

На правах рукописи



**Лян Цин**

**СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ С МОДУЛЯЦИОННЫМ ВРАЩЕНИЕМ НА  
ОСНОВЕ ДВУХ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ  
ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ**

05.11.03 – Приборы навигации

Автореферат диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Санкт-Петербург – 2018

Работа выполнена в Санкт-Петербургском национальном исследовательском университете информационных технологий, механики и оптики (Университет ИТМО)

**Научный руководитель**

доктор технических наук, профессор, **Степанов Олег Андреевич**

**Официальные оппоненты:**

**Погорелов Вадим Алексеевич**

Доктор технических наук, доцент, Федеральный научно-производственный центр ФГУП «Ростовский-на-Дону научно-исследовательский институт радиосвязи», ведущий научный сотрудник.

**Веремеенко Константин Константинович**

Кандидат технических наук, доцент, «ФГБОУ ВО Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», доцент кафедры "Автоматизированные комплексы систем ориентации и навигации".

**Ведущая организация** – ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания»

Защита состоится 13 декабря 2018 года в 16:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.238.06 Санкт-Петербургского государственного электротехнического университета «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина) по адресу: 197376, Санкт-Петербург, ул. Проф. Попова, д.5, ауд. 5108.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГАОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина)» и на сайте университета [www.eltech.ru](http://www.eltech.ru) в разделе «Подготовка кадров высшей квалификации» - «Объявление о защитах»

Автореферат разослан 12 Октября 2018 года.

Ученый секретарь

диссертационного совета Д 212.238.06, к.т.н



А. А. Великосельцев

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы диссертации** В настоящее время недорогие системы ориентации и навигации, построенные на основе микромеханических инерциальных измерительных модулей (ИИМ), широко применяются на малых подвижных объектах различного назначения. Как известно, погрешности выработки параметров ориентации и навигации в таких системах со временем быстро накапливаются, что заставляет разработчиков направлять свои усилия, как на уменьшение погрешностей самих инерциальных датчиков, так и на поиск источников дополнительной корректирующей информации и более совершенных методов обработки. Как показывает мировой опыт, обеспечение требуемой точности решения задач ориентации и позиционирования на длительных интервалах времени при сохранении низкой стоимости малых подвижных объектов может быть достигнуто за счет интеграции данных, поступающих от ИИМ с источниками внешней навигационной информации, и, в первую очередь, с приемной аппаратурой спутниковых навигационных систем (СНС). Такое решение эффективно для беспилотных летательных аппаратов, однако, его реализация невозможна при пропадании сигналов СНС, например, в условиях городских каньонов или при движении объекта в туннелях. То же самое касается и подводных робототехнических систем, предназначенных, например, для работ по поиску и обезвреживанию подводных предметов или их мониторингу, поскольку, даже при незначительной глубине погружения, использование сигналов СНС является невозможным. В таких условиях, когда внешние средства корректирующей навигационной информации труднодоступны, необходимо применение автономных методов, позволяющих при использовании грубых микромеханических датчиков угловой скорости (ДУС) и акселерометров обеспечить необходимый уровень точности выработки параметров ориентации и навигации.

Одним из наиболее распространённых способов повышения точности решения задач ориентации и навигации с использованием ИИМ является **метод модуляционного вращения**, заключающийся в поворотах или вращении измерительного модуля с помощью специальной поворотной платформы. Вращение ИИМ, в том числе в условиях подвижного объекта, обеспечивает повышение точности системы за счет того, что постоянные составляющие погрешностей чувствительных элементов, гироскопов и акселерометров, становятся переменными, что, в свою очередь, приводит к ограничению роста ошибок параметров, вырабатываемых ИИМ. Известно, что такой метод повышает автономность систем и позволяет решать задачу ориентации и навигации с необходимой точностью на сравнительно грубых датчиках в течение продолжительного времени. Между тем, метод модуляционного вращения не обеспечивает снижения ошибок, обусловленных погрешностями масштабных коэффициент ДУС и углами рассогласования измерительных осей ИИМ.

Другой, не менее распространённый метод повышения автономности систем ориентации и навигации, заключается в использовании нескольких однотипных ИИМ с последующей комплексной обработкой их показаний. Отметим, что, хотя совместная обработка данных, например, за счет осреднения случайных составляющих погрешностей датчиков, позволяет повысить точность системы в целом, но без принятия специальных мер, зачастую не обеспечивает возможности оценивания постоянных составляющих погрешностей. Учитывая достоинства и недостатки обоих методов, следует ожидать, что одновременное применение модуляционного вращения и комплексной обработки показаний нескольких ИИМ, может привести к существенному увеличению точности выработки выходных данных.

Комплексная обработка обычно реализуется путем использования алгоритмов фильтрации, предполагающих задание точных моделей погрешностей датчиков, что не всегда возможно, поскольку погрешности микромеханических датчиков во время эксплуатации системы могут изменяться в широком диапазоне. В этой связи, обработку показаний ИИМ целесообразно производить с привлечением методов **адаптивной фильтрации**, позволяющих обеспечить необходимую точность в условиях неопределенности моделей погрешностей датчиков, за счет идентификации их неизвестных параметров.

