

На правах рукописи



Болотнов Альберт Сергеевич

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ РЕГУЛИРОВКИ И ИСПЫТАНИЙ
АСТРОИНЕРЦИАЛЬНЫХ ПРИБОРОВ ПРОЕКЦИОННОГО ТИПА

2.2.9. Проектирование и технология приборостроения и радиоэлектронной
аппаратуры

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук

Москва – 2026

Работа выполнена в Федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э.Баумана).

Научный руководитель:

Бурый Евгений Владленович, доктор технических наук, профессор

Официальные оппоненты:

Боронахин Александр Михайлович, доктор технических наук, профессор, декан факультета информационно-измерительных и биотехнических систем ФГБОУ ВО СПбГЭТУ «ЛЭТИ»

Синельников Антон Олегович, кандидат технических наук, начальник лаборатории АО «Государственный научно-исследовательский институт приборостроения»

Ведущая организация:

ФГБУН Институт космических исследований РАН

Защита состоится «10» декабря 2026 года в 14:30 часов на заседании диссертационного совета 24.2.331.16 на базе Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского государственного технического университета им. Н. Э. Баумана и на официальном сайте www.bmstu.ru.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью, просим направлять по указанному адресу на имя ученого секретаря диссертационного совета.

Автореферат разослан «___» _____ 2026 г.

Телефон для справок 8 (499) 263-66-33, доб. 3628

Ученый секретарь
диссертационного совета
24.2.331.16, кандидат
технических наук



Сырицкий Антони Борисович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Развитие высокоточных систем навигации для авиационной, космической и морской техники в значительной степени определяется уровнем развития современных астрономических приборов. Достижения современных технологий в области оптического приборостроения позволили сформировать новый облик астрономических приборов – астроинерциальную систему (АИС) проекционного типа.

Однако конечные потребительские и эксплуатационные характеристики рассматриваемого прибора определяются не только совершенством ее схемотехнических и алгоритмических решений, но и качеством ее изготовления. Несовершенство или недостаточная отработка технологических процессов на этом этапе приводят к ухудшению метрологических и навигационных характеристик АИС и, как следствие, к низкой эксплуатационной надежности.

Базовые принципы астрономического прибора нового типа были рассмотрены в трудах Аванесова Г.А., Бессонова Р.В., Герасимчука Ю.Н., Шкатова М.Ю., их физические и математические основы подробно изложены в трудах Василюка Н.Н. Работы в этом направлении ведутся в МГТУ им. Н.Э.Баумана, ПАО «ПНППК», ИКИ РАН, ООО «НПК «Электрооптика», АО «ЦНИИАГ» и др.

В опубликованных работах основное внимание уделялось основным концепциям и теоретическим основам построения астросистем. Однако в них не рассматривались комплексные технологические решения, учитывающие взаимосвязь между прецизионным инерциальным блоком, астродатчиком и последующей совместной калибровкой системы в целом. Это формирует научную проблему, заключающуюся в отсутствии разработанных специализированных технологических процессов, обеспечивающих достижение требуемых точностных характеристик АИС в рамках единого процесса изготовления астросистемы.

Разработка указанных технологических процессов невозможна без учета физических принципов работы изделия, знания источников его основных погрешностей. Без этого невозможно реализовать и обеспечить заданную точность выходных параметров прибора, воспроизводимость их технических характеристик. Рассмотрению данных вопросов посвящена настоящая диссертационная работа.

Цель диссертационной работы: разработка технологических процессов регулировки астроинерциальных систем проекционного типа.

Основные задачи:

1. Провести анализ существующих астроинерциальных систем и оценить их возможности по обеспечению высокой точности результатов выходных параметров.

2. Разработать детерминированную математическую модель приборов астроинерциальной системы проекционного типа и провести имитационное моделирование такой системы с целью выявления доминирующих элементов конструкции.

3. Синтезировать алгоритм сопряжения приборных базисов астроинерциальной системы проекционного типа, обеспечивающий уменьшение ошибок измерения выходных параметров.

4. Провести экспериментальные исследования, включая натурные испытания, с целью проверки полученных теоретических результатов.

5. Разработать технологию регулировки элементов астроинерциальной системы проекционного типа и системы в целом.

Объект исследования:

Астрономический прибор – астроинерциальная система проекционного типа.

Предмет исследования:

Технология выполнения процессов регулировки и испытаний астроинерциальной системы проекционного типа.

Методы исследования.

Методы исследований основываются на теории преобразовании координат в линейном пространстве, методах аналитической геометрии в области линейных пространств, численно-аналитических методах вычислительной математики, методах дифференциального исчисления функций многих переменных, статистическом анализе и математическом моделировании.

Научная новизна:

1. Построена детерминированная математическая модель астроинерциальной системы проекционного типа, позволяющая оценить степень влияния ее элементов, в том числе и конструктивных, на результирующую точность ее выходных параметров: географических координат и курсового угла.

2. Создана методика регулировки и испытаний астроинерциальной системы, основанная на алгоритмическом сопряжении базисов, обеспечивающая минимизацию ошибок измерений географических координат и курса.

Практическая значимость работы:

1. Разработанные технологические процессы регулировки астроинерциальной системы проекционного типа обеспечивают минимизацию ошибок при сокращении эксплуатационных издержек.

2. Реализация технологических процессов регулировки позволяет за ограниченный промежуток времени достичь повышения точности выработки навигационных данных по сравнению с существующими системами.

