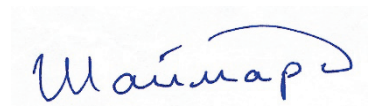


На правах рукописи
УДК 629.7.05



Шаймарданов Ильгизар Хамзаевич

**МЕТОДИКА СТЕНДОВОЙ КАЛИБРОВКИ
БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ
СИСТЕМ РАЗЛИЧНОГО КЛАССА ТОЧНОСТИ**

Специальность 05.11.03 – Приборы навигации

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Раменское – 2019

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования. Калибровка инерциальных датчиков (ИД) - акселерометров, датчиков угловых скоростей (ДУС) является необходимым технологическим этапом при производстве всех бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Информационный смысл задачи калибровки состоит в оценке систематических составляющих априорно задаваемой модели инструментальных погрешностей ИД с целью последующей их паспортизации и компенсации в измерениях. Помимо параметров инструментальных погрешностей ИД в задачу калибровки включают параметры моделей, отражающих геометрические погрешности, связанные с конструктивным расположением чувствительных элементов, модели, учитывающие эффект взаимного запаздывания измерительной информации и др.

Исследованием задачи калибровки, построением практических алгоритмов занимаются много специалистов. Из исследований отечественных ученых можно выделить работы: Н.А. Парусникова, А.И. Матасова, А.В. Козлова, Ю.Г. Егорова, О.С. Салычева, А.А. Дзуева, Е.А. Измайлова, Г.И. Емельянцева, Драничиной Е.В., А.П. Степанова, С.Г. Николаева; работы зарубежных ученых: Б.В. Климковича, В.М. Слюсарь, P.G. Savage, J.W. Diesel, D. H. Titterton. Ведущие отечественные организации, занимающиеся исследованиями в области инерциальной навигации, проектированием и производством ИД и БИНС на их основе: МГУ им. М.В. Ломоносова, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ЦНИИ «Электроприбор», ИПМ АН РФ, ОАО НПП «Темп-Авиа», НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова, НИИФИ; ГНЦ НПК «Технологический центр» МИЭТ, ПАО МИЭА, АО ПНППК, ФГУП «ГосНИИАС», ООО «НПК «Электрооптика», ООО "НПК "Оптолинк", ООО «ТеКнол», АО «РПКБ», АО «ИТТ», АО «РПЗ» и другие организации. Из зарубежных производителей можно выделить фирмы Northrop Grumman, Honeywell, Safran Electronics & Defense, Motorola, Analog Devices, BAE Systems, Rockwell International, Draper Laboratory.

Использование традиционных методик калибровки сопряжено с предъявлением жестких требований к точностным характеристикам испытательного стенда (ИС), технологической оснастки и не обеспечивает требуемой точности в случае калибровки БИНС, БЧЭ которых закреплены в системе амортизации. В связи с этим получили распространение способы калибровки, позволяющие снизить требования к испытательному оборудованию и точности ориентации осей чувствительности ИД относительно измеряемых векторов ускорения силы тяжести и угловой скорости вращения Земли (угловой скорости стенда). Одной из таких методик является методика калибровки по навигационному решению БИНС. Основным её достоинством является то, что оценки калибруемых параметров оптимальны с точки зрения минимизации ошибок выходных параметров навигационной системы. При этом такая методика характеризуется достаточно сложной реализацией как эксперимента, так и алгоритма калибровки.

В 2009 г. Н.А. Парусников изложил идею стендовой калибровки БИНС, основу которой составляет реализация трех циклов именно горизонтальных вращений блока. Информация датчиков углов поворотного стола при этом не обязательно должна использоваться, что снижает требования к точности ИС. Было установлено, что задача калибровки сводится к построению при помощи фильтра Калмана оценок вектора состояния линейной задачи оценивания, компонентами которого служат параметры

инструментальных погрешностей ИД. Для типовой модели инструментальных погрешностей была установлена наблюдаемость оцениваемых параметров.

В диссертации описанная выше идея калибровки была развита до практической методики калибровки БИНС различного класса точности на специализированных стендах. Развитие связано как с уточнением, расширением моделей инструментальных погрешностей ИД в части моделей температурной зависимости, нелинейных составляющих моделей, учета разнесения чувствительных масс; а также с уточнением и модификацией программных вращений стенда, привлечение инвариантного измерения, реализации итерационных процедур оценивания параметров для уменьшения влияния методических погрешностей.

От точности, достоверности решения задачи калибровки БИНС во многом зависит точность функционирования БИНС в основных режимах работы («Выставка» и «Навигация»). Поэтому актуальным является исследование, направленное: на разработку методики стендовой калибровки БИНС разного класса точности, обеспечивающей точное, достоверное решение задачи калибровки БИНС в широком диапазоне температур, угловых скоростей БИНС и при снижении трудоемкости калибровки.

Цель работы состоит в разработке, применении, экспериментальном подтверждении эффективности методики калибровки БИНС в сборе, обеспечивающей точное и достоверное определение погрешностей ИД в широком диапазоне температур, угловых скоростей БИНС, и снижение трудоемкости процесса калибровки за счет разработки и применения итерационной процедуры температурной калибровки. Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

1. Синтезирован алгоритм оптимального оценивания вектора состояния задачи калибровки при помощи измерений акселерометров БИНС с расширением модели вектора состояния, для учета параметров характеризующих:

- нелинейность масштабных коэффициентов микромеханических (ММ) ДУС;
 - разнесения чувствительных масс акселерометров от осей вращения стенда;
- Синтезированы математические модели и алгоритмы для:
- пересчета измерений акселерометров к заданным измерительным центрам;
 - учета температурной зависимости инструментальных погрешностей ИД в виде аппроксимирующих полиномов;
 - привлечения инвариантного корректирующего измерения – известного значения модуля вектора ускорения силы тяжести в месте калибровки.

2. Разработан, обоснован унифицированный план калибровочных экспериментов на специализированных стендах (планом калибровочного эксперимента называется совокупность задаваемых с использованием испытательного стенда неподвижных положений и угловых скоростей калибруемого изделия), позволяющий осуществлять процедуру калибровки БИНС различного класса точности.

3. Синтезированы итерационные процедуры калибровки, обеспечивающие:

- существенное снижение методических ошибок линейной модели задачи;
- существенное снижение методических ошибок, обусловленных изменением температуры окружающей среды во время проведения калибровки;
- снижения требований, предъявляемых к точности выдерживания температуры в ходе калибровки и сокращение трудозатрат на её проведение;
- контроль сходимости оценок и как следствие - качества калибровки.

4. Экспериментально подтверждена эффективность разработанной методики стендовой калибровки с итерационным уточнением оцениваемых параметров.

Методы исследования. Использовались методы теории инерциальной навигации, теоретической механики, теории случайных процессов, наблюдаемости и оценивания линейных динамических систем, метода математического моделирования.

Научная новизна.

1. Синтезирована математическая модель калибровки, включающая в свой состав параметры, характеризующие нелинейные составляющие масштабных коэффициентов ММ ДУС, обеспечивающая повышение точности калибровки ММ БИНС.

2. Синтезирован унифицированный калибровочный эксперимент со ступенчатым законом изменения угловой скорости стенда, обеспечивающий возможность калибровки масштабных коэффициентов с учетом их нелинейности во всем диапазоне входных угловых скоростей.

3. Синтезирована итерационная процедура уточнения параметров температурной модели, обеспечивающая существенное снижение методических ошибок от изменения температуры окружающей среды во время проведения калибровки, позволяющая снизить требования, предъявляемые к точности выдерживания температуры в ходе калибровки, а, следовательно, сократить трудозатраты процесса калибровки.

Практическая значимость. Разработанная методика стендовой калибровки позволила реализовать промышленную технологию калибровки: программно-математическое обеспечение используется для калибровки ММ БИНС (МБКВ), БИНС мильного класса точности (БИНС-РТ) в АО «ИТТ», и в АО «РПЗ», г. Раменское.

Положения, выносимые на защиту:

1. Математическая модель калибровки, включающая в свой состав параметры, характеризующие нелинейные составляющие масштабных коэффициентов ММ ДУС.

2. Унифицированный калибровочный эксперимент со ступенчатым законом изменения угловой скорости стенда, обеспечивающий возможность калибровки масштабных коэффициентов с учетом их нелинейности во всем диапазоне входных угловых скоростей.