Основное внимание в диссертации уделено повышению точности решения задачи ориентации. Связано это с тем, что точность определения координат и скоростей объекта в инерциальных навигационных системах в значительной степени зависит от точности определения параметров ориентации, в особенности при использовании микромеханических ИИМ.

Таким образом, **актуальность темы диссертации** обусловлена необходимостью разработки методов повышения точности определения параметров ориентации малых подвижных объектов с использованием системы, построенной на основе недорогих микромеханических инерциальных датчиков.

**Целью диссертационной работы** является разработка системы ориентации на основе обработки данных двух микромеханических инерциальных измерительных модулей с модуляционным вращением в условиях неточно известных параметров моделей погрешностей датчиков, позволяющей повысить точность определения параметров ориентации объекта.

Для достижения поставленной цели в диссертации были решены следующие задачи:

1. проведен анализ известных методов повышения точности в системе ориентации и навигации и общих принципов построения алгоритмов обработки информации от двух или более измерительных модулей;
2. разработана схема построения системы ориентации с использованием двух вращающихся микромеханических ИИМ;
3. разработано и проведено сравнение двух алгоритмов обработки измерений микромеханических ИИМ, обеспечивающих оценивание смещений нулей ДУС, погрешностей их масштабных коэффициентов и углов рассогласования без использования внешней навигационной информации;

4. проведено исследование наблюдаемости типовых составляющих погрешностей двух измерительных модулей и погрешностей сборки предложенной системы ориентации;
5. проведен анализ погрешностей предложенной системы ориентации, в том числе исследовано влияние погрешностей датчиков угла (ДУ) модуляционного вращения и уровня шумов ДУС на точность вырабатываемых параметров ориентации;
6. разработан адаптивный алгоритм обработки данных двух ИИМ, позволяющий обеспечить необходимую точность в условиях неопределенности моделей погрешностей ДУС, за счет идентификации их неизвестных параметров;
7. проведено моделирование предложенной системы ориентации и экспериментальная апробация изготовленного макетного образца системы ориентации.

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

- предложен способ построения системы ориентации с использованием двух микромеханических инерциальных измерительных модулей, установленных на отдельных одноосных поворотных платформах, оси вращения которых ортогональны;
- предложены алгоритмы обработки измерений от двух блоков микромеханических инерциальных измерительных модулей на основе комплементарного фильтра, обеспечивающие оценивание основных составляющих погрешностей измерительных модулей;
- предложен адаптивный алгоритм идентификации параметров модели погрешностей системы ориентации, построенной на двух инерциальных измерительных модулях, в условиях неопределенности параметров моделей датчиков.

Теоретическая и практическая ценность состоит в следующем:

- разработана конструкция макетного образца системы ориентации с использованием двух микромеханических ИИМ, позволяющая повысить точность выработки параметров ориентации;
- предложен алгоритм обработки измерений микромеханических измерительных модулей, позволяющий оценить смещения нулей, погрешности масштабных коэффициентов и углы рассогласования без наличия внешней навигационной информации;
- создана и внедрена в учебный процесс в институте Информационно-навигационных систем (ИНС) Университета ИТМО лабораторно-практическая работа для изучения алгоритмов оценивания погрешностей ДУС в автономном режиме.

**Основные научные положения**, выносимые на защиту:

1. Разработанная система ориентации, состоящая из двух микромеханических инерциальных измерительных модулей, обеспечивает наблюдаемость погрешностей датчиков за счет модуляционного вращения модулей относительно двух взаимно ортогональных осей.

2. Разработанный алгоритм обработки измерений от двух микромеханических инерциальных измерительных модулей обеспечивает решение задачи оценивания основных составляющих погрешностей модулей без привлечения внешней навигационной информации.
3. Разработанный адаптивный алгоритм идентификации учитывает особенности системы ориентации, построенной на основе двух микромеханических инерциальных измерительных модулей, и позволяет повысить точность системы в условиях неопределённости параметров моделей датчиков.

**Достоверность** научных положений подтверждена математическим моделированием с использованием пакета прикладных программ Matlab и испытаниями макетного образца предложенной системы ориентации на аттестованном стендовом оборудовании. Оценка точности системы ориентации, построенной по предложенному способу, осуществлялась на основе сравнения погрешностей определения углов ориентации в автономном режиме работы системы с погрешностями системы ориентации, построенной с использованием более точного ИИМ.

