

**На правах рукописи**



**Наумченко Владислав Павлович**

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

Специальность: 2.5.16 - «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)»

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва – 2025

Работа выполнена на кафедре 604 «Системный анализ и управление» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель:	<b>Малышев Вениамин Васильевич</b> , доктор технических наук, профессор, профессор кафедры 604 «Системный анализ и управление» МАИ, заслуженный деятель науки РФ.
Официальные оппоненты:	<b>Фоминов Иван Вячеславович</b> , доктор технических наук, профессор, начальник кафедры «Автономных систем управления ракет-носителей и космических аппаратов» Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского  <b>Николаев Михаил Дмитриевич</b> , кандидат технических наук, начальник отдела гироскопических приборов систем управления изделий ракетно-космической техники АО «ЦНИИмаш»
Ведущая организация:	<b>Акционерное общество «Инерциальные технологии «Технокомплекс»</b> 140108, Московская область, г. Раменское, ул. Михалевича, д. 39, корп. 3, эт/пом 3/74

Защита состоится «04» декабря 2025 г. в 16:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: [https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT\\_ID=186023](https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=186023)

Автореферат разослан «\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2025 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Отдел Ученого и диссертационных советов МАИ.

Ученый секретарь диссертационного совета 24.2.327.03, д.т.н., доцент



Старков А.В.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность работы.** Начальная выставка инерциальных навигационных систем (ИНС) является необходимым этапом в ходе предполетной подготовки подвижного объекта поскольку именно на этом этапе определяются начальные ошибки счисления координат и углов в алгоритмах навигации и ориентации. Вероятность потери сигналов от других навигационных систем из состава бортового комплекса устанавливает требование в наличии автономного алгоритма начальной выставки ИНС. Координаты и скорости неподвижного объекта, как правило, известны с высокой точностью в месте старта, поэтому, говоря о начальной выставке ИНС, обычно подразумевают совмещение навигационного (географического) базиса, связанного с объектом и базиса, связанного с самой ИНС (приборный базис). Это совмещение проводится в два этапа – горизонтирование (определение углов отклонения от плоскости горизонта) и гирокомпасирование (определение углов отклонения от плоскости истинного меридиана).

Недостаточная вариативность существующего автономного алгоритма ограничивает возможности потребителей к выбору требуемой циклограммы выставки, что обуславливает необходимость поиска компромисса между быстродействием и точностью. Перенастройка коэффициентов усиления каналов горизонтирования и гирокомпасирования в контуре стабилизации — это трудоемкий процесс, результат которого может привести к неустойчивому состоянию системы. Это, в свою очередь, ограничивает область применения автономного алгоритма, перенаправляя вектор исследований и разработок в область комплексирования и усложнения состава навигационного комплекса. Таким образом, потребителям в некоторой совокупности задач и на ряде объектов, где важна оперативная готовность, может не хватать достаточного числа вариантов для оперативной и точной настройки алгоритмов выставки, когда в зависимости от текущей ситуации и поставленных целей необходимо сделать акцент либо на сокращение времени готовности, либо на повышение точности выставки, либо на оптимальное сочетание этих факторов.

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

Наиболее широкое распространение в последние два десятилетия стали получать бесплатформенные ИНС (БИНС) вместо систем с гиростабилизированной платформой (ГСП). Однако в условиях высоких вибродинамических нагрузений изделия, а также на носителях, требующих проведения периодических калибровок

показаний инерциальных датчиков, все еще успешно применяются ИНС с ГСП. Другим перспективным направлением в области инерциальной навигации является разработка БИНС с вращающимся блоком чувствительных элементов (БЧЭ), который совмещает в себе достоинства как БИНС, так и ИНС с ГСП. Такие БИНС также нуждаются в проведении начальной выставки.

Принимая во внимание постоянно растущие требования к точностным параметрам ИНС, а также необходимость к снижению времени готовности системы к полету, развитие алгоритмов начальной выставки ИНС в части повышения точности и уменьшения суммарного времени выставки является актуальной и востребованной научно-технической задачей.

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

**Предметом исследования** являются математические модели, циклограммы начальной выставки и калибровки в процессе выставки ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ.

**Цель** – повышение быстродействия и точности алгоритма автономной начальной выставки углов ориентации платформенных ИНС и БИНС с вращающимся БЧЭ построенного на базе решения задачи поиска заданного экстремума показаний инерциальных датчиков и совместной калибровки (докалибровки) инерциальных датчиков в процессе выставки.

**Основные задачи диссертационного исследования:**

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

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

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

4. Определены пути по повышению помехоустойчивости алгоритма.

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

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

**Научная новизна** заключается в том, что:

1) Разработана итерационная циклограмма и унифицированные математические модели автономной начальной выставки одноосных, двухосных и трехосных платформ с произвольных начальных положений как задачи поиска заданного экстремума показаний инерциальных датчиков без необходимости решения систем дифференциальных уравнений, описывающих динамику ИНС и устойчивость к заданным внешним воздействиям объекта применения;

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

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

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

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

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

### **Основные положения выносимые на защиту:**

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

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

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

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

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

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

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

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

**Личный вклад автора** заключается в формулировании концепции алгоритма выставки и калибровки (докалибровки) ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ, составлении математических моделей выставки и калибровки, формировании путей повышения помехоустойчивости алгоритма, имитационном моделировании и проведении полунатурного эксперимента.

**Объем и структура диссертации.** Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка сокращений, списка литературы и приложения. Общий объем диссертации 147 страниц, включая 31 таблицу, 69 рисунков и схем.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

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

В **первой главе** приводятся математические модели инерциальной навигационной системы, классической постановки задачи начальной выставки, основные виды возмущений, влияющих на точность и быстродействие выставки, а также аналитический обзор алгоритмов выставки ИНС.

Рассматриваемая математическая модель измерений (ММИ) в векторной форме имеет вид:

$$\begin{aligned}\tilde{\mathbf{a}} &= \mathbf{S}_a(\mathbf{I} + \mathbf{M}_a)\mathbf{a} + \mathbf{b}_a + \mathbf{n}_a \\ \tilde{\boldsymbol{\omega}} &= \mathbf{S}_\omega(\mathbf{I} + \mathbf{M}_\omega)\boldsymbol{\omega} + \mathbf{b}_\omega + \mathbf{n}_\omega\end{aligned}\quad (1)$$

где  $\tilde{\mathbf{a}}, \tilde{\boldsymbol{\omega}}$  – вектора измеренных ускорений и угловой скорости;  $\mathbf{a}, \boldsymbol{\omega}$  – истинные значения;  $\mathbf{S}_a, \mathbf{S}_\omega$  – диагональные матрицы масштабных коэффициентов (МК);  $\mathbf{M}_a, \mathbf{M}_\omega$  – матрицы неортогональности;  $\mathbf{b}_a, \mathbf{b}_\omega$  – смещения нуля;  $\mathbf{n}_a, \mathbf{n}_\omega$  – шум измерений. Случайные составляющие нулевых сигналов принято рассматривать как суперпозицию белого шума  $\mathbf{n}_{a\xi}, \mathbf{n}_{\omega\xi}$  и цветного шума  $\mathbf{n}_{a\varepsilon}, \mathbf{n}_{\omega\varepsilon}$ . Для снижения их влияния на точность измерений необходимо применение цифровой фильтрации.

