

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ИМЕНИ М.В. ЛОМОНОСОВА  
Механико-математический факультет

На правах рукописи

Васинёва Ирина Алексеевна

**КАЛИБРОВКА БЕСКАРДАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ  
НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В СБОРЕ НА ТОЧНЫХ СТЕНДАХ**

Специальность 01.02.01 — теоретическая механика

Автореферат

диссертации на соискание учёной степени  
кандидата физико-математических наук

Москва — 2017

Работа выполнена на кафедре прикладной механики и управления  
механико-математического факультета  
Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова

**Научные руководители:** Парусников Николай Алексеевич,  
доктор физико-математических наук,  
профессор  
Вавилова Нина Борисовна,  
кандидат физико-математических наук,  
ведущий научный сотрудник

**Официальные оппоненты:** Харин Евгений Григорьевич,  
доктор технических наук,  
начальник НИО-9  
АО «Летно-исследовательский институт  
им. М.М. Громова»  
Деревянкин Алексей Викторович,  
кандидат физико-математических наук,  
временно не работает

**Ведущая организация:** АО «Инерциальные технологии  
«Технокомплекса»

Защита диссертации состоится 23 июня 2017 г. в 15 часов на заседании диссертационного совета Д 501.001.22 при Московском государственном университете имени М.В. Ломоносова по адресу: 119991, Москва, Ленинские горы, Главное здание МГУ, механико-математический факультет, аудитория 16-10.

С диссертацией можно ознакомиться в читальном зале отдела диссертаций Фундаментальной библиотеки МГУ имени М.В. Ломоносова по адресу: Ломоносовский проспект, д. 27 и на сайте <http://mech.math.msu.su/~snark/files/diss/0170diss.pdf>

Автореферат разослан                    мая 2017 года.

Ученый секретарь  
диссертационного совета

Прошкин  
Владимир Александрович

## Общая характеристика работы

### **Актуальность темы**

Диссертационная работа посвящена разработке методов калибровки инерциальных навигационных систем перед их установкой на борт движущихся объектов – самолетов, надводных и подводных морских кораблей, внутритрубных дефектоскопов нефте-газопроводов и т.д.

Для определенности, но не нарушая общности, в качестве инерциальных систем рассматриваются бескарданные инерциальные навигационные системы (БИНС), как доминирующие в настоящее время в навигационной практике. Как известно, приборной основой таких систем служат два устройства – датчики удельной силы (ньютонметры), часто называемые акселерометрами, и датчики угловой скорости (ДУС).

Точность навигации определяется инструментальными погрешностями этих устройств – погрешностями нулей, масштабов, неточностями положения осей чувствительности и т.д. Задача калибровки – это определение на специальных стендах параметров математических моделей инструментальных погрешностей с целью компенсации этих ошибок при функционировании системы. В настоящее время калибровке инерциальных навигационных систем при их производстве уделяется большое внимание как одному из основных средств повышения точности систем. Привлекательность, удобство и простота такого подхода состоит в том, что повышение точности достигается не за счет решения сложной технологической задачи создания точных приборов, а за счет решения чистой математической задачи. Из сказанного следует, что разработка методов калибровки БИНС в настоящее время является весьма актуальным направлением прикладной механики.

**Цели диссертации** – обосновать и разработать метод калибровки БИНС с использованием возможностей, предоставляемых специализированными прецизионными стендами. А именно, разработать алгоритмы калибровки, провести анализ их точности в зависимости от программных движений платформы стенда и его структуры, предложить соответствующее математическое обеспечение для реализации в штатной обработке информации.

**Методы исследования, достоверность и обоснованность результатов**

В работе используются методы теоретической механики, теории инерциальной навигации, теории оптимального оценивания, линейной алгебры, элементы теории случайных процессов. Исходные соотношения инерциальной навигации, модели инструментальных погрешностей БИНС являются общепринятыми. Все представленные в работе алгоритмы проверены с помощью

моделирования. Выводы о работоспособности предлагаемых алгоритмов калибровки с использованием дополнительной информации об углах ориентации платформы станда и калибровки по вторичной информации подтверждаются согласованностью результатов аналитического анализа наблюдаемости, ковариационного анализа и результатами обработки материалов эксперимента на стенде с реальной штатной системой.

### **Научная новизна и полученные результаты**

Основные результаты, полученные в диссертационной работе, являются новыми. Впервые разработанная в лаборатории управления и навигации МГУ имени М.В. Ломоносова методика калибровки на грубых стандах модифицируется для калибровки на точных стандах с использованием информации об ориентации платформы станда относительно его основания. Эта модификация нетривиальна. Особенность предлагаемого метода состоит в том, что, с одной стороны, он не требует высокой точности установки БИНС на платформу и применения средств точной синхронизации информационных потоков, с другой стороны, заметно сокращает время калибровки и повышает ее точность по сравнению с существующими.

Получены следующие новые результаты:

- построен алгоритм калибровки БИНС в сборе на точном стенде с использованием дополнительной информации об углах ориентации платформы станда. Аналитически установлена наблюдаемость всех параметров модели инструментальных погрешностей датчиков БИНС и выявлены наблюдаемые комбинации параметров инструментальных погрешностей станда;
- путем ковариационного анализа показано повышение точности калибровки БИНС за счет привлечения информации точных стандов;
- исследовано влияние программного движения станда на точность калибровки. Показано, что выбранный закон управления платформой станда обеспечивает высокую степень обусловленности задачи (высокую оцениваемость параметров инструментальных погрешностей) и легко реализуется;
- разработан метод и построен алгоритм калибровки БИНС с использованием вторичной информации. Получена количественная оценка точности калибровки. При этом подтверждена работоспособность построенного алгоритма в результате обработки данных эксперимента на прецизионном стенде и компенсации полученных оценок в последующем эксперименте.

## **Теоретическая и практическая ценность**

Теоретическая ценность данной диссертационной работы заключается в построении и анализе математической модели калибровки бескарданных инерциальных навигационных систем в сборе на точных стендах. Построен алгоритм оценивания параметров инструментальных погрешностей БИНС. Проведен анализ наблюдаемости для задачи калибровки БИНС с использованием дополнительной информации об углах ориентации платформы стенда. Исследовано влияние программного движения стенда на точность калибровки. Построен алгоритм оценивания параметров инструментальных погрешностей БИНС при помощи вторичной информации. Полученные результаты служат обоснованием принципиальной возможности использования методики калибровки БИНС в сборе на точных стендах.

Практическая значимость работы заключается в том, что она дает руководство по проведению калибровки БИНС на точных стендах. Предложена простая и удобная процедура испытаний, позволяющая использовать стандартные программы управления стендом, стандартные программы обработки, не требующие высокого уровня подготовки. Разработанная процедура калибровки БИНС при помощи вторичной информации упрощает процесс регистрации информации, в том числе освобождает от требования высокой частоты. Разработанные методы и алгоритмы, описанные в данной работе, могут применяться на предприятиях-разработчиках навигационных комплексов для серийной обработки данных калибровочных экспериментов.

## **Апробация работы**

Основные результаты работы докладывались на следующих научно-технических семинарах и конференциях:

1. *Вавилова Н.Б., Васинёва И.А., Голован А.А., Кальченко А.О. (докладчик - Васинёва И.А.).* Задача калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в полете при помощи информации от спутниковой навигационной системы. // XXII Международный научно-технический семинар "Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации", 2012, Алушта.
2. *Вавилова Н.Б., Васинёва И.А., Голован А.А., Кальченко А.О. (докладчик - Кальченко А.О.).* Построение алгоритма послеполетной калибровки бинс и анализ его точности в зависимости от некоторых типов эволюций самолета. // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 27-29 мая 2013 г., Санкт-Петербург, Россия.