#### **Апробация работы**

Основные результаты работы докладывались и обсуждались на: Санкт-Петербургских международных конференциях по интегрированным навигационным системам, С.-Петербург, Россия: XXIV (29 - 31 мая 2017), XXV (28 - 30 мая 2018); Международной научной конференции по проблемам управления в технических системах, С.-Петербург, Россия: II (25 – 27 октября 2017 г.); Международных научно-технических конференциях «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», Алушта, Россия: XXV (14-20 сентября 2016г.), XXVI (14-20 сентября 2017г.); Конференциях молодых ученых с международным участием "Навигация и управление движением", С.-Петербург, Россия: XVIII (15-18 марта 2016 г.), XIX (14-17 марта 2017 г.), XX (20–23 марта 2018 г.); Международных семинарах «Навигация и управление движением (International workshop on Navigation and Motion Control), Санкт-Петербург: 2016 (26-30 сентября 2016 г.), 2017 (2-6 октября 2017 г.); Научной и учебно-методической конференции, университет ИТМО, С.-Петербург, Россия: XLV (04 февраля 2016).

**Объектом исследования** является система ориентации, построенная на двух микромеханических ИИМ.

По теме диссертации опубликовано 12 печатных работ, в том числе 3 статьи в рецензируемых изданиях, рекомендованных в действующем перечне ВАК, и 4 – в трудах, индексируемых в Скопус.

Диссертация состоит из введения, 4-х глав и заключения, изложена на 132 страницах машинописного текста, содержит 59 рисунков и 11 таблиц, список цитированной литературы содержит 141 наименований.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

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

В **главе 1** проводится обзор методов повышения точности и автономности систем ориентации и навигации. На основе приведенного анализа предлагается система ориентации с модуляционным вращением, состоящая из двух инерциальных измерительных модулей, установленных на взаимно ортогональных поворотных платформах.

Проведенный в диссертационной работе обзор показал, что перспективные методы калибровки микромеханических датчиков, реализуемые непосредственно во время их эксплуатации с помощью микро-стенда, требуют изготовления большого количества подвижных компонентов, что не позволило им пока найти широкого применения. Методы, основанные на привлечении модели движения объекта, эффективны для ряда навигационных приложений, но труднореализуемы из-за необходимости точного математического описания модели движения объекта. Использование метода модуляционного вращения измерительного блока, успешно применяемого в инерциальных системах, при реализации одноосного вращения, не обеспечивает снижения ошибок, обусловленных погрешностями масштабных коэффициентов и углов рассогласования измерительных осей ИИМ. Применение же двухосного вращения приводит к существенному усложнению системы. Методы, предполагающие использование избыточного количества датчиков, обычно применяемые для повышения надежности, мало эффективны для компенсации систематических погрешностей ИИМ.

Учитывая достоинства и недостатки рассмотренных методов, в первой главе диссертационной работы предлагается система ориентации, основанная на одновременном применении модуляционного вращения и комплексной обработки показаний нескольких ИИМ. С целью выбора схемы построения системы ориентации на основе перечисленных принципов, рассматриваются общие подходы к комплексной обработке измерений от нескольких измерительных датчиков и анализируется зависимость наблюдаемости погрешностей ИИМ при реализации различных схем модуляционного вращающихся ИИМ. В результате проведенного анализа предлагается система ориентации, которая состоит из двух микромеханических измерительных модулей ИИМ А и ИИМ В, расположенных на отдельных поворотных платформах, оси вращения которых ортогональны. В каждом микромеханическом ИИМ содержатся три ДУС и три акселерометра. Платформы управляются двигателями, углы вращения которых измеряются оптическими датчиками угла (ДУ А и ДУ В). Конструкция предлагаемой системы приведена на Рисунке 1.

В заключительной части главы 1 обосновывается необходимость применения методов адаптивной фильтрации для предлагаемой системы ориентации, построенной на микромеханических датчиках.

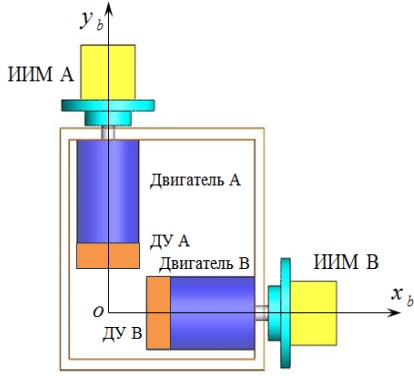


Рисунок 1 – Конструкция системы ориентации.

В главе 2 приведена математическая модель погрешностей предложенной системы ориентации и приводятся алгоритмы решения задачи комплексной обработки измерений от двух микромеханических ИИМ на основе комплементарного фильтра. Анализируется наблюдаемость погрешностей ИИМ на подвижном и неподвижном основаниях, обсуждаются режимы работы предложенной системы.

