

На правах рукописи



Драницына Елена Викторовна

КАЛИБРОВКА ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО МОДУЛЯ ПРЕЦИЗИОННОЙ БИНС НА
ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ

Специальность 05.11.03 – Приборы навигации

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Санкт–Петербург – 2016

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования "Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики" на кафедре информационно-навигационных систем

Научный руководитель:

доктор технических наук, профессор Емельянцев Геннадий Иванович

Официальные оппоненты:

доктор технических наук, доцент Измайлов Евгений Аркадьевич, ПАО "Московский институт электромеханики и автоматики", заместитель начальника тематического направления, заместитель главного конструктора

кандидат технических наук, доцент Пономарев Валерий Константинович, Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, доцент

Ведущая организация:

ОАО "Государственный научно-исследовательский навигационно-гидрографический институт", (г. Санкт-Петербург)

Защита состоится "30" ноября 2016 года в 14.00 на заседании диссертационного совета Д 212.238.06 на базе Санкт-Петербургского государственного электротехнического университета "ЛЭТИ" им. В.И. Ульянова (Ленина) (СПбГЭТУ "ЛЭТИ") по адресу: 197376, Санкт-Петербург, улица Профессора Попова, д. 5.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке СПбГЭТУ "ЛЭТИ" и на сайте www.eltech.ru.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 197376, Санкт-Петербург, улица Профессора Попова, д. 5.

Автореферат разослан "29" сентября 2016 года.

Ученый секретарь

диссертационного совета Д 212.238.06

кандидат технических наук



А. А. Великосельцев

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Бескарданные инерциальные навигационные системы (БИНС) составляют основу современного и перспективного бортового навигационного оборудования для подвижных объектов различного назначения. Распространение БИНС обусловлено низкой стоимостью, малыми массогабаритными характеристиками и временем готовности, высокой надежностью и низкими эксплуатационными расходами по сравнению с платформенными инерциальными системами. Хотя БИНС и уступают последним в точности. В настоящее время широкое распространение в качестве чувствительных элементов (ЧЭ) БИНС навигационного класса точности получили прецизионные волоконно-оптические гироскопы (ВОГ) с замкнутым контуром обратной связи, которые к настоящему времени по значениям шума, смещения нуля и временной стабильности превосходят своего традиционного конкурента – кольцевые лазерные гироскопы.

Основным компонентом БИНС является бескарданный инерциальный измерительный модуль (ИМ), формирующий первичную информацию. При переходе к бескарданной технологии большая часть нагрузки по обеспечению требуемой точности инерциальной системы ложится на ЧЭ: акселерометры и гироскопы, которые в данном случае работают в большом диапазоне угловых скоростей и линейных ускорений. Основным источником погрешностей современных БИНС морского применения является изменчивость дрейфа используемых в ней гироскопов. Так для создания морской БИНС уровня точности 1 м. милиа за сутки необходим эквивалентный дрейф гироскопов не хуже $0,001^\circ/\text{ч}$, что является достаточно жестким требованием в динамических условиях движения объекта.

Для снижения эквивалентных дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров в процессе работы системы до уровня нестабильности необходимо осуществлять алгоритмическую компенсацию их изменчивости в соответствии с некоторой математической моделью, специфической для каждого типа датчиков. Процедура нахождения числовых констант, характеризующих модель погрешностей выходного сигнала, называемая калибровкой, обеспечивает реализацию потенциальных возможностей ЧЭ, на базе которых построена БИНС.

Таким образом, актуальной является задача анализа и выбора адекватной модели погрешностей ИМ, а также пересмотр и комбинация существующих методик с целью повышения точности стендовой калибровки прецизионного ИМ.

Целью работы является повышение точности стендовой калибровки измерительного модуля прецизионной БИНС на ВОГ морского применения для достижения остаточных эквивалентных дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров на уровне соответственно $0,001^\circ/\text{ч}$ и $1 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$ в динамических условиях движения объекта в рабочем диапазоне температур.

Для достижения поставленной цели в диссертации были **решены следующие задачи**:

- Проведен анализ существующих моделей погрешностей акселерометров и ВОГ и методик калибровки их коэффициентов;
- Выработаны требования к точности определения коэффициентов модели погрешностей прецизионного ИМ БИНС морского применения;
- Выработаны требования к стендовому оборудованию;
- Осуществлено формирование связанной с ИМ ортогональной системы координат (ССК), оценка относительных координат положения чувствительных масс акселерометров в ССК с заданной точностью и приведение сигналов акселерометров к ее началу;
- Разработана методика калибровки ИМ, обеспечивающая определение смещений нулей, масштабных коэффициентов (МК) и их асимметрии для ВОГ, временных запаздываний поступления данных ЧЭ относительно входных воздействий, а также согласование измерительных осей акселерометров и ВОГ с заданной точностью;

- Определены зависимости коэффициентов моделей погрешностей ЧЭ БИНС, в том числе углов отклонения измерительных осей акселерометров и ВОГ, от значения температуры и скорости ее изменения;

- Разработана методика алгоритмической компенсации температурной зависимости коэффициентов моделей погрешностей ЧЭ БИНС;

- Проведена экспериментальная апробация предложенной методики калибровки прецизионного ИМ БИНС на трехосном стенде.

Научная новизна работы заключается в том, что в ней:

- Предложен алгоритм формирования ССК, построенной на измерительных осях блока акселерометров, и приведения показаний акселерометров к ее началу, позволяющий снизить погрешности выработки навигационных параметров;

- Предложена методика калибровки коэффициентов модели погрешностей прецизионного ИМ на ВОГ по навигационному решению БИНС с применением фильтра Калмана, при этом обеспечивается согласование измерительных осей гироскопов и акселерометров и их временных запаздываний, а в качестве эталонных данных в условиях стенда используются линейные скорости и географические координаты начала ССК;

- Предложена модель для описания температурной зависимости углов ориентации измерительных осей ВОГ и акселерометров относительно ССК.

Практическая ценность состоит в следующем:

- Разработанная методика калибровки ИМ БИНС на гироскопах типа ВОГ обеспечивает повышение точности и согласованность оценок в определении смещений нулей, МК и их асимметрии для ВОГ, углов отклонения измерительных осей ЧЭ и их зависимостей от температуры, а также временных запаздываний в поступлении данных;

- Разработанная программа тестовых угловых движений платформы стенда, построенная исходя из минимизации дисперсии погрешностей оценок полного перечня коэффициентов модели погрешностей ИМ, обеспечивает наблюдаемость и требуемую точность определения оцениваемых параметров;

- Предложенная алгоритмическая компенсация позволяет значительно снизить влияние температуры на выходные сигналы ЧЭ.

Основные научные положения, выносимые на защиту:

1. Методика определения относительных координат положения чувствительных масс акселерометров в ССК, обеспечивает наблюдаемость и повышение точности определения за счет задания угловых колебаний ИМ с переменным ускорением.

2. Методика калибровки коэффициентов модели погрешностей ИМ на ВОГ по навигационному решению БИНС в условиях стенда, обеспечивает повышение точности их определения и содержит оценку асимметрии МК ВОГ, согласование положения измерительных осей гироскопов и акселерометров и оценку их временных запаздываний.

3. Методика снижения температурной чувствительности путем учета температурной зависимости, в том числе и углов отклонения измерительных осей акселерометров и ВОГ, обеспечивает требуемую точность ВОГ в ограниченном диапазоне изменения температуры при использовании системы температурной стабилизации.

Достоверность научных положений. Математическое моделирование и обработка данных стендовых испытаний различных образцов ИМ БИНС осуществлялись с использованием пакета прикладных программ MatLab. Для обеспечения испытаний ИМ БИНС применялось аттестованное стендовое оборудование. Полученные результаты согласуются с известными данными, опубликованными, в том числе и за рубежом. Оценка эффективности калибровки осуществлялась путем анализа погрешностей навигационного решения от БИНС в автономном режиме ее работы с учетом компенсации систематических погрешностей измерений ВОГ и акселерометров в соответствии с выбранной математической моделью при стендовых испытаниях различных ИМ.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на конференциях памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н.

Острякова, С.-Петербург, Россия: XXVII (12–14 октября 2010 г.), XXVIII (9–11 октября 2012 г.); на конференциях молодых ученых "Навигация и управление движением", С.-Петербург, Россия: IX (14–16 марта 2007 г.), XIII (15–18 марта 2011 г.), XIV (13–16 марта 2012 г.), XVII (17–20 марта 2015 г.); на научных и учебно-методических конференциях, С.-Петербург, Россия: XLI (02 февраля 2012 г.), XLI (04 февраля 2016).

Объектом исследования являются образцы ИМ БИНС навигационного класса точности разработки АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор" на ВОГ с обратной связью и кварцевых акселерометрах компенсационного типа.

Внедрение результатов. Разработанная методика калибровки ИМ БИНС используется при промышленном производстве ИМ на базе ВОГ навигационного класса точности в АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор". Данная методика может быть использована при калибровке и других типов ИМ БИНС на датчиках угловой скорости.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 7 печатных работ, среди которых 4 статьи в ведущих рецензируемых изданиях, рекомендованных в действующем перечне ВАК, 3 – в трудах конференций.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, 4-х глав и заключения, изложена на 89 страницах машинописного текста, содержит 45 рисунков и 9 таблиц, список цитированной литературы содержит 108 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулирована цель работы и ее основные задачи, отмечена новизна и практическая ценность полученных результатов, изложено краткое содержание работы и основные научные положения, выносимые на защиту.