Достоверность полученных результатов в части научно-технических положений и выводов обоснована теоретическими и экспериментальными данными, которые соответствуют известным положениям инерциальной навигации и практической астрономии. Достоверность экспериментальных данных обеспечивалась использованием астрономо-геодезического принципа определения координат наблюдателя.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Детерминированная математическая модель астроинерциальной системы проекционного типа, в которой учтены погрешности определения как

астрономических и инерциальных параметров, так и результат воздействия внешних факторов.

2. Методика алгоритмического сопряжения приборных координатных базисов астродатчика и инерциального блока позволяет минимизировать ошибки измерения географических координат и курса.

Личный вклад автора

Автором разработаны методики алгоритмического сопряжения базисов астродатчика и инерциального измерительного блока, методики проведения испытаний рассматриваемого астрономического прибора в различных режимах работы, а также методика выверки АИС в условиях эксплуатации. Разработаны требования к стендам для натурных испытаний, рабочим местам для объектовых испытаний. Проведены натурные и объектовые испытания, проведены обработка данных астронаблюдений и их анализ.

Апробация результатов работы

Результаты работы были доложены на 13 научно-технических конференциях: 5-й Международной научно-практической конференции Российской академии ракетных и артиллерийских наук (г. Москва, 2020 г.); IV Всероссийской научно-практической конференции военного учебного центра МГТУ им. Н.Э. Баумана (г. Москва, 2020 г.); 6-й Международной межведомственной научно-практической конференции Российской академии ракетных и артиллерийских наук (г. Москва, 2021 г.); XXVI Международной научной конференции: Наука России: Цели и задачи (г. Екатеринбург, 2021 г.); IV Всероссийской научно-практической конференции: Системы управления полным жизненным циклом высокотехнологичной продукции в машиностроении: Новые источники роста (г. Москва, 2021 г.); VI Международной научной конференции: Приоритетные направления инновационной деятельности в промышленности (г. Казань, 2021 г.); XLVII Академические чтения по космонавтике (г. Москва, 2023 г.); V Всероссийской научно-практической конференции Военного учебного центра МГТУ им. Н.Э. Баумана (г. Москва, 2023 г.); Первой конференции молодых ученых АО «ГосНИИП» (г. Москва, 2023 г.); V Всероссийской научно-технической конференции: Моделирование авиационных систем (г. Москва, 2023 г.); XLVIII Академические чтения по космонавтике (г. Москва, 2024 г.); Второй конференции молодых ученых АО «ГосНИИП» (г. Москва, 2025 г.); X Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов АО «НПЦАП» (г. Москва, 2026 г.).

Реализация и внедрение результатов работы

Результаты диссертационной работы внедрены в ряд производственных технологических процессов ООО «НПК «Электрооптика» по изготовлению перспективных образцов АИС в части регулировки, настройки и испытаний. Указанные результаты подтверждаются соответствующим актом внедрения.

Публикации по теме диссертации

Результаты проведенных исследований по теме диссертации опубликованы в 21 научной работе, в том числе: 8 статей в научных изданиях, рекомендованных

ВАК РФ для публикации результатов диссертационных работ общим объемом 14,5 п. л.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, трех глав, общих выводов и заключения, списка литературы. Объем диссертации 143 страницы машинописного текста, она содержит 41 рисунок, 13 таблиц, список литературы из 88 использованных источников.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении показана актуальность работы, сформулированы ее цель и задачи, научная новизна и практическая значимость полученных результатов. Указаны состав и структура диссертационной работы.

В Главе 1 рассмотрены принципы построения систем астроинерциальной навигации, а также основные функциональные модули астросистем и оценено влияние их характеристик на результирующие навигационные параметры.

В настоящее время закономерен пересмотр подхода к применению автономных средств коррекции, основанных на методах практической астрономии. Известно, что наряду с высокой точностью, приемникам СНС присущи высокая вероятность подавления электромагнитными помехами или увода сигнала, отсутствие надёжного приёма информации в ряде географических районов. К современным астрономическим средствам относится астроприбор нового поколения – астроинерциальная система проекционного типа.

В основу технического решения АИС проекционного типа положен астрономо-геодезический принцип определения координат наблюдателя и истинного направления. Основная идея принципа работы рассматриваемого астрономического прибора заключается в определении астрономических координат оптической оси астродатчика по измеренным координатам отдельных светил, спроецированных на плоскость фоточувствительной матрицы. Положение оси в местной системе координат при этом определяется измерением инерциальной вертикали. Третий угол – угол поворота вокруг оптической оси астродатчика (звездный азимут) определяется как угол между проекцией направления на полюс Мира на плоскость фоточувствительной матрицы и одной из осей приборной системы координат матрицы. Вследствие того, что обработка астрономической информации базировалась на координатах проекций звезд на матрице, а также проекции направления на полюс Мира, для решения задач навигации и курсоуказания было предложено название «проекционный метод». Соответственно, астроинерциальные системы, решающие эти задачи, были названы системами проекционного типа.

Рисунки 1-2 поясняют сущность проекционного метода. На Рисунке 1 изображена модель вспомогательной небесной сферы – математическая модель небосвода, Рисунок 2 иллюстрирует точки проекций светил на матрице, формируемых оптической системой.

