизвестной (справа)

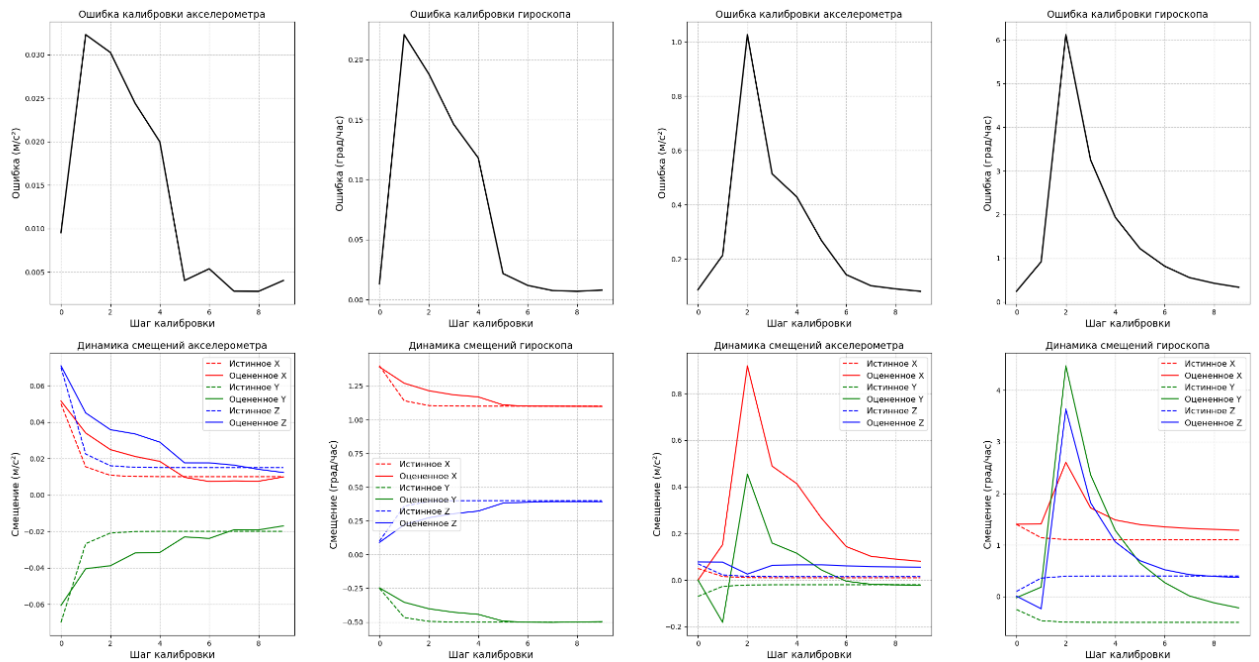


Рисунок 5.3.8 – Калибровка СН ВМНК в динамике при известной ориентации платформы (слева) и неизвестной (справа)

Ошибка оценки СН акселерометров варьируется от 2% до 17%, а гироскопов от 0,1% до 4,3% при известной ориентации платформы. При неизвестной ориентации ошибки оценки СН акселерометров варьируются от 4% до 14%, а для гироскопов от 1,5% до 21%. При известной ориентации платформы имеем высокую точность оценки как постоянного СН, так и динамического, а также приемлемую точность оценки постоянного СН при неизвестной ориентации. Для повышения точности оценки необходимо провести разворот БЧЭ на 360°. В таком случае будет получено многообразие разнообразных ориентаций, занимаемых ЧЭ, что позволит повысить точность оценки параметров.

Также проверялся алгоритм калибровки СН, МК и НО для такого БИНС. Результаты калибровки приведены в таблице 5.3.4 и на рисунке 5.3.9.

Таблица 5.3.4 – Оценка СН, МК и НО ВМНК и ЛВМ

Параметр	Ориентация известна	
	ВМНК	Истинные
$b_{a,x}$	0,0181	0,01
$b_{a,y}$	-0,0202	-0,02
$b_{a,z}$	0,0103	0,015
$s_{a,x}$	1,00970	1,01
$s_{a,y}$	1,00940	1,01
$s_{a,z}$	1,00900	1,01
$\alpha_{a,x}$	0,0192	0,019
$\beta_{a,y}$	0,0109	0,01
$\rho_{a,z}$	0,0036	0,004
$b_{g,x}$	1,0680	1,1
$b_{g,y}$	-0,4869	-0,5
$b_{g,z}$	0,3661	0,4
$s_{g,x}$	0,96530	0,96
$s_{g,y}$	0,96490	0,96
$s_{g,z}$	0,96790	0,97
$\alpha_{g,x}$	0,0098	0,015
$\beta_{g,y}$	0,0418	0,04
$\rho_{g,z}$	0,0285	0,022