В **первой главе** выполнен обзор существующих моделей погрешностей выходных сигналов акселерометров и ВОГ и методик их калибровки.

Для нахождения искомых коэффициентов моделей погрешностей показания инерциальных датчиков сравниваются с их эталонными внешними значениями. Традиционно в качестве метрологического эталона для акселерометров применяют значения проекций на оси ССК вектора ускорения силы тяжести, а для гироскопов – угловой скорости вращения Земли в сумме с задаваемой испытательным стендом. Калибровка ЧЭ прецизионных БИНС по прямым измерениям предъявляет жёсткие, невыполнимые на сегодняшний день требования к стендовому оборудованию, так как точность определения коэффициентов моделей погрешностей в данном случае ограничивается инструментальными погрешностями испытательных стендов. Кроме того, для точного решения навигационной задачи инерциальным методом, необходимо обеспечить привязку измерительных осей гироскопов к измерительным осям акселерометров, которая в данном случае осуществляется через привязку к единой базе (осям стенда), что в свою очередь ведет к увеличению погрешности. Отклонение измерительных осей гироскопов имеет доминирующее влияние на точность навигационного счисления.

Осуществить привязку измерительных осей гироскопов к осям акселерометров, а также существенно снизить требования к точности ориентации ИМ в контрольных положениях можно при использовании скалярного метода калибровки, который, однако, не позволяет учитывать дополнительные, возникающие в условиях углового и вибрационного движений основания, вычислительные и инструментальные дрейфы, вызванные асимметрией МК ВОГ, временной задержкой поступления выходных данных ЧЭ относительно входных воздействий и разнесением чувствительных масс акселерометров внутри прибора.

Поэтому в настоящее время находит всё более широкое применение метод калибровки по навигационному решению, который позволяет оценить с высокой точностью коэффициенты линейной модели погрешностей ИМ: смещения нулей, МК и их зависимость от температуры, углы отклонения измерительных осей ЧЭ от осей ССК, не предъявляя

высоких требований к стеновому оборудованию. Кроме того, калибровка по навигационному решению позволяет привязать моменты поступления данных инерциальных датчиков к одной временной шкале. Оценка калибруемых параметров осуществляется с привлечением фильтра Калмана, в качестве измерений для которого используются сформированные в условиях стенда погрешности вырабатываемых навигационным алгоритмом параметров. Наличие в выходных данных БИНС соответствующего уровня погрешностей говорит о не скомпенсированных погрешностях калибруемых параметров. Основным преимуществом данного метода является то, что калибровка БИНС производится в целом с учетом канала передачи данных и ошибок вычислительных алгоритмов.

Метод калибровки коэффициентов модели погрешностей ИМ по навигационному решению имеет потенциально высокую точность, достичь которую можно при сочетании с калибровкой по прямым измерениям и формировании программы тестовых угловых движений платформы стенда исходя из минимизации дисперсии погрешностей оценок полного перечня коэффициентов модели погрешностей ИМ. В ходе калибровки по навигационному решению могут быть определены лишь малые (до 1' для угловых величин) уточняющие добавки к калибруемым параметрам, поэтому необходимо с помощью калибровки по прямым измерениям снизить начальный уровень неопределенности уточняемых величин до приемлемого уровня, что обусловлено алгоритмом работы фильтра Калмана. Кроме того, в процессе эксплуатации ЧЭ ИМ испытывают широкодиапазонную динамическую тепловую нагрузку, которая оказывает значительное влияние на их выходные характеристики, а использование прямых измерений позволяет найти коэффициенты нелинейных моделей зависимости калибруемых параметров от значения температуры и скорости ее изменения. Кроме того при использовании данных стенда об угловой скорости наряду с оценкой параметров модели погрешностей ВОГ, может быть поставлена задача нахождения оценок параметров разнесения акселерометров внутри корпуса ИМ, необходимые для пересчета показаний акселерометров к началу ССК.

Таким образом, для достижения остаточных эквивалентных дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров требуемого уровня, в диссертационной работе предложена трехэтапная методика калибровки ИМ.

Во **второй главе** описан первый этап калибровки по прямым измерениям, в ходе которого производится предварительная оценка коэффициентов математической модели, связывающей выходные сигналы датчика с входными измеряемыми воздействиями, при стабильной температуре с точностью, необходимой для выработки параметров ориентации, которая обычно не превышает единиц угловых минут.

В работе была использована одинаковая модель показаний для акселерометров и ВОГ:

$$u_i = D_i \cdot S_i(i) \cdot i + u_{i0} + \eta_{u_i}, \quad i = a, \omega \quad (1)$$

где $u_i = [u_{ix} \quad u_{iy} \quad u_{iz}]^T$ – выходной сигнал триады акселерометров (a) или ВОГ (ω) в связанной с осями чувствительности косоугольной системе координат (СК) $Ox_i y_i z_i$;

$i = [i_x \quad i_y \quad i_z]^T$ – действующая измеряемая величина: линейное ускорение a или угловая скорость ω в связанной с посадочными поверхностями ИМ СК $Ox_0 y_0 z_0$;

$u_{i0} = [u_{i0x} \quad u_{i0y} \quad u_{i0z}]^T$ – смещения нулевого сигнала триады акселерометров (a) или ВОГ (ω);

$S_i = \begin{bmatrix} S_{ix}(i) & 0 & 0 \\ 0 & S_{iy}(i) & 0 \\ 0 & 0 & S_{iz}(i) \end{bmatrix}$ – матрица масштабных коэффициентов S_{ij} , $j = x, y, z$.
Выходной сигнал может быть нелинейным по отношению к действующей измеряемой величине, поэтому необходимо учитывать зависимость МК от входного воздействия, при ее наличии;

D_i – матрица ориентации, осуществляющая привязку СК $Ox_i y_i z_i$, образованной осями чувствительных элементов, к приборной системе координат ИМ $Ox_0 y_0 z_0$;

$$D_i = \begin{vmatrix} \cos \beta_{ixy} \cos \gamma_{ixz} & \sin \gamma_{ixz} \cos \beta_{ixy} & -\sin \beta_{ixy} \cos \gamma_{ixz} \\ -\sin \gamma_{iyz} \cos \alpha_{iyx} & \cos \alpha_{iyx} \cos \gamma_{iyz} & \sin \alpha_{iyx} \cos \gamma_{iyz} \\ \sin \beta_{izy} \cos \alpha_{izx} & -\sin \alpha_{izx} \cos \beta_{izy} & \cos \alpha_{izx} \cos \beta_{izy} \end{vmatrix} \cong \begin{bmatrix} 1 & \gamma_{ixz} & -\beta_{ixy} \\ -\gamma_{iyz} & 1 & \alpha_{iyx} \\ \beta_{izy} & -\alpha_{izx} & 1 \end{bmatrix};$$

α_{iyx} , α_{izx} , β_{ixy} , β_{izy} , γ_{ixz} , γ_{iyz} – углы отклонения измерительных осей $Ox_i y_i z_i$ от приборных осей ИМ $OX_0 Y_0 Z_0$, первый индекс обозначает измерительную ось, второй – ось, вокруг которой произведен поворот этой измерительной оси;

$\eta_{u_i} = [\eta_{u_{ix}} \ \eta_{u_{iy}} \ \eta_{u_{iz}}]^T$ – шумовая составляющая выходного сигнала триады акселерометров (a) или ВОГ (ω).

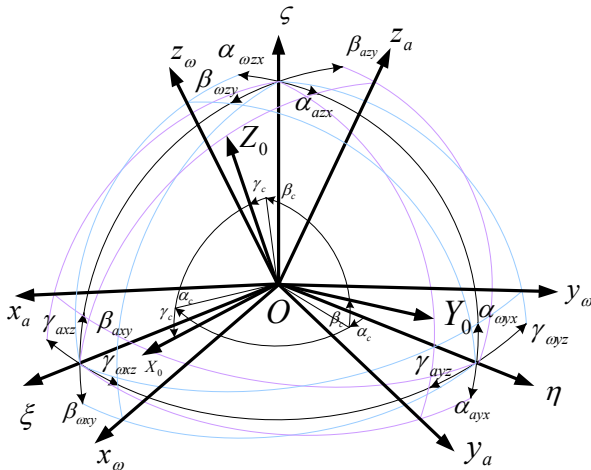


Рис.1 Системы координат

На первом этапе калибровки прибор устанавливается на трехосный наклонно-поворотный стол с термокамерой и СК $OX_0 Y_0 Z_0$, связанная с посадочными поверхностями ИМ, совмещается с СК $O\xi\eta\zeta$, связанной с планшайбой стенда, с точностью до погрешности установки (рис. 1). В термокамере поддерживается постоянная температура для исключения ее влияния на выходной сигнал датчиков. Для нахождения искомых коэффициентов данные от ЧЭ сравниваются с действующими эталонными внешними воздействиями. Для определения коэффициентов модели акселерометров используется метод последовательных поворотов в гравитационном поле Земли. При калибровке ВОГ в качестве эталонной информации используются величины приращений углов поворота платформы с изменением знака угла поворота. Привлекаются также и данные о начальном положении платформы стенда относительно осей географического сопровождающего трехгранника $OENH$. Масштабные коэффициенты ВОГ определяются отдельно для положительных M_{oj}^+ и отрицательных скоростей M_{oj}^- , так как в условиях знакопеременной угловой скорости качки с амплитудой A_{oj} асимметрия масштабного коэффициента ΔM_{oj}^\pm вызывает постоянную скорость ухода $\Delta \omega_{Aj} = 2\Delta M_{oj}^\pm A_{oj} / \pi$, $j = x, y, z$.