3. *Вавилова Н.Б., Васинёва И.А. (докладчик - Васинёва И.А.)* Задача калибровки бескарданных инерциальных навигационных систем на точных стендах. // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, 2015, Казань, Россия.
4. *Васинёва И.А.* Влияние программного движения стенда на точность калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы. // XXIV Международная научно-практическая конференция "Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации", 2015, Алушта, Россия.
5. *Вавилова Н.Б., Голован А.А., Васинева И.А., Козлов А.В., Парусников Н.А., Зорина О.А., Кухтевич С.Е., Фомичев А.В. (докладчик - Вавилова Н.Б.)* Методы калибровки бескарданных инерциальных навигационных систем на грубых и точных стендах. // Юбилейная всероссийская научно-техническая конференция в честь 65-летия Московского института электромеханики и автоматики "Навигация и управление летательными аппаратами", 2016, Москва, Россия.
6. *Вавилова Н.Б., Голован А.А., Парусников Н.А., Васинёва И.А. (докладчик - Васинёва И.А.)* Задача калибровки бескарданных инерциальных навигационных систем на точных стендах. // XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 2016 Санкт-Петербург, Россия.
7. *Васинёва И.А.* Калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в сборе на точных стендах. // Семинар имени А.Ю. Ишлинского по прикладной механике и управлению, Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, 15 марта 2017 г., Москва, Россия.

### **Публикации**

Основные результаты по теме диссертации изложены в **8** печатных изданиях, **2** из которых изданы в журналах, рекомендованных ВАК, **6** — в тезисах докладов.

### **Структура и объем работы**

Диссертация состоит из введения, четырех глав и заключения. Полный объем диссертации **99** страниц текста с **28** рисунками и **8** таблицами. Список литературы содержит **37** наименований.

## Содержание работы

Во **введении** приводится обзор литературы по теме диссертации, обосновывается актуальность решаемой проблемы, ставятся задачи исследования, сформулированы научная новизна и практическая значимость представляемой работы. Также представлено краткое содержание работы, перечислены публикации и доклады по теме исследования.

В **первой главе** излагается в общем виде методика калибровки, описываются все составляющие математической модели задачи калибровки БИНС – уравнения ошибок БИНС, вводятся модели инструментальных погрешностей БИНС, модели измерений, в том числе и модели измерений дополнительной информации об углах ориентации платформы стенда. Ставится задача оценки вектора состояния погрешностей БИНС и параметров инструментальных погрешностей, входящих в состав этого вектора, с целью последующей компенсации их в режиме автономной навигации. Проводится анализ наблюдаемости системы без использования измерений от стенда и с их использованием, который позволяет получить наблюдаемые комбинации оцениваемых параметров.

Уравнения, составляющие математические модели калибровки БИНС, записываются в терминах приборного трехгранника  $Mz$ , на оси которого измеряется удельная сила  $f_z$ , действующая на приведенную чувствительную массу ньютометров, измеряются проекции его угловой скорости  $\omega_z$ , модельного трехгранника  $My$  – числового образа приборного трехгранника, географического трехгранника  $Mx$ , квазимодельного трехгранника  $Oy^x$  – числового образа опорного трехгранника  $Mx$  и квазиприборного трехгранника  $Mz^x$ , который по определению задается выражением

$$l_{z^x} = L_y^T l_z,$$

где  $L_y$  – матрица ориентации модельного трехгранника  $My$  относительно квазимодельного  $Oy^x$ .

$$\dot{L}_y = \hat{\omega}'_z L_y - L_y \hat{u}_x, \quad L_y(t_0) = L_0 \quad (1)$$

Ориентация трехгранника  $Mz^x$  относительно опорного  $Mx$  определяется кинематической ошибкой – вектором малого поворота  $\beta_x = (\beta_{x_1}, \beta_{x_2}, \beta_{x_3})^T$  в проекциях на оси опорного трехгранника  $Mx$ . Поведение этого вектора подчиняется уравнению:

$$\dot{\beta}_x = \hat{u}_x \beta_x + \nu_x. \quad (2)$$

Информация, доставляемая ньютометрами, позволяет образовать корректирующий вектор

$$W_x = f'_{z^x} - f_x = \hat{\beta}_x(0, 0, g)^T + L_y^T(\Delta f_z). \quad (3)$$

В работе используется общепринятая модель инструментальных погрешностей БИНС.

Полагается, что собственные инструментальные погрешности каждого из ньютометров включают в себя ошибку нулевого сигнала (ошибку нуля), ошибку масштабного коэффициента (ошибку масштаба) и высокочастотную составляющую, которая считается белым шумом.

С учетом сказанного вектор инструментальных погрешностей

$$\Delta f_z = f'_z - f_z = (\Delta f_{z1}, \Delta f_{z2}, \Delta f_{z3})^T$$

описывается соотношением

$$\Delta f_z = \Delta f_z^0 + \Gamma f_z + \Delta f_z^s,$$

где  $f'_z$  – результат измерения  $f_z$ ,  $\Delta f_z^0 = (\Delta f_{z1}^0, \Delta f_{z2}^0, \Delta f_{z3}^0)^T$  – вектор погрешностей нулей;

$$\Gamma = \begin{pmatrix} \Gamma_{11} & 0 & 0 \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} & 0 \\ \Gamma_{31} & \Gamma_{32} & \Gamma_{33} \end{pmatrix},$$

$\Gamma_{ii}$  – погрешности масштабов;  $\Gamma_{ij}, (i \neq j)$  – погрешности установки ньютометров (погрешности геометрии, перекосы). Нули над главной диагональю матрицы  $\Gamma$  вызваны способом построения приборного трехгранника;

$\Delta f_z^s = (\Delta f_{z1}^s, \Delta f_{z2}^s, \Delta f_{z3}^s)^T$  – высокочастотные погрешности типа белого шума.

Для погрешностей датчиков угловой скорости (ДУС)  $\nu_z = -(\omega'_z - \omega_z) = (\nu_{z1}, \nu_{z2}, \nu_{z3})^T$  принимается аналогичная модель:

$$\nu_z = \nu_z^0 + \Theta \omega_z + \nu_z^s,$$

где  $\omega'_z$  – результат измерения  $\omega_z$ ,  $\nu_z^0 = (\nu_{z1}^0, \nu_{z2}^0, \nu_{z3}^0)^T$ , – дрейфы ДУС,

$$\Theta = \begin{pmatrix} \Theta_{11} & \Theta_{12} & \Theta_{13} \\ \Theta_{21} & \Theta_{22} & \Theta_{23} \\ \Theta_{31} & \Theta_{32} & \Theta_{33} \end{pmatrix},$$

где  $\Theta_{ij}$  – погрешности установки ДУС,  $\Theta_{ii}$  – погрешности масштабов,

$\nu_z^s = (\nu_{z1}^s, \nu_{z2}^s, \nu_{z3}^s)^T$  – высокочастотные погрешности типа белого шума.

Все параметры модели за исключением  $\Delta f_z^s, \nu_z^s$  – неизвестные постоянные величины.

Для максимально возможной обусловленности решения задачи ранее предложена процедура калибровки, включающая в себя три цикла. БИНС



последовательно устанавливается на платформе стенда в трех различных положениях. Каждая из приборных осей последовательно совмещается с горизонтальной осью вращения стенда. Угловая скорость выбирается в виде кусочно-постоянной функции.

Для точных стендов вектор коррекции расширяется за счет дополнительной информации об углах ориентации платформы стенда относительно корпуса стенда. Будем использовать дополнительные трехгранники.

- Базовый трехгранник  $Mp$ , жестко связанный с корпусом стенда. Ориентацию трехгранника  $Mp$  относительно  $Mx$  определим постоянным вектором малого поворота  $\gamma_p = (\gamma_{p_1}, \gamma_{p_2}, \gamma_{p_3})^T$ .
- Трехгранник  $Mz^*$ , жестко связанный с платформой стенда. Ориентация приборного трехгранника  $Mz$  относительно трехгранника  $Mz^*$  определяется постоянным вектором малого поворота  $\delta_z = (\delta_{z_1}, \delta_{z_2}, \delta_{z_3})^T$ . Матрица ориентации платформенного трехгранника стенда  $Mz^*$  относительно базового трехгранника стенда  $Mp$  -  $L_{z^*}$ . В свою очередь матрица  $L_{z^*}$  может быть определена величинами  $\kappa_1^*, \kappa_2^*, \kappa_3^*$ - углами последовательных трех поворотов, эквивалентных углам курса  $\psi$ , тангажа  $\theta$  и крена  $\gamma$  в авиации.