Классический существующий алгоритм начальной выставки, используемый, в частности, в платформенной ИНС LTN-51 фирмы «Litton» занимает в среднем ~16,5 мин. В ИНС с ГСП время выставки обычно может варьироваться в диапазоне от 10 до 20 мин, в БИНС от 5 до 15 мин. Причем основным фактором является температура, в зависимости от которой время может увеличиваться и до 30 минут. Для совершения выставки решаются системы дифференциальных уравнений вида:

$$\begin{cases} \dot{V}_x = -g\vartheta + \delta a_x \\ \dot{V}_y = g\gamma + \delta a_y \end{cases}, \begin{cases} \dot{\vartheta} = k_2 V_x - k_1 \int V_x dt + \delta\omega_y - \Omega_r \sin\psi \\ \dot{\gamma} = k_2 V_y - k_1 \int V_y dt + \delta\omega_x + \Omega_r \cos\psi \\ \dot{\psi} = -k_3(\Omega_r \sin\psi + \delta\omega_z) + \Omega \sin\varphi \end{cases}\quad (2)$$

где  $V_{x,y}$  – составляющие скорости, измеряемые ИНС;  $\theta, \gamma$  – углы отклонения ГСП от плоскости горизонта;  $\delta a_{x,y}, \delta\omega_{x,y,z}$  – собственные погрешности акселерометров и гироскопов;  $\Omega_r, \Omega_v$  – горизонтальная и вертикальная составляющие вектора угловой скорости вращения Земли  $\vec{\Omega}_3$ ;  $\psi$  – угол курса (азимута);  $k_{1,2,3}$  – параметры контуров горизонтирования и гирокомпасирования платформы. Процесс выставки платформы LTN-51 представлен на рисунке 1.

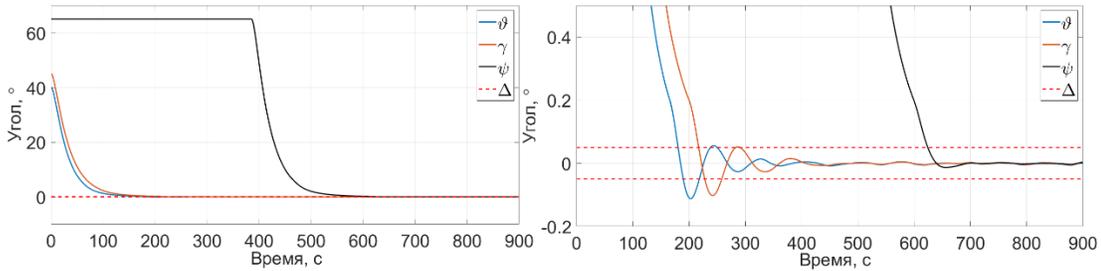


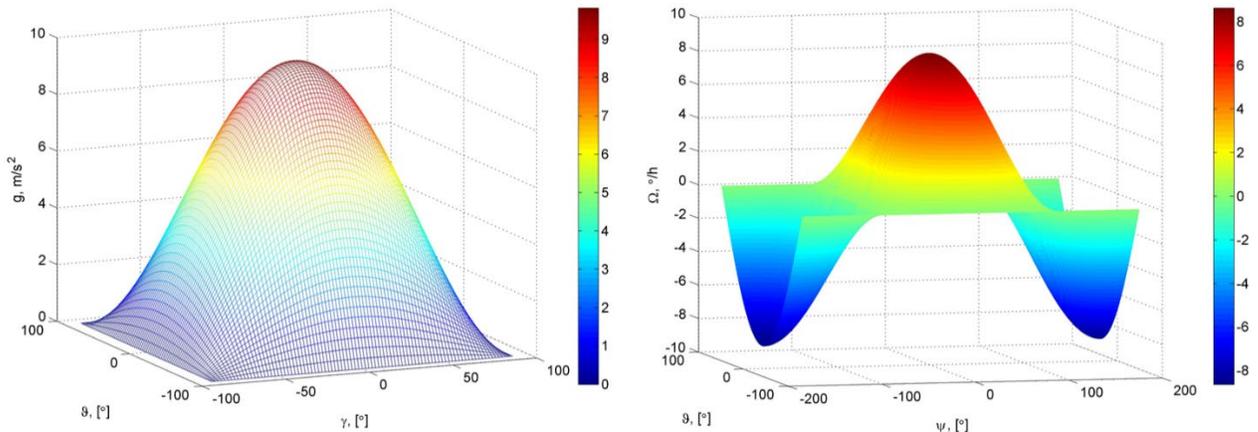
Рисунок 1 – Выставка LTN-51

Потребителю может понадобиться проведение выставки сразу после включения питания без ожидания прогрева электроники и остальных узлов прибора. В этом случае первичная калибровка не позволит полностью скомпенсировать инструментальные ошибки, поскольку они будут значительно дрейфовать, особенно смещения нуля (СН), а значит будут приводить и к существенным ошибкам в определении углов ориентации платформы. СН  $O_{\text{смещ}}$  вносят наибольший вклад ( $\sim 70\%$ ) в ошибку начальной выставки по сравнению с ошибками масштабного коэффициента (МК) и углами неортогональности (НО):

$$\theta_{\text{сумм}} \approx O_{\text{СН}}(10^{-2}) + O_{\text{МК}}(10^{-3}) + O_{\text{НО}}(10^{-3}) \approx O(10^{-2}) \quad (3)$$

В связи с этим необходима калибровка (докалибровка) в первую очередь именно СН.

Во **второй главе** приводятся циклограммы и математические модели алгоритма начальной выставки как задачи поиска заданного экстремума показаний инерциальных датчиков, не требующей составления и решения дифференциальных уравнений динамик объекта и самой ГСП. Поскольку алгоритм работает на неподвижном относительно Земли основании, то зависимости проекций векторов ускорения свободного падения  $\vec{g}$  и угловой скорости вращения Земли  $\vec{\Omega}_3$  от углов вращения ГСП известны и могут быть представлены в виде уровенных поверхностей как на рисунке 2.

Рисунок 2 – Уровенные поверхности векторов  $\vec{g}$  и  $\vec{\Omega}_3$

Математическая модель начальной выставки ГСП имеет итерационный характер:

$$\begin{cases} \gamma_k = \gamma_{k-1} + h_{\gamma_k} \cdot \lambda_{\gamma_k} \cdot d_{\gamma_k} \\ \vartheta_k = \vartheta_{k-1} + h_{\vartheta_k} \cdot \lambda_{\vartheta_k} \cdot d_{\vartheta_k} \\ \psi_k = \psi_{k-1} + h_{\psi_k} \cdot \lambda_{\psi_k} \cdot d_{\psi_k} \end{cases}; \begin{cases} d_{\alpha_k} = |-\nabla f_k(\gamma_k, \vartheta_k, \psi_k)| \rightarrow \text{КП} \\ \lambda_{\alpha_k} = |\alpha^* - \alpha_k|/d_{\alpha_k} \\ d_{\alpha_k} = |N_{\alpha_k}(\gamma_k, \vartheta_k, \psi_k) - N_{\alpha_{k-1}}(\gamma_k, \vartheta_k, \psi_k)| \rightarrow \text{МП} \\ \lambda_{\alpha_k} = |N_{\alpha_k}(\gamma_k, \vartheta_k, \psi_k)|/d_{\alpha_k} \end{cases} \quad (4)$$

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

Акселерометры (А) и гироскопы (Г) измеряют проекции векторов  $\vec{g}$  и  $\vec{\Omega}_3$  на соответствующие оси чувствительности (ОЧ) А и Г, которые после фильтрации и калибровки поступают в алгоритм решения оптимизационной задачи (4). Блок-схема алгоритма выставки приведена на рисунке 3. Без дополнительных улучшений, приведенных ниже в базовом варианте, она соответствует блокам, изображенным черным цветом.