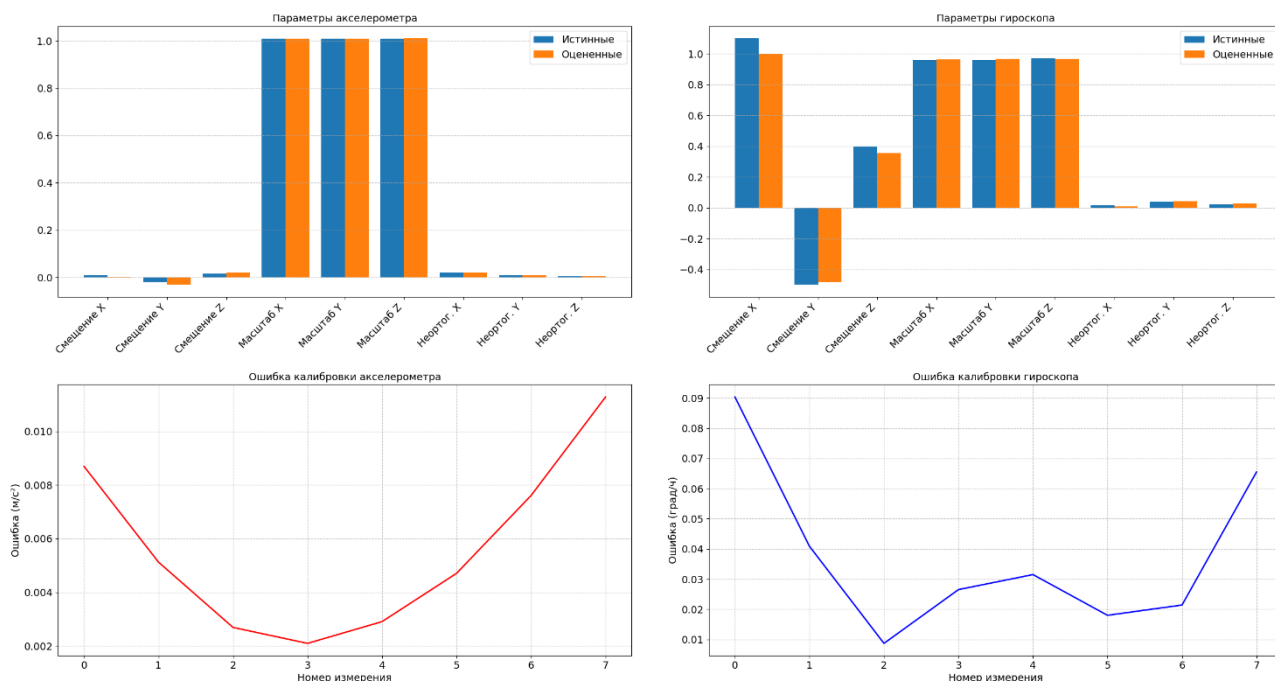


Рисунок 5.3.9 – Калибровка СН, МК и НО ВМНК при известной ориентации БЧЭ

Как и в случае выставки платформы, НО оцениваются хуже других параметров. Ошибка оценки МК акселерометров варьируется от 0,029% до 0,099%, а у гироскопов от 0,2% до 0,5%. Ошибка оценки СН акселерометров варьируется от 0,99% до 40%, а у гироскопов от 2,7% до 9%. Ошибки оценки СН можно

понижить до значений меньше 1%, а МК до значений меньше 0,05%, если проводить полный разворот БЧЭ с замерами в разных положениях.

5.4 Сравнение алгоритмов начальной выставки

Полученные выше результаты позволяют провести сравнение существующего алгоритма и предлагаемых вариантов КП и МП на основе частных критериев эффективности – быстродействие, точность и перерегулирование. В таблице 5.4.1 приведены частные критерии эффективности $f_{1,2,3}$ для частных критериев, а также коэффициенты, определяющие важность (долю влияния каждого фактора, оцениваемого соответствующим частным критерием эффективности, на общую эффективность достижения цели) рассматриваемых частных критериев $c_{1,2,3}$.

Таблица 5.4.1 – Сравнение алгоритмов выставки

Алгоритм	Подход	Продолжительность $f_1, \text{с}$	Точность $f_2, ^\circ$	Перерегулирование $f_3, ^\circ$
Существующий	-	600 ÷ 900	0,01 ÷ 0,1	0,05 ÷ 10
Оптимизационный	КП	210 ÷ 480	0,01 ÷ 0,1	4 ÷ 30
	МП	165 ÷ 450	0,01 ÷ 0,1	0,05 ÷ 10
Важность критерия c_j , б/р	-	0,6	0,3	0,1

Для определения из рассматриваемых алгоритмов наилучшего необходимо осуществить расчет гарантирующего критерия [142], но предварительно необходимо провести нормировку частных критериев:

$$f_{j_норм} = \begin{cases} \frac{f_j - f_{j_min}}{f_{j_max} - f_{j_min}}, & \text{если } f_j \xrightarrow{opt} min \\ \frac{f_{j_max} - f_j}{f_{j_max} - f_{j_min}}, & \text{если } f_j \xrightarrow{opt} max \end{cases} \quad j = 1, \dots, m \quad (5.4.1)$$

где $f_{j_min} = \min_{j=1,...,m} f_j$; $f_{j_max} = \max_{j=1,...,m} f_j$; $\xrightarrow{opt}$ – оператор, показывающий направление оптимизации.

Поскольку наибольшая эффективность алгоритмов достигается за счет минимизации рассматриваемых критериев, то нормировка должна осуществляться на минимум. Расчет гарантирующего критерия проводится в виде:

$$F(f_1, f_2, \dots, f_m) = \sum_{j=1}^m c_j f_j \quad (5.4.2)$$

В таблице 5.4.2 приведены нормированные частные критерии, а в таблице 5.4.3 суммарные гарантирующие критерии рассматриваемых алгоритмов для трех случаев оценки частных критериев: по правой границе (наихудший случай выставки), по левой границе (наилучший случай выставки) и по средней границе (оптимальный случай выставки).

Таблица 5.4.2 – Нормированные частные критерии

Алгоритм	Подход	Продолжительность $f_1, \text{с}$	Точность $f_2, ^\circ$	Перерегулирование $f_3, ^\circ$
Существующий	-	$0,592 \div 1$	$0 \div 1$	$0 \div 0,332$
Оптимизационный	КП	$0,061 \div 0,429$	$0 \div 1$	$0,132 \div 1$
	МП	$0 \div 0,388$	$0 \div 1$	$0 \div 0,332$
Важность критерия $c_j, \text{б/р}$	-	0,6	0,3	0,1

Таблица 5.4.3 – Рассчитанные гарантирующие критерии алгоритмов

Алгоритм	Существующий	Оптимизационный КП	Оптимизационный МП
Рассчитанный критерий по правой границе	0,933	0,657	0,566
Рассчитанный критерий по левой границе	0,355	0,05	0,01
Рассчитанный критерий по средней оценке	0,644	0,347	0,283

Из таблицы видно, что гарантирующий критерий алгоритма МП оказался ниже во всех рассматриваемых случаях. Наихудшим оказался существующий алгоритм. Ситуация не поменяется даже если совершить перераспределение важности критериев поскольку предлагаемый алгоритм близок по точности к существующему, но имеет значительный выигрыш в быстродействии на 40% - 60% при КП и на 50% - 70% при МП.