Для составления модели погрешностей предложенной системы ориентации в работе использованы следующие системы координат (СК):  $ox_i y_i z_i$  – инерциальная ортогональная СК;  $ox_n y_n z_n$  – географическая сопровождающая ортогональная СК;  $ox_b y_b z_b$  – связанная с объектом ортогональная СК,  $ox_{pA} y_{pA} z_{pA}$  и  $ox_{pB} y_{pB} z_{pB}$  – платформенные ортогональные СК, связанные с осями вращения ИИМ А и В, и отклонённые от плоскости  $ox_b y_b$  на углы  $\varphi_A$  и  $\varphi_B$  соответственно;  $ox_{sA} y_{sA} z_{sA}$  и  $ox_{sB} y_{sB} z_{sB}$  – измерительные СК, связанные с измерительными осями ДУС ИИМ А и В. Взаимное расположение измерительных СК и платформенной СК характеризуется углами рассогласования  $\alpha_\mu^\eta$  и  $\beta_\mu^\eta$ ,  $\mu = x, y, z, \eta = x, y, z$ , где нижний индекс обозначает, к какой оси ИИМ относится этот угол, а верхний – показывает, вокруг какой оси производится поворот. С целью упрощения выражений погрешности установки системы на объект не учитываются, что, однако, не влияет на общность полученных результатов. Таким образом ось вращения ИИМ А совпадает с продольной осью объекта  $oy_b$ , ось вращения ИИМ В отклонена от  $ox_b$  на угол  $\delta$ . Взаимосвязь введенных СК поясняется на рисунке 2. Соответствующие матрицы перехода между связанной и измерительной СК имеют вид:

$$C_b^{sA} = C_{pA}^{sA} C_b^{pA} = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_x^z & -\alpha_x^y \\ -\alpha_y^z & 1 & \alpha_y^x \\ \alpha_z^y & -\alpha_z^x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \varphi_A & 0 & -\sin \varphi_A \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varphi_A & 0 & \cos \varphi_A \end{bmatrix},$$

$$C_b^{sB} = C_{pB}^{sB} \tilde{C}_b^{pB} C_\delta = \begin{bmatrix} 1 & \beta_x^z & -\beta_x^y \\ -\beta_y^z & 1 & \beta_y^x \\ \beta_z^y & -\beta_z^x & 1 \end{bmatrix} \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_B & \sin \varphi_B \\ 0 & -\sin \varphi_B & \cos \varphi_B \end{bmatrix}}_{\tilde{C}_b^{pB}} \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & \delta & 0 \\ -\delta & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}}_{C_\delta}.$$

В модели погрешностей ДУС учтены следующие составляющие: смещения нулей  $\bar{\varepsilon}_\kappa = [\varepsilon_\kappa^x, \varepsilon_\kappa^y, \varepsilon_\kappa^z]^T$ , погрешности масштабных коэффициентов  $\Delta K_\kappa = \text{diag}([\Delta k_\kappa^x, \Delta k_\kappa^y, \Delta k_\kappa^z])$ , измерительные шумы ДУС  $\bar{v}_\kappa = [v_\kappa^x, v_\kappa^y, v_\kappa^z]^T$ ,  $\kappa = A, B$ ; погрешности акселерометров: смещения нулей акселерометров  $\Delta \bar{a}_\kappa = [\Delta \bar{a}_\kappa^x, \Delta \bar{a}_\kappa^y, \Delta \bar{a}_\kappa^z]^T$ , измерительные шумы акселерометров  $\bar{v}_{a\kappa} = [v_{a\kappa}^x, v_{a\kappa}^y, v_{a\kappa}^z]^T$ ,  $\kappa = A, B$ . При этом  $\bar{v}_\kappa, \bar{v}_{a\kappa}$  предполагаются центрированными



гауссовскими белыми шумами. Для упрощения, в работе не учтены углы рассогласования между осями чувствительности акселерометров и осями платформенной СК.

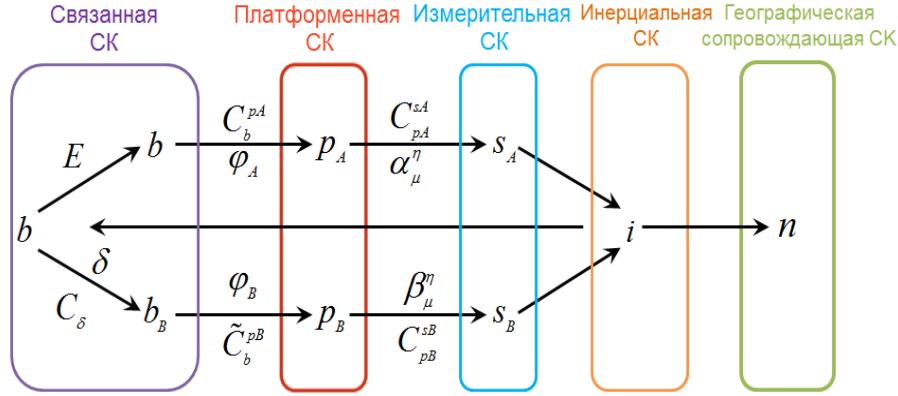


Рисунок 2 – Взаимосвязь систем координат.