3. Синтезированная итерационная процедура уточнения параметров температурной модели, обеспечивающая существенное снижение методических ошибок от изменения температуры окружающей среды во время проведения калибровки, позволяющая снизить требования, предъявляемые к точности выдерживания температуры в ходе калибровки, а, следовательно, сократить трудозатраты процесса калибровки.

4. Результаты многочисленных экспериментальных исследований, подтверждающих эффективность разработанной методики стендовой калибровки.

Достоверность полученных результатов подтверждена результатами экспериментальных исследований, проведенных в АО «Инерциальные технологии «Техно-комплекса». Результаты, согласуются с известными в литературе материалами.

Внедрение результатов. Результаты, полученные в диссертации, применяются в АО «ИТТ» при разработке и выпуске ММ БИНС, высокоточных БИНС авиационного назначения. Реализована промышленная технология калибровки: программно-математическое обеспечение используется для калибровки МБКВ в АО «ИТТ», и при калибровке БИНС-РТ в АО «РПЗ», г. Раменское.

Личный вклад автора состоит в разработке и экспериментальном подтвер-

ждении: методики стендовой калибровки БИНС различного класса точности, обеспечивающей точное и достоверное решение задачи калибровки БИНС в широком диапазоне температур, угловых скоростей; итерационных процедур калибровки, подтверждении их значимости.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях: II конференция молодых ученых и специалистов в Московском отделении Академии навигации и управления движением (Москва, 2009); XIII конференция молодых ученых "Навигация и управление движением" (Санкт-Петербург, 2011); Научно-техническая конференция «Системы управления, стабилизации, навигации, ориентации и их базовые элементы» (Москва, 2013); XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам (Санкт-Петербург, 2016); Третья Всероссийская научно-техническая конференция «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами» (Москва, 2017).

Публикации. Основные положения диссертации изложены в 9 публикациях, в том числе – в 4 статьях в журналах, входящих в перечень рецензируемых журналов ВАК РФ.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, 4 глав, общих выводов и заключения, списка литературы из 89 источников и приложения; содержит 171 страниц машинописного текста, 43 рисунков и 23 таблицы.

Содержание работы

Во введении рассмотрена и обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цель, задачи, научная новизна и практическая значимость работы. Приведены положения, выносимые на защиту, сведения о структуре работы.

В первой главе описано содержание задачи калибровки ИД в составе БИНС. Описаны типовые модели погрешностей акселерометров и гироскопов, выбрана модель погрешностей ИД, используемая в работе. Введена приборная система координат (СК) $MX_{II}Y_{II}Z_{II}$: ось MX_{II} совпадает с осью чувствительности первого акселерометра, ось MY_{II} ортогональна MX_{II} и лежит в плоскости, образуемой осями чувствительности 1-го и 2-го акселерометров, ось MZ_{II} дополняет оси MX_{II} и MY_{II} до правой ортогональной СК. Модель инструментальных погрешностей акселерометров такова:

$$\Delta \bar{a}_{II} = \bar{a}_{II}^0 + \Gamma \bar{a}_{IIм}, \quad \Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & 0 & 0 \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} & 0 \\ \Gamma_{31} & \Gamma_{32} & \Gamma_{33} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где \bar{a}_{II}^0 – вектор постоянных смещений акселерометров, Γ_{ii} , ($i=1, 2, 3$) - погрешности масштабных коэффициентов, Γ_{ij} , ($i, j=1, 2, 3, i \neq j$) – погрешности неортогональности осей чувствительности (нули в матрице Γ – обусловлены выбором $MX_{II}Y_{II}Z_{II}$).

Модель инструментальных погрешностей гироскопов имеет следующий вид:

$$\bar{v}_{II} = \bar{v}_{II}^0 + \Theta \bar{\omega}_{IIм} + D \bar{n}_{II}, \quad \Theta = \begin{bmatrix} \Theta_{11} & \Theta_{12} & \Theta_{13} \\ \Theta_{21} & \Theta_{22} & \Theta_{23} \\ \Theta_{31} & \Theta_{32} & \Theta_{33} \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} \end{bmatrix}, \quad \bar{n}_{II} = \frac{\bar{a}_{II}}{g}, \quad (2)$$

где v_z^0 – постоянные составляющие дрейфа ДУС, Θ_{ii} ($i=1, 2, 3$) - погрешности масштабных коэффициентов, Θ_{ij} ($i, j=1, 2, 3, i \neq j$) – погрешности неортогональности осей чувствительности, d_{ij} ($i, j=1, 2, 3$) – дрейф ДУС от перегрузки \bar{n}_{II} (для БИНС на ЛГ матрица D – не используется).

Отмечается, что в задаче калибровки БИНС на ММ гироскопах с кольцевым

резонатором, следует использовать следующую нелинейную модель погрешностей масштабных коэффициентов:

$$\Theta_{ii}(\omega'_{ri}) = \Theta_{ii} + \sum_{j=1}^3 b_{ij} \omega'^j_{ri}. \quad (3)$$

Здесь Θ_{ii} ($i=1, 2, 3$) – постоянные составляющие погрешностей масштабных коэффициентов, b_{ij} – коэффициенты полинома третьей степени, описывающие нелинейную часть масштабного коэффициента, ω'_{ri} – измеренная угловая скорость i -го ДУС.

Измерения акселерометров и гироскопов представляются в виде:

$$\bar{a}'_{\Pi} = \bar{a}_{\Pi} + \Delta\bar{a}_{\Pi} + \Delta\bar{a}_{\Pi}^s, \quad \bar{\omega}'_{\Pi} = \bar{\omega}_{\Pi} + (\bar{v}_{\Pi} + \bar{v}_{\Pi}^s). \quad (4)$$

Здесь \bar{a}'_{Π} , $\bar{\omega}'_{\Pi}$ – векторы измерений акселерометров и ДУС в собственных осях, \bar{a}_{Π} – вектор кажущегося ускорения, в проекции на СК $MX_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$, $\Delta\bar{a}_{\Pi}$, \bar{v}_{Π} – вектор оцениваемых систематических инструментальных погрешностей ИД, $\Delta\bar{a}_{\Pi}^s$, \bar{v}_{Π}^s – векторы случайных составляющих инструментальных погрешностей, предполагаемых белыми шумами с известными характеристиками.

Модель для компенсации оцененных погрешностей ИД такова:

$$\bar{a}_{\Pi} = (E + \Gamma)^{-1}(\bar{a}'_{\Pi} - \Delta\bar{a}_{\Pi}^0), \quad \bar{\omega}_{\Pi} = (E + \Theta)^{-1}(\bar{\omega}'_{\Pi} - \bar{v}_{\Pi}^0 - D\bar{n}_{\Pi}). \quad (5)$$

Далее описываются типовые планы экспериментов, используемые для определения погрешностей ИД. Проведен обзор известных алгоритмов их оценивания на фиксированной температуре, отмечены основные особенности. Обоснован выбор методики калибровки БИНС в сборе с использованием первичной информации ИД и циклов горизонтальных вращений.

Приведен обзор способов учета и компенсации температурного влияния на параметры ИД, проведен анализ применимости способов температурной калибровки. Выбрана методика температурной калибровки, основанная на построении температурной модели на наборе фиксированных температур. Компенсация погрешностей ИД с учетом температурной модели производится так: по измерениям термодатчиков акселерометров T_j^a и ДУС T_j^r рассчитывается средняя температура за одну секунду:

$$T_j^a = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^n (T_j^a)^i, \quad T_j^r = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^n (T_j^r)^i, \quad n = f_{\text{изм}}, \quad j = 1, 2, 3,$$

где $f_{\text{изм}}$ – частота получения измерений термодатчиков акселерометров и ДУС. Выбранный опытным путем интервал осреднения в нужной степени сглаживает измерительные шумы в измерениях термодатчиков, не вносит значимых запаздываний. Далее осредненные термодатчики используются для расчёта калибровочных коэффициентов согласно принятой температурной модели:

$$X_i = \sum_{j=0}^n K_j^i T_j^j. \quad (6)$$

Здесь X_i – i -й калибровочный коэффициент, K_j^i – j -й коэффициент полинома i -го калибровочного коэффициента. Степень $n < 7$ выбирается исходя из вида зависимости погрешностей ИД от температуры. Рассчитанные калибровочные коэффициенты используются далее для компенсации инструментальных погрешностей (5).