В ходе первого этапа калибровки определяются коэффициенты u_{i0j} , M_{aj} , M_{aj}^+ , M_{aj}^- , α_{iyx} , α_{izx} , β_{ixy} , β_{izy} , γ_{ixz} , γ_{iyz} модели погрешностей (1) ЧЭ, по которым восстанавливается входная измеряемая величина

$$\hat{i} = \hat{M}_i(u_i) \cdot \hat{C}_i \cdot (u_i - \hat{u}_{i0}), \quad (2)$$

здесь $C_i = D_i^{-1}$, $M_i = S_i^{-1}$, а знак "^" обозначает, что величины вычислены в ходе первого этапа калибровки.

Далее в качестве ССК используется ортогональный трехгранник $A_x XYZ$, построенный на ортах измерительных осей акселерометров, с учетом полученных углов неортогональностей. Начало ССК совмещается с положением чувствительной массы (ЧМ) опорного акселерометра A_x (рис. 2).

Координаты двух других акселерометров необходимо привязать к полюсу ИМ, совпадающему с началом ССК, так как геометрическое разнесение ЧМ блока акселерометров приводит к появлению погрешностей измерений, обусловленных различием действующих ускорений, вызванных вращением объекта вокруг полюса.

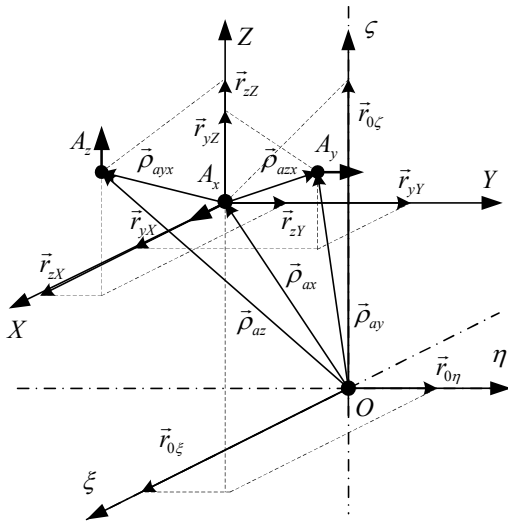


Рис. 2 Разнесение чувствительных элементов акселерометров в ССК

Кажущееся ускорение $\vec{a}_i (i = x, y, z)$, действующее на i -й акселерометр, отличается от ускорения \vec{a}_o в центре O качания платформы стенда в соответствии со следующей формулой:

$$\vec{a}_i = \vec{a}_o + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{\rho}_{ai}) + \dot{\vec{\omega}} \times \vec{\rho}_{ai}, \quad (3)$$

где $\vec{\omega}, \dot{\vec{\omega}}$ – векторы угловых скоростей и ускорений вращения ССК; $\vec{\rho}_{ai}$ – радиус-векторы разнесения ЧМ блока акселерометров от центра качания платформы стенда.

Радиус-векторы, для оценки параметров разнесения датчиков внутри корпуса ИМ, представляются в виде суммы расстояний от центра качания стенда O до начала ССК A_x и от полюса ИМ до

чувствительных масс акселерометров, отложенных по соответствующим осям:

$$\begin{aligned} \vec{\rho}_{ax} &= r_{0\xi} \cdot \vec{i} + r_{0\eta} \cdot \vec{j} + r_{0\zeta} \cdot \vec{k}, \\ \vec{\rho}_{ay} &= \vec{\rho}_{ax} + \vec{\rho}_{ayx} = (r_{0\xi} + r_{yX}) \cdot \vec{i} + (r_{0\eta} + r_{yY}) \cdot \vec{j} + (r_{0\zeta} + r_{yZ}) \cdot \vec{k}, \\ \vec{\rho}_{az} &= \vec{\rho}_{ax} + \vec{\rho}_{azz} = (r_{0\xi} + r_{zX}) \cdot \vec{i} + (r_{0\eta} + r_{zY}) \cdot \vec{j} + (r_{0\zeta} + r_{zZ}) \cdot \vec{k}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $r_{0\xi}, r_{0\eta}, r_{0\zeta}$ – расстояния от центра качания стенда O до чувствительной массы акселерометра A_x , и, соответственно, до начала ССК A_xXYZ , отложенные по осям $O\xi\eta\zeta$, которые с точностью до погрешности определения углов неортогональности совпадают со ССК; r_{ij} – расстояния от чувствительной массы акселерометра A_x до чувствительной массы акселерометра A_i , $i = y, z$, отложенные по оси j , $j = X, Y, Z$; $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$ – орты ССК.

Уравнение (3) с учетом (4) для условий стенда примет вид:

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(\omega_y^2 + \omega_z^2)r_{0\xi} + (\omega_x\omega_y - \dot{\omega}_z)r_{0\eta} + (\omega_x\omega_z + \dot{\omega}_y)r_{0\zeta} \\ (\omega_x\omega_y + \dot{\omega}_z)(r_{0\xi} + r_{yX}) - (\omega_x^2 + \omega_z^2)(r_{0\eta} + r_{yY}) + (\omega_y\omega_z - \dot{\omega}_x)(r_{0\zeta} + r_{yZ}) \\ (\omega_x\omega_z - \dot{\omega}_y)(r_{0\xi} + r_{zX}) + (\omega_y\omega_z + \dot{\omega}_x)(r_{0\eta} + r_{zY}) - (\omega_x^2 + \omega_y^2)(r_{0\zeta} + r_{zZ}) \end{bmatrix} - C_{O\xi\eta\zeta}^{OENH} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}, \quad (5)$$

$\vec{g} = [0 \ 0 \ -g]^T$ – вектор ускорения нормальной силы тяжести Земли в проекциях на оси сопровождающего географического трехгранника $OENH$; $C_{O\xi\eta\zeta}^{OENH}$ – матрица ориентации ССК относительно осей географического сопровождающего трехгранника $OENH$.

Задача определения разнесения ЧМ блока акселерометров внутри ИМ ставится как задача оптимального оценивания. Измерения формировались как сумма измеряемого акселерометрами кажущегося ускорения и известного значения ускорения силы тяжести g в месте расположения стенда. Вектор состояния x в данном случае состоит из 9-ти сумм искомых расстояний, которые являются независимыми центрированными случайными величинами:

$$x = [r_{0\xi}, r_{0\eta}, r_{0\zeta}, r_{0\xi} + r_{yX}, r_{0\eta} + r_{yY}, r_{0\zeta} + r_{yZ}, r_{0\xi} + r_{zX}, r_{0\eta} + r_{zY}, r_{0\zeta} + r_{zZ}] \quad (6)$$

Для обеспечения наблюдаемости и разделения составляющих вектора состояния задавались угловые колебания ИМ с переменным ускорением поочередно вокруг каждой из осей чувствительности акселерометров, ориентированных вертикально вверх. На рис. 3 представлены оценки элементов вектора состояния (6) и СКО погрешностей их оценивания (на рис.3 выделены пунктиром) по результатам работы ковариационного канала. По

графикам видно, что все элементы вектора состояния наблюдаемы, а точность их оценивания находится на уровне 0,1 мм (1σ). По найденным оценкам легко вычисляются искомые расстояния $r_{yX}, r_{yY}, r_{yZ}, r_{zX}, r_{zY}, r_{zZ}$ от полюса ИМ до ЧМ блока акселерометров.