Таким образом модель измерений каждого ИИМ представляется в виде:

$$\begin{cases} \bar{J}_A = (E + \Delta K_A) C_{pA}^{sA} C_b^{pA} (\bar{\omega}_b + \bar{\varphi}_A) + \bar{\varepsilon}_A + \bar{v}_A, \\ \bar{J}_B = (E + \Delta K_B) C_{pB}^{sB} \tilde{C}_b^{pB} C_\delta (\bar{\omega}_b + C_\delta^T \bar{\varphi}_B) + \bar{\varepsilon}_B + \bar{v}_B, \\ \bar{f}_A = C_b^{pA} (\bar{a}_b - \bar{g}_b) + \Delta \bar{a}_A + \bar{v}_{aA}, \\ \bar{f}_B = C_b^{pB} (\bar{a}_b - \bar{g}_b) + \Delta \bar{a}_B + \bar{v}_{aB}, \end{cases} \quad (1)$$

где  $\bar{\varphi}_A = [0, \varphi_A, 0]^T$ ,  $\bar{\varphi}_B = [\varphi_B, 0, 0]^T$ ;  $E$  – единичная матрица размерности  $3 \times 3$ ;  $\bar{\omega}_b = [\omega_b^x, \omega_b^y, \omega_b^z]^T$  – вектор абсолютной угловой скорости объекта;  $\bar{J}_\kappa = [J_\kappa^x, J_\kappa^y, J_\kappa^z]^T$ ,  $\kappa = A, B$  – непосредственно измерения ДУС ИИМ А и В;  $\bar{f}_\kappa = [f_\kappa^x, f_\kappa^y, f_\kappa^z]^T$ ,  $\kappa = A, B$  – измерения акселерометров ИИМ А и В;  $\bar{a}_b$  – вектор абсолютных ускорений объекта;  $\bar{g}_b$  – проекция вектора ускорения силы тяжести на связанную с объектом СК.

Пренебрегая членами второго порядка малости, измерения ДУС  $\bar{J}_A, \bar{J}_B$  из (1) далее представлены в связанной с объектом СК:

$$\begin{cases} \bar{J}_A^b = C_{pA}^b \bar{J}_A \approx \bar{\omega}_b + \bar{\varphi}_A + C_{pA}^b (C_A \bar{J}_A + \bar{\varepsilon}_A + \bar{v}_A), \\ \bar{J}_B^b = \tilde{C}_{pB}^b \bar{J}_B \approx \bar{\omega}_b + \bar{\varphi}_B + \tilde{C}_{pB}^b (C_B \bar{J}_B + \bar{\varepsilon}_B + \bar{v}_B) + \llbracket \bar{\omega}_b \rrbracket \bar{\delta}, \end{cases} \quad (2)$$

где

$$C_A = \begin{bmatrix} \Delta k_A^x & \alpha_x^z & -\alpha_x^y \\ -\alpha_y^z & \Delta k_A^y & \alpha_y^x \\ \alpha_z^y & -\alpha_z^x & \Delta k_A^z \end{bmatrix}, \quad C_B = \begin{bmatrix} \Delta k_B^x & \beta_x^z & -\beta_x^y \\ -\beta_y^z & \Delta k_B^y & \beta_y^x \\ \beta_z^y & -\beta_z^x & \Delta k_B^z \end{bmatrix}, \quad \llbracket \bar{\omega}_b \rrbracket = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_b^z & \omega_b^y \\ \omega_b^z & 0 & -\omega_b^x \\ -\omega_b^y & \omega_b^x & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{\delta} = [0 \ 0 \ \delta]^T,$$

$$\bar{J}_A^b = [J_A^{bx}, J_A^{by}, J_A^{bz}]^T, \quad \bar{J}_B^b = [J_B^{bx}, J_B^{by}, J_B^{bz}]^T, \quad \llbracket \bar{\omega}_b \rrbracket \bar{\delta} = [\omega_b^y \delta \quad -\omega_b^x \delta \quad 0]^T \approx [J_B^{by}, -J_A^{bx}, 0]^T \delta.$$

Предлагаемый алгоритм обработки данных от двух ИИМ основан на комплементарном фильтре, предполагающем использование разности измерений ИИМ А и В для определения погрешностей инерциальных датчиков обоих модулей. Очевидно, что в качестве выходных измерений ИИМ могут быть использованы не только прямые показания ИИМ, т.е. измерения угловой скорости ДУС, но и параметры ориентации объекта, выработанные по показаниям каждого ИИМ в виде углов ориентации или кватернионов. В этой

связи в диссертации предложены два варианта формирования разностных измерений для комплементарного фильтра (рисунок 3).