Описаны различные виды методических погрешностей, на которые следует обращать внимание при практической реализации калибровки: использование линеаризованных математических моделей, изменение температуры в калибровочных экспериментах, внутреннее разнесение чувствительных масс акселерометров, ММ ДУС и отнесение их от осей вращения станда. Выделена эффективность применения итерационной схемы уточнения оцениваемых параметров для компенсации методической погрешности от использования линеаризованных математических моделей.

Во второй главе изложена методика калибровки, предложенной Н.А. Парусниковым, со следующими авторскими модификациями: введена модель учета взаимного расположения акселерометров и ДУС; предложен способ пересчета измерений акселерометров к заданным измерительным центрам (ИЦ); расширен вектор состояния задачи оценивания за счет введения модели отнесения акселерометров от оси вращения стенда; использовано измерение на основе инварианта – модуля вектора ускорения силы тяжести; разработана математическая модель учета температурной зависимости погрешностей акселерометров и гироскопов.

Приведено математическое описание методики калибровки, алгоритма оценки параметров инструментальных погрешностей ИД при фиксированной температуре. Исходной информацией служат измерения акселерометров и ДУС (4).

Начальная выставка. По измерениям акселерометров определяются начальные значения углов тангажа ϑ_0 , крена γ_0 , угол курса ψ_0 задается априорно для ММ систем (с точностью $< 5^\circ$), либо определяется по осредненным измерениям ДУС БИНС мильного класса точности. Далее решается кинематическое уравнение Пуассона:

$$\dot{L}_{\text{ПМГ}} = \check{\omega}_{\text{ПМ}} L_{\text{ПМГ}} - L_{\text{ПМГ}} \check{y}_{\text{Г}}, \quad L_{\text{ПМГ}}(t_0), \quad (7)$$

для матрицы взаимной ориентации $L_{\text{ПМГ}}(t_0)$ приборной СК $\text{MX}_{\text{П}}^{\text{М}} \text{Y}_{\text{П}}^{\text{М}} \text{Z}_{\text{П}}^{\text{М}}$ относительно географической СК *ОЕНН* с начальным условием, определенным на этапе начальной выставки. Ошибки вычисления ориентации с учетом (4) есть функция от инструментальных погрешностей ДУС (2).

Уравнения ошибок ориентации. Вводится вектор кинематической ошибки $\bar{\beta}_{\text{П}}$ (вектор малого поворота) ориентации приборной СК. На основе соотношения

$$\bar{l}_{\text{ГМ}} = L_{\text{ПМГ}}^T \bar{l}_{\text{П}},$$

вводится квазиприборная СК $\text{MX}_{\text{П}}^{\text{Г}} \text{Y}_{\text{П}}^{\text{Г}} \text{Z}_{\text{П}}^{\text{Г}}$ (числовая реализация географической СК *ОЕНН*) - виртуальная «гироплатформа» или числовой образ приборной СК БИНС в осях географической СК. Ориентация СК $\text{MX}_{\text{П}}^{\text{Г}} \text{Y}_{\text{П}}^{\text{Г}} \text{Z}_{\text{П}}^{\text{Г}}$ относительно *ОЕНН* характеризуется вектором кинематической ошибки $\bar{\beta}_{\text{Г}} = L_{\text{ПМГ}}^T \bar{\beta}_{\text{П}}$, причем поведение $\bar{\beta}_{\text{Г}}$ подчиняется уравнению:

$$\dot{\bar{\beta}}_{\text{Г}} = \check{y}_{\text{Г}} \bar{\beta}_{\text{Г}} - L_{\text{ПМГ}}^T (\bar{v}_{\text{ПМ}} + \bar{v}_{\text{ПМ}}^{\text{S}}). \quad (8)$$

То есть вектор ошибок ориентации есть функция от инструментальных погрешностей гироскопов $(\bar{v}_{\text{ПМ}} + \bar{v}_{\text{ПМ}}^{\text{S}})$ (2).

Формирование измерений по показаниям акселерометров. На неподвижном основании акселерометры измеряют кажущееся ускорение, величина которого определяется модулем вектора ускорения силы тяжести. Соответственно, сформируем корректирующие измерения:

$$\bar{\sigma}_{\text{Г}} = \frac{1}{g} (\bar{a}'_{\text{ГМ}} + \bar{g}_{\text{Г}}), \quad \bar{a}'_{\text{ГМ}} = L_{\text{ПМГ}}^T \bar{a}'_{\text{ПМ}}. \quad (9)$$

С учетом кинематической ошибки $\bar{\beta}_{\text{Г}}$, (9) можно записать в виде:

$$\bar{\sigma}_{\text{Г}} = \check{\beta}_{\text{Г}} (0 \quad 0 \quad 1)^T + \bar{\varepsilon}_{\text{Г}} + \bar{\varepsilon}_{\text{Г}}^{\text{S}}, \quad (10)$$

$$\bar{\varepsilon}_{\text{Г}} = L_{\text{ГПМ}} \bar{\varepsilon}_{\text{ПМ}}, \quad \bar{\varepsilon}_{\text{Г}}^{\text{S}} = L_{\text{ГПМ}} \bar{\varepsilon}_{\text{ПМ}}^{\text{S}}, \quad \bar{\varepsilon}_{\text{ПМ}} = \frac{1}{g} \Delta \bar{a}_{\text{ПМ}}, \quad \bar{\varepsilon}_{\text{ПМ}}^{\text{S}} = \frac{1}{g} \Delta \bar{a}_{\text{ПМ}}^{\text{S}},$$

где $\bar{\varepsilon}_{\text{Г}}$, $\bar{\varepsilon}_{\text{Г}}^{\text{S}}$ – нормированные вектора постоянной и случайной составляющих погрешностей акселерометров в проекции на оси опорной СК, $\bar{\varepsilon}_{\text{ПМ}}$, $\bar{\varepsilon}_{\text{ПМ}}^{\text{S}}$ – в проекциях на приборную СК. Составляющие вектора измерения $\bar{\sigma}_{\text{Г}}$ являются функциями от инструментальных погрешностей акселерометров $\Delta a_{\text{ПМ}}$ (1).

Вектор состояния задачи оценивания. В вектор состояния x задачи оценивания

с учетом (8), (9), (1, 2), войдут величины $\beta_i, v^0_i, a^0_i, \Gamma_{ij}, \Theta_{ij}, d_{ij}, \kappa_1, \kappa_2, i, j=1, 2, 3$:

$$x = [\beta \quad v^0 \quad a^0 \quad \Gamma_b \quad \Theta_b \quad d_b \quad k_1 \quad k_2]^T, \quad (11)$$

$$\beta = [\beta_1 \quad \beta_2 \quad \beta_3], \quad v^0 = [v_1^0 \quad v_2^0 \quad v_3^0], \quad a^0 = [a_1^0 \quad a_2^0 \quad a_3^0],$$

$$\Gamma_b = [\Gamma_{11} \quad \Gamma_{21} \quad \Gamma_{22} \quad \Gamma_{31} \quad \Gamma_{32} \quad \Gamma_{33}], \quad \Theta_b$$

$$= [\Theta_{11} \quad \Theta_{12} \quad \Theta_{13} \quad \Theta_{21} \quad \Theta_{22} \quad \Theta_{23} \quad \Theta_{31} \quad \Theta_{32} \quad \Theta_{33}],$$

$$D_b = [d_{11} \quad d_{12} \quad d_{13} \quad d_{21} \quad d_{22} \quad d_{23} \quad d_{31} \quad d_{32} \quad d_{33}].$$

В качестве алгоритма оценивания вектора состояния x используется дискретный фильтр Калмана (ФК). Для постоянных компонент вектора состояния используется формирующее уравнение вида $\dot{c} = \mathbf{0}$.

Матрица системы A и измерения H в блочном виде принимают вид:

$$A = [U \quad L \quad O_{9,3} \quad L_1^\omega \quad L_2^\omega \quad L_3^\omega \quad L_1^n \quad L_2^n \quad L_3^n \quad O_{2,3}], \quad H = [B \quad O_{4,3} \quad L \quad L_\Gamma \quad O_{24,3} \quad L_k] \quad (12)$$

где $O_{m,n}$ – нулевая матрица размерности $m \times n$.