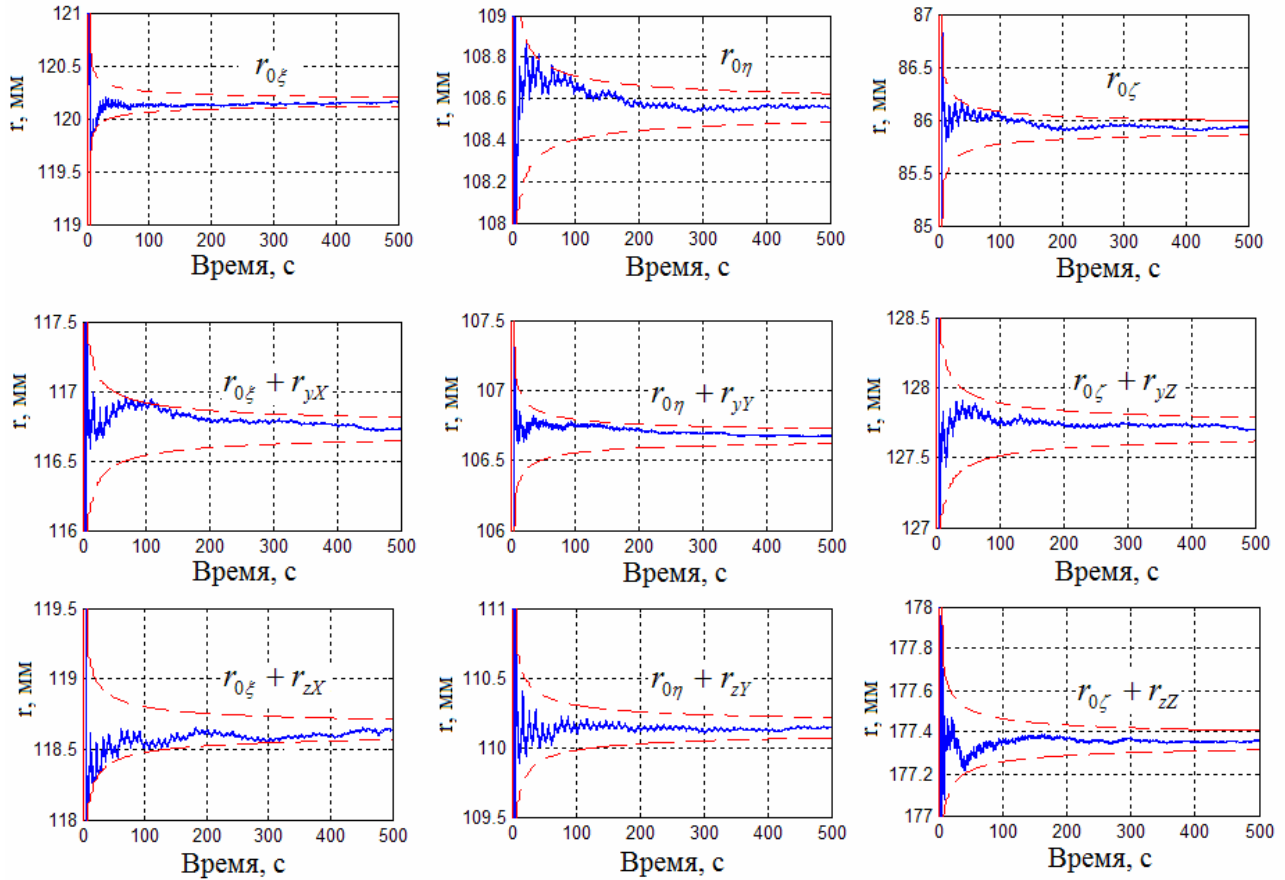


Рис. 3 Оценки расстояний от центра качания платформы стенда до ЧМ блока акселерометров

Выходные сигналы триады акселерометров приводятся к началу опорного трехгранника $A_X XYZ$ согласно (1) и (5) следующим образом:

$$\begin{bmatrix} a_X \\ a_Y \\ a_Z \end{bmatrix} = M_a C_a \begin{bmatrix} u_{ax} - u_{a0x} \\ u_{ay} - u_{a0y} \\ u_{az} - u_{a0z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ (\omega_X \cdot \omega_Y + \dot{\omega}_Z) r_{yX} & -(\omega_X^2 + \omega_Z^2) r_{yY} & (\omega_Y \cdot \omega_Z - \dot{\omega}_X) r_{yZ} \\ (\omega_X \omega_Z - \dot{\omega}_Y) r_{zX} & (\omega_Y \omega_Z + \dot{\omega}_X) r_{zY} & -(\omega_X^2 + \omega_Y^2) r_{zZ} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Третья глава включает в себя оценку систематических погрешностей акселерометров и ВОГ относительно их калибровочных значений, вызванных воздействием температуры.

Ввиду малых габаритных размеров акселерометров, температура считалась одинаковой во всем объеме датчика и измерялась одним датчиком температуры (ДТ). ВОГ нельзя рассматривать подобным образом, т.к. они имеют значительные размеры, а их элементы могут быть разнесены внутри прибора, для описания распределения температурного поля использовалось 8 ДТ равномерно распределенных по волоконно-оптической катушке. В данной работе рассматривались зависимости коэффициентов модели погрешностей триады ВОГ только от средней по объему контура температуры и скорости ее изменения. Влияние пространственного градиента температуры не рассматривалось, так как исследования анизотропных свойств волоконно-оптической катушки показывают, что температурная чувствительность дрейфа ВОГ не зависит от направления температурного воздействия на волоконный контур. Кроме того, температурная камера используемого стенда не позволяет задавать направление распространения теплового воздействия.

Задача оценки влияния распределения температурного поля на составляющие модели погрешностей (1) ЧЭ ИМ решалась в несколько этапов. В термокамере задавался режим,

обеспечивающий максимальное перекрытие значений температур и скоростей изменения температур из рабочего диапазона 15–35°C. Стендом задавалось сложное движение, включающее стоянки и вращения в различных положениях и позволяющее за один цикл оценить все коэффициенты модели погрешностей (1) и тем самым значительно снизить время проведения эксперимента. Время осреднения в каждом положении составляло 36 секунд, что позволило компенсировать в выходном сигнале шумы не связанные с воздействием температуры, и не пропустить ее динамические изменения. На рис. 4–6 приведены графики зависимости коэффициентов моделей погрешностей ВОГ и акселерометров от температуры (обозначены цифрой «1»).

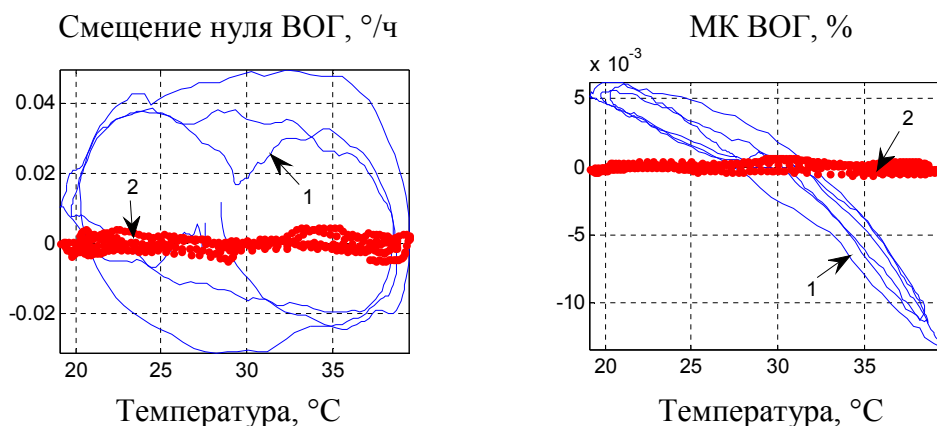


Рис. 4 Зависимость смещения нуля и МК ВОГ от температуры (1 – исходная зависимость, 2 – после учета температурной компенсации)

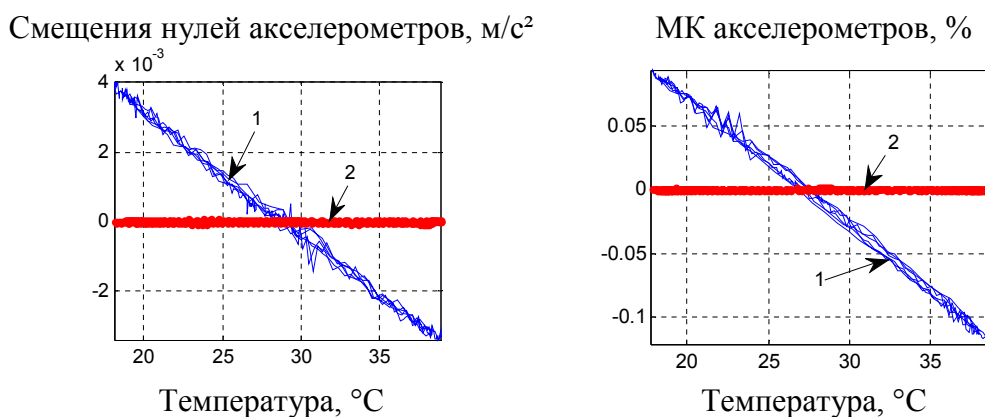


Рис. 5 Изменение смещения нуля и МК акселерометра (1 – исходная зависимость, 2 – после учета температурной компенсации)

Считается, что основной вклад в термоиндуцированную погрешность ВОГ вносит изменчивость смещения нуля, поэтому чаще всего прибор устанавливают неподвижно внутри термокамеры, задают изменение температуры и оценивают зависимость выходного сигнала от температуры, считая, что она вызвана только изменением смещения нуля. Предложенный в данной работе способ позволил обнаружить зависимость не только смещения нуля и МК от температуры, но и углов ориентации измерительных осей акселерометров и ВОГ относительно ССК (рис.6). Деформирование каркаса катушки и уложенного на нем волоконного контура при изменении термоупругих напряжений, может приводить к изменению положения плоскости катушки в пространстве и, соответственно, измерительной оси.

На характеристики акселерометров существенное влияние оказывает величина абсолютной температуры. Смещения нулей и МК в рассматриваемом температурном диапазоне изменяются в пределах $[-5 \ 5] \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$ и $[-0,15 \ 0,15]\%$ соответственно и имеют практически линейную зависимость от температуры и хорошую повторяемость.

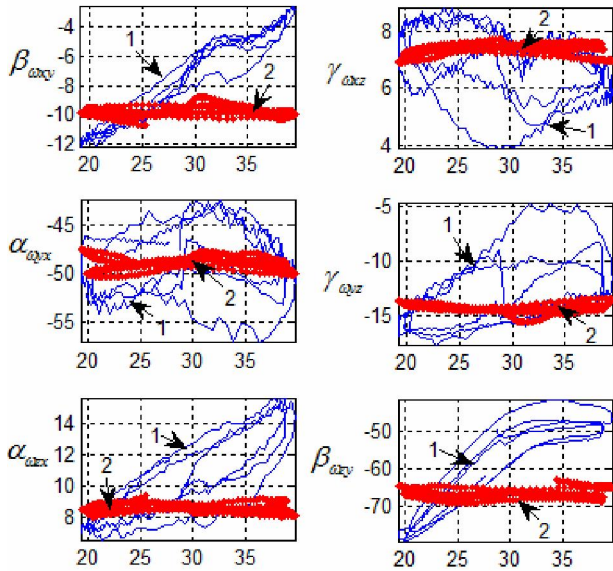


Рис. 6 Зависимость углов отклонения измерительных осей ВОГ от температуры (1 – исходная зависимость, 2 – после учета температурной компенсации)

с величиной температуры, так и скоростью ее изменения.