Рисунок 3 – Блок-схема алгоритма выставки

Алгоритм функционирует в итерационном формате. После проведения пробного шага, на котором происходит формирование начального градиента и расширение массива измерений в точках  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$ , проводится вычисление антиградиентов  $d_{\alpha_k}$  и шагов

$\lambda_{\alpha_k}$  по одному из подходов: классический подход (КП) или модифицированный подход (МП). В КП антиградиенты  $\nabla f_k$  вычисляются как аналитические производные от ММИ проекций А и Г на свои ОЧ, а числитель шага  $\lambda$  как разница между углом  $\alpha^*$ ,

получаемым путем аналитического решения необходимого условия экстремума для (4) относительно  $\lambda$  ( $\Phi'(\lambda) = f(\alpha_0 + h \cdot \lambda \cdot d) = 0$ ), и текущим углом платформы:

$$\Phi'(\lambda) = 0 \quad (5)$$

$$g \cdot \cos(\vartheta_k + h_{\vartheta_k} \lambda_{\vartheta_k} d_{\vartheta_k}) = 0; \quad -\Omega_{\Gamma} \sin(\psi_k + h_{\psi_k} \lambda_{\psi_k} d_{\psi_k}) = 0$$

В (5) левое уравнение необходимо для определения углов  $\alpha^*$  для горизонтирования, а правое для гироскомпасирования. Правое уравнение записывается при условии  $\vartheta \rightarrow 0$ , соответствующему горизонтальной ориентации платформы. Далее разрешим (5):

$$\vartheta_k + h_{\vartheta_k} \lambda_{\vartheta_k} d_{\vartheta_k} = \pm(2n + 1) \frac{\pi}{2}; \quad \psi_k + h_{\psi_k} \lambda_{\psi_k} d_{\psi_k} = \pm n\pi \quad (6)$$

Принимая в расчет недопустимость опрокидывания платформы (то есть углы отклонения от плоскости горизонта не могут превышать  $90^\circ$ ), а также, полагая,  $h_{\vartheta_k} = h_{\psi_k} = 1$  получим выражения (4) для КП. Углы  $\alpha^*$  для горизонтирования равны соответственно  $90^\circ$ , а для гироскомпасирования могут варьироваться и составлять  $0^\circ$ ,  $180^\circ$  и  $360^\circ$ .

При расчёте  $d_{\alpha_k}$  и  $\lambda_{\alpha_k}$  для МП достаточно знать только показания ЧЭ на текущем и предыдущем такте выставки (промежуточных ориентациях платформы).

Корректировка шага  $h_{\alpha_k}$  задается перед началом работы алгоритма и обычно лежит в диапазоне от  $[-2; 0) \cup (0; 2]$ . Она служит для регулировки начальной скорости алгоритма и знак при ней определяет направление разворота платформы. Согласно второй схеме (МП), антиградиент вычисляется как разность между показаниями А и Г в соседних промежуточных ориентациях платформы, а числители шага  $\lambda_{\alpha_k}$  как показания А и Г в текущих промежуточных ориентациях. Такой итерационный алгоритм работает до тех пор, пока показания А и Г не достигнут значений  $\Delta_A$  и  $\Delta_{\Gamma}$ , пропорциональных допустимым углам отклонения платформы от плоскости горизонта и географического меридиана. ММИ  $f_k$  ИНС с ГСП (без учета инструментальных погрешностей датчиков) имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} A_x = g s(\vartheta) \\ A_y = -g s(\gamma) c(\vartheta) \\ A_z = g c(\gamma) c(\vartheta) \\ G_x = \Omega_{\Gamma} c(\psi) c(\vartheta) + \Omega_{\text{В}} s(\vartheta) \\ G_y = \Omega_{\Gamma} [s(\gamma) s(\vartheta) c(\psi) + s(\psi) c(\gamma)] - \Omega_{\text{В}} s(\gamma) c(\vartheta) \\ G_z = \Omega_{\Gamma} [s(\gamma) s(\psi) - c(\vartheta) c(\gamma) c(\psi)] + \Omega_{\text{В}} c(\gamma) c(\vartheta) \end{array} \right. \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \vartheta = as \left( \frac{A_x}{g} \right) \\ \gamma = as \left( -\frac{A_y}{g c \vartheta} \right) \\ \psi = ac \left( \frac{G_x - \Omega_{\text{В}} s(\vartheta)}{\Omega_{\Gamma} c(\vartheta)} \right) \\ \psi = as \left( \frac{G_y}{\Omega_{\Gamma}} \right) \end{array} \right. \quad (7)$$

где  $\Omega_{\Gamma} = \Omega \cos \varphi$ ,  $\Omega_{\text{В}} = \Omega \sin \varphi$  – горизонтальная и вертикальная проекции угловой скорости вращения Земли на широте  $\varphi$ ;  $s = \sin$ ;  $c = \cos$ ;  $as = \arcsin$ ;  $ac = \arccos$ . Промежуточные углы ориентации ГСП могут быть выражены через правую систему (7), или путем получения информации с датчиков углов (ДУ) платформы.

БИНС с вращающимся БЧЭ являются перспективными приборами, совмещающими в себе достоинства как БИНС, так и ИНС с ГСП за счет сохранения энергетических и массо-габаритных характеристик, так и за счет возможности проведения периодических калибровок на носителе и сохранения работоспособности при высоких вибродинамических нагрузениях. Геометрия ОЧ такой БИНС и соответствующие ей проекции А и Г представлены на рисунке 4. Модель выставки платформы вокруг оси вращения (ОВ), равноотклонённой от ОЧ А и Г для КП и МП имеют вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} v_{k+1} = v_k + h_{v_k} \cdot \lambda_{v_k} \cdot d_{v_k} \\ d_{v_k} = -\nabla f(v_k) = -\partial f_k / \partial v_k \\ \lambda_{v_k} = f'_k (f'_k(v_k + h_{v_k} \cdot \lambda_{v_k} \cdot d_{v_k})) \end{array} \right. ; \left\{ \begin{array}{l} v_{k+1} = v_k + h_{v_k} \cdot \lambda_{v_k} \cdot d_{v_k} \\ d_{v_k} = |A_{v_k}(v_k) - A_{v_{k-1}}(v_k)| \\ \lambda_{v_k} = |A_{v_k}(v_k)| / d_{v_k} \end{array} \right. \quad (8)$$

Логика работы алгоритма выставки БИНС с вращающимся БЧЭ аналогична (4), однако разворот осуществляется вокруг одной ОВ на угол  $\nu$  и управление осуществляется по показаниям А по командам установки оси  $X_p$ ,  $Y_p$  или  $Z_p$  вертикально вверх/вниз, то есть выставки ОЧ по направлению вектора  $g$ . Когда одна из осей ориентирована вертикально, две другие находятся в плоскости горизонта (рисунок 4). ММИ акселерометров такого БИНС  $f(v_k)$  и формулы для вычисления угла разворота платформы имеют вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} A_{x_k} = g \cdot \left( \frac{1}{\sqrt{3}} s(v_k) - \frac{1}{3} c(v_k) + \frac{1}{3} \right) \\ A_{y_k} = g \cdot \left( -\frac{1}{\sqrt{3}} s(v_k) - \frac{1}{3} c(v_k) + \frac{1}{3} \right) \\ A_{z_k} = g \cdot \left( \frac{2}{3} c(v_k) + \frac{1}{3} \right) \end{array} \right. \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} v_k = \text{as} \left( \frac{\sqrt{3} \cdot (A_{x_k} - A_{y_k})}{2g} \right) \\ v_k = \text{ac} \left( \frac{2g - 3A_{x_k} - 3A_{y_k}}{2g} \right) \\ v_k = \text{ac} \left( \frac{3A_{z_k} - 4g}{2g} \right) \end{array} \right. \quad (9)$$