Кроме того, очень важно учитывать то обстоятельство, что данные, доставляемые стендом, и данные БИНС не являются синхронизированными, каждые имеют свою шкалу времени и разную дискретность. Обозначим запаздывание данных стенда относительно данных БИНС через  $\tau$ .

Дополнительный вектор корректирующих измерений образуется в двух вариантах: при помощи матрицы ориентации или при помощи углов.

Для краткости здесь приводится вид корректирующих измерений в первом варианте в двух формах:

$$\begin{aligned} W_z^* &= \beta_z - L_{z^*} \gamma_p + \delta_z - \mu_z + \Omega_z \tau, \\ W_p &= \beta_x - \gamma_p + L_{z^*}^T \delta_z - \mu_x + \Omega_x \tau. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь  $\Omega_x = (\Omega, 0, 0)^T$  на всех трех циклах.

Итак, задача калибровки сводится к оцениванию постоянных величин

$$\nu_{z_i}^0, \Theta_{ij}, \Delta f_{z_i}^0, \Gamma_{ij}, \delta_{z_i}, \gamma_{p_i}, \rho_i, \tau, \quad i, j = 1, 2, 3,$$

при помощи измерений  $Wz$  и дополнительных измерений, доставляемых точным стендом, например, в форме  $Wp$ .

Принципиальные возможности оценивания инструментальных погрешностей БИНС исследуются при помощи анализа наблюдаемости, который позволяет получить наблюдаемые комбинации оцениваемых параметров.

Система является нестационарной по измерениям. При анализе наблюдаемости воспользуемся разложением измерений по базису независимых функций.

Без ограничения общности рассмотрим частный случай, когда стенд находится на экваторе и горизонтальная ось вращения направлена на север. В этом случае характерно, что при вращении вокруг горизонтальной оси проекции угловой скорости приборного трехгранника на его оси — константы. Динамическая система, записанная в проекциях на оси приборного трехгранника, становится стационарной. Тогда можно легко написать решение дифференциальных уравнений с учетом того, что параметры инструментальных погрешностей — константы. Учтем, что на экваторе  $u_x = (0, u, 0)^T$ .

На каждом цикле выпишем решение системы (2) в проекциях на оси приборного трехгранника и подставим его в уравнения измерений (3).

1 цикл.

$$w_1 = \Delta f_1^0 - \frac{\nu_2^0 + \theta_{21}\Omega}{\omega} g \cos \Omega t + \frac{\nu_3^0 + \theta_{31}\Omega}{\omega} g \sin \Omega t + \\ + (\beta_3^{0(I)} + \frac{\nu_2^0 + \theta_{21}\Omega}{\omega}) \cos ut + (-\beta_2^{0(I)} + \frac{\nu_3^0 + \theta_{31}\Omega}{\omega}) \sin ut,$$

$$w_2 = \Delta f_2^0 + \Gamma_{22}g \cos \Omega t + \beta_1^{0(I)}g \sin \Omega t + g(\nu_1^0 + \Theta_{11}\Omega)t \sin \Omega t,$$

$$w_3 = \Delta f_3^0 + (\Gamma_{32} - \beta_1^{0(I)})g \cos \Omega t - \Gamma_{33}g \sin \Omega t - g(\nu_1^0 + \Theta_{11}\Omega)t \cos \Omega t.$$

Набор функций  $1, \sin \Omega t, \cos \Omega t$  линейно независимый, поэтому наблюдаемыми являются постоянные множители перед этими функциями. Заметим, что функция  $\sin ut$  не считается независимой от константы, так как время калибровки гораздо меньше суток.

Таким образом, видно, что после первого цикла с учетом переключения угловой скорости вращения с  $\Omega$  на  $-\Omega$  наблюдаемы следующие параметры:

$$\nu_1^0, \nu_2^0, \nu_3^0, \Theta_{11}, \Theta_{21}, \Theta_{31}, \Delta f_2^0, \Delta f_3^0, \Gamma_{22}, \Gamma_{32}, \Gamma_{33}.$$

2 цикл.

$$w_1 = \Delta f_1^0 - \beta_2^{0(II)}g \cos \Omega t - \Gamma_{11}g \sin \Omega t - g(\nu_2^0 + \Theta_{22}\Omega)t \cos \Omega t,$$

$$w_2 = \Delta f_2^0 - \frac{\nu_3^0 + \theta_{32}\Omega}{\omega} g \cos \Omega t + (\Gamma_{21} - \frac{\nu_1^0 + \theta_{12}\Omega}{\omega})g \sin \Omega t + \\ + (\beta_1^{0(II)} + \frac{\nu_3^0 + \theta_{32}\Omega}{\omega})g \cos (\omega - \Omega)t + (-\beta_3^{0(II)} + \frac{\nu_1^0 + \theta_{12}\Omega}{\omega})g \sin (\omega - \Omega)t,$$

$$w_3 = \Delta f_3^0 + \Gamma_{33}g \cos \Omega t - (\Gamma_{31} + \beta_2^{0(II)})g \sin \Omega t - g(\nu_2^0 + \Theta_{22}\Omega)t \sin \Omega t.$$

Аналогично рассуждениям на первом цикле про линейную независимость функций, после второго цикла наблюдаемы параметры:

$$\Delta f_1, \Theta_{12}, \Theta_{22}, \Theta_{32}, \Gamma_{11}, \Gamma_{21}, \Gamma_{31}.$$

3 цикл.

$$w_1 = \Delta f_1^0 + \Gamma_{11}g \cos \Omega t - \beta_3^{0(III)}g \sin \Omega t - g(\nu_3^0 + \Theta_{33}\Omega)t \sin \Omega t,$$

$$w_2 = \Delta f_2^0 + \Gamma_{21}g \cos \Omega t - (\Gamma_{22} + \beta_3^{0(III)})g \cos \Omega t - g(\nu_3^0 + \Theta_{33}\Omega)t \cos \Omega t,$$

$$w_3 = \Delta f_3^0 + (\Gamma_{31} - \frac{\nu_1^0 + \theta_{13}\Omega}{\omega})g \cos \Omega t - (\Gamma_{32} - \frac{\nu_2^0 + \theta_{23}\Omega}{\omega})g \sin \Omega t +$$

$$+ (\beta_2^{0(III)} + \frac{\nu_1^0 + \theta_{13}\Omega}{\omega})g \cos (\omega - \Omega)t + (-\beta_1^{0(III)} + \frac{\nu_2^0 + \theta_{23}\Omega}{\omega})g \sin (\omega - \Omega)t.$$

После третьего цикла оказываются наблюдаемыми оставшиеся параметры:

$$\Theta_{13}, \Theta_{23}, \Theta_{33}.$$

Таким образом, наблюдаемы все параметры принятых моделей инструментальных погрешностей.

Проведем анализ наблюдаемости с учетом дополнительных измерений.

Представим вектор измерений (4) на каждом цикле по координатно и подставим в него соответствующее решения (2).