Для учета зависимости коэффициентов моделей погрешностей ЧЭ ИМ выбирались следующие соотношения:

$$\tilde{u}_{i0j} = \hat{u}_{i0j} + \sum_n b_{ij_Tn} \cdot T_{ij}^n + \sum_n b_{ij_Tn} \cdot \dot{T}_{ij}^n, \quad \tilde{C}_{ijk} = \hat{C}_{ijk} \cdot \left(d_{Cijk} + \sum_n d_{Cijk_Tn} \cdot T_{ij}^n \right) \cdot \left(1 + \sum_n d_{Cijk_Tn} \cdot \dot{T}_{ij}^n \right) \quad (8)$$

$$\tilde{M}_{aj} = \hat{M}_{aj} \left(c_{aj} + \sum_n c_{aj_Tn} \cdot T_{aj}^n \right) \left(1 + \sum_n c_{aj_Tn} \cdot \dot{T}_{aj}^n \right), \quad \tilde{M}_{oj}^{\pm} = \hat{M}_{oj}^{\pm} \left(c_{oj} + \sum_n c_{oj_Tn} \cdot T_{oj}^n \right) \left(1 + \sum_n c_{oj_Tn} \cdot \dot{T}_{oj}^n \right)$$

где $i = a, \omega$; $j = x, y, z$; $k = x, y, z; k \neq j$; $\hat{u}_{i0j}, \hat{M}_{aj}, \hat{M}_{oj}^{\pm}, \hat{C}_{ijk}$ – коэффициенты модели погрешностей ИМ (1), вычисленные в ходе первого этапа калибровки; T_{aj}, \dot{T}_{aj} – значение и скорость изменения температуры внутри j -того акселерометра, определенная по одному датчику температуры; T_{oj}, \dot{T}_{oj} – значение и скорость изменения средней по объему контура температуры волоконной катушки j -того ВОГ, определенная как среднее по 8 ДТ; $b_{ij}, b_{ij_Tn}, b_{ij_Tn}, c_{ij}, c_{ij_Tn}, c_{ij_Tn}, d_{Cijk}, d_{Cijk_Tn}, d_{Cijk_Tn}$ – коэффициенты, подлежащие определению; n – степень аппроксимирующего полинома.

Последующий анализ включал в себя оценку коэффициентов введенных моделей (8) с помощью метода наименьших квадратов, вычисление статистических характеристик погрешности аппроксимации в зависимости от увеличения степени используемых полиномов. Степень полинома, аппроксимирующего зависимость соответствующего коэффициента модели погрешностей (1), выбиралась исходя из минимизации СКО погрешности аппроксимации.

Результаты компенсации зависимости коэффициентов моделей погрешностей акселерометров и ВОГ от температуры и скорости ее изменения приведены на рис. 4 – 6 и обозначены цифрой "2". Зависимость коэффициентов модели погрешностей акселерометров хорошо учитывается и приводит к снижению погрешности определения смещения нуля до $1 \cdot 10^{-5}$ м/с², МК до $1 \cdot 10^{-3}$ % и углов отклонения осей чувствительности до 2–3". После учета термоиндуцированной составляющей коэффициенты модели погрешностей акселерометров удовлетворяют требуемой точности в рабочем диапазоне температур [15 35]°С. Используемая алгоритмическая компенсация позволяет значительно снизить влияние температуры и скорости ее изменения на коэффициенты модели погрешностей ВОГ:

Наблюдается зависимость углов отклонения измерительных осей акселерометров от ССК как от величины температуры, так и скорости ее изменения. При этом максимальное изменение углов в рассматриваемом температурном диапазоне не превышает 25".

Смещение нуля ВОГ в рассматриваемом температурном диапазоне изменяется в пределах $[-0,1 0,1]^\circ/\text{ч}$, а характер его изменения в большей степени коррелирует со скоростью изменения температуры. МК ВОГ в рассматриваемом температурном диапазоне изменяется в пределах $[-0,01 0,01]\%$, и имеет нелинейную зависимость, как от величины температуры, так и скорости ее изменения. Углы отклонения осей чувствительности ВОГ относительно ССК изменяются в пределах 35", а характер зависимости коррелирует как

погрешности определения смещений нулей, МК и углов отклонения осей чувствительности ВОГ снижаются до $0,01^\circ/\text{ч}$, $(1-2) \cdot 10^{-3}\%$ и $1-2''$ соответственно. Однако в смещениях нулей и МК ВОГ на участках нагрева и охлаждения по-прежнему наблюдается колебательная составляющая, не поддающаяся описанию (рис. 4). Эта составляющая может быть обусловлена колебаниями оптической мощности источника света, которые возникают во время работы системы стабилизации мощности при изменениях температуры.

На рис. 7.а приведены погрешности измерений ВОГ и акселерометров до и после введения температурной компенсации при изменении температуры в диапазоне $15-35^\circ\text{C}$. Как видно введение термокомпенсации позволяет достичь требуемой точности акселерометров, но не ВОГ. Погрешность определения скорости, вызванная изменением температуры, снижается в 2-3 раза, но остается на уровне $0,01-0,02^\circ/\text{ч}$.

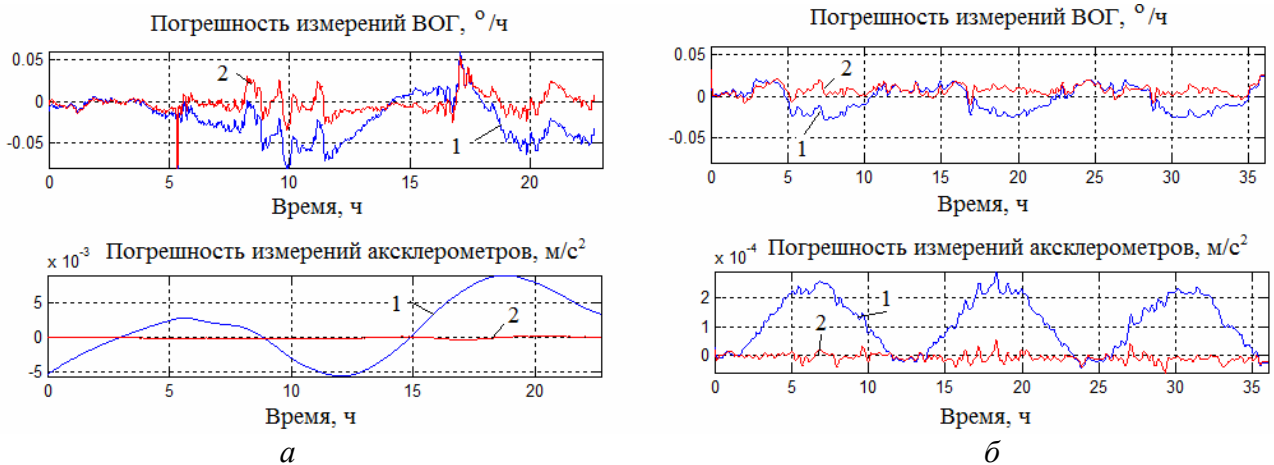


Рис. 7 Результаты введения температурной компенсации при изменении температуры
 а – в диапазоне $15-35^\circ\text{C}$, б – в пределах $0,4^\circ\text{C}$
 (1 – исходный сигнал, 2 – после учета температурной компенсации)

Данные результаты согласуются с известными данными, так обзор литературы показывает, что применения пассивных (конструктивные решения и алгоритмическая компенсация) способов борьбы с температурными воздействиями достаточно для обеспечения точности ВОГ на уровне $0,1-0,01^\circ/\text{ч}$. Для обеспечения требуемой точности показаний ВОГ $0,001^\circ/\text{ч}$ необходимо уменьшить температурный диапазон и снизить влияние градиентов температуры с помощью системы температурной стабилизации (СТС).

На рис. 7.б приведены погрешности измерений ВОГ и акселерометров до и после введения температурной компенсации при использовании СТС, которая снижает диапазон изменения температуры ВОГ до $0,4^\circ\text{C}$ при изменении температуры окружающей среды в пределах $15-35^\circ\text{C}$. Как видно из графиков использование только СТС не является достаточным для достижения требуемой точности. Предложенная методика обеспечивает требуемую точность ВОГ $0,001^\circ/\text{ч}$ в узком диапазоне температур $0,4^\circ\text{C}$, обеспечиваемом системой температурной стабилизации измерительного модуля. Эффективность методики подтверждается повторяемостью результатов для других образцов ИМ БИНС.

В четвертой главе описана методика уточнения параметров калибровки ЧЭ прецизионных ИМ с использованием навигационного решения, после введения температурной компенсации и при использовании термокамеры стенда в качестве СТС.

После проведения первых двух этапов калибровки остаточную погрешность определения угловой скорости $\delta\omega$ и кажущегося ускорения δa можно представить в виде разности восстановленного $\tilde{i}, i = a, \omega$, с учетом первых двух этапов калибровки, и действующего i входного воздействия: $\delta i = \tilde{i} - i = \tilde{M}_i \cdot \tilde{C}_i \cdot (u_i - \tilde{u}_{i0}) - M_i \cdot C_i \cdot (u_i - u_{i0} - \eta_{u_i})$.