Выводы по главе 5

В главе приведены результаты экспериментальной оценки работоспособности предлагаемого алгоритма начальной выставки на примере решения задачи горизонтирования, гирокомпасирования платформы и выставке БИНС с вращающимся БЧЭ. Экспериментальная установка включала в себя БИБ как имитатор ИИБ, трехосный имитатор движения как платформу, а также иную технологическую аппаратуру и оснастку. Сами показания БИБ после предварительной оценки имели нормальное распределение, что подтвердилось оценкой вариации Аллана, которая была под наклоном $-1/2$ как для акселерометров, так и для гироскопов. Таким образом, шумы в показаниях были преимущественно белыми. Продолжительность горизонтирования варьировалась в пределах от 1,75 мин до 3,25 мин, гирокомпасирования от 2,66 мин до 4,33 мин, а выставка БИНС с вращающимся БЧЭ от 4 мин до 6 мин. Из-за вероятно недостаточной компенсации систематических составляющих нулевых сигналов максимальная ошибка выставки достигала $0,11^\circ$. В части быстродействия алгоритм на основе МП, как правило, оказался на 15-35% быстрее, чем КП. Также у МП практически отсутствует перерегулирование. В целом, результаты эксперимента достаточно близки с моделью, что подтверждает работоспособность алгоритма в ИНС.

Проведена экспериментальная проверка алгоритма калибровки в процессе выставки ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ. Ошибка оценки СН акселерометров достигала значений 0,15 %, а гироскопов 0,1 % относительно истинных значений. Ошибка оценки МК достигала значений 0,0039 % у акселерометров и 0,0448 % у

гироскопов. Для калибровки НО необходимо проведение вращения ГСП или упрощение ММИ для устранения ее нелинейного характера, поскольку ошибки оценки могут варьироваться от 0,66% до 107%.

Проведено сравнение алгоритмов начальной выставки на основе расчета гарантирующих критериев эффективности как суперпозиции частных критериев эффективности и коэффициентов, характеризующих важность критериев продолжительности выставки, точности и перерегулирования. Рассчитанные гарантирующие критерии для МП оказались наименьшими по сравнению с КП и существующим алгоритмом. Ситуация не поменяется даже если совершить перераспределение важности критериев поскольку предлагаемый алгоритм близок по точности к существующему, но имеет значительный выигрыш в быстродействии на 40% - 60% при КП и на 50% - 70% при МП.

Заключение

В диссертации получены следующие результаты:

1. Составлена циклограмма и математические модели однокаскадных и двухкаскадных автономных алгоритмов начальной выставки одноосных, двухосных и трехосных ГСП с произвольных начальных положений как задачи поиска заданного экстремума показаний инерциальных датчиков без необходимости решения систем дифференциальных уравнения, описывающих динамику ИНС. При точности горизонтирования на уровне $0,01^\circ$ - $0,05^\circ$ и гирокомпасирования от $0,01^\circ$ - $0,1^\circ$ быстродействие предлагаемого алгоритма выше существующего на 40% - 60% при КП и на 50% - 70% при МП. При дополнительной цифровой фильтрации и увеличении времени замера точность повышается на 18% - 40%. Формирование двухкаскадной структуры алгоритма, где первый каскад основан на методе градиентного спуска, а второй каскад на методе сканирования, совместно с цифровой фильтрацией шумов позволяет повысить помехоустойчивость алгоритма.

2. Составлены алгоритмы калибровки (докалибровки) датчиков в процессе проведения выставки ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ, позволяющие повысить точность выставки и снизить время готовности системы. Достижимый уровень точности горизонтирования на уровне $0,006^\circ$, а гирокомпасирования $0,007^\circ$. Точность может быть и выше при увеличении времени замера в каждой промежуточной ориентации платформы и повышении фильтрации шумов измерений.

3. Представлена конструкция БИНС с вращающимся БЧЭ, ось вращения которого равноотклонена от осей чувствительности датчиков, позволяющая проводить калибровку и начальную выставку БИНС на борту объекта без необходимости демонтажа с изделия. Составлены однокаскадные и двухкаскадные циклограммы и математические модели выставки такого БИНС, и алгоритмы калибровки (докалибровки) в процессе выставки.

4. Проведена верификация составленных циклограмм и алгоритмов выставки и калибровки (докалибровки) в процессе выставки при помощи БИБ и трехосного

имитатора движения. Продолжительность задачи горизонтирования не превысила 3,25 мин, гироскопирования 4,33 мин, выставки БИНС с вращающимся БЧЭ 6 мин при максимальной ошибке, не превышающей $0,05^{\circ}$ - $0,11^{\circ}$. Ошибка оценки СН акселерометров достигает 0,15%, а гироскопов 0,1 % относительно истинных значений. Ошибка оценки МК достигает значений 0,0039 % у акселерометров и 0,0448 % у гироскопов. Для калибровки НО необходимо проведение вращения ГСП или упрощение модели измерений для устранения ее нелинейного характера, поскольку ошибки оценки могут варьироваться от 0,66% до 107%.

5. Проведено сравнение алгоритмов начальной выставки на основе расчета гарантирующих критериев эффективности. Гарантирующий критерий принял наименьшее значение для МП при всех оценочных границах частных критериев и в среднем составил 0,01. Для КП он составил 0,05, а для существующего алгоритма выставки 0,355.