Соответствующая переходная матрица Φ_i дискретной модели задачи оценивания вычисляется следующим образом:

$$\Phi_i = E + \Delta t A(t_i).$$

Здесь E – единичная матрица, dt – длительность такта счета задачи оценки.

Далее описываются алгоритмы учета внутреннего и внешнего разнесения акселерометров, способ пересчета измерений к заданному ИЦ, к точкам расположения ДУС для моделирования дрейфов ДУС, пропорциональных перегрузке. Алгоритмы востребованы в случае, когда объект совершает значительные по амплитуде и частоте угловые движения, поскольку возникает значимая методическая погрешность в интерпретации измерений акселерометров и поэтому требуется пересчет измерений акселерометров к заданному ИЦ. На рисунке 1 приведена схема установки триады акселерометров на испытательном стенде: A_1, A_2, A_3 – чувствительные массы акселерометров; $M = A_1$ – ИЦ (совпадает с чувствительной массой первого акселерометра). Указаны отнесения точки M от внутренней O_{ti3} и внешней O_{te1} осей вращения испытательного стенда (ИС). Координаты точки M в СК стенда определяются величинами (r_{M1}, r_{M2}, r_{M3}) . Во время вращения БИНС в измерениях акселерометров появятся центростремительные и тангенсальные составляющие ускорения, обусловленные отнесением (r_{M1}, r_{M2}, r_{M3}) акселерометров от осей вращения стенда. Их величина может быть уменьшена за счет ограничения скорости вращения и расположения БИНС близко к оси вращения стенда, что ограничивает практическую реализацию методики калибровки. Эти ограничения снимаются при использовании соответствующей алгоритмической компенсации в измерениях акселерометров. Пересчет измерений акселерометров также необходимо производить для повышения точности оценки и учета дрейфа ДУС, пропорционального перегрузке, из-за того, что акселерометры и ДУС могут иметь собственное пространственное разнесение. Так, при разнесении ДУС на 6 см от ИЦ и при угловой скорости вращения системы, достигающей 400 °/с, разница ускорений в точке расположения ДУС и в ИЦ акселерометров достигает величины до 3 м/с², что существенно при моделировании дрейфа от перегрузки.

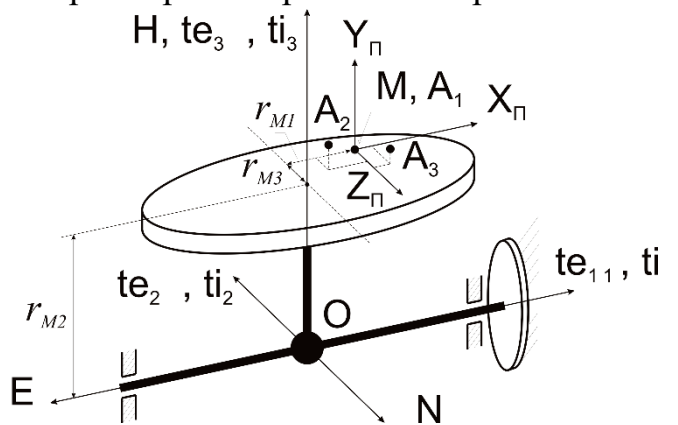


Рисунок 1. Схема установки акселерометров на испытательном стенде

Оте – СК, связанная с внешней осью (Ote₁) вращения ИС. Oti – СК, связанная с внутренней осью (Oti₃) вращения ИС. $r_i(x^i_n, y^i_n, z^i_n)$ – радиус вектор точки M относительно точки A_i ($i = 1, 2, 3$). $r_M(r_{M1}, r_{M2}, r_{M3})$ – радиус вектор OM , в проекциях на приборную СК. $A_i x^i_a y^i_a z^i_a$ – СК, связанная с идеальными конструктивными осями i -го акселерометра. Оси СК $A_i x^i_a y^i_a z^i_a$ коллинеарны осям приборной СК $Mx_n y_n z_n$. Выражения для определения ускорения в точке M в скалярной форме:

$$\begin{aligned} a_{x_{п}}^M &= a_{x_{п}}^{A_1} + (\varepsilon_{y_{п}} r_{1z_{п}} - \varepsilon_{z_{п}} r_{1y_{п}}) + (\omega_{y_{п}}(\omega_{x_{п}} r_{1y_{п}} - \omega_{y_{п}} r_{1x_{п}}) - \omega_{z_{п}}(\omega_{z_{п}} r_{1x_{п}} - \omega_{x_{п}} r_{1z_{п}})), \\ a_{y_{п}}^M &= a_{y_{п}}^{A_2} + (\varepsilon_{z_{п}} r_{2x_{п}} - \varepsilon_{x_{п}} r_{2z_{п}}) + (\omega_{z_{п}}(\omega_{y_{п}} r_{2z_{п}} - \omega_{z_{п}} r_{2y_{п}}) - \omega_{x_{п}}(\omega_{x_{п}} r_{2y_{п}} - \omega_{y_{п}} r_{2x_{п}})), \\ a_{z_{п}}^M &= a_{z_{п}}^{A_3} + (\varepsilon_{x_{п}} r_{3y_{п}} - \varepsilon_{y_{п}} r_{3x_{п}}) + (\omega_{x_{п}}(\omega_{z_{п}} r_{3x_{п}} - \omega_{x_{п}} r_{3z_{п}}) - \omega_{y_{п}}(\omega_{y_{п}} r_{3z_{п}} - \omega_{z_{п}} r_{3y_{п}})). \end{aligned} \quad (13)$$

Пересчет измерений акселерометров к ИЦ в точке M производится в соответствии с выражениями (13) после компенсации погрешностей в измерениях ИД в соответствии с (5). Вычисление правых частей (13) сопровождается возмущениями, обусловленными шумовыми составляющими измерений ИД. Для уменьшения уровня этих возмущающих факторов предлагается выбирать ИЦ внутри треугольника, образуемого точками расположения чувствительных масс акселерометров.

Оценка величин отнесение от оси вращения станда. На основании выражений (13), в вектор состояния задачи оценивания добавятся элементы r_{Mi} ($i = 1, 2, 3$):

$$\begin{aligned} x_{38 \times 1} &= [\beta \quad v^0 \quad a^0 \quad \Gamma_b \quad \Theta_b \quad D_b \quad k_1 \quad k_2 \quad r_M]^T, \\ \beta &= [\beta_1 \quad \beta_2 \quad \beta_3], \quad v^0 = [v_1^0 \quad v_2^0 \quad v_3^0], \quad a^0 = [a_1^0 \quad a_2^0 \quad a_3^0], \\ \Gamma_b &= [\Gamma_{11} \quad \Gamma_{21} \quad \Gamma_{22} \quad \Gamma_{31} \quad \Gamma_{32} \quad \Gamma_{33}], \\ \Theta_b &= [\Theta_{11} \quad \Theta_{12} \quad \Theta_{13} \quad \Theta_{21} \quad \Theta_{22} \quad \Theta_{23} \quad \Theta_{31} \quad \Theta_{32} \quad \Theta_{33}], \\ D_b &= [d_{11} \quad d_{12} \quad d_{13} \quad d_{21} \quad d_{22} \quad d_{23} \quad d_{31} \quad d_{32} \quad d_{33}], \quad r_M = [r_{M1} \quad r_{M2} \quad r_{M3}]. \end{aligned}$$

В матрице системы в блочном виде A добавляются следующие элементы R :

$$\begin{aligned} A &= [U \quad L \quad O_{9,3} \quad L_1^\omega \quad L_2^\omega \quad L_3^\omega \quad L_1^n \quad L_2^n \quad L_3^n \quad O_{2,3} \quad R], \\ R &= \begin{bmatrix} l_{i1,1}(-\Omega_{i2}^r \Omega_{i2}^r - \Omega_{i3}^r \Omega_{i3}^r) & l_{i2,1}(\Omega_{i2}^r \Omega_{i1}^r) & l_{i3,1}(\Omega_{i3}^r \Omega_{i1}^r) \\ l_{i1,2}(\Omega_{i1}^r \Omega_{i2}^r) & l_{i2,2}(-\Omega_{i3}^r \Omega_{i3}^r - \Omega_{i1}^r \Omega_{i1}^r) & l_{i3,2}(\Omega_{i3}^r \Omega_{i2}^r) \\ l_{i1,3}(\Omega_{i1}^r \Omega_{i3}^r) & l_{i2,3}(\Omega_{i2}^r \Omega_{i3}^r) & l_{i3,3}(-\Omega_{i1}^r \Omega_{i1}^r - \Omega_{i2}^r \Omega_{i2}^r) \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Здесь составляющие вектора относительной угловой скорости $\bar{\Omega}_r$ приборной СК $MX^r Y^r Z^r$ вычисляются в соответствии с выражением:

$$\bar{\Omega}_r = \bar{\omega}_r - \bar{u}_r.$$

Здесь \bar{u}_r – вектор угловой скорости вращения Земли.