Пренебрегая величинами второго порядка малости можно получить

$$\delta\omega = \Delta\omega_0 + \Delta\omega_M + \Delta\omega_C + \Delta\omega_A + \Delta\omega_\tau + \eta_\omega, \quad (9)$$

$$\delta a = \Delta a_0 + \Delta a_M + \Delta a_C + \Delta a_\tau + \eta_a. \quad (10)$$

Здесь $\Delta i_0 = -\tilde{M}_i \cdot \tilde{C}_i \cdot \Delta u_{i0}$ – начальное смещение нуля и его нестабильность в пуске, которую вследствие отсутствия достоверных данных о спектре ее изменчивости обычно принято описывать винеровским процессом с соответствующим уровнем начальной дисперсии.

$$\Delta i_M = \begin{bmatrix} \Delta M_{ix} & 0 & 0 \\ 0 & \Delta M_{iy} & 0 \\ 0 & 0 & \Delta M_{iz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{i}_X \\ \tilde{i}_Y \\ \tilde{i}_Z \end{bmatrix} \quad \text{– составляющая, обусловленная погрешностью } \Delta M \text{ калибровки и нестабильности в пуске масштабных коэффициентов, пропорциональная измеряемой величине.}$$

$$\Delta a_C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -A_{yz} & 0 & 0 \\ A_{zy} & -A_{zx} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{a}_X \\ \tilde{a}_Y \\ \tilde{a}_Z \end{bmatrix} \quad \text{– составляющая, обусловленная неортогональностью осей ССК. Так как при формировании ССК акселерометр } A_x \text{ принимается за опорный, уточняются только неортогональности } A_{yz}, A_{zx}, A_{zy}.$$

$$\Delta \omega_C = \begin{bmatrix} 0 & G_{xz} & -G_{xy} \\ -G_{yz} & 0 & G_{yx} \\ G_{zy} & -G_{zx} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{\omega}_X \\ \tilde{\omega}_Y \\ \tilde{\omega}_Z \end{bmatrix} \quad \text{– составляющая, обусловленная отклонением измерительных осей блока гироскопов от ССК.}$$

$\eta_i = \tilde{M}_i \cdot \tilde{C}_i \cdot \eta_{u_i}$ – шумовая составляющая, характеризующая флуктуационные погрешности датчиков.

$\Delta \omega_A$ – скорость неучтенного дрейфа, вызванная асимметрией МК ВОГ на гармонической качке объекта.

Δi_τ – погрешность, обусловленная несинхронностью съёма данных.

Известно, что при поступлении первичных измерений блока гироскопов на вход решения задачи ориентации с неравными временными задержками в условиях угловых колебаний основания детектируется систематический дрейф. Так запаздывание τ_{zx}^ω поступления данных гироскопа Z по отношению к X, в условиях синфазных колебаний основания с амплитудами A_x, A_z и частотой ν по этим осям, приводит к детектированию систематического дрейфа $\Delta \omega_y$ в третьем Y–канале

$$\Delta \omega_y = \tau_{zx}^\omega \cdot \nu^2 \cdot A_x \cdot A_z / 2. \quad (11)$$

При этом необходимо также произвести приближенную оценку временных запаздываний гироскопов τ_i^ω ($i = x, y, z$) относительно входных воздействий, приводящих к дополнительным дрейфам вида

$$\Delta \omega_{\tilde{a}_i} = -\frac{d\omega_i}{dt} \tau_i^\omega. \quad (12)$$

Запаздывания τ_i^a в сигналах акселерометров a_i , пересчитанных к началу опорного трехгранника, приводят к дополнительным погрешностям $\Delta a_{\tilde{a}_i}$ ($i = x, y, z$) в их данных, которые, учитывая их малость, можно представить в виде

$$\Delta a_{\tilde{a}_i} = -\frac{da_i}{dt} \tau_i^a. \quad (13)$$

Уточнение значений калибруемых параметров производится с использованием алгоритма фильтра Калмана и включает оценку смещений нулей, МК и их асимметрии для ВОГ, погрешностей взаимной привязки измерительных осей ВОГ и акселерометров, определение временных задержек в блоках ВОГ и акселерометров, опираясь на навигационное решение. При этом выходные сигналы акселерометров инерциального модуля приводятся к началу ССК в соответствии с (7) с помощью значений, найденных в процессе их предварительной калибровки. Оценки искомым параметров поступают в обратную связь для коррекции на каждом шаге обработки разностных измерений.

Для решения рассматриваемой задачи формировались разностные скоростные и позиционные измерения. При этом эталонные значения составляющих вектора линейной скорости $\vec{V}_{OENH}^{et} = [V_E^{et} \ V_N^{et} \ V_H^{et}]^T$ в географических осях приводятся к началу ССК по следующим формулам:

$$\vec{V}_{OENH}^{et} = C_{OENH}^{A_xXYZ} \cdot \vec{V}_{A_xXYZ}^{et}, \quad \vec{V}_{A_xXYZ}^{et} = \left(\frac{\nabla f_{A_xXYZ}}{dT} - C_{A_xXYZ}^{OENH} \cdot \vec{\Omega}_{OENH} \right) \times \vec{\rho}_{ax}, \quad (14)$$

здесь $\vec{V}_{A_xXYZ}^{et}$ – эталонные значения составляющих вектора линейной скорости для полюса ССК в проекциях на ее оси; ∇f_{A_xXYZ} – вектор приращений на рабочей частоте ($1/dT$) угла поворота ИМ БИНС в связанных осях, измеряемый блоком гироскопов; $\vec{\Omega}_{OENH}$ – вектор угловой скорости вращения Земли в проекциях на географические оси; $\vec{\rho}_{ax}$ – расстояние от начала ССК до центра качания платформы стенда.

Погрешности БИНС описаны линеаризованной относительно алгоритмов идеальной работы моделью с вектором состояния:

$$x^T = \left[\alpha \ \beta \ \gamma \ \Delta V_E \ \Delta V_N \ \Delta V_H \ \Delta \varphi \ \Delta \lambda \ \Delta h \ \Delta \omega_{0x} \ \Delta \omega_{0y} \ \Delta \omega_{0z} \ \Delta a_{0x} \ \Delta a_{0y} \ \Delta a_{0z} \right. \\ \left. \Delta M_{ax}^+ \ \Delta M_{ax}^- \ \Delta M_{ay}^+ \ \Delta M_{ay}^- \ \Delta M_{az}^+ \ \Delta M_{az}^- \ \Delta M_{ax} \ \Delta M_{ay} \ \Delta M_{az} \ G_{xy} \ G_{xz} \ G_{yx} \ G_{yz} \ G_{zx} \ G_{zy} \right. \\ \left. A_{yz} \ A_{zx} \ A_{zy} \ \tau_x^g \ \tau_y^g \ \tau_z^g \ \tau_x^a \ \tau_y^a \ \tau_z^a \right] \quad (15)$$

где α, β, γ характеризуют погрешность по курсу и погрешности построения вертикали места; $\Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_H$ и $\Delta \varphi, \Delta \lambda, \Delta h$ погрешности БИНС в выработке составляющих вектора линейной скорости и географических координат.

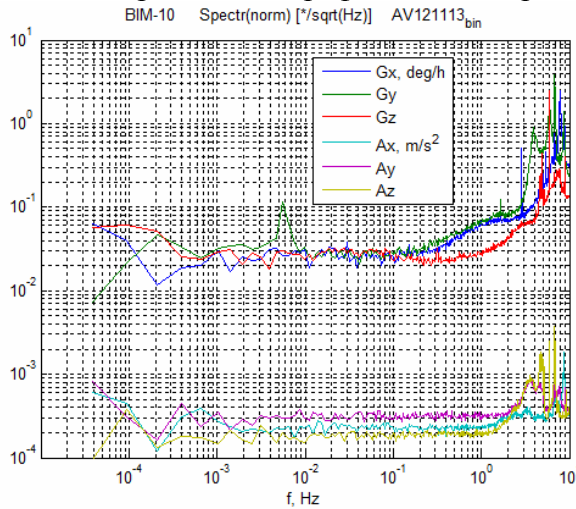


Рис. 8 Уровень спектральной плотности шумов, приведенный к частоте 1 Гц

Сначала использовались достаточно медленные гармонические колебания: амплитуда 360° , период порядка 20 мин последовательно вокруг трех осей с последующим изменением исходного углового положения ИМ на 90° с целью оценки смещений нулей, погрешностей МК и их асимметрии для ВОГ, а также погрешностей взаимной привязки измерительных осей гироскопов и акселерометров.

Затем перезапуск фильтра Калмана и быстрые гармонические колебания основания с амплитудой 180° и периодом 25 сек вокруг вертикальной оси стенда, внутренняя и промежуточная оси стенда были ориентированы так, чтобы обеспечить синфазные колебания одновременно всех трех осей ИМ для оценивания временных запаздываний гироскопов либо относительно входных воздействий – τ_i^ω ($i = x, y, z$), либо относительно опорного гироскопа X – $\tau_{yx}^\omega, \tau_{zx}^\omega$. А для оценки временных запаздываний $\tau_x^a, \tau_y^a, \tau_z^a$ акселерометров относительно входных воздействий использовались одноосные

Значения параметров расчетной модели погрешностей (их СКО) гироскопов и акселерометров ИМ были выбраны из анализа их спектров, полученных по данным стендовых испытаний на неподвижном основании при стабильной температуре (рис.8).

В ходе данной работы, путем исследования модельной задачи, была сформирована, исходя из минимизации дисперсии погрешностей оценок полного перечня коэффициентов модели погрешностей ИМ, программа тестовых угловых движений платформы стенда обеспечивающая наблюдаемость и требуемую точность их определения.