Список сокращений

АВА	-	Алгоритм вычисления антиградиента
АВШ	-	Алгоритм вычисления шага
АПШ	-	Алгоритм пробного шага
АУКШ	-	Алгоритм уменьшения корректировки шага
АЦП	-	Аналогово-цифровой преобразователь
БА	-	Блок акселерометров
БГ	-	Блок гироскопов
БИБ	-	Бесплатформенный измерительный блок
БИНС	-	Бесплатформенная инерциальная навигационная система
БРС	-	Блок регулировки скорости
БУ	-	Блок управления
БЧЭ	-	Блок чувствительных элементов
ВА	-	Вариация Аллана
ВК	-	Вычислительный комплекс
ВМНК	-	Метод взвешенных наименьших квадратов
ВОГ	-	Волоконно-оптический гироскоп
ВСА	-	Вибрационно-струнный акселерометр
ГСП	-	Гиростабилизированная платформа
ДПТ	-	Двигатель постоянного тока
ДС	-	Двигатель стабилизации
ДУ	-	Датчик угла
ИИБ	-	Инерциальный измерительный блок
ИНС	-	Инерциальная навигационная система
КП	-	Классический подход
ЛА	-	Летательный аппарат
ЛВМ	-	Метод Левенберга-Марквардта
МГС	-	Метод градиентного спуска
МК	-	Масштабный коэффициент
ММИ	-	Математическая модель измерений
МО	-	Математическое ожидание
МП	-	Модифицированный подход
МС	-	Метод сканирования
НО	-	Неортогональность осей
НОО	-	Низкая околоземная орбита
ОВ	-	Ось вращения
ОЧ	-	Ось чувствительности
ПНК	-	Пилотажно навигационный комплекс
РКН	-	Ракета космического назначения
СК	-	Система координат
СКО	-	Среднеквадратичное отклонение
СН	-	Смещение нуля
СНС	-	Спутниковая навигационная система
ФК	-	Фильтр Каламана
ФНЧ	-	Фильтр нижних частот
ЦВМ	-	Центральная вычислительный модуль
ЦФ	-	Цифровой фильтр
ЧЭ	-	Чувствительный элемент

Список литературы

1. Осипов А.М., Козорез Д.А., Сыпало К.И. Решение задачи навигационных определений высокоскоростного летательного аппарата // «Вестник Московского авиационного института». 2011. Т. 18. № 4. С. 5-9.
2. Chiang, K.-W., Huang, C.-H., Chiu, Y.-T., Wu, T.-C., Tsai, S., and Lin, K.-Y.: A robust autonomous vehicular navigation system using RIMU-based INS/GNSS integrated scheme, Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spatial Inf. Sci., XLVIII-1/W2-2023, 791–797.
3. Алешин Б.С., Тювин А.В., Черноморский А.И., Плеханов В.Е. Проектирование бесплатформенных инерциальных навигационных систем М.: МАИ-Принт, 2009. — 396 с.
4. Delhayе, F. SpaceNaute® the HRG Based Inertial Reference System of Ariane 6 European space launcher. Gyroscopy Navig. 10, 1–6 (2019).
5. GPS Spoofing: Final Report published by WorkGroup, 2024.
6. В. Г. Пешехонов. Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем // Гироскопия и навигация. Том 30. №1 (116), 2022. С. 3-11.
7. Schmidt, G.T. GPS Based Navigation Systems in Difficult Environments. Gyroscopy Navig. 10, 41–53 (2019).
8. Бонк Р.И., Бровкин А.Г., Андреев В.П., и др. Система управления разгонным блоком: Учебное пособие // Под редакцией А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010 – 272 с.: ил.
9. Ключников А.И. Анализ датчиков первичной информации, используемых в БИНС, входящей в состав системы управления ракеты космического назначения легкого класса // Символ науки. Электротехника, электронная техника, информационные технологии. 2022. 9-1. С. 9 – 19.
10. Braun, R. D., Putnam, Z. R., Steinfeldt, B. A., & Grant, M. J. Advances in inertial guidance technology for aerospace systems. AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference, 2013, pp. 1-18.
11. Yanushevsky, R., Modern Missile Guidance, Boca Raton, FL, CRC Press, 2018

12. Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов, – М: Рестарт, 2009. – 528 с.

13. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов: учебное пособие / Ю. Г. Сихарулидзе. — 4-е изд. — Москва: Лаборатория знаний, 2020. — 410 с.

14. Наумченко В.П. Современный подход построения алгоритма начальной выставки инерциальных навигационных систем платформенного класса // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением, 2022, № 9, С. 51-59.

15. Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьев А.В. Оценка Влияния шумов инерциальных датчиков на точность выставки гиropлатформы. Вестник НИЯУ МИФИ. 2022;11(6):425-441.

16. Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В. Оптимизационный подход к начальной выставке платформенной инерциальной системы при воздействии шумов // «Вестник Московского авиационного института». 2023. Т. 30. № 2. С. 158-168. DOI: 10.34759/vst-2023-2-158-168

17. Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьев А.В. Обработка показаний инерциальных приборов на унифицированном программно-математическом комплексе. Труды ВНИИЭМ. Том 195. №4 2023. С. 8-16.

18. Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунов Д.Г. Анализ оптимального исполнения системы амортизации бесплатформенного измерительного прибора при помощи модифицированного метода роя частиц. «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы». 2024, том 11, выпуск 3, с. 91–103

19. Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунов Д.Г. Анализ системы амортизации инерциального прибора как решение задачи многокритериальной оптимизации. «Труды МФТИ». Том 16, №3(63). 2024. с. 105-117

20. Наумченко В.П. Зависимость параметров выведения РКН на орбиту от начальной выставки платформенной инерциальной системы // «Вестник Московского авиационного института». 2024. Т. 31. № 4. С. 185-196.

21. Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунов Д.Г. и др. Анализ влияния погрешностей начальной выставки и конечной жесткости конструкции на показания бесплатформенной инерциальной навигационной системы с внутренней системой амортизации и демпфирования. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение, 2025, № 1 (150), с. 91--112. EDN: XKXQJW

22. Наумченко В.П. Расчетно-экспериментальная оценка оптимизационного алгоритма начальной выставки инерциальной платформы. Инженерный журнал: наука и инновации, 2025, вып. 5 (161). EDN JDMYRY

23. Anon., Department of Defense World Geodetic System 1984, National imagery and mapping Agency (now NGA), TR8350.2, Third Edition, 1997.