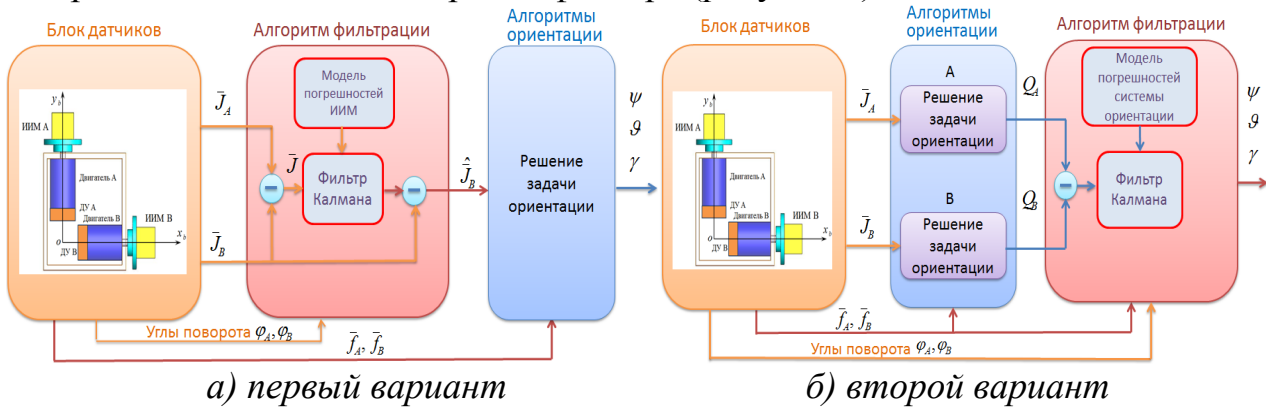


Рисунок 3 – Варианты формирования разностных измерений.

В первом варианте обработки измерений, показания датчиков угловой скорости  $\bar{J}_\kappa, \kappa = A, B$  и данные об углах поворота  $\varphi_\kappa, \kappa = A, B$  платформ поступают в алгоритм фильтрации, в котором реализуется инвариантная схема обработки на основе комплементарного фильтра. В качестве измерений в фильтре Калмана (ФК) обрабатывается векторная разность угловых скоростей  $\bar{J}_\kappa, \kappa = A, B$ , каждая из которых содержит истинную угловую скорость объекта  $\bar{\omega}_b$ , скорость модуляционного вращения платформ  $\dot{\varphi}_\kappa, \kappa = A, B$  и погрешности датчиков  $\Delta\bar{\omega}_\kappa, \kappa = A, B$ . Далее с использованием измеренной в модуле В угловой скорости  $\bar{J}_B$ , с учетом полученных в фильтре Калмана оценок погрешностей чувствительных элементов  $\Delta\hat{J}_B$ , вырабатываются оценки угловой скорости объекта. На основе полученных угловых скоростей объекта и показаний акселерометров  $\bar{f}_\kappa, \kappa = A, B$  вычисляются параметры ориентации.

Второй вариант обработки измерений реализован на основе сравнения параметров ориентации, вырабатываемых по показаниям каждого ИИМ (рисунок 3б). В этом случае на первом этапе показания ДУС непосредственно поступают в блок реализации алгоритмов ориентации. Далее на основе решения уравнения Пуассона проводится расчет параметров ориентации, представляемых кватернионами  $Q_\kappa, \kappa = A, B$ , которые содержат три составляющих: кватернион, описывающий абсолютное угловое положение объекта -  $Q_{ib}$ ; кватернион, описывающий вращение  $\kappa$ -ого ИИМ относительно объекта -  $Q_{\phi_\kappa}, \kappa = A, B$ , и кватернион, описывающий погрешности построения расчетной инерциальной системы координат из-за погрешностей ИИМ А и В -  $Q_{\phi_\kappa}, \kappa = A, B$ . Аналогично схеме, изображенной на рисунке 3 а), для оценивания кватерниона ориентации объекта  $Q_{ib}$  с помощью комплементарного фильтра необходимо сначала сформировать измерение, содержащее только  $Q_{\phi_\kappa}, Q_{\phi_\kappa}$  и  $Q_\kappa, \kappa = A, B$ . Разностное измерение поступает на вход блока комплементарного алгоритма, в котором на основе фильтра Калмана оцениваются  $Q_{\phi_\kappa}, \kappa = A, B$ . На выходе алгоритма кватернион  $Q_{ib}$  вычисляется с учетом полученных оценок  $Q_{\phi_\kappa}, \kappa = A, B$ . Далее на основе интегрирования показаний акселерометров

вычисляется кватернион  $Q_{in}$ , описывающий движение географического сопровождающего трехгранника. Углы ориентации объекта (угол курса  $\psi$ , тангажа  $\varrho$  и крена  $\gamma$ ) определяются кватернионом  $Q_{nb}$  по выражению  $Q_{nb} = Q_{in}^* Q_{ib}$ , где  $*$  - знак сопряжения.

В работе доказано, что обе схемы обработки разностных измерений ИИМ эквивалентны по точности оценивания погрешностей системы. С точки зрения сложности реализации алгоритмов в бортовом вычислителе, второй вариант уступает первому. В связи с этим первый вариант построения алгоритма решения задачи ориентации по данным двух ИИМ рассматривается в работе более подробно.