Для повышения точности и достоверности оценок погрешностей акселерометров предложено использовать инвариантное измерение $\bar{a}_п^T \cdot \bar{a}_п = g^2$ (g – модуль вектора ускорения силы тяжести в месте калибровки). С учетом модели погрешностей (1) и модели компенсации погрешностей акселерометров (5), имеем:

$$\begin{aligned} a'_{п1} a_{п1}^0 + \Gamma_{11} a'_{п1}{}^2 + \Gamma_{21} a'_{п1} a'_{п2} + a'_{п2} a_{п2}^0 + \Gamma_{22} a'_{п2}{}^2 + \Gamma_{31} a'_{п1} a'_{п3} + \Gamma_{32} a'_{п2} a'_{п3} + \\ a'_{п3} a_{п3}^0 + \Gamma_{33} a'_{п3}{}^2 = \frac{1}{2} (a'_{п1}{}^2 + a'_{п2}{}^2 + a'_{п3}{}^2 - g^2). \end{aligned} \quad (14)$$

В (14) не фигурирует информация об ориентации акселерометров в пространстве и измерение в i -м положении в скалярном виде формируется так:

$$z_i = \frac{1}{2} [a'_{п1}{}^2 + a'_{п2}{}^2 + a'_{п3}{}^2 - g^2]^T, \quad (15)$$

где $a'_{п1}$, $a'_{п2}$, $a'_{п3}$ – осредненные измерения акселерометров в i -м положении.

На основании (14) матрица h_i корректирующего измерения имеет вид:

$$h_i = [O_{3,1} \quad a'_{п1} \quad a'_{п2} \quad a'_{п3} \quad a'_{п1}{}^2 \quad a'_{п1} a'_{п2} \quad a'_{п2}{}^2 \quad a'_{п1} a'_{п3} \quad a'_{п2} a'_{п3} \quad a'_{п3}{}^2 \quad O_{25,1}], \quad (16)$$

Элементы матрицы измерения h_i формируются с учетом осредненных измерений акселерометров в i -м положении. Алгоритмом ФК производится оценка составляющих вектора неизвестных параметров погрешностей акселерометров:

$$X_{38 \times 1} = [\dots a_{п1}^0 \ a_{п2}^0 \ a_{п3}^0 \ \Gamma_{11} \ \Gamma_{21} \ \Gamma_{22} \ \Gamma_{31} \ \Gamma_{32} \ \Gamma_{33} \ \dots]^T.$$

Также описывается математическая модель полиномиальной аппроксимации температурной зависимости погрешностей ИД.

В третьей главе синтезирован унифицированный план калибровочного эксперимента, для калибровки БИНС различного класса точности. Экспериментально обоснованы временные характеристики плана калибровки, выбран закон угловых движений стенда, план статических положений БИНС. Эксперимент проводится последовательно вдоль каждой из осей БИНС в одном запуске системы, после выхода БИНС на заданную температуру термокамеры. Каждый эксперимент состоит из участка неподвижности (для проведения начальной выставки) длительностью t_{align} , участков с заданием вращения вдоль оси ИС (Рисунок 2, а) длительностью T : угловая скорость задается каждые T_{upd} секунд и вычисляется в соответствии с выражением $\omega = W_{max} \sin(2\pi t/T)$ (способ задания скорости удовлетворяет условию её модулируемости, изменению в рабочем диапазоне угловых скоростей $\pm W_{max}$, а также ступенчатому характеру её изменения). Далее следуют неподвижные положения длительностью t_c при ориентации оси ИС (Рисунок 2, б), кратные 45° . Требуемая взаимная ориентация осей ИС и осей приборной СК обеспечивается соответствующей ориентацией осей ИС. Время осреднения в неподвижных положениях определяется исходя из требуемой точности измерения, шумовых характеристик измерений акселерометров с использованием вариации Аллана. Длительность вращения T выбрана исходя из обеспечения выхода оценок составляющих вектора состояния, на установившееся значение. Интервал вращения T_{upd} с постоянной угловой скоростью выбран исходя из достаточной длительности для осреднения измерительного шума ДУС (с целью анализа зависимости масштабного коэффициента ММ ДУС с кольцевым резонатором от измеряемой угловой скорости). В Таблице 1 приведены параметры калибровочного эксперимента, используемого для калибровки БИНС различного класса точности.

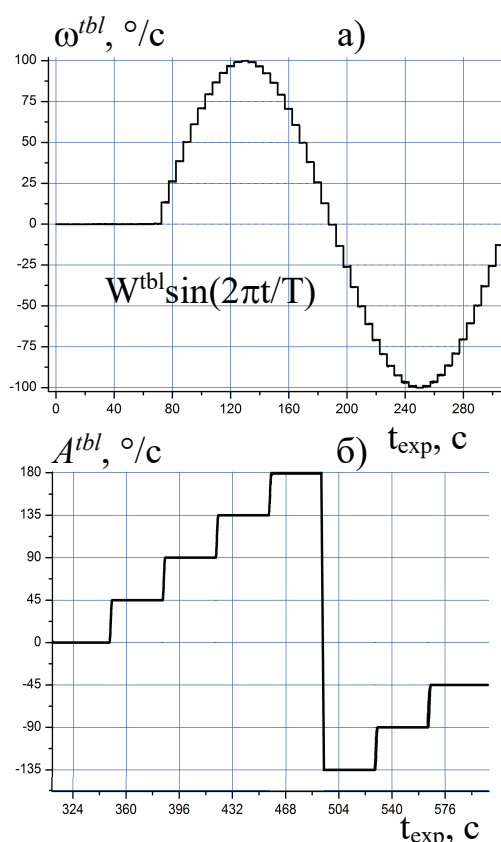


Рисунок 2. Параметры ИС в калибровочном эксперименте

Таблица 1.

Параметры калибровочного эксперимента

Наименование параметра калибровочного эксперимента	ММ БИНС на ДУС LL типа (БИНС-ММ, МБКВ)	ММ БИНС на ДУС с кольцевым резонатором	БИНС на ЛГ, мильного класса точности (БИНС-РТ)
t_{align} , с	60	60	420
W_{max} , °/с	100	400	35
T_{upd} , с	5	5	5

$T, \text{с.}$	250	250	1200
$t_c, \text{с.}$	36	36	180

Синтезирована итерационная процедура калибровки, обеспечивающая снижение методических погрешностей линеаризованных моделей калибровки. Экспериментальные данные обрабатываются итерационно. Полученные при первой итерации алгоритма калибровки коэффициенты используются для компенсации инструментальных погрешностей в измерениях ИД при второй итерации алгоритма в соответствии с (5). Полученные на выходе алгоритма калибровки уточняющие поправки используются для уточнения калибровочных коэффициентов. Последующие итерации работают аналогично. Выражения для уточнения оценок погрешностей ИД имеют вид:

Для акселерометров:

$$a_{\text{п}}^0 = a_{\text{п}i-1}^0 + (E + \Gamma_{i-1})a_{\text{п}i}^0, \quad \Gamma = \Gamma_i + \Gamma_{i-1} + \Gamma_{i-1}\Gamma_i.$$

Для гироскопов:

$$v_{\text{п}}^0 = v_{\text{п}i-1}^0 + (E + \Theta_{i-1})v_{\text{п}i}^0, \quad \Theta = \Theta_i + \Theta_{i-1} + \Theta_{i-1}\Theta_i, \quad D = D_{i-1} + (E + \Theta_{i-1})D_i. \quad (17)$$

Здесь i - номер текущей итерации; $\bar{a}_{\text{п}}^0$, Γ , $\bar{v}_{\text{п}}^0$, Θ , D – уточненные оценки инструментальных погрешностей ИД, $\bar{a}_{\text{п}i}^0$, Γ_i , $\bar{v}_{\text{п}i}^0$, Θ_i , D_i - оценки погрешностей ИД на текущей итерации, $\bar{a}_{\text{п}i-1}^0$, Γ_{i-1} , $\bar{v}_{\text{п}i-1}^0$, Θ_{i-1} , D_{i-1} – оценки погрешностей ИД на предыдущей итерации.