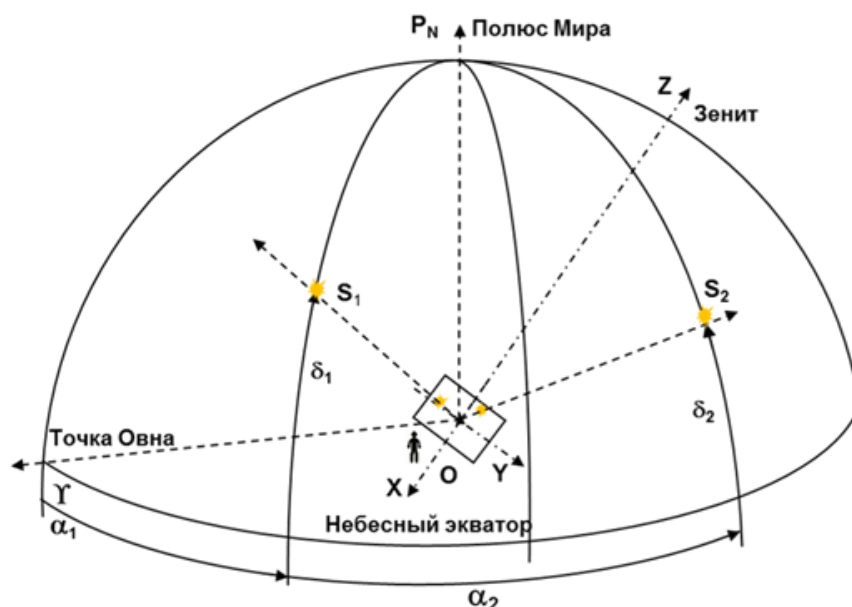


Рисунок 1 – Модель вспомогательной небесной сферы

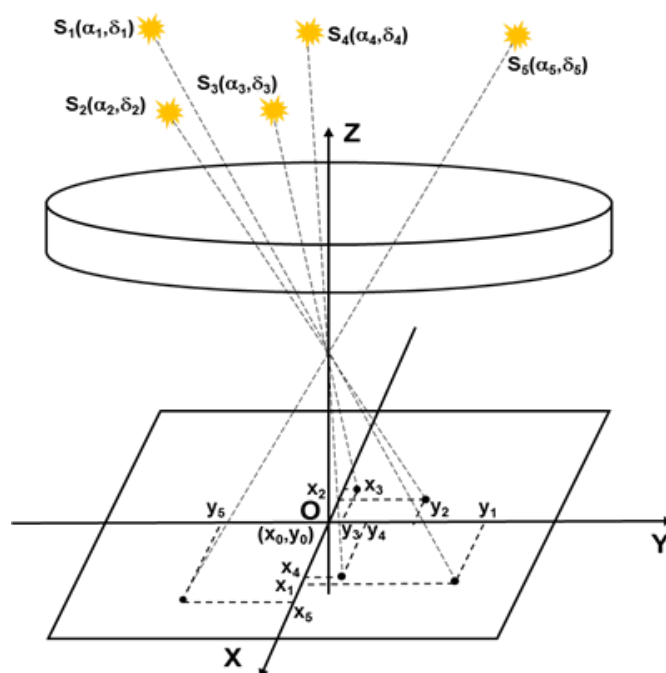


Рисунок 2 – Сущность проекционного метода работы АИС

Принцип работы основан на установлении однозначной взаимосвязи между системами координат (СК), применяемых в АИС:

- инерциальная (вторая экваториальная) СК (ИСК);
- геоцентрическая (гринвичская) СК (ГСК);
- местная географическая СК (МСК);
- приборная СК АИС, определяемая СК инерциального блока (АПСК);
- приборная система координат астродатчика (ЗПСК).

Основная астрономическая задача, связывающая взаимное положение наблюдателя и астронавигационных ориентиров сводится к решению матричного уравнения вида:

$$M_{\text{ИСК}}^{\text{ЗПСК}} = M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}} \cdot M_{\text{МСК}}^{\text{АПСК}} \cdot M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}} \cdot M_{\text{ИСК}}^{\text{ГСК}},$$

где $M_{\text{ИСК}}^{\text{ЗПСК}}$ – матрица направляющих косинусов (МНК) угловой ориентации ЗПСК относительно ИСК; $M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}$ – МНК угловой ориентации ЗПСК относительно АПСК; $M_{\text{МСК}}^{\text{АПСК}}$ – МНК угловой ориентации АПСК относительно МСК; $M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}}$ – МНК угловой ориентации МСК относительно ГСК; $M_{\text{ИСК}}^{\text{ГСК}}$ – МНК угловой ориентации ГСК относительно ИСК.

В зависимости от исходных данных возможны два режима работы астрономического прибора:

1. Астроинерциальный режим – основной режим работы АИС – режим измерений. Осуществляется коррекция местоположения и курса:

$$(\alpha_A + \delta_A + Az + \vartheta + \gamma) \rightarrow (\psi + \varphi_A + \lambda_A).$$

2. Астроинерциально - спутниковый режим – технологический режим работы АИС – режим калибровки. Осуществляется коррекция углов ориентации:

$$(\alpha_A + \delta_A + Az + \varphi_A + \lambda_A) \rightarrow (\psi + \vartheta + \gamma).$$

Астроинерциальный режим работы прибора является основным при работе мобильных объектов длительного времени функционирования. Структурная схема АИС в этом режиме представлена на Рисунке 3.