В этом варианте, согласно рисунку 3а, векторная разность показаний ДУС ИИМ А и В  $\bar{J} = \bar{J}_A^b - \bar{J}_B^b$  на оси связанной с объектом СК записывается как:

$$\bar{J} - \bar{\varphi} \approx C_{pA}^b (C_A \bar{J}_A + \bar{\varepsilon}_A + \bar{v}_A) - \tilde{C}_{pB}^b (C_B \bar{J}_B + \bar{\varepsilon}_B + \bar{v}_B) - [J_B^{by}, -J_A^{bx}, 0]^T \delta, \quad (3)$$

где  $\bar{J} = \bar{J}_A^b - \bar{J}_B^b = [J^x, J^y, J^z]^T$ ,  $\bar{\varphi} = \bar{\varphi}_A - \bar{\varphi}_B = [-\dot{\varphi}_B, \dot{\varphi}_A, 0]^T$ , а неизвестными являются матрицы  $C_A, C_B$  и векторы  $\bar{\varepsilon}_A, \bar{\varepsilon}_B, \delta$ . Для их оценивания введен состояния  $\tilde{x} = [cs(C_A)^T, \bar{\varepsilon}_A^T, cs(C_B)^T, \bar{\varepsilon}_B^T, \delta]^T$  размерности 25, где  $cs(A)$  – матричная функция, которая представляет элементы матрицы в виде столбца, и расширенный вектор состояния  $x = [\varphi_A, \varphi_B, \tilde{x}^T]^T$  размерности 27. В соответствии с этим уравнение (3) и уравнения измерений ДУ приводятся к виду:

$$\begin{cases} \bar{\varphi} \approx -C_{pA}^b (C_A \bar{J}_A + \bar{\varepsilon}_A + \bar{v}_A) + \tilde{C}_{pB}^b (C_B \bar{J}_B + \bar{\varepsilon}_B + \bar{v}_B) + [J_B^{by}, -J_A^{bx}, 0]^T \delta + \bar{J}, \\ \varphi_{mA} = \varphi_A + \Delta\varphi_A, \\ \varphi_{mB} = \varphi_B + \Delta\varphi_B, \end{cases} \quad (4)$$

где  $\varphi_{mA}, \varphi_{mB}$  – измерения углов вращения платформ А и В;  $\Delta\varphi_{\kappa}, \kappa = A, B$  – погрешности измерения датчиков углов. После калибровки погрешностей ДУ  $\Delta\varphi_{\kappa}, \kappa = A, B$  предполагаются центрированными гауссовскими белыми шумами.

Далее в рамках байесовского подхода сформулирована задача фильтрации вектора  $x$  описываемого моделью

$$\begin{cases} \dot{\varphi}_A = -F(2, :) \tilde{x} + J^y - G(2, :) \tilde{v}, \\ \dot{\varphi}_B = F(1, :) \tilde{x} - J^x + G(1, :) \tilde{v}, \\ \dot{\tilde{x}} = \tilde{\Phi} \tilde{x} + \tilde{\Gamma} \tilde{w}, \end{cases} \quad (5)$$

по измерениям

$$\begin{cases} \varphi_{mA} = \varphi_A + \Delta\varphi_A, \\ \varphi_{mB} = \varphi_B + \Delta\varphi_B, \\ 0 = F(3, :) \tilde{x} - J^z + G(3, :) \tilde{v}, \end{cases} \quad (6)$$

где  $\tilde{v} = [\bar{v}_A^T, \bar{v}_B^T]^T$ ;  $\tilde{\Phi}, \tilde{\Gamma}$  – матрица динамики и матрица порождающих шумов для описания модели  $\tilde{x}$ ;  $\tilde{w}$  – центрированный гауссовский порождающий белый шум. Строки матриц  $F$  и  $G$  уравнений (5), (6) имеют вид:

$$F(1, :) = [J_A^x \cos \varphi_A, 0, J_A^x \sin \varphi_A, J_A^y \cos \varphi_A, 0, J_A^y \sin \varphi_A, J_A^z \cos \varphi_A, 0, J_A^z \sin \varphi_A, \cos \varphi_A, 0, \sin \varphi_A, -J_B^x, 0, 0, -J_B^y, 0, 0, -J_B^z, 0, 0, -1, 0, 0, -J_B^y \cos \varphi_B + J_B^z \sin \varphi_B],$$

$$F(2,:) = [0, J_A^x, 0, 0, J_A^y, 0, 0, J_A^z, 0, 0, 1, 0, 0, -J_B^x \cos \varphi_B, J_B^x \sin \varphi_B, 0, -J_B^y \cos \varphi_B, J_B^y \sin \varphi_B, 0, -J_B^z \cos \varphi_B, J_B^z \sin \varphi_B, 0, -\cos \varphi_B, \sin \varphi_B, J_A^x \cos \varphi_A + J_A^z \sin \varphi_A],$$