Процедура итерационного уточнения температурной модели. В аналитических соотношениях алгоритмов калибровки (8), (9) инструментальные погрешности ИД (1, 2) считаются постоянными и не зависят от температуры. Такой подход предъявляет требования к обеспечению термостатированного состояния в ходе проведения калибровки: осуществление калибровки в условиях изменения температуры будет сопряжено с методическими ошибками. Синтезированная итерационная процедура распространена на случай итерационного уточнения температурной модели погрешностей ИД. Снижение величины методической погрешности при её применении обусловлено уменьшением диапазона изменения параметров инструментальных погрешностей от изменения температуры во время калибровки. Порядок итерационного уточнения температурной модели следующий: после получения температурной модели погрешностей проводится повторная обработка экспериментальных данных с учетом найденной модели. Полученные поправки используют для уточнения температурной модели в соответствии с (17). Необходимое значение коэффициента на предыдущей итерации рассчитывается с использованием температурной модели на предыдущей итерации в соответствии с выражением (6), с учетом температуры, к которой относится уточняющая поправка. После уточнения коэффициентов на всех температурах в соответствии с выражениями (17), строится уточненная температурная модель в соответствии с алгоритмом полиномиальной аппроксимации.

Учет нелинейности масштабных коэффициентов ММ ДУС. Было выявлено, что характер поведения масштабного коэффициента ММ ДУС на кольцевом резонаторе описывается существенно нелинейной функцией. В проведенном исследовании использовалась информация об угловой скорости осей ИС, погрешность масштабного коэффициента определялась в соответствии с выражениями:

$$\Theta_{11}(\omega'_{r1}) = \frac{\omega_{\text{хп}} - \omega_e - u_{\text{хп}}}{\omega_{\text{хп}}}, \quad \Theta_{22}(\omega'_{r2}) = \frac{\omega_{\text{уп}} - \omega_i - u_{\text{уп}}}{\omega_{\text{Пмп}}}, \quad \Theta_{33}(\omega'_{r3}) = \frac{\omega_{\text{зп}} - \omega_e - u_{\text{зп}}}{\omega_{\text{зп}}}. \quad (18)$$

Здесь ω_e , ω_i – измеренная угловая скорость внешней и внутренней оси ИС; $\omega_{\text{хп}}$, $\omega_{\text{уп}}$,

ω_{zn} - измерения ДУС с компенсированными параметрами погрешностей ИД, ω'_{ri} - измерения ДУС без компенсации погрешностей ИД; u_{xn}, u_{yn}, u_{zn} – проекции вектора угловой скорости вращения Земли, в проекции на оси приборной СК. На графиках в виде точек (Рисунок 3) приведены оценки погрешностей масштабных коэффициентов ДУС, рассчитанных по формулам (18). Экспериментально установлено, что зависимость с высокой точностью описывается полиномом третьей степени.

В алгоритм калибровки введена модель, описывающая погрешность масштабного коэффициента ДУС с учетом нелинейности (3), расширена методика калибровки для этой задачи. В вектор состояния добавляются элементы b_{ik} ($i, k = 1, 2, 3$):

$$x_{47 \times 1} = [\beta \quad v^0 \quad a^0 \quad \Gamma_b \quad \Theta_b \quad D_b \quad k_1 \quad k_2 \quad r_M \quad b]^T,$$

$$b = [b_{11} \quad b_{12} \quad b_{13} \quad b_{21} \quad b_{22} \quad b_{23} \quad b_{31} \quad b_{32} \quad b_{33}].$$

В матрице системы A (12) добавляются следующие элементы B :

$$A = [U \quad L \quad O_{9,3} \quad L_1^\omega \quad L_2^\omega \quad L_3^\omega \quad L_1^n \quad L_2^n \quad L_3^n \quad O_{2,3} \quad R \quad B].$$

Выполнена обработка экспериментальных данных алгоритмом калибровки с расширенной моделью инструментальных погрешностей с учетом (3). Полученные оценки параметров модели нелинейности (3) использованы для построения зависимости погрешностей масштабных коэффициентов ДУС от измеряемой угловой скорости и показаны на графиках в виде сплошной линии (Рисунок 3). Из графика видно, что зависимость достаточно точно описывает оценки, вычисленные по формулам (18).

В четвертой главе приведены результаты экспериментальных исследований, подтверждающих эффективность разработанных математических моделей и алгоритмов калибровки БИНС различного класса точности. Описаны варианты снижения методической погрешности, связанной с изменением температуры в течение калибровочных экспериментов на фиксированных температурах.

Достигнутая точность измерений ИД после проведения калибровки оценивается по остаточным погрешностям, в режимах начальной выставки и автономной навигации БИНС, а также с использованием введенных критериев точности калибровки:

$$\Delta a = g_{и} - g = \sqrt{a_{xп}^2 + a_{yп}^2 + a_{zп}^2} - g, \quad \Delta w = u_{и} - u = \sqrt{\omega_{xп}^2 + \omega_{yп}^2 + \omega_{zп}^2} - u. \quad (19)$$

Здесь Δa – невязка измерений акселерометров; $g_{и}$ значение модуля вектора \vec{g} , рассчитанное по уточненным измерениям акселерометров $\vec{a}_{п}$; g - эталонное значение модуля вектора \vec{g} , Δw – невязка измерений гироскопов; $u_{и}$ значение модуля угловой скорости вращения Земли, рассчитанное по уточненным измерениям гироскопов $\omega_{п}$; u - модуль вектора угловой скорости вращения Земли. Критерии точности используются для оценки достигнутой точности в неподвижных положениях системы.

Проведено экспериментальное исследование точностных характеристик учета

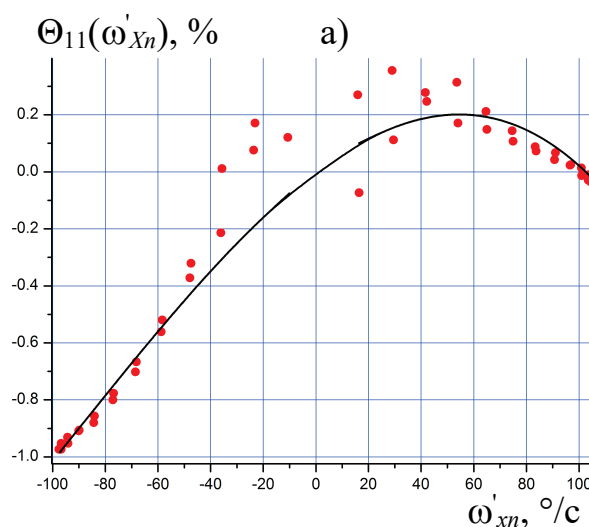


Рисунок 3. Погрешность масштабных коэффициентов ДУС от измеряемой угловой скорости ДУС1

- - оценки погрешностей масштабных коэффициентов ДУС,
- - аппроксимирующая характеристика в виде полинома третьей степени.

нелинейности масштабных коэффициентов ММ ДУС с кольцевым резонатором. В случае оценки и последующей компенсации параметров нелинейности, максимальные остаточные погрешности масштабных коэффициентов ДУС, вычисленные по формулам (18), снижаются: в канале X с 1,07 % до 0,032 % (в 33 раза), в канале Y с 0,15 % до 0,03 % (в 5 раз), в канале Z с 0,4 % до 0,06 % (в 6,7 раз), что можно считать существенным повышением точности калибровки масштабного коэффициента ДУС.