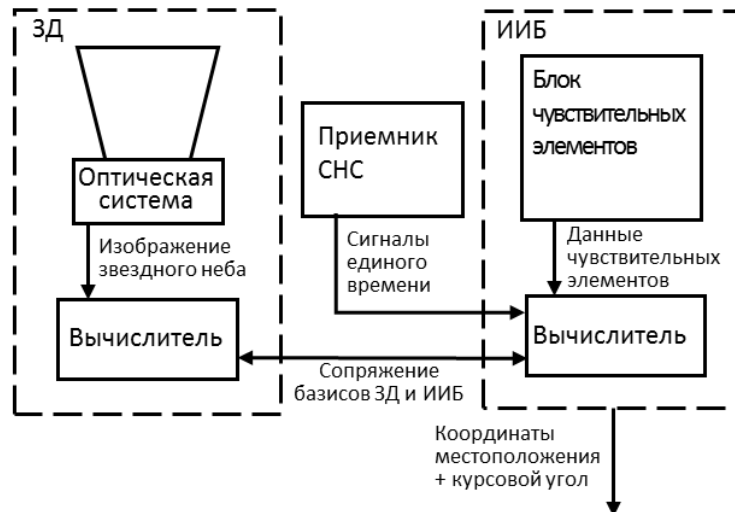


Рисунок 3 – Структурная схема АИС в астроинерциальном режиме

На основе анализа алгоритма работы АИС проекционного типа в режиме уточнения координат и курса выявлено, что для обеспечения заданных точностных характеристик навигационных параметров АИС необходимо:

- исследовать причины ошибок, возникающих при определении астрономических координат, и предложить методы их снижения;
- исследовать погрешности взаимной ориентации базисов звездного датчика и инерциального блока и разработать методику их точного сопряжения;
- исследовать факторы, влияющие на погрешность определения инерциальной вертикали, и предложить способы ее уменьшения.

Наряду с этим, рассмотрено влияние окружающей среды на решение астронавигационных задач – изменение температуры среды, рефракция, которые

не связаны с конструкцией прибора, но вносят свой вклад в ошибки определения выходных параметров.

На основе изложенного ставится задача составления математической модели АИС проекционного типа. Основываясь на полученных результатах ее анализа выявляются основные критические элементы системы, определяющие точность навигационного решения, и разрабатываются методики регулировки для минимизации их влияния.

В Главе 2 рассмотрены детерминированная математическая модель АИС проекционного типа, выявлены критические элементы прибора, определены способы уменьшения или устранения критических погрешностей с помощью технологических методов.

Постановка задачи разработки математической модели сводится к построению векторной функции, отражающей зависимость выходных характеристик от входных. Для определения ошибок параметров выходной функции требуется произвести численное дифференцирование векторной функции с построением матрицы Якоби:

Входной вектор $X = \{x_1, \dots, x_n\}$;

Выходной вектор $Y = \{y_1, \dots, y_n\}$;

Задана векторная функция $Y = f(X)$, аргумент x_i задан с ошибкой;

Пусть функция $Y = f(X)$ непрерывная и дифференцируемая на заданном интервале.

Требуется определить ошибку выходной функции $\Delta y_j = \frac{\partial y_j}{\partial x_i} \Delta x_i$

Решение: необходимо определить коэффициенты чувствительности модели – элементы матрицы Якоби $J = \frac{\partial Y}{\partial X}$. Полученная матрица является основой для анализа чувствительности системы – определения влияния каждого входного параметра на выходные.

Решение задачи основано на однозначной взаимосвязи систем координат, применяемых в АИС:

$$M_{\text{ИСК}}^{\text{ЗПСК}}(\alpha, \delta, Az) = M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}(\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3) \cdot M_{\text{МСК}}^{\text{АПСК}}(\vartheta, \gamma, \psi) \cdot M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}}(\varphi, \lambda) \cdot M_{\text{ИСК}}^{\text{ГСК}}(s),$$

или

$$F(y_j) = F(\varphi, \lambda, \psi) = f(\alpha, \delta, Az, \vartheta, \gamma, \vartheta_{ref}, \gamma_{ref}, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3) = f(x_i),$$

где $\vartheta_{ref}, \gamma_{ref}$ – вклад углов рефракции в ошибку определения инерциальной вертикали, $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ – углы рассогласования базисов звездного датчика и инерциального блока, s – звездное время (Рисунок 4).

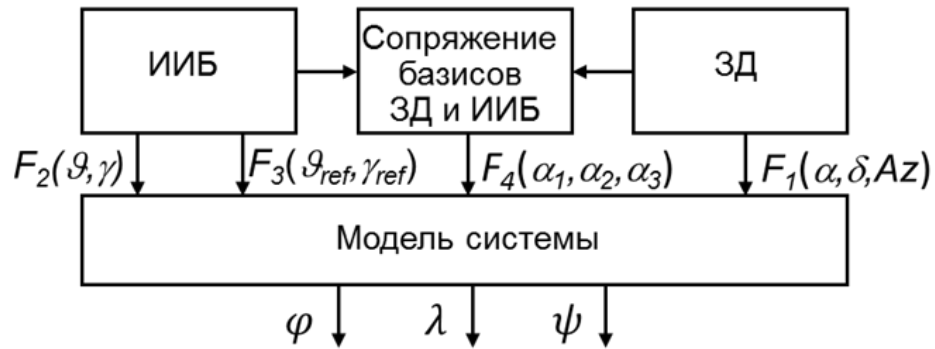


Рисунок 4 – Блок-схема математической модели АИС

Модель учитывает:

- параметры звездного датчика (ЗД): $Y = F_1(\alpha, \delta, Az)$;
- параметры инерциального модуля: $Y = F_2(\vartheta, \gamma)$;
- изменение параметров углов вертикали инерциального блока за счет рефракции: $Y = F_3(\vartheta_{ref}, \gamma_{ref})$;
- параметры сопряжения базисов звездного датчика и инерциального блока: $Y = F_4(\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3)$.