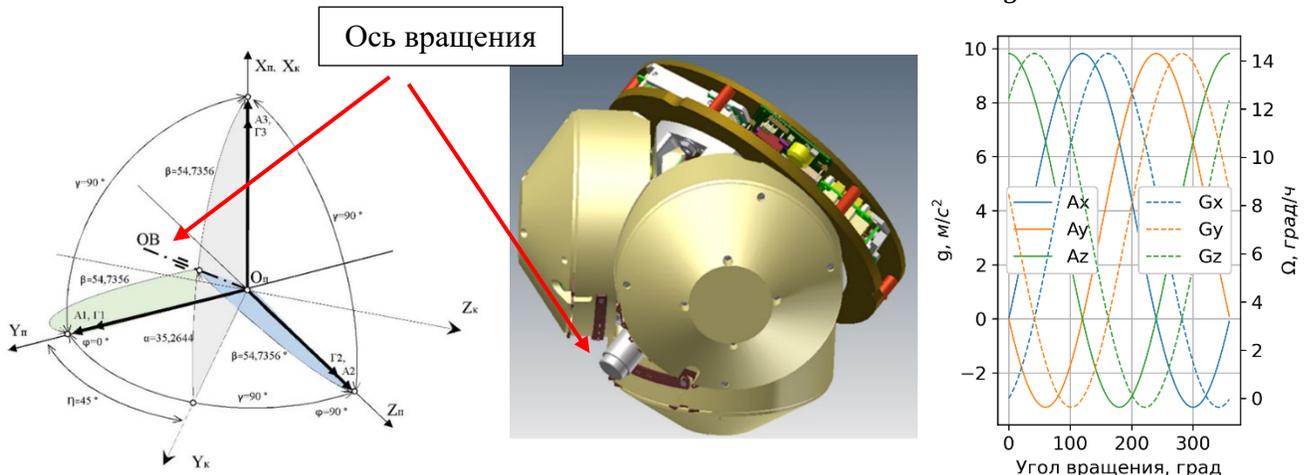


Рисунок 4 – Геометрия ОЧ БИНС с вращающимся БЧЭ, общий вид БЧЭ и проекции А и Г на оси  $O_p X_p Y_p Z_p$

В третьей главе приводится алгоритм калибровки (докалибровки) инструментальных погрешностей датчиков в процессе выставки ГСП и вращающегося БЧЭ. Такой подход возможен, поскольку в процессе выставки

платформа занимает множество разнообразных ориентаций, что позволяет проводить калибровку датчиков. Блок-схема алгоритма уточняется каскадом синего цвета (рисунок 3), в котором под  $k$  подразумевается номер положения платформы при выставке.

Сам алгоритм строится на базе взвешенного метода наименьших квадратов (ВМНК), где элементы матрицы весов  $W$  обратно пропорциональны дисперсии шума датчиков  $W = \text{diag}(1/\sigma_k^2)$ , что позволит повысить точность оценки ввиду уникальности характеристик каждого из ЧЭ. Для проведения калибровки также оправдано применение метода Левенберга-Марквардта (ЛВМ), поскольку алгоритм выставки сам носит итерационный вид. Для ВМНК и ЛВМ возможны два подхода построения алгоритма калибровки: известна текущая ориентация платформы (углы  $\gamma, \vartheta, \psi, \nu$ ), что позволяет вычитать из измеренных показаний теоретические проекции векторов  $\vec{g}$  и  $\vec{\Omega}_3$ ; текущее положение платформы неизвестно, что вынуждает использовать уравнение связи в виде разности квадратов измерений и квадратов модулей векторов  $\vec{g}$  и  $\vec{\Omega}_3$ , что приводит к нелинейному виду модели калибровки. Для калибровки задаются вектор состояния акселерометров  $p_a = (k_{ax}, b_{ax}, k_{ay}, b_{ay}, k_{az}, b_{az}, \alpha, \beta, \gamma)^T$  и гироскопов  $p_g$  (аналогично, но с другими индексами). Модель калибровки ВМНК и ЛВМ имеет вид

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} p_a \\ p_g \end{bmatrix} &= \left( \begin{bmatrix} A_a^T W_a A_a & 0 \\ 0 & A_g^T W_g A_g \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} A_a^T W_a c_a \\ A_g^T W_g c_g \end{bmatrix} \rightarrow \text{ВМНК} \\ (J_j^T J_j + \lambda_k I) \Delta p_j &= -J_j^T r(p_j); J_{i,j} = \partial r_i / \partial p_j \\ x &= (p_a, p_g)^T; J = \begin{pmatrix} \partial r_a / \partial p_a & 0 \\ 0 & \partial r_g / \partial p_g \end{pmatrix} \rightarrow \text{ЛВМ} \end{aligned} \quad (10)$$

где  $A$  – матрицы измерений;  $c$  – векторы свободных членов;  $J$  – Якобиан;  $r$  – невязка;  $\lambda_j$  – параметр демпфирования ( $\lambda_0 = 0.01, \mu = 10$  – коэффициент увеличения). Уточняется вектор параметров  $p_{j+1} = p_j + \Delta p_j$ . Сравниваются значения целевой функции  $F(p) = \sum_{k=1}^N (\|a_{\text{изм},k}(p)\|^2 - g^2)^2$ . Если  $F(p_{j+1}) < F(p_j)$ , то  $\lambda_{j+1} = \lambda_j / \mu$ , иначе  $\lambda_{j+1} = \lambda_j \cdot \mu$ . При ЛВМ делается начальное приближение, например,  $b \approx 0, S \approx I, \alpha = \beta = \gamma \approx 0$ .

В зависимости от того, известна или нет текущая ориентация платформы, по-разному формируются  $A, c, r$  в приведенных алгоритмах. Ниже приведены модели их формирования для ВМНК и ЛВМ на примере уравнений акселерометров. Для гироскопов уравнения будут аналогичны, поскольку модели (10) имеют блочно-диагональный вид, что говорит о независимости процессов калибровки акселерометров и гироскопов. Если ориентация известна, то  $A, c, r$  примут вид:

$$\begin{aligned}
r_k &= N_{\text{калибр},k}(p) - a_{\text{ист},k} = (M \cdot S)^{-1}(a_{\text{изм},k} - b(p)) - (M \cdot S) \cdot a_{\text{ист},k} + b(p) \\
c_a &= (a_{\text{изм},1} \dots a_{\text{изм},n})^T; a_{\text{изм},k} = (a_{x,k}, a_{y,k}, a_{z,k})^T; A_a = (A_{a,1}, A_{a,2} \dots A_{a,n})^T \\
A_{a,k} &= \begin{pmatrix} g_{x,k} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & s_x g_{y,k} & s_x g_{z,k} & 0 \\ 0 & 0 & g_{y,k} & 1 & 0 & 0 & s_y g_{x,k} & 0 & s_y g_{z,k} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & g_{z,k} & 1 & 0 & s_z g_{x,k} & s_z g_{y,k} \end{pmatrix}
\end{aligned} \tag{11}$$

Если ориентация неизвестна, то  $A$ ,  $c$ ,  $r$  примут вид:

$$\begin{aligned}
r_k &= \|a_{\text{изм},k}(p)\|^2 - g^2 = a_{x,k}^2 + a_{y,k}^2 + a_{z,k}^2 - g^2 \\
c_a &= \begin{pmatrix} a_{x,0}^2 + a_{y,0}^2 + a_{z,0}^2 - g^2 \\ \vdots \\ a_{x,n}^2 + a_{y,n}^2 + a_{z,n}^2 - g^2 \end{pmatrix}; A_a = 2 \begin{bmatrix} a_{1,0} & a_{2,0} & a_{3,0} & a_{4,0} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{1,n} & a_{2,n} & a_{3,n} & a_{4,n} \end{bmatrix} \\
a_{1,k} &= (a_{x,k}^2 \quad -a_{x,k})^T; a_{2,k} = (a_{y,k}^2 \quad -a_{y,k})^T; a_{3,k} = (a_{z,k}^2 \quad -a_{z,k})^T \\
a_{4,k} &= (-a_{y,k}a_{z,k} \quad a_{x,k}a_{z,k} \quad -a_{x,k}a_{y,k})^T
\end{aligned} \tag{12}$$

Однако нельзя не отметить тот факт, что при втором варианте задания уравнений связи для ВМНК и невязок для ЛВМ (12) оценки могут не сходиться к истинным значениям или сходиться, но со значительными ошибками из-за нелинейности модели. Для точной калибровки первый вариант (11) более предпочтителен.