Проведена экспериментальная проверка эффективности применения модели пересчета измерений акселерометров к заданному ИЦ. Установлено, что при пересчете измерений к ИЦ существенно повышается точность навигационного решения.

Установлено, что введение параметров отнесения чувствительных масс акселерометров от осей вращения стенда в вектор состояния задачи калибровки позволило снять ограничения, связанные с отнесением акселерометров от оси вращения стенда и проводить калибровку на различных стендах в условиях серийного производства БИНС без проведения процедуры определения отнесений от осей для каждого стенда.

Проведена экспериментальная проверка учета температурной зависимости инструментальных погрешностей ИД, в виде аппроксимирующих полиномов. Экспериментальные результаты приведены для ИД БИНС различного класса точности. Проверка работоспособности температурной модели проводилась при изменении температуры окружающей среды. Проводилось сравнение измерений ИД некалиброванных и калиброванных с учетом температурной модели инструментальных погрешностей. В измерениях акселерометров и гироскопов были компенсированы погрешности ИД в соответствии с выражениями (5), с учетом коэффициентов аппроксимирующих полиномов, рассчитанных на текущей температуре в соответствии с выражением (6). Установлено, что использование температурной модели позволяет: существенно снизить температурную зависимость ИД; повысить точность и достоверность калибровки ИД в диапазоне температур от -55°C до $+60^{\circ}\text{C}$.

Проведена экспериментальная проверка эффективности привлечения инвариантного измерения, основанного на модуле вектора ускорения силы тяжести. Проверка велась на примере калибровки акселерометров БИНС мильного класса точности (БИНС-РТ). На одном наборе калибровочных данных БИНС-РТ была получена температурная модель в двух вариантах: 1) без привлечения, 2) с привлечением инвариантного измерения. Анализировались достигнутые точностные характеристики для этих двух вариантов: были рассчитаны невязки Δa измерений в соответствии с выражением (19), сформированных при температуре окружающей среды $+20^{\circ}\text{C}$. БИНС-РТ, установленная на ИС, ориентировалась в 8 различных измерительных положениях относительно вектора ускорения силы тяжести (кратных 45°). Повороты проводились поочередно вдоль осей $MX_{п}$, $MY_{п}$, $MZ_{п}$, средние значения невязок измерений акселерометров Δa в измерительных положениях сведены в Таблицу 2.

Таблица 2.

Невязка измерений акселерометров после калибровки.

Невязка измерений акселерометров Δa , угл. сек.					
повороты вдоль оси $MX_{п}$		повороты вдоль оси $MY_{п}$		повороты вдоль оси $MZ_{п}$	
Без инвариантного измерения	С инвариантным измерением	Без инвариантного измерения	С инвариантным измерением	Без инвариантного измерения	С инвариантным измерением
-1,10875	5,5	-23,925	3,35	-18,75	5,5625

Из данных Таблицы 2 видно, что значения невязки измерений акселерометров

Да для варианта калибровки с привлечением инвариантного измерения значительно меньше, а точность калибровки значительно выше.

Приведены результаты экспериментов, подтверждающих эффективность итерационной процедуры калибровки. Приведены результаты калибровки для БИНС различного класса точности. Установлено, что итерационная процедура калибровки в совокупности с планом калибровочного эксперимента обеспечивает:

- существенное снижение методических ошибок линейной модели задачи калибровки при реализации алгоритма оптимального оценивания;
- контроль сходимости оценок и как следствие - качества калибровки.

Результаты экспериментальных исследований точностных характеристик итерационной процедуры на примере калибровки триады акселерометров БИНС мильного класса точности (БИНС-РТ). Исследования проводились с использованием точного двухступенного ИС производства фирмы «Acutronic» (Швейцария). В БИНС-РТ применяются маятниковые компенсационные акселерометры А-100 производства АО «ИТТ». Начальные погрешности масштабных коэффициентов и нулевых смещений акселерометров могут достигать больших величин (20 %, 0,05 м/с²), и в этом случае хорошо проявляются методические погрешности от используемых линеаризованных моделей калибровки. Был выбран калибровочный эксперимент на фиксированной температуре, когда было обеспечено тепловое равновесие между заданной температурой окружающей среды и температурой собственного нагрева испытуемого блока акселерометров. Была проведена процедура калибровки, после чего данные калибровочного эксперимента были обработаны в пяти итерациях. На каждой итерации оценки инструментальных погрешностей акселерометров уточнялись с использованием итерационной процедуры (17). Максимальные значения невязок измерений (19), сформированные по исходным усредненным измерениям акселерометров на этапах стоянки в неподвижных положениях с учетом оценок инструментальных погрешностей на итерациях приведены в Таблице 3: по данным таблицы видно, что максимальное значение невязки на первой итерации составляет более 750 угл. сек.

Таблица 3.

Максимальное значение невязки на итерациях

№ итерации	1	2	3	4	5
Максимальное значение невязки (по модулю), угл. сек.	750	103	14,5	3,2	3

Калибровка с применением итерационной процедуры (17) привела к существенному повышению точности оценок инструментальных погрешностей акселерометров, так максимальное значение невязки на пятой итерации не превышает 4 угл. сек. Таким образом, синтезированная итерационная процедура калибровки обеспечивает высокую точность и достоверность определения оценок инструментальных погрешностей акселерометров и характеризуется высокой сходимостью.

Снижение методических ошибок от изменения температуры окружающей среды во время калибровки, сокращение её трудоемкости. Проверка эффективности итерационной процедуры уточнения температурной модели проводилась на примере калибровки акселерометров А-100 БИНС-РТ, которые характеризуются значительной температурной чувствительностью масштабного коэффициента (120 ppm/°C) и нулевого смещения (20 mg/°C). Изменение температуры за время проведения испытаний приводит к изменению систематических составляющих инструментальных погрешностей акселерометров, и приводит к методическим ошибкам, обусловленным

тем, что в алгоритме калибровки предполагается постоянство температуры во время испытаний и постоянства параметров модели инструментальных погрешностей (1, 2). Применение итерационной процедуры уточнения температурной модели позволило уменьшить методические ошибки от изменения температуры в ходе испытаний. Калибровка акселерометров с достаточной точностью без использования итерационной процедуры ужесточает требования к обеспечению термостатированного состояния: изменение температуры за время проведения испытаний должно быть менее $0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$. Использование предложенной итерационной процедуры калибровки позволило существенно снизить эти требования. Калибровка акселерометров проводилась на наборе фиксированных температур (Таблица 4) в диапазоне от $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Таблица 4.

Температура окружающей среды													
№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
T, $^{\circ}\text{C}$	-55	-50	-40	-30	-20	-10	0	+10	+20	+30	+40	+50	+60

В соответствии с данными из Таблицы 4 было сформировано 3 набора измерений с использованием унифицированного плана калибровочного эксперимента. Каждый из наборов измерений включал по 13 экспериментов, которые проводились в условиях, когда температура за время проведения экспериментов изменялась не более чем на $15\text{ }^{\circ}\text{C}$, $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ и $0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ соответственно. Для каждого набора измерений была построена температурная модель с использованием полиномиальной аппроксимации порядка $n=6$.

Предложенная итерационная процедура обеспечивает точное и достоверное определение оценок инструментальных погрешностей ИД в условиях изменения температуры на $8\text{ }^{\circ}\text{C}$ (второй набор измерений) и на $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ (первый набор измерений) за время проведения испытаний. Уточняющие поправки на 2 итерации по данным 1, 2 наборов измерений приведены в Таблице 5. По данным таблицы видно, что на 2 итерации оценки инструментальных погрешностей существенно уточнились.

Таблица 5.

Максимальные (по модулю) значения уточняющих поправок оценок смещений нулей и погрешностей масштабных коэффициентов, на 2 итерации

Набор измерений	Смещения нулей, $\text{мм}/\text{с}^2$			Погрешности масштабных коэффициентов, ppm		
	\hat{a}_{xp}^0	\hat{a}_{yp}^0	\hat{a}_{zp}^0	$\hat{\Gamma}_{11}$	$\hat{\Gamma}_{22}$	$\hat{\Gamma}_{33}$
2	0.504	0.402	0.703	128.16	64.24	104.59
1	0.550	0.426	0.857	152.53	70.41	109.49

Наиболее существенные уточняющие поправки характерны для 1 и 3 акселерометров и составляют: $0,703\text{ мм}/\text{с}^2$ (15 угл. сек.) для смещения нуля 3 акселерометра; 128 ppm для погрешности масштабного коэффициента 1 акселерометра. Учитывая требования к точности определения оценок инструментальных погрешностей составляют: не более $0.5\text{ мм}/\text{с}^2$ (10.5 угл. сек.) для смещений нулей и 50 ppm для погрешностей масштабных коэффициентов, можно сделать вывод, что осуществление калибровки без применения итерационной процедуры не позволило бы достичь целевой точности. Проведение итерационного уточнения температурной модели позволило уточнить параметры температурной модели, сформированные по первому и второму набору измерений (в условиях существенного изменения температуры).