гармонические колебания с амплитудой 180° и периодом около 20 сек последовательно вокруг осей ИМ с изменением его начального углового положения.

Учитывая ограниченность времени калибровки ИМ БИНС, калибруемые параметры, входящие в вектор состояния системы (15), были описаны в расчетной модели либо винеровскими процессами (смещения нулей, погрешности МК), либо случайными величинами с заданной дисперсией (углы неортогональности измерительных осей, временные запаздывания). Графики, характеризующие погрешности калибровки основных составляющих модели погрешностей ИМ по анализу навигационного решения приведены на рис. 9–10. На графиках приведены значения относительных СКО, характеризующих уровень снижения их начальной неопределенности.

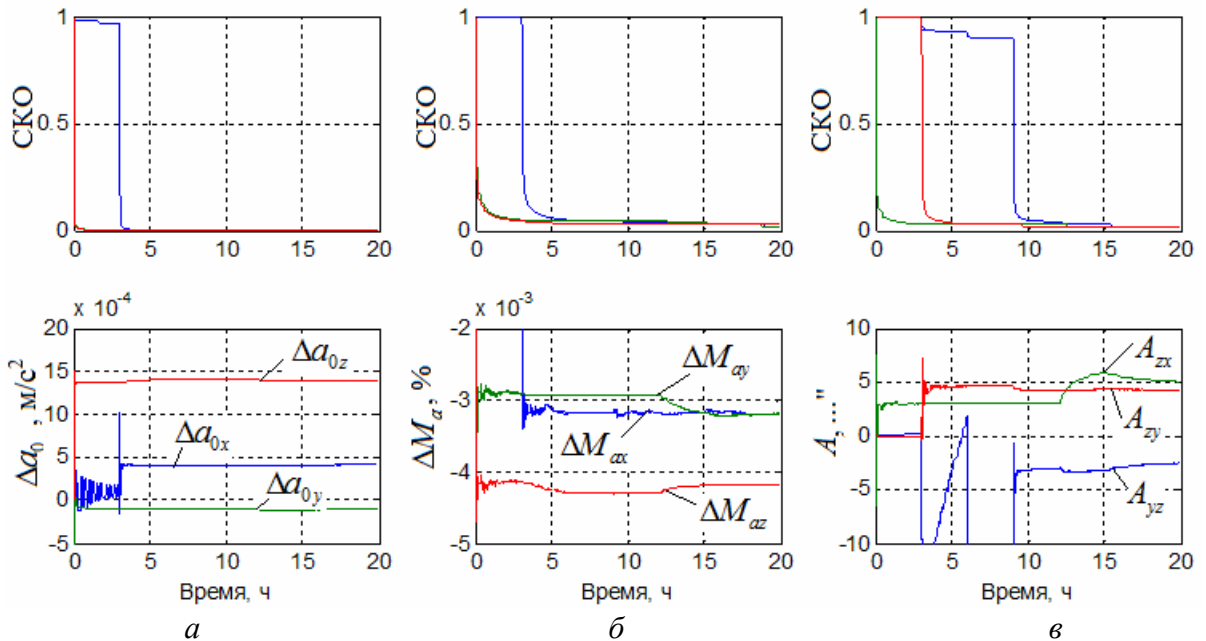


Рис. 9 Оценки составляющих модели погрешностей акселерометров (10), a – смещения нулей, начальные СКО = $0,001 \text{ м/с}^2$, b – МК, начальные СКО = $0,001\%$, v – углов отклонения измерительных осей, начальные СКО = $3''$

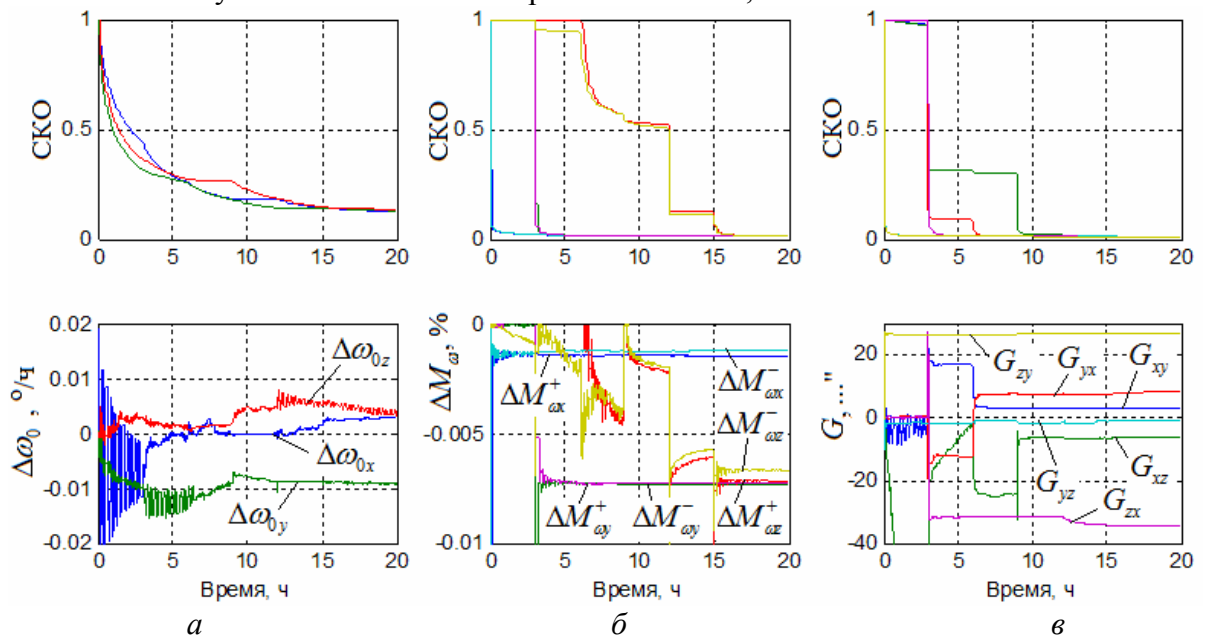


Рис. 10 Оценки составляющих модели погрешностей ВОГ (9), a – смещения нулей, начальные СКО = $0,01^\circ/\text{ч}$, b – МК, начальные СКО = $0,001\%$, v – углов отклонения измерительных осей, начальные СКО = $3''$

Точность определения (1σ) смещений нулей, масштабных коэффициентов и углов отклонения измерительных осей находится на уровне соответственно $0,001$ °/ч, $5 \cdot 10^{-5}$ %, $0,1$ угл. с – для ВОГ и $5 \cdot 10^{-6}$ м/с², $3 \cdot 10^{-5}$ %, $0,3$ угл.с – для акселерометров. Данный уровень погрешностей калибровки подтверждается как анализом работы ковариационного канала, так и сходимостью результатов обработки данных в разных запусках системы.

Оценки временных запаздываний τ_i^ω ($i = x, y, z$) гироскопов данного образца ИМ БИНС относительно входных воздействий для рассматриваемого случая вращения платформы стенда представлены на рис.11. При этом точность их оценивания лежит в пределах 1 мкс (1σ). После оценки временных запаздываний ВОГ относительно входных воздействий по этой же реализации уточняются временные запаздывания τ_{yx}^ω , τ_{zx}^ω относительно гироскопа G_{xb} , который принимается в качестве опорного. Результаты калибровки относительных временных запаздываний гироскопов τ_{yx}^ω , τ_{zx}^ω представлены на рис.12. Как следует из рис. 12 точность оценивания относительных временных запаздываний в этом случае лучше и находится на уровне 0.2 мкс (1σ). Это обусловлено тем, что вклад относительных задержек в погрешности определения координат и составляющих вектора линейной скорости, при выбранном методе калибровки, выше, чем вклад задержек относительно входных воздействий. Правильность определения временных задержек подтверждается испытаниями при других параметрах углового движения.

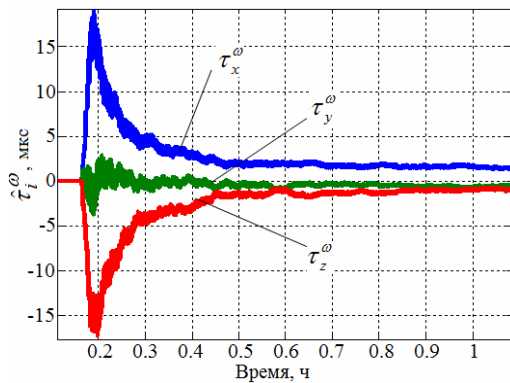


Рис.11 Оценки временных запаздываний ВОГ относительно входных воздействий

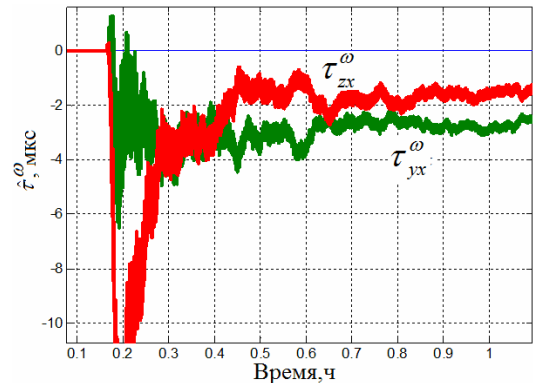


Рис. 12 Оценки временных запаздываний ВОГ относительно опорного

После уточнения относительных временных запаздываний ВОГ, уточнились запаздывания τ_i^ω ($i = y, z$) ВОГ относительно входных воздействий по формулам

$$\tau_y^\omega = \tau_x^\omega + \tau_{yx}^\omega, \quad \tau_z^\omega = \tau_x^\omega + \tau_{zx}^\omega.$$