Также в главе приводится модификация описанного ранее однокаскадного алгоритма до введения второго каскада. Основной недостаток однокаскадного алгоритма при измерительных шумах заключается в заклипании градиентного метода в окрестности экстремумов. В связи с этим предлагается уточнения алгоритма с учетом блок-схемы на рисунке 3 (блоки оранжевого цвета). В ходе двухкаскадного алгоритма осуществляется переключение с градиентного метода (МГС) на метод сканирования (МС), который функционирует согласно схеме:

$$\left\{ \begin{array}{l} \widehat{N}_k > \Delta \rightarrow \text{МГС} \\ \widehat{N}_k \leq \Delta \rightarrow \text{МС} \end{array} \right. \left\{ \begin{array}{l} h_k = h_{k-1}, \text{ если } \text{sign}(\widehat{N}_k) = \text{sign}(\widehat{N}_{k-1}) \\ h_k = -h_{k-1}/l, \text{ если } \text{sign}(\widehat{N}_k) \neq \text{sign}(\widehat{N}_{k-1}) \end{array} \right. \tag{13}$$

где  $\widehat{N}_k = \widehat{A}_k$ ;  $\widehat{G}_k$  – оценки средних значений показаний акселерометров и гироскопов в промежуточной ориентации платформы;  $\Delta$  – граничное значение оценки средних показаний для переключения метода;  $h_k$  – шаг разворота платформы на  $k$ -ом шаге в окрестности экстремума;  $l$  – коэффициент уменьшения шага.

Для повышения быстродействия выставки и точности оценки показаний, а, следовательно, и углов ориентации, применяется цифровая фильтрация (ЦФ) показаний датчиков с целью уменьшения интенсивности шумов измерений:

$$\widetilde{N}_i = -b_1 \widetilde{N}_{i-1} - b_2 \widetilde{N}_{i-2} - \dots + a_0 \widehat{N}_i + a_1 \widehat{N}_{i-1} + a_2 \widehat{N}_{i-2} \dots \tag{14}$$

где  $\hat{N}_i$  – выходная информация датчика на  $i$ -ом такте опроса до фильтрации;  $\tilde{N}_i$  – выходная информация датчика на  $i$ -ом такте опроса после фильтрации;  $a, b$  – коэффициенты фильтра.

На рисунке 5 приводятся зависимости достижимой точности (оценка МО (математического ожидания)) горизонтальной и азимутальной выставки от СКО акселерометра и гироскопа (верхние два графика) и от времени замера в промежуточной ориентации (нижние два графика) до и после фильтрации показаний.

В таблице 1 приведены результаты оценки СКО и средних оценок показаний акселерометров ( $\sigma_A, m_A$ ) и гироскопов ( $\sigma_G, m_G$ ), СКО и средних оценок угла отклонения от плоскости горизонта ( $\sigma_\gamma, m_\gamma$ ) и угла отклонения азимута ( $\sigma_\psi, m_\psi$ ) до и после ЦФ соответственно. Также приведены допустимые времена замеров в промежуточном положении ( $\tau_A, \tau_G$ ).

Таблица 1 – Фильтрация показаний

	До ЦФ	После ЦФ
$\sigma_A$	0.01005	0.00310
$\sigma_G$	0.10528	0.03143
$m_A$	0.00016	0.00013
$m_G$	0.00551	0.00296
$\sigma_\gamma$	0.05870	0.01811
$\sigma_\psi$	0.71273	0.21279
$m_\gamma$	0.00093	0.00076
$m_\psi$	0.03733	0.02008
$\tau_A$	15	5
$\tau_G$	15	10

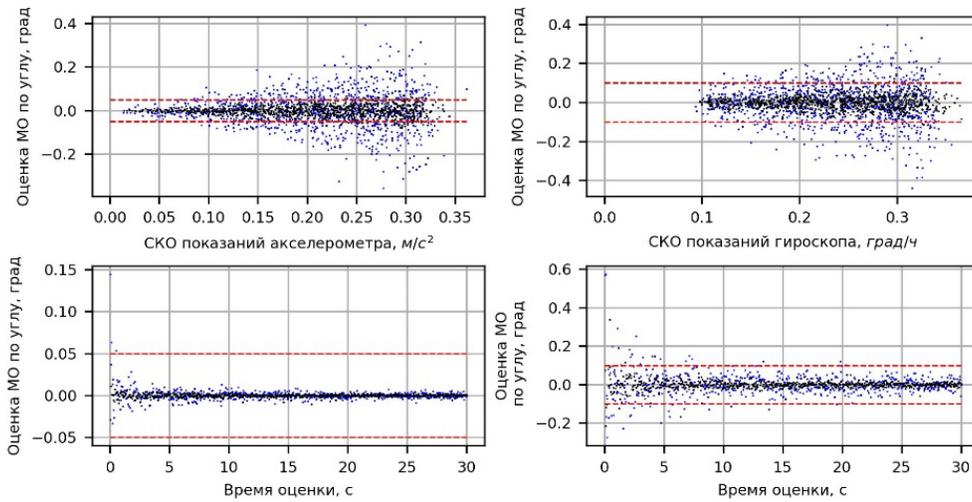


Рисунок 5 – Фильтрация показаний А и Г (синий до ЦФ, черный после)

Результаты моделирования и сравнения однокаскадного (слева) и двухкаскадного (справа) алгоритмов выставки ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ приведены на рисунках 6, 7 и таблице 2.

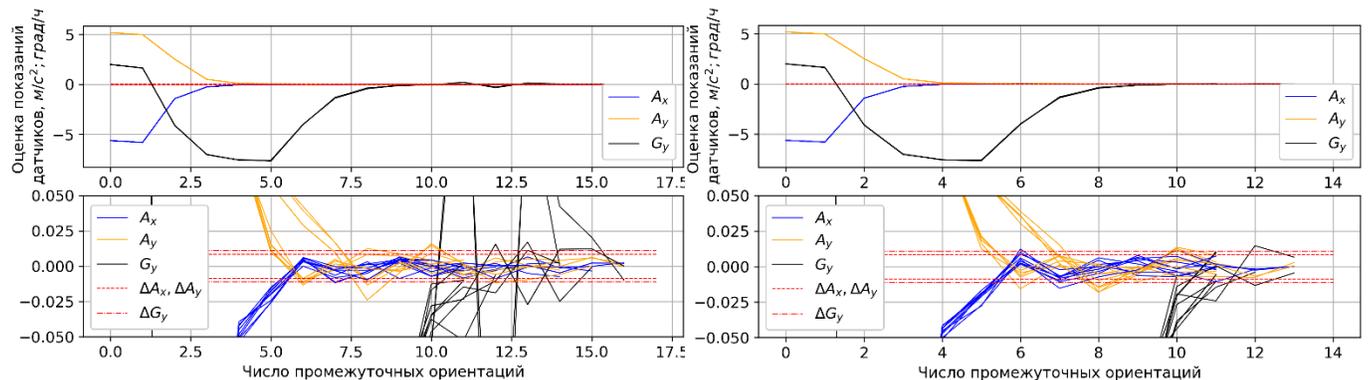


Рисунок 6 – Результаты моделирования выставки ИНС с ГСП

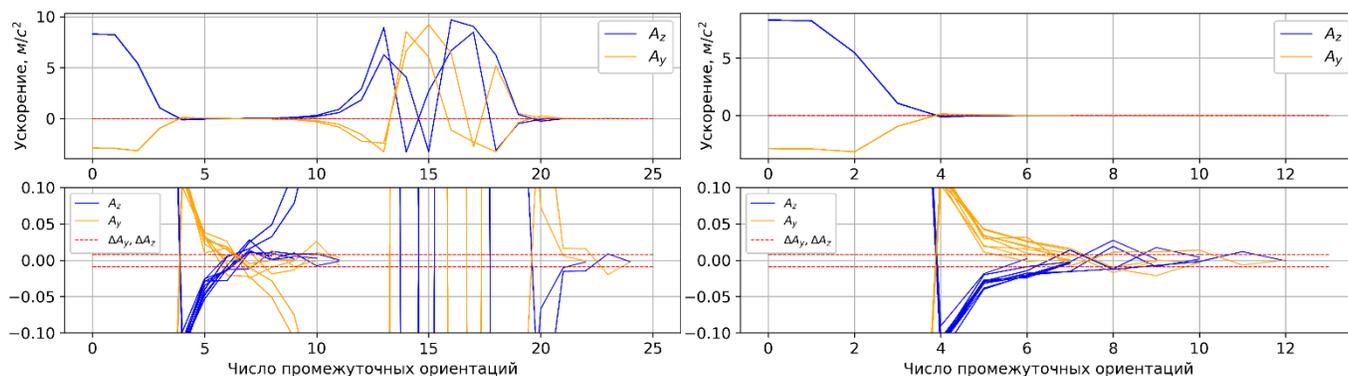


Рисунок 7 – Результаты моделирования БИНС с вращающимся БЧЭ

Таблица 2 – Результаты моделирования

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

Из рисунков видно, что в двухкаскадном варианте время выставки в среднем меньше на 20%, чем в однокаскадном, а также отсутствуют реализации, приводящие к затягиванию алгоритма и его переходу в неустойчивый режим. Точность при дополнительной фильтрации повышается на 18% - 40 %.