24. Groves P. D. Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems. 2nd edition. Artech House, 2013. 763 p.

25. Кузьмин, В.И. Гравиметрия: учеб. пособие / В.И. Кузьмин. – Новосибирск: СГГА, 2011. – 193 с.

26. Бедро Н.А., Есаков В.А., Ивлева М.В. Компенсация влияния температуры на выходные показания микромеханического акселерометра в составе инклинометра. Лесной вестник. 2012. №6. С. 89 – 92.

27. Егоров Ю.Г., Дзуев А.А., Попов Е.А. Синтез программ калибровки блока акселерометров БИНС при инвариантном подходе. Гироскопия и навигация. Том 27, № 1 (104), 2019. С. 61-71.

28. Chenyak M.H., Vidyakina K.R. Temperature calibration of navigational accelerometer unit. Mechanics of gyroscopic systems. 2016. pp. 38-52.

29. Liu G, Liu Y, Li Z, Ma Z, Ma X, Wang X, Zheng X, Jin Z. Combined Temperature Compensation Method for Closed-Loop Microelectromechanical System Capacitive Accelerometer. Micromachines (Basel). 2023 Aug 17;14(8):1623. doi: 10.3390/mi14081623. PMID: 37630159; PMCID: PMC10456641.

30. Han, Zhiming, Hong Li, Juan Meng, Li Yanan and Gao Qiang. “Temperature drift modeling and compensation of capacitive accelerometer based on AGA-BP neural network.” Measurement (2020): n. pag.

31. Курбатов А.М., Курбатов Р.А., Горячкин А.М. Повышение точности волоконно-оптического гироскопа за счет подавления паразитных эффектов в интегрально-оптических фазовых модуляторах // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27. №2. С. 52-69. DOI: 10.17285/0869-7035.2019.27.2.052-069
32. Недопекин Н.В. Оценка влияния температуры окружающей среды на режимы работы резонатора волнового твердотельного гироскопа. Надежность и качество сложных систем. 2023. № 1. С. 126 – 132.
33. K. Li et al., "A Fusion Algorithm for Real-Time Temperature Compensation and Noise Suppression With a Double U-Beam Vibration Ring Gyroscope," in IEEE Sensors Journal, vol. 24, no. 6, pp. 7614-7624, 15 March 2024, doi: 10.1109/JSEN.2024.3360032.
34. Zubarev Y.A., Sinelnikov A.O., Mnatsakanyan V.U. Simulation of the temperature drift of the laser gyroscope path length // RUDN Journal of Engineering Research.-2023.-Vol. 24.-N. 1.-P. 30-39. doi: 10.22363/2312-8143-2023-24-1-30-39
35. C. Yu et al., "Angular Rate Measurement Method of Magnetically Suspended Control and Sensing Gyroscope Using Component-Level Rotation Modulation," in IEEE Sensors Journal, vol. 22, no. 22, pp. 21575-21584, 15 Nov. 2022, doi: 10.1109/JSEN.2022.3213126.
36. Afzal, Muhammad Haris et al. "Use of Earth's Magnetic Field for Mitigating Gyroscope Errors regardless of Magnetic Perturbation." Sensors (Basel, Switzerland), 11 (2011): 11390 - 11414.
37. Luyao Xue, Yanru Zhou, Jing Li, Liu Wen Yao. Error analysis of dual-polarization fiber optic gyroscope under the magnetic field-variable temperature field. Optical Fiber Technology 71:102926. 2022. DOI: 10.1016/j.yofte.2022.102926
38. X. Wang, M. Zhang, Y. Sun, Y. Luo. The Influence of Moment Magnetic Field on Nonlinear Error of Miniature Accelerometer. Chinese Journal of Sensors and Actuators 31(7):993-997. 2018. Chinese Journal of Sensors and Actuators 31(7):993-997
39. Антонова М.В., Матвеев В.А. Модель погрешности волоконно-оптического гироскопа при воздействии тепловых и магнитных полей. Вестник

Московского государственного технического университета им. Н. Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2014. №3. С. 73 – 80.

40. Николаенко А.Ю., Скоробогатов В.В. Способы повышения виброустойчивости кварцевого маятникового акселерометра при использовании цифрового усилителя обратной связи. Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики, 2019, том 19, № 5. С. 883-891.

41. Krzysztof Tomczyk, Edward Layer. Accelerometer errors in the measurement of dynamic signals. Measurement 60. 2014. pp. 292-298. doi: 10.1016/j.measurement.2014.09.058

42. Krzysztof Tomczyk, Małgorzata Kowalczyk. Accuracy Assessment of Charge-Mode Accelerometers Using Multivariate Regression of the Upper Bound of the Dynamic Error. 2023. Energies 16(23):7784. DOI:10.3390/en16237784

43. Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г. Анализ качества работы инерциальных приборов при воздействии внешних вибрационных возмущений // Новые материалы и технологии в ракетно-космической, авиационной и других высокотехнологичных отраслях промышленности. Сборник материалов 17-й молодежной конференции – ООО «12 апреля», 2021. С. 18-25.

44. Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунов Д.Г., Соловьев А.В. Исследование обеспечения стойкости к внешним вибрационным возмущениям бесплатформенного инерциального измерительного прибора при помощи нелинейных элементов системы амортизации // Молодежь. Техника. Космос: труды четырнадцатой общерос. молодежн. науч.-техн. конф. В 4 т. Т. 2., 2022. С. 29-31.

45. Paul G. Savage. Strapdown analytics. Strapdown Associates, 2000.

46. Bortz, John E. A New Mathematical Formulation for Strapdown Inertial Navigation. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems AES-7 (1971): 61-66.

47. Miller, Robin B. A new strapdown attitude algorithm. Journal of Guidance Control and Dynamics 6 (1983): 287-291.

48. Ignagni, Mario. Efficient Class of Optimized Coning Compensation Algorithms. Journal of Guidance Control and Dynamics 19 (1996): 424-429.