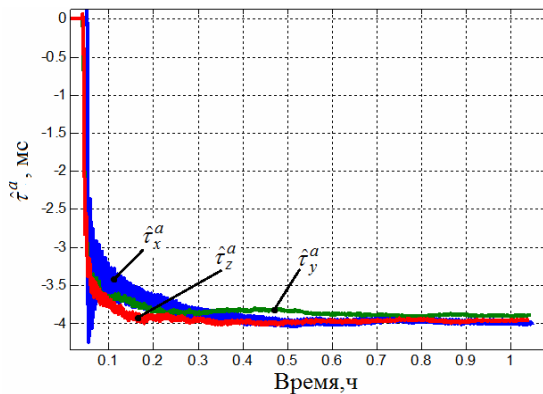


Рис. 13 Оценки временных запаздываний акселерометров

Результаты оценки временных запаздываний τ_i^a ($i = x, y, z$) акселерометров приведены на рис.13. Следует заметить, что существенный уровень (в мс) временных запаздываний у акселерометров рассматриваемого образца ИМ БИНС обусловлен, по-видимому, ограниченной полосой их пропускания. При существующей полосе пропускания акселерометров около 80 Гц, групповое запаздывание должно составлять несколько тысячных долей секунды. Практическое совпадение временных задержек говорит о том, что основной причиной является именно групповое запаздывание.

Оценка эффективности предложенного метода калибровки осуществлялась с помощью камеральной обработки в пакете прикладных программ MATLAB (Simulink) реальных данных стендовых испытаний различных образцов ИМ, с учетом найденных коэффициентов моделей погрешностей ЧЭ. При этом оценивались погрешности вырабатываемых БИНС навигационных параметров в автономном режиме.

Остаточная погрешность калибровки акселерометров Δa определялась по амплитуде шулеровских колебаний в погрешности определения скорости δV после наклона ИМ в соответствии с формулой $\delta V = \Delta a / g \sqrt{Rg} \sin v_{ш} t$, где R – радиус Земли, g – ускорение силы тяжести, $v_{ш}$ – частота Шулера. По графикам погрешности определения составляющих линейной скорости, приведенным на рис. 14а, видно, что амплитуда шулеровских колебаний снижается с 1,8 до 0,4 м/с, и остаточная погрешность калибровки акселерометров составляет $2 \cdot 10^{-4}$ м/с². На графиках кругами выделены резкие скачки в погрешности определения составляющих линейной скорости, вызванные временными запаздываниями между поступлением данных акселерометров и ВОГ.

Остаточная погрешность калибровки ВОГ $\Delta \omega$ определялась по амплитуде шулеровских колебаний в погрешности определения скорости δV во время конического движения (гармоническая качка по двум осям с одинаковой частотой и сдвинутой на 90° фазой) в соответствии с формулой $\delta V = \Delta \omega R (1 - \cos v_{ш} t)$. По графику погрешности определения северной составляющей линейной скорости, приведенному на рис. 14б, видно, что амплитуда шулеровских колебаний снижается с 4,3 до 0,3 м/с, а остаточная погрешность калибровки ВОГ находится на уровне 0,005°/ч.

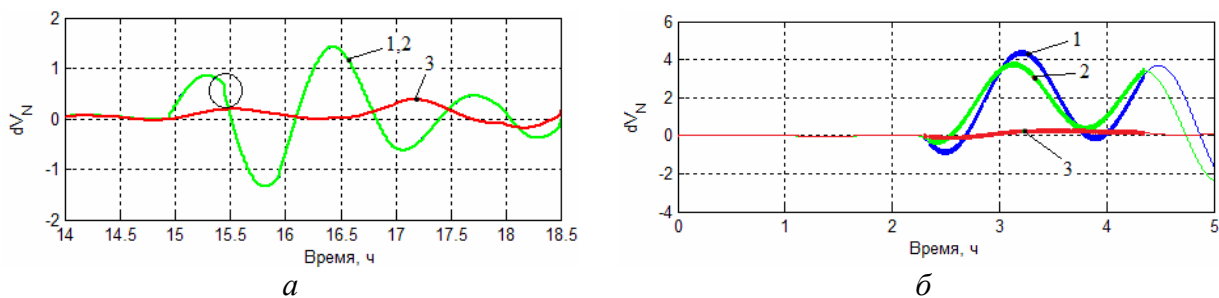


Рис.14 Погрешность определения северной составляющей линейной скорости
 а – при наклонах, б – при конусном движении
 (1 – традиционная калибровка, 2 – с учетом size-эффекта, 3 – калибровка по навигационному решению)

По графикам видно, что предложенная калибровка по навигационному решению дает значительный выигрыш в выработке навигационных параметров по сравнению с традиционной при динамических воздействиях. Амплитуда шулеровских колебаний в погрешности выработки составляющих линейной скорости снижается в 5 – 15 раз в зависимости от вида динамического воздействия. Незначительное превышение остаточных погрешностей калибровки ЧЭ над предъявленными требованиями объясняется избыточной нестабильностью смещений нулей ЧЭ испытываемого ИМ, которая превышает допустимые значения.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ РАБОТЫ

1. Предложен алгоритм формирования связанной с измерительным модулем ортогональной системы координат, построенной на измерительных осях блока акселерометров. Предложена методика оценки положения центров масс чувствительных элементов акселерометров с точностью 0,1 мм (1σ) в связанной с измерительным модулем системе координат и приведения сигналов акселерометров к ее началу, что позволяет снизить погрешности выработки навигационных параметров в динамических условиях движения объекта.

2. Предложен способ оценки влияния значения температуры и скорости ее изменения на коэффициенты моделей погрешностей акселерометров и ВОГ, позволивший обнаружить зависимость не только смещений нулей и МК, но и углов неортогональностей измерительных осей акселерометров и ВОГ. Разработана методика алгоритмической компенсации, которая позволяет значительно снизить (до $1 \cdot 10^{-4}$ м/с² и 0,01°/ч соответственно) влияние изменения температуры на коэффициенты модели погрешностей измерительного модуля в диапазоне температур 15 – 35 °С и обеспечить требуемую точность (0,001°/ч) ВОГ в узком диапазоне температур 0,4 °С, обеспечиваемом системой температурной стабилизации.

3. Разработана методика уточнения коэффициентов модели погрешностей ИМ БИНС на ВОГ по навигационному решению с использованием фильтра Калмана, включающая уточнение смещений нулей, МК и их асимметрии для ВОГ, временных запаздываний в поступлении данных ЧЭ, а также согласование измерительных осей гироскопов и акселерометров между собой, с точностью необходимой для построения навигационной системы класса 0,001 °/ч. Отличием предлагаемого варианта калибровки БИНС от существующих аналогов является построение единого плана калибровки, исходя из минимизации дисперсии погрешностей оценок полного перечня инструментальных погрешностей ИМ.

4. Проведенные исследования показали, что предложенная методика калибровки ИМ БИНС по навигационному решению дает значительный выигрыш в выработке навигационных параметров по сравнению с калибровкой по прямым измерениям при динамических воздействиях. Амплитуда шулеровских колебаний в погрешностях выработки составляющих линейной скорости снижается в 5 – 15 раз, а в координатах – 2 – 3 раза в зависимости от вида динамического воздействия.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ ОПУБЛИКОВАНО В РАБОТАХ

В изданиях, рекомендованных ВАК:

1. **Волынский Д.В., Драницына Е.В., Одинцов А.А., Унтилов А.А.** Калибровка волоконно-оптических гироскопов в составе бескарданных инерциальных измерительных модулей // Гироскопия и навигация. – 2012, №2(77), с.56–68.
2. **Емельянец Г.И., Драницына Е.В., Блажнов Б.А.** О калибровке погрешностей ИМ на ВОГ в условиях стенда // Гироскопия и навигация, № 3(78), 2012. с. 55–63.
3. **Е.В. Драницына, Д.А. Егоров, А.А. Унтилов, Г.Б. Дейнека, И.А. Шарков, И.Г. Дейнека** Снижение влияния изменения температуры на выходной сигнал волоконно-оптического гироскопа // Гироскопия и навигация, № 4(79), 2012. с. 10–20.
4. **Емельянец Г.И., Блажнов Б.А., Драницына Е.В., Степанов А.П.** О калибровке измерительного модуля прецизионной БИНС и построении связанного с ним ортогонального трёхгранника // Гироскопия и навигация. – 2016. – № 1(92). – С. 36–48.

В других изданиях:

5. **Погуляй Е.В.¹, Егоров Д.А.** Калибровка датчиков угловой скорости на базе волоконно-оптических гироскопов // Материалы докладов IX научно-технической конференции молодых ученых "Навигация и управление движением", 2007, с.155–159
6. **Драницына Е.В., Егоров Д.А.** Исследование зависимости выходного сигнала волоконно-оптического гироскопа от температуры в составе бескарданного инерциального измерительного модуля. // Материалы докладов XIV конференции молодых ученых "Навигация и управление движением", 2012. – С. 447–452.
7. **Драницына Е.В., Галиева Н.Г., Павлов А.А.** Модель погрешностей волоконно-оптического гироскопа / Е.В. Драницына, // Материалы XVII конференции молодых ученых "Навигация и управление движением", 2015. – С.342–348.

¹Здесь Погуляй Е.В. читать как Драницына Е.В. на основании свидетельства о заключении брака № И-АК №652831