В четвертой главе проводится оценка влияния погрешностей алгоритмов выставки на точность выведения РКН на НОО высотой 200 км методами численного моделирования.

Акселерометры осуществляют измерения в связанной с РКН системой координат и связь со стартовой системой координат осуществляется через углы, учитывающие ошибки начальной выставки ИНС:

$$\vartheta = \vartheta^0 + \Delta\vartheta; \psi = \psi^0 + \Delta\psi; \gamma = \gamma^0 + \Delta\gamma \quad (15)$$

где  $\vartheta^0, \psi^0, \gamma^0$  – действительные углы тангажа, рысканья (курса) и вращения (крена) РКН;  $\Delta\vartheta, \Delta\psi, \Delta\gamma$  – погрешности начальной выставки платформы;  $\vartheta, \psi, \gamma$  – фактические углы тангажа, рысканья (курса) и вращения (крена) РКН.

Результаты моделирования задачи выведения РКН при ошибках начальной выставки, полученных с учетом влияния шумов измерений приведены на рисунке 8.

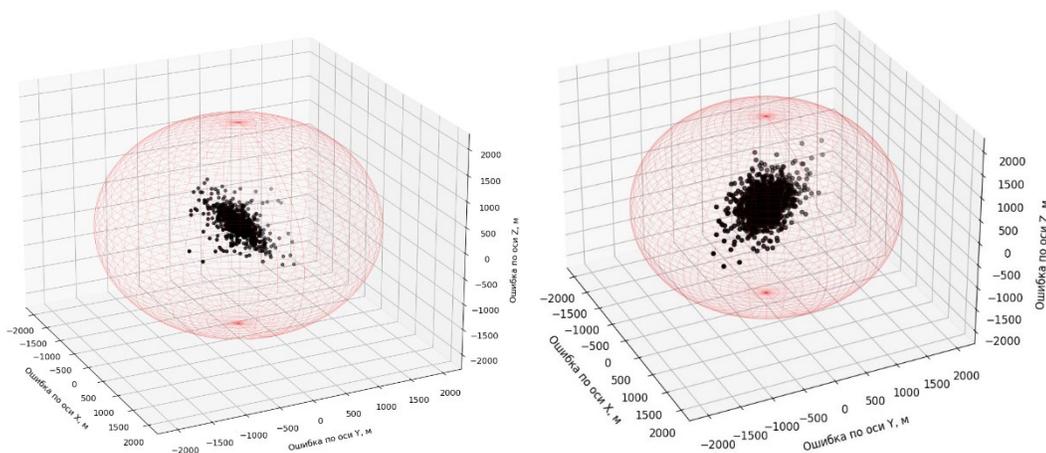


Рисунок 8 – Ошибки выведения РКН для КП (слева) и МП (справа) с учетом влияния шумов измерений

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

При помощи трёхосевого стенда задается начальное положение платформы, а бесплатформенный измерительный блок (БИБ) используется в качестве измерителя, по показаниям которого рассчитываются шаги разворота стенда вокруг соответствующих осей. Процесс итерационно повторяется вплоть до окончания выставки. Для стабилизации температуры использовалась активная внутренняя система термостатирования и внешний термостат.

Если в каждой промежуточной ориентации стенда проводить запись в течение 30 с, что по графикам вариации Аллана (ВА) с акселерометров и гироскопов (рисунок 9) должно обеспечить ошибку (1 СКО) в определении ускорения с точностью до  $2 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2$ , а гироскопов  $7 \cdot 10^{-3}$  град/ч. Это, в свою очередь, теоретически позволяет обеспечить точность горизонтирования (1 СКО) на уровне  $0,42''$ , а гирокомпасирования (1 СКО) на уровне  $2,9'$ . При этом, сумма ошибок позиционирования стенда не превышает  $6''$ .

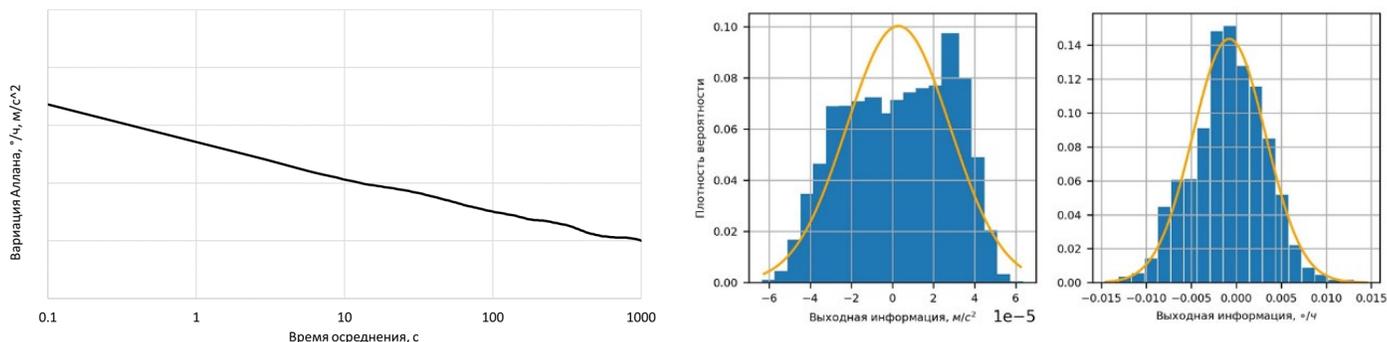


Рисунок 9 – ВА и плотность вероятности показаний датчиков БИБ

Результаты горизонтирования, гироскомпасирования и выставки БИНС с вращающимся БЧЭ приведены на рисунках 10, 11 и в таблице 3.

Таблица 3 Результаты полунатурного эксперимента по выставке

№	Горизонтирование						Гироскомпасирование					
	КП			МП			КП			МП		
	$k$	$\Delta\psi, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$	$k$	$\Delta\psi, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$	$k$	$\Delta\psi, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$	$k$	$\Delta\psi, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$
1	13	0,0032	26,75	9	0,0288	0,05	13	0,0112	13,22	11	0,0876	0,07
2	14	0,0251	27,25	8	0,0480	0,01	9	0,0823	12,11	12	0,0972	0,01
3	11	0,0492	28,00	7	0,0467	0,02	8	0,1013	13,05	11	0,0842	0,05
4	11	0,0453	24,36	8	0,0304	0,01	9	0,0799	12,66	9	0,0743	0,02
5	13	0,0066	26,84	11	0,0156	0,07	8	0,1054	13,76	9	0,0481	0,03
6	8	0,0035	26,95	8	0,0042	0,04	9	0,0813	12,15	10	0,0347	0,06
БИНС с вращающимся БЧЭ												
№	КП			МП								
	$k$	$\Delta\psi, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$	$k$	$\Delta\psi, ^\circ$	$\sigma, ^\circ$						
1	9	0,0321	0,21	9	0,0326	0,00						
2	10	0,1013	0,15	10	0,0104	0,00						
3	11	0,0246	0,17	8	0,0509	0,00						
4	11	0,0301	0,17	8	0,0402	0,00						
5	12	0,0427	0,00	10	0,0298	0,00						
6	11	0,0510	0,01	10	0,0434	0,00						