49. Литвин М.А., Малюгина А.А, Миллер А.Б, Степанов А.Н, Чикрин Д.Е. Типы ошибок в инерциальных навигационных системах и методы их аппроксимации. // Информационные процессы. ISBN/ISSN 1819-5822. Т. 14, №4, 2014. С 326–339.
50. Петрова Н.А., В.М. Полушкин. Виды погрешностей микромеханических датчиков и методы их анализа // Инженерный вестник Дона, №1, 2019.
51. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros, 2003. 77 p.
52. Новоселов А.С., Москалев С.А., Панко А.А., Поспелов А.В., Недопекин Н.В., Лузгина О.Н. О возможностях выбора метода оценки дрейфовых характеристик волновых твердотельных гироскопов ГЕ 006 на основе экспериментального подтверждения // Надежность и качество сложных систем. №2, 2021. С.53-61.
53. Гадзиковский В.И. Методы проектирования цифровых фильтров. – М.: Горячая линия–Телеком, 2007. – 416 с.: ил.
54. Умняшкин С.В. Основы теории цифровой обработки сигналов: Учебное пособие. Москва: ТЕХНОСФЕРА, 2016. – 528 с.
55. Гадзиковский В.И. Теоретические основы цифровой обработки сигналов. – М.: Радио и связь, 2004. – 344 с.
56. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Автономные системы. – М.: Наука, 1966.
57. Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитроченко Л.А., Навигационные приборы и системы. -М.: Машиностроение, 1983. -456 с.
58. Бромберг П.В. Теория инерциальной навигации. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. – 296 с.
59. Arthur H. Lipton. Alignment of inertial systems on a moving base, National aeronautics and space administration, Washington, 1967, 168 p.
60. Броксмейер Ч. Ф. Системы инерциальной навигации / Пер. с англ. канд. техн. наук М. И. Малтинского [и др.]; Под ред. д-ра техн. наук С. С. Ривкина. - Ленинград: Судостроение, 1967. - 279 с.

61. Ривкин С.С., Ивановский Р.И., Костров А.В. Статистическая оптимизация навигационных систем. – М.: Судостроение, 1976.
62. Ключников А. И. Маков С. А. Анализ некоторых способов выставки инерциальных навигационных систем. Евразийский Союз Ученых (ЕСУ), Военные науки, 2018, 13-16 с.
63. Балабаев О. С., Прохорцов А. В. Сравнительный анализ методов начальной выставки БИНС на подвижном объекте. Известия ТулГУ. Технические науки. Электротехнические комплексы и системы, 2020. Вып. 11, 389-394 с.
64. Vavilova N.B., Golovan A.A., Kozlov A.V., Papusha I.A. A fine alignment of a strapdown inertial navigation system, with is part of the navigation complex of an autonomous underwater vehicle and in pitching conditions. Underwater investigations and robotics. 2025. No. 2 (52). P. 72–80. DOI: 10.37102/1992-4429_2025_51_01_07. EDN: XFQBQR.
65. Емельянцев Г.И., Степанов А.П., Блажнов Б.А. О начальной выставке корабельной БИНС в условиях качки // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28, №3 (110). С. 3–17.
66. Hirokawa R., Ebinuma T. A Low-Cost Tightly Coupled GPS/INS for Small UAVs Augmented with Multiple GPS Antennas, Navigation // Journal of The Institute of Navigation. 2009. Vol. 56, No. 1. P. 35–44.
67. Патент RU2572651C1. Способ выставки морской БИНС. 2016.
68. Салычев О.С., Мкртчян В.И. Подходы к выставке на подвижном основании для бесплатформенной инерциальной навигационной системы авиационного типа различного класса точности // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. №11 (83). С. 1–10.
69. Liu H. Y., Tsai, S., Tsai, M. L., & Chiang, K. W. (2022). An initial alignment method of inertial navigation system for the static state. International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences - ISPRS Archives, 2022, vol. 43, is. B1-2022, pp. 227-233.
70. Патент RU 2591738 C1 Способ повышения точности начальной выставки бесплатформенной инерциальной системы. 2016.

71. Патент RU 2529757 C1 Способ подготовки инерциальной навигационной системы к полету. 2014
72. Патент RU 2150124 C1. Способ предстартовой выставки высокоточных ракет. 2000.
73. Patent WO 2015075248 A1. Alignment method for an inertial unit. 2015
74. Веремеенко К.К., Жарков М.В., Кузнецов И.М., Пронькин А.Н. Трансферная выставка бесплатформенной инерциальной навигационной системы: алгоритмические особенности и численный анализ характеристик // Электроника, фотоника и киберфизические системы. 2020. №4. С. 57-64.
75. Jiazhen Lu, Lili Ye, Jong Dong. Applied singular value decomposition method in transfer alignment and bias calibration. IET Radar, Sonar & Navigation, vol. 14, is. 5, 2020, pp. 700-706.
76. Голиков В.П., Ларионов С.В., Требухов А.В., Голован А.А. Результаты натурных испытаний начальной выставки на подвижном основании платформенной инерциальной навигационной системы по информации от корабельного комплекса // Гироскопия и навигация. 2006. №4 (55). С. 90.
77. Савельев В.М., Антонов Д.А. Выставка бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата на подвижном основании [Электронный ресурс] // «Труды МАИ» № 45. - Электрон, текстовые дан. - Москва, 2011. - общ. объем 19 страниц.
78. Веремеенко К.К., Савельев В.М. Выставка бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата в полете // Известия РАН. Теория и системы управления. 2013. №1. С. 111-121.
79. Патент RU 2238522 C1. Бабиченко А.В., Бахонин К.А., Будкин В.Л. и д.р. Комплекс начальной выставки инерциальной системы. 2004.
80. Патент RU 2279635 C2. Способ определения начальной выставки бесплатформенного инерциального блока относительно базовой системы координат. 2006.
81. Patent CN 109163737 B. Transfer alignment method and device based on multipath inertial navigation closed-loop self-checking

82. Patent WO 2002035183 A1. Attitude alignment of a slave inertial measurement system. 2002.

83. Патент RU 2734387 C1. Система и способ начальной выставки по методу оптического потока для бесплатформенной инерциальной навигации угледобывающего комбайна. 2020.