1 цикл.

$$w_1^* = (\nu_1^0 + \Theta_{11}\Omega)t + \beta_1^{0(I)} - \gamma_{2p} + \delta_1 - \rho_2 + \Omega\tau,$$

$$w_2^* = \beta_2^{0(I)} \cos \omega t + (\beta_3^{0(I)} + \frac{\nu_2^0 + \theta_{21}\Omega}{\omega}) \sin \omega t + \frac{\nu_3^0 + \theta_{31}\Omega}{\omega} (1 - \cos \omega t) +$$

$$+ \gamma_{1p} \sin \Omega t - \gamma_{3p} \cos \Omega t + \delta_2 - \rho_1 \cos \Omega t - \rho_3,$$

$$w_3^* = \beta_3^{0(I)} \cos \omega t + (-\beta_2^{0(I)} + \frac{\nu_3^0 + \theta_{31}\Omega}{\omega}) \sin \omega t - \frac{\nu_2^0 + \theta_{21}\Omega}{\omega} (1 - \cos \omega t) -$$

$$- \gamma_{1p} \cos \Omega t - \gamma_{3p} \sin \Omega t + \delta_3 - \rho_1 \sin \Omega t.$$

Основываясь на том, что постоянные коэффициенты при линейно независимых функциях являются наблюдаемыми, и учитывая наблюдаемость параметров инструментальных погрешностей на первом цикле, получим, что наблюдаемы следующие величины и комбинации:

$$\tau, \gamma_1, \delta_3, \gamma_3 + \rho_1, \delta_2 - \rho_3, -\gamma_2 + \delta_1 - \rho_2.$$

2 цикл.

$$w_1^* = \beta_1^{0(II)} \cos \omega t + \left(-\beta_3^{0(II)} + \frac{\nu_1^0 + \theta_{12}\Omega}{\omega}\right) \sin \omega t - \frac{\nu_3^0 + \theta_{32}\Omega}{\omega} (1 - \cos \omega t) - \gamma_{1p} \cos \Omega t - \gamma_{3p} \sin \Omega t + \delta_1 - \rho_2 \cos \Omega t - \rho_1 \sin \Omega t,$$

$$w_2^* = (\nu_2^0 + \Theta_{22}\Omega)t + \beta_2^{0(II)} + \gamma_{2p} + \delta_2 - \rho_3 + \Omega\tau,$$

$$w_3^* = \beta_3^{0(II)} \cos \omega t + \left(\beta_1^{0(II)} + \frac{\nu_3^0 + \theta_{32}\Omega}{\omega}\right) \sin \omega t + \frac{\nu_1^0 + \theta_{12}\Omega}{\omega} (1 - \cos \omega t) + \gamma_{1p} \sin \Omega t - \gamma_{3p} \cos \Omega t + \delta_3 - \rho_1 \cos \Omega t + \rho_2 \sin \Omega t.$$

Аналогично рассуждениям на первом цикле наблюдаемыми оказываются величины:  $\delta_1, \gamma_2, \rho_2$ .

3 цикл.

$$w_1^* = \beta_1^{0(III)} \cos \omega t + \left(\beta_2^{0(III)} + \frac{\nu_1^0 + \theta_{13}\Omega}{\omega}\right) \sin \omega t + \frac{\nu_2^0 + \theta_{23}\Omega}{\omega} (1 - \cos \omega t) + \gamma_{1p} \sin \Omega t - \gamma_{3p} \cos \Omega t + \delta_1 - \rho_1 \cos \Omega,$$

$$w_2^* = \beta_2^{0(III)} \cos \omega t - \left(\beta_1^{0(III)} + \frac{\nu_2^0 + \theta_{23}\Omega}{\omega}\right) \sin \omega t - \frac{\nu_1^0 + \theta_{13}\Omega}{\omega} (1 - \cos \omega t) - \gamma_{1p} \cos \Omega t - \gamma_{3p} \sin \Omega t + \delta_2 - \rho_1 \sin \Omega t - \rho_3,$$

$$w_3^* = (\nu_3^0 + \Theta_{33}\Omega)t + \beta_3^{0(III)} - \gamma_{2p} + \delta_3 - \rho_2 + \Omega\tau.$$

Таким образом, наблюдаемые параметры:

$$\gamma_1, \gamma_2, \delta_1, \delta_3, \rho_2, \tau, \delta_2 - \rho_3, \gamma_3 + \rho_1.$$

Замечание. Поясним, почему последние две комбинации не разделяются на примере последней:  $\rho_1$  - погрешность измерения угла, а ось, от которой этот угол отсчитывается, определена с точностью до  $\gamma_3$ . Таким образом, эти величины могут наблюдаться только в виде комбинации.

**Заключение к первой главе.** В главе формализована задача калибровки на точных стендах. А именно, в параметрах ошибок БИНС выведены уравнения, описывающие информацию, доставляемую измерителями стенда с учетом инструментальных погрешностей стенда и несинхронностью информационных потоков БИНС и стенда.

В результате проведенного анализа наблюдаемости установлено, что наряду со всеми параметрами моделей инструментальных погрешностей БИНС наблюдается параметр несинхронности информации БИНС и стенда, а также параметры инструментальных погрешностей стенда по отдельности, за исключением двух неразделяемых комбинаций.

Во **второй главе** проводится сравнительный ковариационный анализ точности оценки параметров инструментальных погрешностей при калибровке:

- с использованием дополнительной информации от стенда и без нее на одностепенных стендах;
- на одностепенных и двустепенных стендах без использования дополнительной информации от стенда;
- с использованием дополнительной информации от стенда и без нее на двустепенных стендах;

Также исследована зависимость точности калибровки от уровня шумов дополнительной информации и датчиков БИНС. Изучено влияние программного движения стенда на точность калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы. С учетом полученных результатов моделируется задача автономной навигации по результатам калибровки с использованием дополнительной информации от стенда и без нее.

Сравниваются результаты моделирования калибровки на одностепенном стенде и точном двустепенном стенде.

При моделировании использовались файлы с реальными данными показаний ДУС и ньютонометров. Частота записи 50 Гц. При постоянной угловой скорости показания ньютонометров совершают колебания с амплитудой  $g$ .

При ковариационном анализе были выбраны следующие близкие к реальным априорные характеристики для параметров инструментальных погрешностей в виде их среднеквадратических значений:  $\sigma_{\nu^0} = 0.5^\circ/\text{час}$ ,  $\sigma_{\Delta f_z^0} = 0.02 \text{ м}/c^2$ ,  $\sigma_{\Gamma_{ii}} = 10^{-3}$ ,  $\sigma_{\Gamma_{ij}} = 3'$ ,  $\sigma_{\Theta_{ii}} = 10^{-3}$ ,  $\sigma_{\Theta_{ij}} = 3'$ . Предполагается, что между собой они не коррелированы. При моделировании стандартные отклонения белых шумов ДУС  $\sigma_{\nu^s}$  полагаются равной  $0.1^\circ/\text{час}$ , приведенные к частоте 1 Гц, а стандартные отклонения шумов ньютонометров  $\sigma_{\Delta f_z^s} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ м}/c^2$ , приведенные к частоте 1 Гц.

Для реализации моделирования на одностепенных стендах на каждом цикле начальные условия для  $\beta$  выбирались независимо для каждого цикла с  $\sigma_\beta = 1^\circ$ , а выходные ковариации инструментальных погрешностей на цикле

служили начальными условиями на последующем цикле. На двустепенных стендах вращение вокруг каждой из приборных осей БИНС (так чтобы ось вращения была горизонтальной) можно осуществить непрерывно без переустановки системы. Для алгоритма это означает, что ковариационная матрица на втором и третьем цикле не реинициализируется в части ошибок определения ориентации. Погрешности информации от стенда:  $\sigma_{\delta_i} = 1^\circ$ ,  $\sigma_\tau = 0.05$  с,  $\sigma_{\Delta\kappa_i^s} = 15''$ , приведенные к частоте 1 Гц.