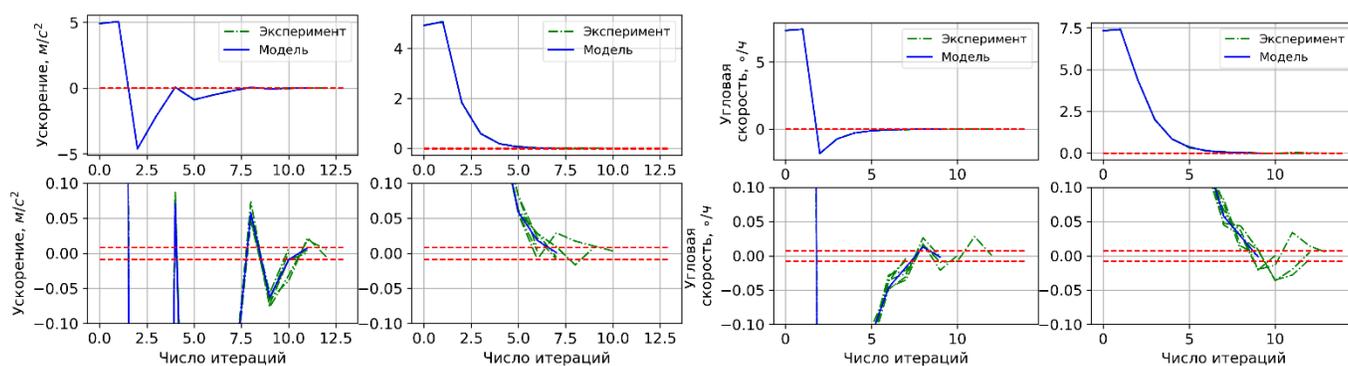


Рисунок 10 – Горизонтирование (слева) и гироскомпасирование (справа) ГСП

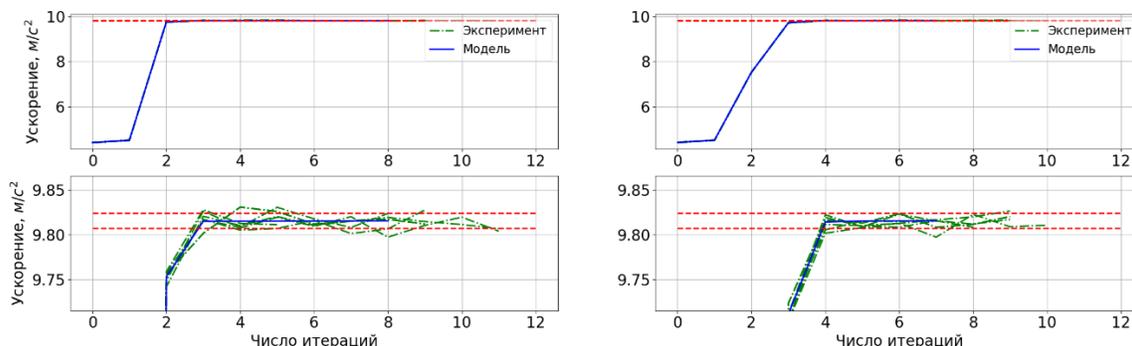


Рисунок 11 – Выставка БИНС с вращающимся БЧЭ для КП (слева) и МП (справа)

Таким образом, при горизонтировании ГСП среднее время и точность для КП составляет 175с и 0,016°, для МП 128с и 0,03°. При гироскомпасировании платформы

время и точность для КП составляет 187с и  $0,053^\circ$ , для МП 207с и  $0,055^\circ$ . Тогда суммарное время выставки составит 362с для КП и 335с для МП, что на 80% и 94% быстрее, чем при существующем алгоритме выставки при сравнимом уровне точности.

При выставке БИНС с вращающимся БЧЭ в среднем продолжительность выставки для КП занимает 5,2 мин, а для МП 4,4 мин. Ошибка выставки не превышает во всех реализациях  $0,1^\circ$ . В целом, результаты эксперимента достаточно близки с моделью, что подтверждает работоспособность алгоритма в ИНС.

Результаты калибровки в процессе выставки приведены на рисунке 12 и в таблице 4.

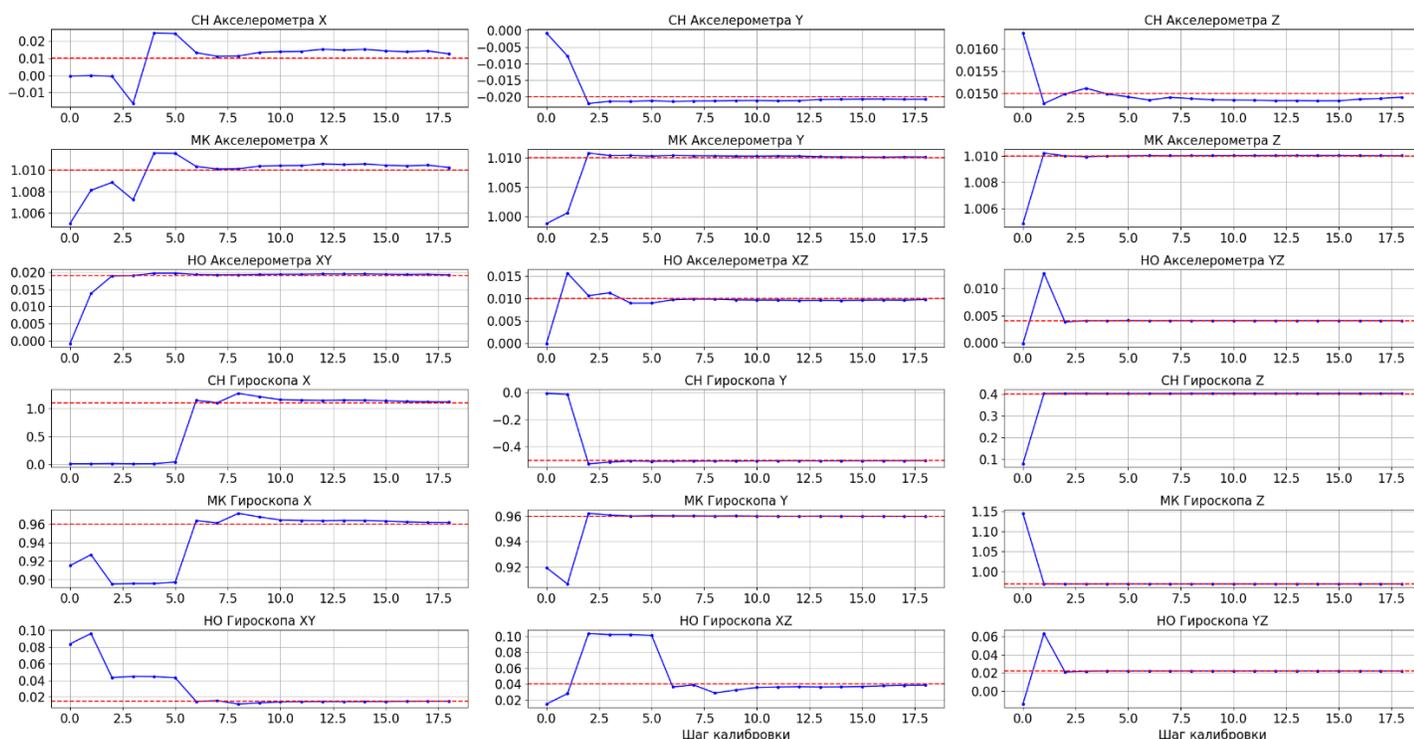


Рисунок 12 – Калибровка СН, МК и НО

Таблица 4 – Оценка СН, МК и НО ВМНК и ЛВМ

Параметры	Ориентация известна		Ориентация неиз-	Истинные
	ВМНК	ЛВМ	вестна	
	ВМНК	ЛВМ	ВМНК	
$b_{a,x}$ , м/с <sup>2</sup>	0,0098	-0,0077	0,0102	0,01
$b_{a,y}$ , м/с <sup>2</sup>	-0,0200	0,0186	-0,0203	-0,02
$b_{a,z}$ , м/с <sup>2</sup>	0,0145	-0,0018	0,0144	0,015
$s_{a,x}$ , б/р	1,00996	1,01031	1,01005	1,01
$s_{a,y}$ , б/р	1,00991	1,01048	1,01007	1,01
$s_{a,z}$ , б/р	1,01006	1,01170	1,01002	1,01
$\alpha_{a,x}$ , рад	0,0182	0,0140	0,0190	0,019
$\beta_{a,y}$ , рад	0,0104	-0,0037	0,0099	0,01
$\rho_{a,z}$ , рад	0,0038	-0,0009	0,0040	0,004