84. Patent US 20110178708 A1 Using object to align and calibrate inertial navigation system. 2014

85. Jinyong Yang, Guanqin Zhang, Zhe Huang et al, "Research on position and orientation measurement method for roadheader based on vision/INS," Proc. SPIE 10621, 2017 International Conference on Optical Instruments and Technology: Optoelectronic Measurement Technology and Systems, 2018, vol. 10621, pp. 1062105-1- 1062105-12.

86. Zhu L, Cheng X. An Improved Initial Alignment Method for Rocket Navigation Systems. Journal of Navigation. 2013;66(5):737-749. doi:10.1017/S0373463313000295

87. Нгуен Чонг Иен. Методы повышения эффективности начальной выставки инерциальных навигационных систем.: дис. ... канд. техн. наук: 02.02.05. 2023. С. 106.

88. V. Meleshko. Algorithm of the autonomous initial alignment of SINS with sequential filtering. Mechanics of gyroscopic systems. 2022. pp. 37-49. doi:10.20535/0203-3771412021269109

89. G. Yuan, H. Liang, K. He and Y. Xie, "Rapid initial alignment and calibration for on-board inertial navigator," The 2010 IEEE International Conference on Information and Automation, Harbin, China, 2010, pp. 1984-1989, doi: 10.1109/ICINFA.2010.5512036.

90. Patent CN 103017787 A Initial alignment method suitable for rocking base. 2013

91. Xu, Jiangning et al. "A Novel Autonomous Initial Alignment Method for Strapdown Inertial Navigation System." IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement 66 (2017): 2274-2282.

92. Han, Houzeng et al. "A Fast SINS Initial Alignment Method Based on RTS Forward and Backward Resolution." J. Sensors 2017 (2017): 7161858:1-7161858:11.
93. Patent US 20180274940 A1. Qiang Ren, Jiejun WANG, Xuefeng SHEN etc. A method for initial alignment of an inertial navigation apparatus. 2017.
94. Патент RU2779274C1 Способ измерения ошибок начальной выставки инерциальной навигационной системы без привязки к внешним ориентирам. 2022.
95. Patent KR 101752724 B1 Alignment method for inertial navigation system. 2017
96. Патент RU 2386107 C1. Автономный способ определения начальной ориентации приборной системы координат бесплатформенного инерциального блока управляемого объекта относительно базовой системы координат. 2010
97. Челноков Ю.Н., Молоденков А.В. Кватернионный алгоритм начальной выставки БИНС с использованием метода регуляризации А. Н. Тихонова. Мехатроника, автоматизация, управление. 2021;22(4):217-224.
98. Вдовин М.В., Гохфельд В.Д., Гурьева В.К. Метод векторного согласования БИНС с высокоточной ИНС // Ракетно-космическая техника: научно-технический сборник. — Сер. XI «Системы управления ракетных комплексов». Вып. 1. Екатеринбург, 2011. — С. 71–78
99. Галамай А. А. Тарировка акселерометров БИНС при векторном согласовании с высокоточной ИНС / А. А. Галамай // Компьютерный анализ изображений: Интеллектуальные решения в промышленных сетях (CAI-2016): сборник научных трудов по материалам I Международной конференции 5-6 мая 2016 г./ Под общ. ред. А. Г. Тягунова. — Екатеринбург: Изд-во УМЦ УПИ, 2016. — С. 104-108.
100. Patent US 3143893 A. Alignment system for inertial platform. 1964.
101. Patent US 3269024 A. Method and means for aligning an axis on a gimbaled platform. 1966
102. Патент RU 2509979 C1. Способ автономной азимутальной ориентации платформы трехосного гиросtabilизатора по изменяющимся токам коррекции. 2012

103. Патент RU 2 630 526 C1. Азимутальная ориентация платформы трехосного гиросtabilизатора. 2017.

104. Патент RU 2428658 C1. Способ определения азимута платформы трехосного гиросtabilизатора. 2011

105. Патент RU 2608337 C1. Способ автономной начальной выставки стабилизированной платформы трехосного гиросtabilизатора в плоскость горизонта и на заданный азимут. 2017.

106. RU 2 215 994 C1 Способ начальной выставки инерциальной навигационной системы. 2006.

107. Z.-J. Ding, H. Zhou, S.-F. Zhang and H.-B. Yang. Initial Self-Alignment Method for Inertial Platform on a Stationary Base. 2017. Journal of Astronautics 38(6):612-620. doi: 10.3873/j.issn.1000-1328.2017.06.008

108. Patent CN 110673657 A. A solution method for automatic compensation of stable platform angle. 2022.

109. Дерябин М.С., Захаров А.Н. Автономная начальная выставка гиросtabilизатора на качающемся основании // Труды ФГУП «НПЦАП». 2017. №4. С. 11-15.

110. Патент RU 2 176 780 C1 Способ определения истинного курса с помощью двухканального гироскопического датчика угловой скорости. 2001.

111. Патент RU 2272253 C1 Способ гирокомпасирования с применением гироскопического датчика угловой скорости при автономной и алгоритмической компенсации его дрейфа. 2006.

112. Патент RU 2222779 C1 Автоматический гирокомпас и способы его регулирования. 2004.

113. Самолет ТУ-214. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 144. Комплекс стандартного пилотажно-навигационного оборудования 2001 г.

114. Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Прилуцкий В.Е. и др. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы на основе волоконно-оптических гироскопов. XX Санкт-Петербургская международная конференция по

интегрированным навигационным системам. Сборник материалов конференции. 2013. С. 75-82.

115. Харин Е.Г., Копелович В.А., Копылов И.А. и др. Методы и средства летных испытаний инерциальных и инерциально-спутниковых навигационных систем. Труды МИЭА. Вып. 14. – С. 26–44

116. Кривошеев С.В. Методические указания к выполнению лабораторных и практических работ по дисциплине «Инерциальные навигационные системы» – Казань: ун-т, 2016. – 171 с.