Ошибка выходного параметра $\Delta Y = \frac{\partial Y}{\partial X} \Delta X = J \Delta X$ определяется как

$$\begin{bmatrix} \Delta \varphi \\ \Delta \lambda \\ \Delta \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \varphi}{\partial \alpha} & \frac{\partial \varphi}{\partial \delta} & \cdots & \frac{\partial \varphi}{\partial \alpha_3} \\ \frac{\partial \lambda}{\partial \alpha} & \frac{\partial \lambda}{\partial \delta} & \cdots & \frac{\partial \lambda}{\partial \alpha_3} \\ \frac{\partial \psi}{\partial \alpha} & \frac{\partial \psi}{\partial \delta} & \cdots & \frac{\partial \psi}{\partial \alpha_3} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta \delta \\ \Delta Az \\ \Delta \vartheta \\ \Delta \gamma \\ \Delta \vartheta_{ref} \\ \Delta \gamma_{ref} \\ \Delta \alpha_1 \\ \Delta \alpha_2 \\ \Delta \alpha_3 \end{bmatrix}$$

Для определения интервала ошибок проведен анализ критических элементов прибора.

1. Погрешность определения астрономических координат

Итоговая погрешность звездного датчика включает в себя две компоненты ошибок – ошибку определения положения изображений звезд на поверхности фоточувствительной матрицы и ошибку определения координат, вызванные поворотом астродатчика вокруг оптической оси. Величины этих ошибок определены оптическими параметрами объектива.

Ошибка определения (СКО) координат светил на матрице составляет σ_x, σ_y – 4...5 угл. сек., что на шкале географических координат составляет величину 150 м. Ошибка определения угла поворота астродатчика вокруг оптической оси, составляет $\sigma_A = 20...25$ угловых секунд или от 450 до 600 метров по шкале географических координат.

2. Погрешность определения углов инерциальной вертикали

Ошибки определения местной вертикали обусловлены некомпенсированными в процессе калибровки инерциального блока погрешностями чувствительных элементов, входящих в состав ИИБ.

Ошибки углов вертикали за счет акселерометров включают в себя постоянную и переменную с частотой Шулера составляющие, ошибки за счет гироскопов только переменную. Для уменьшения переменной составляющей ошибки инерциальной вертикали используют метод демпфирования шулеровских колебаний. Неотъемлемой частью технологического процесса регулировки ИИБ является подбор коэффициентов демпфирования. При использовании акселерометров навигационного класса точности (ошибка нулевого сигнала $1,5...2 \cdot 10^{-4}g$) обеспечивается погрешность определения вертикали $30...40$ угл. сек.

3. Погрешность определения углов инерциальной вертикали за счет рефракции

Углы рефракции рассчитываются с учетом атмосферных явлений. Учет рефракции необходимо вести, начиная с зенитных углов 10° (угол места 80°). До зенитных углов 25° (углы места 65°) рефракция составляет 1 угл.сек. на 1° .

4. Погрешность рассогласования базисов ЗД и ИИБ

Погрешность рассогласования базисов оценивается исходя из технологических возможностей предприятия.

Рассматриваются:

- процессы регулировки ИИБ, состоящие из подготовительной операции привязки СК поворотного стола к МСК, калибровки ИИБ и построения реперного направления (нормали к плоскости зеркального отражателя) ИИБ;
- процессы регулировки ЗД, при этом оценивается привязки ЗПСК к МСК;
- процессы сборки и цеховой юстировки АИС, при этом оценивается инструментальная погрешность СК обоих датчиков относительно друг друга после сборки; нижний предел ошибок базового направления, достижимый в условиях, близких к идеальным, составляет по углам вертикали 21 угл. сек., по курсовому углу 23 угл. сек.

По результатам проведенного анализа технологических возможностей производства АИС сделаны следующие выводы.

- Найденные на основе анализа технологических операций погрешности привязки АИС в сборе относительно местной системы координат достижимы в условиях, близких к идеальным. В реальности они могут составлять величины единицы угловых минут, что недопустимо для решения задач определения местоположения объекта и его курсового направления. Для повышения точности взаимной привязки ЗД и ИИБ предложено дополнить цеховую юстировку натурной калибровкой, регистрируя изображения звезд на небе.

- В целях коррекции рассогласования между СК ЗД и ИИБ необходимым является проведение алгоритмической коррекции, базирующейся на

обсервационных измерениях параметров небесных светил в процессе проведения натурных испытаний.

- В целях коррекции рассогласования между СК ЗД и ИИБ в процессе эксплуатации необходимым является разработка методики выверки астросистемы вне заводских условий. Понятие технологического процесса выверки оптического прибора предполагает контроль за величиной рассогласования приборных базисов звездного датчика и инерциального блока с течением жизненного цикла в процессе эксплуатации и проведение дополнительной калибровки в случае необходимости.

На основе анализа критических элементов прибора и, соответственно, определения интервала ошибок входных параметров системы, строится детерминированная математическая модель ошибок астроинерциальной системы проекционного типа. Результатом построения и анализа модели ошибок являются выводы о факторах ошибок, оказывающих воздействие на работу астросистемы. При этом рассматриваемые ошибки ранжированы по степени влияния на ошибки выходных параметров.

Результаты математического моделирования обобщены в Таблице 1.

Таблица 1 – Оценка погрешностей определения навигационных параметров в зависимости от отдельных ошибок астросистемы

Ошибки	Пределы изменения, не более, угл. мин.,	Ошибки координат, не более, км	Ошибки курсового угла, не более, угл. мин.
Рассогласование СК ЗД и ИИБ	10	30	20
Ошибки определения углов инерциальной вертикали	1	6	3
Ошибки определения звездного азимута	0,5	1,5	1
Ошибка за счет явления астрономической рефракции	0,2	0,6	0,3
Ошибки определения астрономических координат	0,1	0,3	0,1

Приведен перечень технологических работ и корректирующих мероприятий, необходимых для уменьшения или устранения этих погрешностей.

1. Значительным фактором, влияющим на результаты работы астроинерциальной системы проекционного типа, является рассогласование СК ЗД и ИИБ. Основным вопросом разработки методик повышения точности АИС является разработка методики сопряжения их базисов.