Продолжение таблицы 4

Параметры	Ориентация известна		Ориентация неиз-	Истинные
	ВМНК	ЛВМ	вестна	
$b_{g,x}, \text{ }^\circ/\text{ч}$	1,1099	0,9198	ВМНК	1,1
$b_{g,y}, \text{ }^\circ/\text{ч}$	-0,4997	-0,6037	ВМНК	-0,5
$b_{g,z}, \text{ }^\circ/\text{ч}$	0,3715	0,1723	ВМНК	0,4
$s_{g,x}, \text{ б/р}$	0,95913	0,96261	ВМНК	0,96
$s_{g,y}, \text{ б/р}$	0,95957	0,95734	ВМНК	0,96
$s_{g,z}, \text{ б/р}$	0,97183	0,98183	ВМНК	0,97
$\alpha_{g,x}, \text{ рад}$	0,0265	-6,8193	ВМНК	0,015
$\beta_{g,y}, \text{ рад}$	0,0193	-0,0169	ВМНК	0,04
$\rho_{g,z}, \text{ рад}$	0,0242	3,2786	ВМНК	0,022

Во всех случаях точнее всего были определены МК. При известной ориентации платформы их средняя ошибка у акселерометров составляет 0,0039% для ВМНК, 0,0306% для ЛВМ и 0,0019% для ВМНК при неизвестной ориентации платформы. У гироскопов ошибка составляет 0,0448% (ВМНК), 0,2778% (ЛВМ) и 0,0229% (ВМНК) соответственно. Ошибки оценки СН акселерометров при известной ориентации составляют от 0,05% до 3,5% при ВМНК, а НО от 0,66% до 107% и больше. Поэтому для оценки НО необходимо проведение вращения ГСП или упрощение ММИ для устранения ее нелинейного характера. Оценки СН и НО при ЛВМ оказались еще более грубыми. Наибольшая точность оказалась у ВМНК при известной ориентации платформы.

Для сравнения существующего алгоритма выставки и алгоритмов КП и МП можно прибегнуть к методу принятия решения в условиях неопределенности. Для этого выделяются частные критерии быстродействия, точности и перерегулирования. В таблице 5 приведено сравнение алгоритмов по частным критериям.

Таблица 5 – Частные критерии алгоритма выставки

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

Далее согласно зависимости, рассчитывается гарантирующий критерий:

$$F(f_1, f_2, \dots, f_m) = \sum_{j=1}^m c_j f_j. \quad (16)$$

В таблице 6 приведены рассчитанные гарантирующие критерии с учетом данных из таблицы 5.

Таблица 6 – Рассчитанные гарантирующие критерии алгоритмов

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

Из таблицы видно, что гарантирующий критерий алгоритма МП оказался меньше во всех рассматриваемых случаях, далее расположен алгоритм КП. Наихудшим оказался существующий алгоритм.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Диссертационная работа выполнена в соответствии с паспортом специальности 2.5.16 (пункты 7, 9, 12, 13). Материалы диссертационных исследований внедрены в филиале АО «ЦЭНКИ»-«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова» в процессе калибровки и выставки разрабатываемых инерциальных приборов. Разработанные модели могут быть рекомендованы для выставки ИНС с ГСП и БИНС с вращающимся БЧЭ.

### ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

В диссертации получены следующие результаты:

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

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

промежуточной ориентации платформы и использовании фильтрации шумов измерений.

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

4. Проведена верификация составленных циклограмм и алгоритмов выставки и калибровки (докалибровки) в процессе выставки при помощи БИБ и трехосного имитатора движения. Продолжительность задачи горизонтирования не превысила 3,25 мин, гироскомпасирования 4,33 мин, выставки БИНС с вращающимся БЧЭ 6 мин при максимальной ошибке, не превышающей  $0,05^\circ - 0,11^\circ$ . Ошибка оценки СН акселерометров достигает 0,15%, а гироскопов 0,1 % относительно истинных значений. Ошибка оценки МК достигает значений 0,0039 % у акселерометров и 0,0448 % у гироскопов. Для калибровки НО необходимо проведение вращения ГСП или упрощение модели измерений для устранения ее нелинейного характера, поскольку ошибки оценки могут варьироваться от 0,66% до 107,5%.

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

### **Список основных опубликованных работ по теме диссертации.**

*В журналах Перечня ВАК Минобрнауки РФ*

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

2. **Наумченко В.П.**, Илюшин П.А., Пикунов Д.Г. и др. Обработка показаний инерциальных приборов на унифицированном программно-математическом комплексе. Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. Том 195. №4 2023. С. 8-16.

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

4. **Наумченко В.П.** Расчетно-экспериментальная оценка оптимизационного алгоритма начальной выставки инерциальной платформы. Инженерный журнал: наука и инновации. 2025, № 5 (161). EDN JDMYRY

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

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

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

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

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

*В материалах конференций*

10. **Наумченко В.П.**, Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В. «Оптимизация процесса начальной выставки инерциальных навигационных систем» // Молодежь. Техника. Космос: труды четырнадцатой общерос. молодежн. науч.-техн. конф. В 4 т. Т. 2. 23-27 мая 2022 г. Санкт-Петербург. – Спб.: Издательство Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 2022. – С.186-189.

11. **Наумченко В.П.**, Илюшин П.А., Пикунов Д.Г. Способ определения начальных углов ориентации инерциальных измерительных блоков // Материалы XXIV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием (XXIV КМУ 2022). 15-18 марта 2022 г. Санкт-Петербург. – Спб.: Издательство: «Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2022. – С.281-283.

12. **Наумченко В.П.** Подход к построению алгоритма начальной выставки инерциальных навигационных систем // Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII «Гагаринские чтения» 2022. 12-15 апреля 2022 г. Москва. – М.: Издательство «Перо», 2022. – С. 173-174.

13. **Наумченко В.П.**, Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В. Оценка влияния шумов инерциальных датчиков на точность выставки гироскопа // Тезисы докладов научно-технической конференции «Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами». 8-10 ноября 2022 г. Москва. – Тамбов: Издательство ООО фирма «Юлис», 2022. – С. 89-90.

14. **Наумченко В.П.**, Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В. Анализ влияния стабильности показаний инерциальных датчиков на точность выставки гироскопа // 21-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 21-25 ноября 2022 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2022. – С. 237-238.

15. **Наумченко В.П.**, Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В. Концепция построения оптимизационного алгоритма начальной выставки инерциальных систем // XLVII Академические чтения по космонавтике «Королёвские чтения». 24-27 января 2023 г. Москва. Сборник тезисов. Том 3. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023. – С. 174-178.

16. **Наумченко В.П.**, Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В. Унифицированный программно-математический комплекс обработки данных // Электронные и электромеханические системы и устройства: тез. докл. научн.-техн. конф. молодых специалистов. 6–7 апреля 2023 г. – Томск: Издательство Научно-производственный центр «Полус». Томск, 2023. – 384 с.