В таблице представлено отношение СО ошибки оценки параметров инструментальных погрешностей к соответствующим начальным значениям (в первой строке – для грубых одностепенных стендов, во второй строке – для одностепенных стендов с учетом дополнительной информации, в третьей строке – для точных двустепенных стендов):

$\Delta f_{z_1}^0$	$\Delta f_{z_2}^0$	$\Delta f_{z_3}^0$	$\Gamma_{11}$	$\Gamma_{21}$	$\Gamma_{22}$	$\Gamma_{31}$	$\Gamma_{32}$	$\Gamma_{33}$
0,105	0,104	0,106	0,015	0,03	0,038	0,03	0,073	0,015
0,082	0,085	0,069	0,015	0,015	0,038	0,029	0,059	0,015
0,07	0,085	0,068	0,015	0,015	0,038	0,015	0,039	0,015

$\nu_{z_1}^0$	$\nu_{z_2}^0$	$\nu_{z_3}^0$	$\theta_{11}$	$\theta_{12}$	$\theta_{13}$	$\theta_{21}$	$\theta_{22}$	$\theta_{23}$
0,148	0,290	0,152	0,002	0,036	0,037	0,02	0,002	0,036
0,085	0,085	0,085	0,002	0,003	0,036	0,003	0,002	0,031
0,085	0,085	0,085	0,002	0,002	0,006	0,003	0,002	0,005

$\theta_{31}$	$\theta_{32}$	$\theta_{33}$
0,022	0,022	0,002
0,021	0,021	0,002
0,008	0,006	0,002

Таблица 1: Отношение СО ошибки оценки параметров к начальным значениям

Видно, что измерения, полученные при помощи информации об углах ориентации платформы на двустепенных стендах, позволяют более точно оценить постоянные погрешности ДУС и ньютометров (по некоторым параметрам ДУС на целый порядок).

В проведенном ранее численном моделировании были использованы файлы с реальными данными показаний ДУС и ньютометров. На каждом цикле вращения платформы осуществлялись повороты с угловой скоростью  $\Omega$ , изменяющейся по закону, близкому к меандру. Выбор такого движения платформы является одним из стандартных в алгоритме калибровки, и эффективность его подтверждается многочисленными испытаниями: достаточно просто реализуется и дает необходимую точность. Однако, представляет

интерес вопрос, насколько выбор закона управления платформой влияет на точность калибровки. Стоит заметить, что речь не пойдет о выборе оптимального программного движения, так как исследование оптимальности в данном случае весьма затруднительно. Какие либо упрощения, например, пренебрежение некоторыми составляющими параметров модели, изменяет суть задачи, которая как раз и состоит в разделении всех составляющих из наблюдаемых комбинаций. Поэтому проводится численное моделирование наиболее реалистичных случаев программных движений стенда:

- простое вращение – вращение платформы осуществляется с постоянной угловой скоростью вокруг горизонтальной оси;
- основной режим – задается такая кусочно-постоянная скорость типа мандры, период на одном цикле выбирается так, чтобы за равные промежутки времени происходило изменение угла  $\Psi$  с угловой скоростью  $\Omega$ , далее изменение этого угла со скоростью  $-\Omega$  и снова со скоростью  $\Omega$ ;
- режим с частыми переключениями – изменение угловой скорости  $\Omega$  на  $-\Omega$  и обратно задавалось после одного полного оборота (то есть после изменения угла  $\Psi$  от  $0^\circ$  до  $360^\circ$ );
- режим с переменным модулем – задание угловой скорости как и в основном режиме, однако изменение модуля  $\Omega$  происходило по следующему плану: при очередной замене знака угловой скорости модуль увеличивался в  $\varepsilon$  раз ( $\Omega \rightarrow -\varepsilon\Omega \rightarrow \varepsilon^2\Omega$ );
- режим синусоиды – изменение угловой скорости проходило со временем по закону синуса. Один цикл эксперимента соответствует одному полному периоду.

Попарно сравним каждое из предложенных движений с основным режимом.

При ковариационном анализе были выбраны следующие близкие к реальным априорные характеристики для параметров инструментальных погрешностей в виде их среднеквадратических значений:  $\sigma_{\nu^0} = 0.5^\circ/\text{час}$ ,  $\sigma_{\Delta f_z^0} = 0.02 \text{ м}/c^2$ ,  $\sigma_{\Gamma_{ii}} = 10^{-3}$ ,  $\sigma_{\Gamma_{ij}} = 3'$ ,  $\sigma_{\Theta_{ii}} = 10^{-3}$ ,  $\sigma_{\Theta_{ij}} = 3'$ . Предполагается, что между собой они не коррелированы. При моделировании стандартные отклонения белых шумов в ДУС  $\sigma_{\nu^s}$  полагаются равной  $0.1^\circ/\text{час}$ , приведенные к частоте 1 Гц, а стандартные отклонения шумов ньютонометров  $\sigma_{\Delta f_z^s} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ м}/c^2$ , приведенные к частоте 1 Гц. Полагаем, что стенд двустепенной. Это означает, что ковариационная матрица на втором и третьем цикле не реинициализируется в части ошибок определения ориентации.

Поведенное численное моделирование показало, что при заданном времени калибровки можно задавать любые разумные типы движений (с наличием переключения), которые обеспечивают обусловленность задачи оценки. Точность оценки практически не зависит от режима движения.

На основе результатов исследований, представленных ранее в этой главе, проведем сравнение между собой результатов калибровки с использованием измерений от точного стенда и результатов без использования таковых с помощью моделирования дисперсионного уравнения ошибок автономной навигации.

Для этого решается задача калибровки БИНС на ковариационном уровне со следующими условиями:

Задаются программные движения стенда (основной режим) такие, что продолжительность каждого цикла 15 минут. Выбирается кусочно-постоянная угловая скорость. Период на одном цикле выбирается так, чтобы за половину длительности цикла происходило изменение угла с угловой скоростью  $\Omega = 10^\circ/\text{сек}$ , далее изменение этого угла со скоростью  $\Omega = -10^\circ/\text{сек}$ .

При ковариационном анализе выбираются следующие близкие к реальным априорные характеристики для параметров инструментальных погрешностей в виде их среднеквадратических значений:  $\sigma_{\nu^0} = 0.5^\circ/\text{час}$ ,  $\sigma_{\Delta f_z^0} = 0.02 \text{ м}/c^2$ ,  $\sigma_{\Gamma_{ii}} = 10^{-3}$ ,  $\sigma_{\Gamma_{ij}} = 3'$ ,  $\sigma_{\Theta_{ii}} = 10^{-3}$ ,  $\sigma_{\Theta_{ij}} = 3'$ . Предполагается, что между собой они не коррелированы. При моделировании стандартные отклонения белых шумов в ДУС  $\sigma_{\nu^s}$  полагаются равной  $0.1^\circ/\text{час}$ , приведенные к частоте 1 Гц, а стандартные отклонения шумов ньютометров  $\sigma_{\Delta f_z^s} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ м}/c^2$ , приведенные к частоте 1 Гц. Погрешности информации от стенда:  $\sigma_{\delta_i} = 1^\circ$ ,  $\sigma_\tau = 0.05 \text{ с}$ ,  $\sigma_{\Delta \kappa_i^s} = 15''$ , приведенные к частоте 1 Гц.

В таблице представлены результаты оценивания без использования информации от стенда и с ее использованием.

	$\nu_z^0, \text{о}/\text{час}$	$\Theta_{ii}$	$\Theta_{ij},'$	$\Delta f_z^0, \text{м}/c^2$	$\Gamma_{ii}$	$\Gamma_{ij},'$
$\sigma$	0,01	$5,1 \cdot 10^{-7}$	0,1	$9 \cdot 10^{-5}$	$1,36 \cdot 10^{-5}$	0,1
$\sigma^*$	0,003	$9,7 \cdot 10^{-8}$	0,05	$7,7 \cdot 10^{-5}$	$1,36 \cdot 10^{-5}$	0,05

Таблица 2: СО ошибки оценки параметров

Для того чтобы провести сравнение между собой результатов калибровки с использованием измерений от точного стенда и результатов без использования таковых, проведено моделирование дисперсионного уравнения ошибок автономной навигации на траектории "змейка". В начальные условия для ковариационной матрицы ошибок БИНС в блоке инструментальных погрешностей подставлялись значения, полученные в результате калибровки,



а ошибки выставки также определялись результатами калибровки. Моделировался полет самолета по данной траектории в течение 1 часа. Критерием качества калибровки была выбрана величина

$$\rho = a\sqrt{\sigma_{\Delta\lambda \cos \varphi}^2 + \sigma_{\Delta\varphi}^2},$$

где  $a$  — длина большой полуоси навигационного эллипсоида,  $\Delta\varphi$ ,  $\Delta\lambda$  — ошибки в определении широты и долготы. После калибровки без использования измерений точного стенда ошибка автономной навигации составила 1890 м, при использовании новых измерений — 1100 м. Таким образом, использование новых измерений позволяет без усложнения плана калибровки и увеличения времени повысить качество калибровки БИНС и улучшить точность автономной навигации в 1.7 раза.