2. Второй по степени значимости являются совокупность ошибок определения углов инерциальной вертикали. На первое место ставится отбор акселерометров горизонтальных каналов. Для обеспечения погрешности

определения (СКО) углов вертикали не более 30 угл. сек. следует отбирать акселерометры с гистерезисом не более $1,5 \cdot 10^{-4}g$.

Для устранения периодической ошибки шулеровских колебаний углов вертикали, требуется правильный выбор коэффициентов демпфирования. При их правильном подборе ошибка углов вертикали будет определяться только постоянной составляющей смещения нулевого сигнала акселерометров.

3. Ошибка определения звездного азимута, как и ошибки определения других астрономических координат зависят от качества изготовления оптических деталей объектива, сборки и юстировки астродатчика в целом. При этом, ключевым результатом является корректная разработка процесса геометрической калибровки оптической системы объектива ЗД, в которой учтены температурные зависимости фокусного расстояния и дисторсии.

4. Отдельно следует отметить, что явление астрономической рефракции рассматривалось для околоризитного пространства небесной сферы, где углы рефракции составляют величины до 12 угл. сек. и существенно не влияют на работу астросистемы. Однако, при работе с наклонами от зенита, начиная с 20° , угол рефракции превысит 0,4 угловых минут, после чего учет рефракции станет необходим. Рассчитанный по многим метеорологическим параметрам и показаниям ИИБ коэффициент рефракции заносится в алгоритм работы АИС и учитывается при вычислениях.

Третья глава посвящена разработкам методик повышения точности АИС проекционного типа. Первая из них разрабатывается на основе вывода о необходимости сопряжения базисов ЗД и ИИБ как основного вопроса обеспечения необходимой точности при работе АИС.

Построение матрицы сопряжения СК ИИБ и ЗД включает три этапа.

На первом этапе из матрицы $M_{АПСК}^{ЗПСК}$ получают начальные значения углов коррекции α_1 , α_2 и α_3 . Для построения матрицы $M_{ГСК}^{МСК}$ используют эталонные значения географических координат места выполнения операций калибровки системы. МНК углов ориентации формируются на основании оценок углов крена γ , тангажа ϑ и курса ψ , получаемых на выходе инерциального блока.

$$M_{АПСК}^{ЗПСК} = M_{ИСК}^{ЗПСК} \cdot (M_{ИСК}^{ГСК})^{-1} \cdot (M_{ГСК}^{МСК})^{-1} \cdot (M_{МСК}^{АПСК})^{-1}.$$

На втором этапе должны быть вычислены значения широты φ и долготы λ на основании величин компонент полученной исходной матрицы $M_{АПСК}^{ЗПСК}$.

На третьем этапе полученные значения широты φ и долготы λ сравниваются с эталонными. В случае, если ошибки их оценок превышают заданные пороговые значения, выполняется подстройка величин начальных углов коррекции α_1 , α_2 и α_3 . Для этого предложено минимизировать функционал Δx_n , который определяется разностью найденных географических и эталонных координат (n – номер шага итерации поиска минимума функционала). Задача минимизации решается с помощью алгоритма градиентного спуска с постоянным шагом относительно начальных значений ошибок Δx_0 :

$$\Delta x_1 = \Delta x_0 - \text{grad}(\Delta x_n).$$

Вычисления проводятся в найденном направлении с заданным шагом до тех пор, пока величина ошибки не сравняется с пороговым значением

$$\Delta x_k \leq \Delta x_{\text{п}},$$

где k – количество итераций вычислений. Алгоритм построения матрицы сопряжения приведен на Рисунке 5.

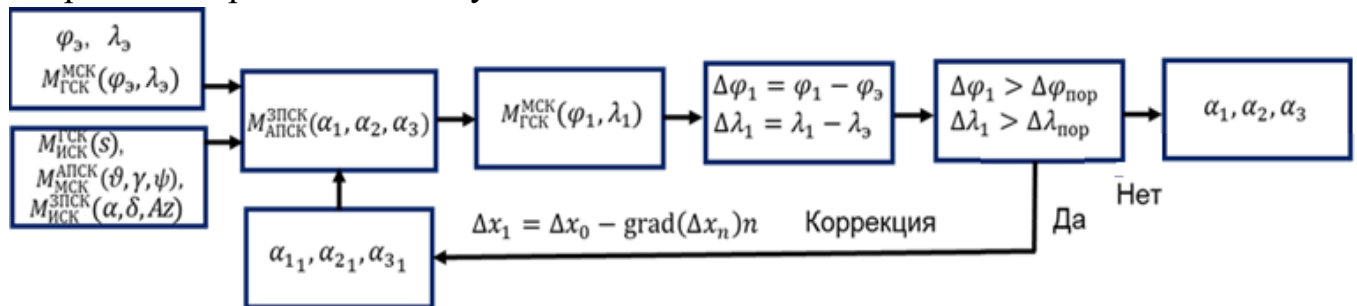


Рисунок 5 – Блок-схема алгоритма построения матрицы сопряжения

Методика сопряжения базисов ЗД и ИИБ была подтверждена экспериментально. Эксперимент проводился на специально оборудованной площадке с известными геодезическими координатами: северная широта $55,655^\circ$; восточная долгота $37,534^\circ$. На измерительном стенде были установлены ЗД с погрешностью определения звездных координат не более $0,005^\circ$ и ИИБ с погрешностью определения инерциальной вертикали – углов крена γ и тангажа θ – не более $0,02^\circ$. Входящий в состав стенда приемник СНС обеспечивал выдачу сигналов точного всемирного времени. Сравнивались погрешности позиционирования некалиброванного астрономического прибора и с применением метода алгоритмической коррекции.