Далее проводится сравнение температурных моделей, сформированных по

трем наборам измерений. В качестве эталонной модели принята модель, полученная по третьему набору измерений. Строилась разность между аппроксимирующими характеристиками, сформированными по третьему набору измерений и аналогичными характеристиками, сформированными по первому и второму наборам измерений. Разность для первого и третьего набора измерений представлена на графиках (Рисунок 4), по данным которых можно сделать вывод, что температурная модель инструментальных погрешностей акселерометров, сформированная по 1 и 2 набору измерений, в условиях существенного изменения температуры практически не отличается от аналогичной модели, полученной по 3 набору измерений, в условиях термостатированного состояния. Так, максимальное отличие аппроксимирующих характеристик не превышает: 0.0002 м/с² (5 угл. сек) для смещений нулей; 0.0025 % (25 ppm) для погрешностей масштабных коэффициентов, 4 угл. сек для погрешности неортогональности. Указанные отличия аппроксимирующих характеристик удовлетворяют целевой точности калибровки акселерометров и не являются критичными.

Достигнутые точности калибровки акселерометров проверялись с использованием набора измерений, полученных при температуре окружающей среды +20 °С. БИНС на ИС устанавливалась в 8 различных измерительных положениях относительно вектора ускорения силы тяжести (кратных 45 °). Набор измерений был получен в условиях изменения температуры окружающей среды на +10 °С со скоростью +2 °С/мин. Измерения акселерометров уточнялись с использованием температурных моделей, сформированных по 1, 2 и 3 наборам измерений и использовались для расчета невязки Δa измерений в соответствии с (19) (Рисунок 5). По данным из рисунка видно, что значения остаточной погрешности Δa для каждого из наборов измерений практически не отличаются. При этом характеристики центрированы около оси абсцисс, а максимальное значение остаточной погрешности не превышает 16 угл. сек.

Точностные характеристики температурных моделей были проверены в запусках БИНС в режиме «Навигация» на неподвижном основании с последующим поворотом по крену, тангажу, курсу на 180°. Температура БИНС в каждом запуске менялась на 15 °С. Погрешности путевых скоростей в запусках не превышали допустимых величин (не более 1 м/с). Так, в запуске с поворотом по крену – не более 0,5 м/с, тангажу – не более 0,75 м/с, курсу – не более 0,8 м/с. Излом путевых скоростей после

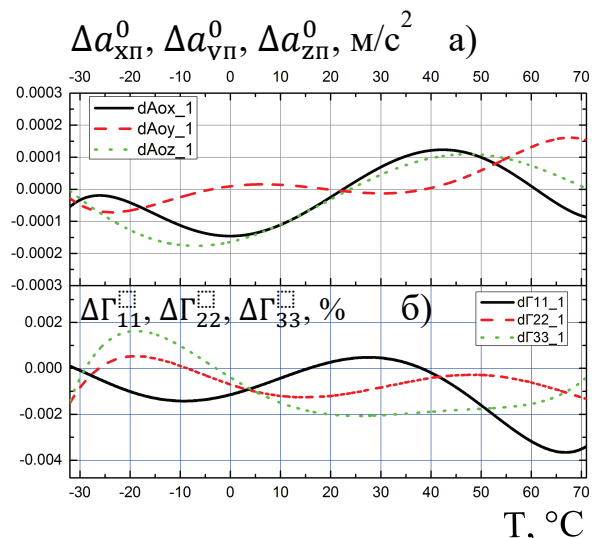


Рисунок 4. Разность аппроксимирующих характеристик погрешностей акселерометров, для наборов измерений 1 и 3: а) смещений; б) погрешностей масштабных коэффициентов.

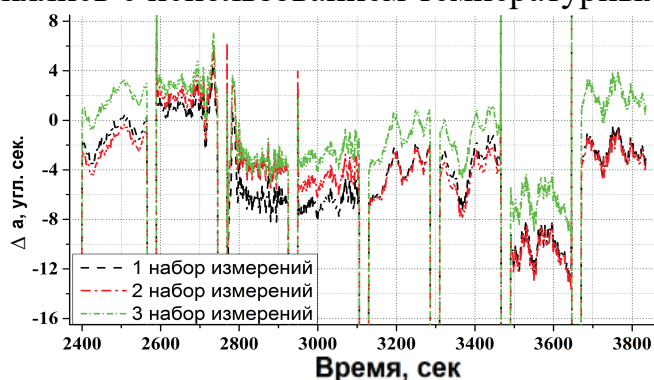


Рисунок 5. Точность калибровки акселерометров

поворота незначительный, что демонстрирует низкий уровень остаточных погрешностей нулевых смещений акселерометров, погрешностей масштабных коэффициентов, неортогональности осей чувствительности акселерометров, гироскопов.

Основные результаты и выводы диссертации:

Разработана, экспериментально подтверждена методика стендовой калибровки БИНС различного класса точности в сборе, обеспечивающая точное и достоверное определение погрешностей ИД в широком рабочем диапазоне температур, угловых скоростей БИНС. Элементы разработанной методики:

1. Алгоритм оптимального оценивания вектора состояния задачи калибровки при помощи измерений акселерометров БИНС с расширением модели вектора состояния, для учета параметров характеризующих:

- нелинейность масштабных коэффициентов ММ ДУС с кольцевым резонатором;
 - разнесения чувствительных масс акселерометров от осей вращения стенда;
- Математические модели и алгоритмы для:
- пересчета измерений акселерометров к заданным ИЦ;
 - учета температурной зависимости инструментальных погрешностей ИД, в виде аппроксимирующих полиномов;
 - привлечения измерения на основе инварианта – известного значения модуля вектора ускорения силы тяжести в месте калибровки.

2. Унифицированный план калибровочных экспериментов, включающий в себя план угловых вращений стенда и план статических положений БИНС.

3. Итерационные процедуры калибровки, обеспечивающие:

- существенное снижение методических ошибок линеаризованных моделей задачи и значимое снижение ограничений на величины оцениваемых параметров;
- существенное снижение методических ошибок, обусловленных изменением температуры окружающей среды во время проведения калибровки;
- существенное снижение требований, предъявляемых к точности выдерживания температуры в ходе калибровки и сокращение трудозатрат на её проведение;
- контроль сходимости оценок и как следствие - качества калибровки.

4. Экспериментальные исследования, подтвердившие точностные характеристики разработанной методики, что позволило реализовать промышленную технологию калибровки: Разработанная методика калибровки реализована в комплексе программно-математического обеспечения и используется для калибровки МБКВ в АО «ИТТ», и при калибровке БИНС-РТ в АО «РПЗ», г. Раменское.

Основные публикации по теме диссертации

1. Сазонов И.Ю., Шаймарданов И.Х. Калибровка бесплатформенной инерциальной навигационной системы на ММ акселерометрах и гироскопах // Вопросы оборонной техники. Серия 9 (Специальные системы управления, следящие приводы и их элементы). 2010. № 3 (244)-4 (245) – с.73-82 (1,73 п.л. / 1,38 п.л.).

2. Шаймарданов И.Х., Голиков В.П., М.В. Шлычкин. Учет нелинейности масштабного коэффициента датчиков угловой скорости при калибровке микромеханической бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Авиакосмическое приборостроение. 2011. № 2 – с.3-14 (2,09 п.л. / 1,2 п.л.).

3. Итерационная процедура калибровки чувствительных элементов БИНС / И.Х. Шаймарданов [и др.] // Авиакосмическое приборостроение. 2018. № 2 – с.3-17 (2,25 п.л. / 1,13 п.л.).