**Заключение ко второй главе.** В результате проведенного ковариационного анализа показано, что за счет привлечения информации, доставляемой точным стендом, точность оценивания погрешностей БИНС повышается почти в два раза как на одностепенных, так и на двустепенных стендах. Такое улучшение следует считать существенным.

В результате специального ковариационного анализа показано, что результаты калибровки слабо зависят от интенсивности в некоторых пределах шумов измерений от стенда.

Исследования также показали, что при наличии трех парциальных движений, называемых циклами, и хотя бы одного переключения угловой скорости вращения на цикле точность калибровки при заданном времени слабо зависит от закона изменения угловой скорости.

**В третьей главе** исследуется задача калибровки БИНС с использованием навигационных параметров, получаемых на выходе инерциальной навигационной системы со штатной бортовой программой, как результат решения в вычислителе модельных уравнений.

Описывается математическая модель задачи калибровки БИНС при помощи вторичной информации — уравнения ошибок БИНС, модели корректирующих измерений. Ставится задача оценки вектора состояния погрешностей БИНС и параметров инструментальных погрешностей датчиков, с целью последующей компенсации их в режиме автономной навигации. Кроме того, проводится редукция исходной задачи, позволяющая за счет части компонент корректирующего вектора понизить порядок исходной задачи оценивания. Приводится сравнительный ковариационный анализ точности оценки параметров инструментальных погрешностей при калибровке при помощи первичной и вторичной информации.

Рассмотрим вариант БИНС с относительно свободной ориентацией опорного трехгранника  $Mx$  в азимуте ( $\Omega_3 = 0$ ). Предполагается, что вертикальный канал корректируется при помощи внешней информации, а величина проекции относительной линейной скорости на оси географического трехгранника  $V_3$  много меньше  $V_1, V_2$ . Поэтому выбирается следующий набор переменных:

- $\Delta y_1, \Delta y_2$  — полные ошибки местоположения;
- $\delta V_1, \delta V_2$  — динамические ошибки определения горизонтальных составляющих  $V_1, V_2$  относительной скорости движения;
- $\beta_1, \beta_2, \beta_3$  — кинематические ошибки;

Уравнения ошибок принимают вид:

$$\begin{aligned}
\Delta \dot{y}_1 &= \delta V_1 + \beta_3 V_2, \\
\Delta \dot{y}_2 &= \delta V_2 - \beta_3 V_1, \\
\delta \dot{V}_1 &= 2u_3 \delta V_2 - \omega_0^2 \Delta y_1 - \beta_2 g + \Delta f_1, \\
\delta \dot{V}_2 &= -2u_3 \delta V_1 - \omega_0^2 \Delta y_2 + \beta_1 g + \Delta f_2, \\
\dot{\beta}_1 &= \omega_3 \beta_2 - \omega_2 \beta_3 + \nu_1, \\
\dot{\beta}_2 &= -\omega_3 \beta_1 + \omega_1 \beta_3 + \nu_2, \\
\dot{\beta}_3 &= \omega_2 \beta_1 - \omega_1 \beta_2 + \nu_3,
\end{aligned} \tag{5}$$

где  $\nu_x = (\nu_1, \nu_2, \nu_3)^T = L^T \nu_z$ ,  $\Delta f_x = L^T \Delta f_z$ ,  $L$  — матрица ориентации трехгранника  $Mz$  относительно  $Mx$ ,  $\omega_0^2 = \frac{g}{R}$  — частота Шулера.

На практике мы точно знаем, как и где установлен стенд. Информация о расположении стенда — координаты  $\phi^c, \lambda^c, h^c$  и скорости  $V_N, V_E, V_h$  (нулевые) — может значительно упростить процедуру калибровки. Эти параметры измеряются с точностью до шумов.

Позиционные измерения:

$$\begin{aligned}
z_1^{pos} &= \Delta \phi \sin \chi' + \Delta \lambda \cos \chi' = \Delta y_1 + r_1^{pos} \\
z_2^{pos} &= \Delta \phi \cos \chi' - \Delta \lambda \sin \chi' = \Delta y_2 + r_2^{pos},
\end{aligned} \tag{6}$$

где  $\Delta \phi = (\phi' - \phi^c) R_N$ ,  $\Delta \lambda = (\lambda' - \lambda^c) R_E \cos \tilde{\phi}$ .

Скоростные измерения:

$$\begin{aligned}
z_1^{vel} &= V'_{y_1} - V^c_{y_1} = \delta V_1 + V_2 \beta_3 + r_1^{vel} \\
z_2^{vel} &= V'_{y_2} - V^c_{y_2} = \delta V_2 - V_1 \beta_3 + r_2^{vel}
\end{aligned} \tag{7}$$

при  $V_N = 0, V_E = 0, V_h = 0$  имеют вид :

$$\begin{aligned} z_1^{vel} &= \delta V_1 + r_1^{vel} \\ z_2^{vel} &= \delta V_2 + r_2^{vel} \end{aligned}$$

С учетом дополнительной информации о положении станда и процедуры редукции, описанной в третьей главе работы, уравнения ошибок БИНС имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_1 &= 2u_3 \delta V_2 - \beta_2 g + \Delta f_1 \\ \delta \dot{V}_2 &= -2u_3 \delta V_1 + \beta_1 g + \Delta f_2 \\ \dot{\beta}_1 &= \omega_3 \beta_2 - \omega_2 \beta_3 + \nu_1 \\ \dot{\beta}_2 &= -\omega_3 \beta_1 + \omega_1 \beta_3 + \nu_2 \\ \dot{\beta}_3 &= \omega_2 \beta_1 - \omega_1 \beta_2 + \nu_3, \end{aligned}$$

где  $\Delta f$  и  $\nu$  — проекции инструментальных ошибок ньютонометров и ДУС на оси квазимодельного трехгранника:

$$\Delta f = L^T \Delta f_z, \quad \nu = L^T \nu_z$$

Для  $\Delta f_z$  и  $\nu_z$  принимается математическая модель описанная ранее.