Итогом проведенного эксперимента можно считать следующее:

- с учетом рассогласования между приборными СК звездного датчика и инерциального блока, средние значения погрешности по выборкам геодезических координат составляют по широте приблизительно $0,57^\circ$, по долготе – $0,59^\circ$;
- в результате проведения процедуры алгоритмического сопряжения при найденных значениях углов коррекции эти величины составили приблизительно $0,02^\circ$ по широте и $0,03^\circ$ по долготе, приблизившись тем самым к погрешностям инерциального блока.

Практическая проверка результатов проведенных работ по настройке астросистемы проекционного типа, выполненных по методике сопряжения базисов ЗД и ИИБ, была проведена на реальном мобильном объекте. Экспериментальная проверка состояла из двух этапов – проверка на стоянке и в движении. Для проведения эксперимента осуществлялась геодезическая привязка стендового оборудования, размещаемого на объекте.

В ходе проверки на стоянке определялся курсовой угол прибора относительно начального базового направления системы координат мобильного объекта. При этом, погрешность определения курсового угла не вышла за пределы

2 угловых минут. Данный показатель ошибки соответствует требованиям, предъявляемым к современным астросистемам, что подтверждает состоятельность предложенной методики сопряжения базисов 3Д и ИИБ.

В процессе проверки в движении проверялась ошибки определения географических координат – широты и долготы, которые сравниваются с показаниями приемника СНС. Максимальное отклонение от эталонного приемника СНС по широте составило величину не более 1,8 км, по долготе не более 1,4 км. Это подтвердило в реальных условиях эксплуатации достоверность методики алгоритмического сопряжения базисов звездного датчика и инерциального измерительного блока и соответствует требованиям, предъявляемым к современным астросистемам.

По результатам проводимых экспериментальных проверок сделан ряд выводов, важных для потребителя.

Во-первых, прибор прошел испытания на реальном объекте, что подтвердило ее жизнеспособность в реальных условиях.

Во-вторых, прибор при отсутствии отказов показал заявленную точность.

В-третьих, продемонстрирована технологическая готовность прибора к серийному производству.

Суммируя сказанное: астрономический прибор нового типа соответствует современным требованиям точности и надежности для автономной навигации.

В работе также был предложен технологический процесс выверки на объекте, не предполагая заводских условий. Обычно, регламентные работы по выверке проводятся в заводских условиях на специализированных рабочих местах. Для случая проведения выверки на своем рабочем месте сохраняются все геодезические привязки и электрические соединения. Нет необходимости проведения новых пуско-наладочных работ, включая сложную метрологическую аттестацию системы. Выверка производилась на стенде под открытым небом, имитирующим расположение АИС относительно системы координат объекта.

В процессе выверки образца прибора осуществлен ряд проверок:

1. Проверка точности определения координат в астроинерциальном режиме. Проверка выполнена согласно методики алгоритмического сопряжения базисов звездного датчика и инерциального измерительного блока с дополнением проведения этих проверок на разных румбах – 0° , 90° , 180° , 270° .

2. Проверка точности определения курсового угла образца в астроинерциально-спутниковом режиме. В ходе проверки определяется сопряжение курсовых направлений инерциального измерительного блока и звездного датчика, рассогласованных в процессе эксплуатации. Сравнивалась и осреднялась пятикратно измеренная ошибка измерения курсового угла геодезическим и астрономическим способом в четырех положениях на румбах 0° , 90° , 180° , 270° .

Оценка ошибки измерения геодезическим методом проводится относительно ориентирного направления, определенного с погрешностью 5 угл.сек. Два угла передачи этого направления измерены теодолитами с ошибкой 5 угл. сек. Таким образом, общая погрешность измерения составляет $5 \cdot \sqrt{3} \approx 9$ угл.сек. Такая ошибка измерения характерна для всех направлений измерения курсового угла. На Рисунке 6 приведен пример определения курсового угла геодезическим способом на румбе 0° .