117. Мелешко В.В., Нестеренко О.И. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. Учебное пособие. – Кировоград: Полимед - Сервис, 2011. – 164с.

118. А.В. Прохорцов, О.В. Минина. Обзор высокоточных акселерометров российских производителей // Известия ТулГУ. Технические науки. 2019. Вып. 10. – С. 301–305.

119. Поляк Б. Т. Введение в оптимизацию. М.: Наука, 1983.

120. Малышев В.В. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 440 с.

121. Васильев Ф. П. Методы оптимизации. Т. 1. М.: МЦНМО, 2011.

122. Моисеев Н. Н., Иванилов Ю. П., Столярова Е. М. Методы оптимизации. М.: Наука, 1978.

123. Панов А.П. Математические основы теории инерциальной ориентации. Наукова Думка, 1995.

124. Гудфеллоу Я., Бенджио И., Курвиль А. Глубокое обучение. ДМК Пресс, 2017.

125. Николенко С. И., Кадурын А. А., Архангельская Е. О. Глубокое обучение. Погружение в мир нейронных сетей. СПб.: Питер, 2018.

126. Liu Guonian, Jiang Jinguang, Wu Jiaji, et al. Online Calibration of IMU Array Based on LM Optimization Algorithm[J]. *Journal of Geodesy and Geodynamics*, 2023, 43(3): 264-268

127. Jinwen Wang, Zhihong Deng, Xinyu Liang, Ning Liu. A MEMS gyroscope high-order calibration method for high dynamic environment. *Measurement Science and Technology*, 2020, 32(3). DOI:10.1088/1361-6501/abca55
128. Massimo Duchi, Edoardo Ida. Total least squares in-field identification for MEMS-based inertial measurement units. *Robotics*. 2024, 13(11): 156. doi: 10.3390/robotics13110156
129. Обзорный каталог Heidenhain [Электронный ресурс]. URL: https://www.cztools.ru/catalog/heidenhain/20_hdh.pdf (дата обращения: 14.11.2024).
130. Yap, Estefania. «A literature review of multi-objective programming» (2014).
131. Calice Olivier Pieume, Patrice Marcotte, Laure Pauline Fotso, Patrick Siarry. Generating Efficient Solutions in Bilevel Multi-Objective Programming Problems. *American Journal of Operations Research*, 2013, 3, 289-298
132. Habibe Sadeghi, Fatemeh Moslemi. A multiple objective programming approach to linear bilevel multi-follower programming. *AIMS Mathematics*. 2019, Volume 4, Issue 3: 763-778.
133. R. Timothy Marler, Jasbir Singh Arora. The weighted sum method for multi-objective optimization: New insights, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2010, no. 41(6), pp. 853-862.
134. G.O. Odu. Weighting methods for multi-criteria decision making technique, *Journal of Applied Sciences and Environmental Management*, 2019, vol. 23, no. 8, pp. 1449-1457.
135. Emmerich MTM, Deutz AH. A tutorial on multiobjective optimization: fundamentals and evolutionary methods. *Nat Comput*. 2018;17(3):585-609. doi: 10.1007/s11047-018-9685-y.
136. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов. — М: Машиностроение, 1969.
137. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: Учебник для студентов вузов. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 2005. 608 с.
138. Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. — М.: Наука, 1966. 308 с.

139. Дмитриевский А.А., Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Ботодистов С.С. Баллистика и навигация ракет: Учебник для втузов. – М.: Машиностроение, 1985. 312 с.

140. Харьков И. А., Шустров А. Д, Селиванова Л.М. Трехкомпонентный дифференциальный вибрационно-струнный акселерометр // Вестник МГТУ им Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2003. №4. С. 120–125

141. Acutronic Simulation & Test International [Электронный ресурс]. URL: <https://www.actidyn.com/en/product/two-and-three-axis-motion-simulators/tri-axis-motion-simulators-st3300-series#productstabs> (дата обращения: 14.11.2024).

142. Пиявский С.А., Малышев В.В. Методы принятия решений в условиях неустранимой неопределенности: Монография. -М. Изд-во МАИ. 2024. 154 с.: ил.

Приложение

Акт о внедрении результатов диссертационной работы

УТВЕРЖДАЮ

Главный конструктор гироскопических
приборов и систем – начальник центра
филиала АО «ЦЭНКИ» – «НИИ ГМ
им. академика В.И. Кузнецова»



Соловьёв А.В.

АКТ

Об использовании результатов диссертационной работы Наумченко В.П.
«Разработка алгоритма определения начальной ориентации инерциальных
измерительных блоков»

Научно-техническая комиссия в составе начальника отделения 10 Успенского В.Ю., начальника отдела 105 Пикунова Д.Г. составила настоящий акт о том, что полученные в ходе выполнения диссертационной работы Наумченко В.П. материалы были оформлены в виде РИД и признаны секретами производства (НОУ-ХАУ): «Способ гироскопирования с поворотом датчика угловой скорости на оптимальные углы, вычисленные методом градиентного спуска» и «Способ гироскопирования с поворотом датчика угловой скорости на оптимальные углы, вычисленные методом последовательных приближений» (Приказ АО «ЦЭНКИ» № 455 от 23.08.2021 г.).

Также результаты диссертационной работы были использованы при выполнении работ по теме «Модуль инерциальный дефектоскопа трубопроводов» (договор № 924-027ф/23 от 11.08.2023 г.) и в опытно-конструкторской работе СЧ ОКР «ИИП» (государственный контракт №351-5620/16/185 от 07.11.2016 г.): при верификации и валидации методик проведения точностных испытаний гироскопических приборов, в алгоритмах обработки информации гироскопических приборов.

Начальник отделения 10
(Инерциальных приборов и датчиков)

 Успенский В.Ю.

Начальник отдела 105

 Пикунов Д.Г.