После перепроектирования инструментальных погрешностей из осей приборного на оси квазиприборного трехгранника и учета принятой модели инструментальных погрешностей уравнения ошибок принимают вид:

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_1 &= 2u_3 \delta V_2 - g \beta_2 + l_{11} \Delta f_{z1}^0 + l_{21} \Delta f_{z2}^0 + l_{31} \Delta f_{z3}^0 + l_{11} f_1 \Gamma_{11} + l_{21} f_1 \Gamma_{21} + \\ &\quad + l_{21} f_2 \Gamma_{22} + l_{31} f_1 \Gamma_{31} + l_{31} f_2 \Gamma_{32} + l_{31} f_3 \Gamma_{33} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_2 &= -2u_3 \delta V_1 + g \beta_1 + l_{12} \Delta f_{z1}^0 + l_{22} \Delta f_{z2}^0 + l_{32} \Delta f_{z3}^0 + l_{12} f_1 \Gamma_{11} + l_{22} f_1 \Gamma_{21} + \\ &\quad + l_{32} f_2 \Gamma_{22} + l_{32} f_1 \Gamma_{31} + l_{32} f_2 \Gamma_{32} + l_{32} f_3 \Gamma_{33} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta}_1 &= \omega_3 \beta_2 - \omega_2 \beta_3 + l_{11} \nu_{z1}^0 + l_{21} \nu_{z2}^0 + l_{31} \nu_{z3}^0 + l_{11} \omega_{z1} \theta_{11} + l_{11} \omega_{z2} \theta_{12} + l_{11} \omega_{z3} \theta_{13} + \\ &\quad + l_{21} \omega_{z1} \theta_{21} + l_{21} \omega_{z2} \theta_{22} + l_{21} \omega_{z3} \theta_{23} + l_{31} \omega_{z1} \theta_{31} + l_{31} \omega_{z2} \theta_{32} + l_{31} \omega_{z3} \theta_{33} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta}_2 &= -\omega_3 \beta_1 + \omega_1 \beta_3 + l_{12} \nu_{z1}^0 + l_{22} \nu_{z2}^0 + l_{32} \nu_{z3}^0 + l_{12} \omega_{z1} \theta_{11} + l_{12} \omega_{z2} \theta_{12} + l_{12} \omega_{z3} \theta_{13} + \\ &\quad + l_{22} \omega_{z1} \theta_{21} + l_{22} \omega_{z2} \theta_{22} + l_{22} \omega_{z3} \theta_{23} + l_{32} \omega_{z1} \theta_{31} + l_{32} \omega_{z2} \theta_{32} + l_{32} \omega_{z3} \theta_{33} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta}_3 &= \omega_2 \beta_1 - \omega_1 \beta_2 + l_{13} \nu_{z1}^0 + l_{23} \nu_{z2}^0 + l_{33} \nu_{z3}^0 + l_{13} \omega_{z1} \theta_{11} + l_{13} \omega_{z2} \theta_{12} + l_{13} \omega_{z3} \theta_{13} + \\ &\quad + l_{23} \omega_{z1} \theta_{21} + l_{23} \omega_{z2} \theta_{22} + l_{23} \omega_{z3} \theta_{23} + l_{33} \omega_{z1} \theta_{31} + l_{33} \omega_{z2} \theta_{32} + l_{33} \omega_{z3} \theta_{33} \end{aligned}$$

Таким образом, вектор состояния имеет вид:  
 $x = (\delta V_1, \delta V_2, \beta_1, \beta_2, \beta_3, \nu_{z_1}^0, \nu_{z_2}^0, \nu_{z_3}^0, \theta_{ij}, \Delta f_{z_1}^0, \Delta f_{z_2}^0, \Delta f_{z_3}^0, \Gamma_{ij})^T$  (всего 26 компонент).

Вектор измерений:

$$z = \begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \delta V_1 \\ \delta V_2 \end{pmatrix}$$

Задача сводится к построению оценок вектора состояния при помощи вектора измерений, линейно зависящего от компонент вектора состояния, если математическая модель инструментальных погрешностей линейно зависит от совокупности неизвестных параметров, полагаемых константами. Для этого используется дискретный фильтр Калмана.

Проводится сравнительный ковариационный анализ точности оценки параметров инструментальных погрешностей при калибровке с помощью первичной и вторичной информации.

**Заключение к третьей главе.** Показано, что при использовании для калибровки вторичной инерциальной информации (выходной информации БИНС в режиме навигации) достигается приемлемая точность за счет увеличения времени калибровки. При этом была использована возможность без потери точности воспользоваться упрощенными редуцированными алгоритмами оценивания.

В **четвертой главе** описывается эксперимент на трехосном прецизионном стенде для одной из реальных серийных систем, поставленный для проверки работоспособности разработанного метода калибровки БИНС. Приводится план эксперимента, описание зарегистрированных данных, последующей обработки и полученных результатов.

На трехосном прецизионном стенде IXBlue EVO 30 L были проведены эксперименты из трех циклов длительностью 40 минут с использованием штатной БИНС, в каждом из которых соответствующая приборная ось БИНС становилась горизонтальной осью вращения. Угловая скорость вращения была кусочно-постоянной и принимала 2 значения –  $2^\circ/\text{сек}$  и  $5^\circ/\text{сек}$  (см. рис. 1).

В экспериментах были зарегистрированы следующие выходные параметры БИНС:

- координаты - географические широта и долгота  $\varphi, \lambda$ ;
- северная и восточная составляющие скорости  $V_N, V_E$ ;
- углы ориентации БИНС  $\gamma, \theta, \psi$ ;
- угловые скорости приборного трехгранника БИНС  $\omega_{z_1}, \omega_{z_2}, \omega_{z_3}$ .

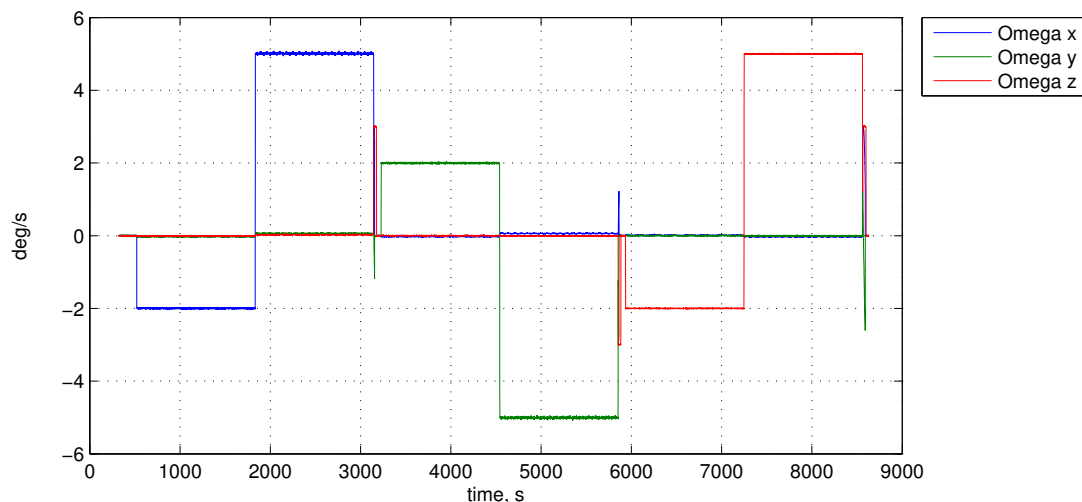


Рис. 1: Угловые скорости ДУС, °/сек

В обоих экспериментах система после выставки была переведена в навигацию. В первом эксперименте БИНС накопила порядка 15 км ошибки в определении координат, во втором – порядка 12 км.

Обработка экспериментов проводилась с использованием вторичной информации. При этом первый эксперимент использовался для оценки параметров инструментальных погрешностей, т.е. для калибровки, а второй – для компенсации погрешностей на основе оценок, полученных в первом эксперименте.