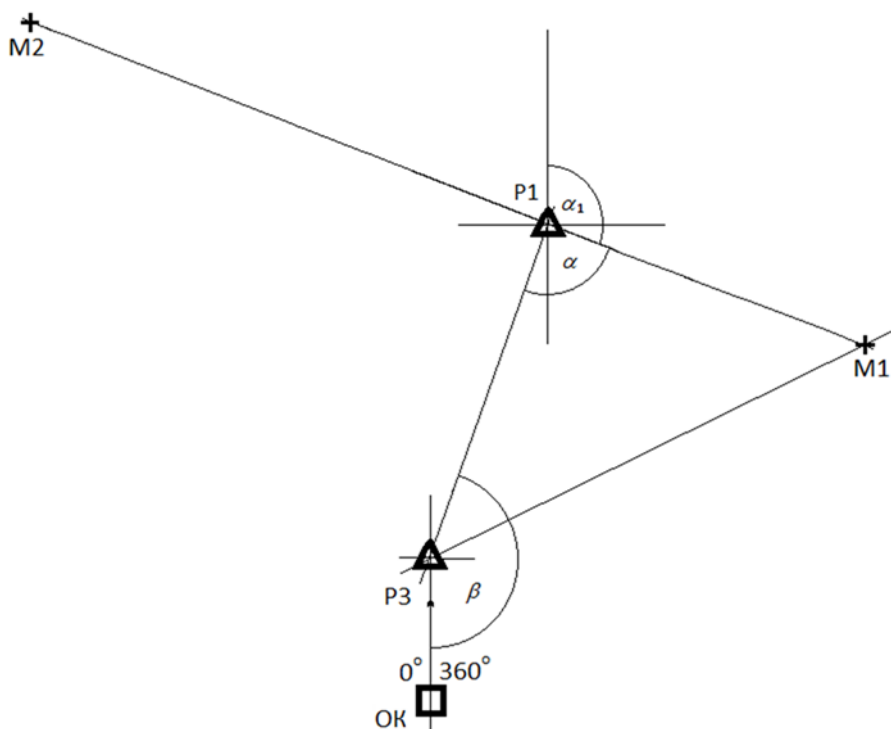


Рисунок 6 – Определение курсового угла ориентации АИС на румбе 0°

На рисунке M1 и M2 – геодезические метки, которые моделируют базовую ориентирную линию объекта относительно Северного направления, определенную с погрешностью 10 угл.сек. Углы α_1 – азимут направления «M1-M2», α_2 – азимут направления «M2-M1».

P1 – реперная точка положения базового теодолита с погрешностью измерения угловых параметров не более 5 угл. сек.

ОК – оптический кубик – реперный отражатель АИС.

P2 – реперная точка привязки образца астросистемы. Для этой точки определены географические координаты (широта φ и долгота λ). Точка является нулевым отсчетом стенда для проведения натурных испытаний.

P3 – реперная точки размещения измерительного теодолита. Линия P2 – P3 считается нулевым положением угловых отсчетов опорно-поворотного устройства

Ошибка измерения курсового угла астроинерциально-спутниковом методом в зависимости от румба при 20-минутном измерении составляла величину от 32 до 43 угл.сек.

Осредненные отклонения курсового угла для всех румбов содержат постоянную составляющую, которая остается неизменной в течение всей серии измерений, сохраняя величину и знак. Эта постоянная (систематическая) составляющая свидетельствует о рассогласовании приборных базисов ЗД и ИИБ по курсовому углу, образовавшегося в процессе эксплуатации. Указанная систематическая погрешность исключена из результатов измерений введением поправки. После введения поправки погрешность определения курсового угла не выходит за пределы 2 угл. мин., что удовлетворяет требованиям, предъявляемым к современным астрономическим приборам.

Предлагаемый метод выверки АИС позволяет провести все необходимые работы непосредственно на месте эксплуатации системы без ее демонтажа. Это приводит к сокращению сроков и стоимости работ по сравнению со стандартным подходом, требующим отправки оборудования на предприятие-изготовитель. Кроме того, сохраняются геодезическая привязка астросистемы и не требуется повторной метрологической аттестации прибора.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

В результате выполненной работы была проведена разработка методик технологических процессов регулировки, испытаний и выверки астроинерциальных систем проекционного типа.

Были поставлены и решены следующие задачи:

1. Проведен анализ существующих астроинерциальных приборов и оценена их возможность по обеспечению высокой точности результатов оценивания выходных параметров.

2. Разработана детерминированная математическая модель астроинерциальной системы проекционного типа и проведено имитационное моделирование такой системы с целью выявления доминирующих элементов конструкции.

3. Синтезирован алгоритм сопряжения приборных базисов астроинерциальной системы проекционного типа, обеспечивающий уменьшение ошибок измерения выходных параметров.

4. Проведены экспериментальные исследования, включая натурные испытания, с целью проверки полученных теоретических результатов.

5. Разработана технология регулировки элементов астроинерциальной системы проекционного типа и системы в целом.

Полученные результаты работы были использованы при разработке перспективной астросистемы в части технологических процессов ее регулировки, формирования стендового оборудования и проведения экспериментальных проверок.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Болотнов, А. С., Вереникина Н. М., Назаров С. И. Исследование прецизионного лазерного гироскопа для задач инерциальной навигации // Контенант. – 2020. – Т. 19, № 4. – С. 91-102. (0,76 п.л.)

2. Астрономические инерциальные системы для применения в морских навигационных комплексах / А. С. Болотнов [и др.] // Прикладная фотоника. – 2023. – Т. 10, № 4. – С. 89-101. (0,43 п.л.)
3. Болотнов А.С., Кондрашкин Г.В. Эволюция технических решений в построении систем астроинерциальной навигации // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. – 2024. – № 4 (149). – С. 4-24. (1,36 п.л.)
4. Кондрашкин Г. В., Болотнов А. С., Шкатов М. Ю. Исследование погрешностей астроинерциальной навигационной системы в задаче определения истинного курса по данным солнечного датчика // Управление большими системами: сборник трудов. – 2024. – № 109. – С. 198-219. (0,62 п.л.)
5. Болотнов А.С., Бурый Е.В., Кондрашкин Г.В. Достижимые погрешности определения навигационных параметров, формируемых астроинерциальной навигационной системой // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. – 2025. – № 2 (151). – С. 4–18. (0,91 п.л.)
6. Кондрашкин Г. В., Болотнов А. С., Шкатов М. Ю. Методы решения задач астронавигации с применением цифровых оптических камер // Известия вузов. Приборостроение. – 2025. – Т. 68, № 7. – С. 609–616. (0,55 п.л.)
7. Болотнов, А. С. Методика проверки точности определения курсового угла астроинерциальной навигационной системы / А. С. Болотнов, Г. В. Кондрашкин // Вестник метролога. – 2025. – № 3. – С. 23-27. (0,40 п.л.)
8. Болотнов А. С., Кондрашкин Г. В., Шкатов М. Ю. Проверка характеристик астроинерциальной навигационной системы на морском объекте в режиме непрерывного астроинерциального исчисления // Управление большими системами: сборник трудов. – 2025. – № 117. – С. 335-350. (0,52 п.л.)