В результате обработки данных первого эксперимента были получены следующие оценки инструментальных погрешностей:

$\nu_{z_1}^0$ , °/час	$\nu_{z_2}^0$ , °/час	$\nu_{z_3}^0$ , °/час	$\Delta f_{z_1}^0$ , м/с <sup>2</sup>	$\Delta f_{z_2}^0$ , м/с <sup>2</sup>	$\Delta f_{z_3}^0$ , м/с <sup>2</sup>
0,015	0,007	0,023	$-7,8 \cdot 10^{-4}$	$-5,8 \cdot 10^{-5}$	$-2,4 \cdot 10^{-3}$

$\Gamma_{11}$	$\Gamma_{21}$	$\Gamma_{22}$	$\Gamma_{31}$	$\Gamma_{32}$	$\Gamma_{33}$
$1 \cdot 10^{-4}$	$1,3 \cdot 10^{-4}$	$-2,8 \cdot 10^{-5}$	$-9,6 \cdot 10^{-5}$	$5,6 \cdot 10^{-5}$	$-7 \cdot 10^{-5}$

$\theta_{11}$	$\theta_{12}$	$\theta_{13}$	$\theta_{21}$	$\theta_{22}$	$\theta_{23}$
$7,6 \cdot 10^{-6}$	$-1,3 \cdot 10^{-4}$	$6,7 \cdot 10^{-5}$	$-5,3 \cdot 10^{-5}$	$9,4 \cdot 10^{-6}$	$2,1 \cdot 10^{-5}$

$\theta_{31}$	$\theta_{32}$	$\theta_{33}$
$-2,3 \cdot 10^{-5}$	$-7,8 \cdot 10^{-5}$	$1,6 \cdot 10^{-6}$

Таблица 3: Оценки инструментальных погрешностей

Далее была проведена компенсация полученных погрешностей на данных второго эксперимента. Компенсация проводилась следующим образом:

- Численно решались уравнения ошибок БИНС. В качестве значений инструментальных погрешностей принимались оценки, полученные в предыдущем эксперименте, остальные начальные значения задавались нулевыми.
- Из значений координат по данным БИНС вычитались погрешности координат, полученные в результате решения уравнений ошибок БИНС, в соответствующих размерностях.
- Исходные координаты БИНС и поправленные сравнивались с эталонными параметрами – координатами стенда.

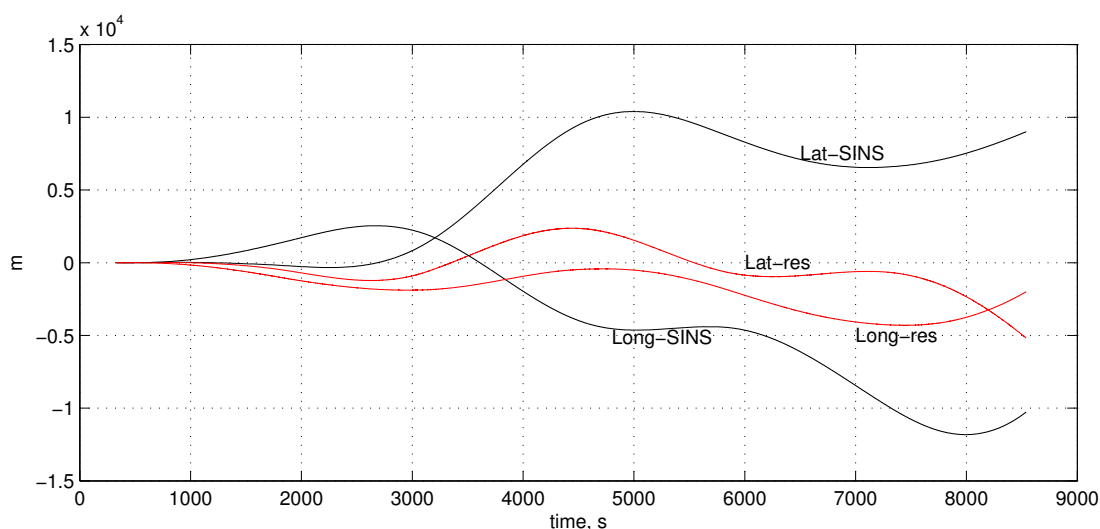


Рис. 2: Ошибки БИНС определения координат до и после компенсации, м

На рисунке 2 представлены ошибки БИНС в определении широты и долготы (в метрах) исходные и после компенсации. Графики показывают, что исходные погрешности уменьшились, по крайней мере в 3 раза.

**Заключение к четвертой главе.** Результаты ковариационного анализа подтверждены калибровкой на стенде одной из реальных серийных систем.

Создано программно-методическое обеспечение процесса калибровки, позволяющее по существу автоматизировать процесс калибровки БИНС в серийном производстве.

В **заключении** приведены основные результаты работы.

## Заключение

В заключении перечислим основные результаты.

1. Формализована задача калибровки на точных стендах. А именно – в параметрах ошибок БИНС выведены уравнения, описывающие информацию, доставляемую измерителями стенда с учетом инструментальных погрешностей стенда и несинхронностью информационных потоков БИНС и стенда.

2. В случае использования первичной информации

- В результате проведенного анализа наблюдаемости установлено, что наряду со всеми параметрами моделей инструментальных погрешностей БИНС наблюдается параметр несинхронности информации БИНС и стенда, а также параметры инструментальных погрешностей стенда по отдельности, за исключением двух неразделяемых комбинаций.
- В результате проведенного ковариационного анализа показано, что за счет привлечения информации, доставляемой точным стендом, точность оценивания погрешностей БИНС повышается почти в два раза как на одностепенных, так и на двустепенных стендах. Такое улучшение следует считать существенным.
- В результате специального ковариационного анализа показано, что результаты калибровки слабо зависят от изменения в некоторых пределах интенсивности шумов измерений от стенда.
- Исследования также показали, что при наличии трех парциальных движений, называемых циклами, и хотя бы одного переключения угловой скорости вращения на цикле точность калибровки при заданном времени слабо зависит от закона изменения угловой скорости.

3. Показано, что использование при калибровке вторичной инерциальной информации (выходной информации БИНС в режиме навигации) достигается приемлемая точность за счет увеличения времени калибровки. При этом была использована возможность без потери точности воспользоваться упрощенными редуцированными алгоритмами оценивания.

4. Результаты ковариационного анализа подтверждены калибровкой на стенде одной из реальных серийных систем.

5. Создано программно-методическое обеспечение процесса калибровки, позволяющее по существу автоматизировать процесс калибровки БИНС в серийном производстве.

## Публикации автора по теме диссертации

1. Задача калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в полете при помощи информации от спутниковой навигационной системы / Н.Б. Вавилова, И.А. Васинёва, А.А Голован, А.О. Кальченко // Сборник трудов XXII Международного научно-технического семинара “Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации”. М.:Изд-во ГУП Академиздат центр “Наука” РАН, 2012. с. 147.
2. Построение алгоритма послеполетной калибровки БИНС и анализ его точности в зависимости от некоторых типов эволюций самолета / Н.Б. Вавилова, И.А. Васинёва, А.А Голован, А.О. Кальченко // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. Государственный научный центр Российской Федерации АО “КОНЦЕРН “ЦНИИ “ЭЛЕКТРОПРИБОР” Санкт-Петербург, 2013. С. 112–114.
3. Васинева И.А., Кальченко А.О. Анализ точности калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в полете в зависимости от некоторых типов эволюций самолета // Вестник Московского университета. Математика. Механика. 2014. № 1. С. 65–68.
4. Вавилова Н.Б., Васинёва И.А. Задача калибровки бескарданных инерциальных навигационных систем на точных стендах // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: сборник докладов. Изд-во Казан. ун-та, Казань, 2015. С. 661–663.
5. Васинёва И.А. Влияние программного движения стенда на точность калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы // Труды XXIV Международной научно-технической конференции “Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации”. М.: Издательский дом МЭИ, 2015. С. 210–211.
6. Вавилова Н. Б., Васинёва И. А., Парусников Н. А. О стендовой калибровке авиационных бескарданных инерциальных навигационных систем // Электронный журнал "Труды МАИ". 2015. № 84.
7. Методы калибровки бескарданных инерциальных навигационных систем на грубых и точных стендах / Н.Б. Вавилова, А.А. Голован, И.А. Васинева, А.В. Козлов [и др.] // Труды Московского института электромеханики и автоматике (МИЭА). № 15. Моск. ин-т электромеханики и автоматике Москва, 2016. С. 10–16.



8. Задача калибровки бескарданных инерциальных навигационных систем на точных стендах / Н.Б. Вавилова, А.А Голован, Н.А. Парусников, И.А. Васинёва // XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. Государственный научный центр Российской Федерации АО "КОНЦЕРН "ЦНИИ "ЭЛЕКТРОПРИБОР" Санкт-Петербург, 2016. С. 52–53.