$$F(3,:) = [-J_A^x \sin \varphi_A, 0, J_A^x \cos \varphi_A, -J_A^y \sin \varphi_A, 0, J_A^y \cos \varphi_A, -J_A^z \sin \varphi_A, 0, J_A^z \cos \varphi_A, -\sin \varphi_A, 0, \cos \varphi_A, 0, -J_B^x \sin \varphi_B, -J_B^x \cos \varphi_B, 0, -J_B^y \sin \varphi_B, -J_B^y \cos \varphi_B, 0, -J_B^z \sin \varphi_B, -J_B^z \cos \varphi_B, 0, -\sin \varphi_B, -\cos \varphi_B, 0],$$

$$G(1,:) = [\cos \varphi_A, 0, \sin \varphi_A, -1, 0, 0], \quad G(2,:) = [0, 1, 0, 0, -\cos \varphi_B, \sin \varphi_B],$$

$$G(3,:) = [-\sin \varphi_A, 0, \cos \varphi_A, 0, -\sin \varphi_B, -\cos \varphi_B],$$

$$J^x = J_A^x \cos \varphi_A + J_A^z \sin \varphi_A - J_B^x, \quad J^y = J_A^y - J_B^y \cos \varphi_B + J_B^z \sin \varphi_B,$$

$$J^z = -J_A^x \sin \varphi_A + J_A^z \cos \varphi_A - J_B^y \sin \varphi_B - J_B^z \cos \varphi_B.$$

Отметим, что в уравнения (5) и (6) входят тригонометрические функции неизвестных углов  $\varphi_A$  и  $\varphi_B$ , но поскольку эти углы непосредственно измеряются ДУ, то предложенная модель погрешностей не является существенно нелинейной. В этой связи сформулированная задача фильтрации в работе решена с использованием расширенного фильтра Калмана. Так же отметим, что в отличие от большинства известных методов модуляционного вращения, здесь точность оценивания погрешности ИИМ практически не зависит от точности управления платформами, что позволяет существенно снизить требования к системе управления двигателем модуляционного вращения.

С целью исследования эффективности предложенной схемы построения системы ориентации, в работе проведен подробный **анализ наблюдаемости** вектора состояния  $\tilde{x}$ . Показано, что вращение двух ИИМ с постоянной или переменной скоростями обеспечивает выполнение условия наблюдаемости смещений нулей всех ДУС, а вращение двух ИИМ с переменными скоростями обеспечивает наблюдаемость погрешностей масштабных коэффициентов по осям вращения. В этой связи, для обеспечения наблюдаемости смещений нулей ДУС и погрешностей масштабных коэффициентов по осям вращения в работе были приняты следующие законы управления поворотом платформ:  $\varphi_A = \frac{\pi}{2} \sin(\frac{2\pi}{20}t)$ ,  $\varphi_B = \frac{\pi}{2} \sin(\frac{2\pi}{20}t)$ . Для полной наблюдаемости всех погрешностей масштабных коэффициентов ДУС необходимо наличие переменных скоростей углового движения объекта  $\omega_b^x$  и  $\omega_b^y$ , а для полной наблюдаемости углов рассогласования и угла  $\delta$  необходимо наличие переменной угловой скорости объекта по всем трем осям.

При обсуждении режимов работы предложенной системы ориентации в работе выделяются: режим начальной выставки, автономный режим и обсервационный режим.

В режиме выставки, при известных координатах объекта, непосредственно по данным акселерометров и магнитометров осуществляется вычисление начальных значений параметров ориентации неподвижного объекта (в этот момент платформы не вращаются). Далее, во время выставки с использованием алгоритмов комплементарной фильтрации, учитывающих вращение платформ ИИМ, проводится оценивание смещений нулей акселерометров с учетом известного значения силы тяжести.

В автономном режиме, при котором не используются внешние навигационные данные, реализуются алгоритмы фильтрации вектора состояния, отыскиваемого уравнениями (5), по измерениям (6). Вычисление углов ориентации объекта осуществляется на основе откорректированных, с использованием полученных оценок погрешностей, показаний ДУС ИИМ В  $\hat{\bar{J}}_B = \hat{C}_{sB}^{pB} (E + \Delta\hat{K}_B)(\bar{J}_B - \hat{\varepsilon}_B)$ , акселерометров ИИМ В  $\hat{\bar{f}}_B = \bar{f}_B - \Delta\hat{a}_B$  и оценки угла вращения платформы В  $\hat{\phi}_B$ , где  $\hat{C}_{sB}^{pB}$ ,  $\Delta\hat{K}_B$  и  $\hat{\varepsilon}_B$  – оценки для ИИМ В, вычисляемые в результате решения задачи фильтрации (5), (6),  $\Delta\hat{a}_B$  – оценки смещений нулей акселерометров, полученные по результатам режима начальной выставки.

В обзорном режиме используется информация о скорости и координатах объекта, поступающая от внешних источников, например от СНС. Задача оценивания погрешностей системы в этом режиме, сформулирована аналогично задаче фильтрации (5), (6). При этом уравнение (5) дополняется уравнениями для описания погрешностей определения параметров ориентации и линейной скорости в географической системе координат:

$$\begin{cases} \dot{\bar{\phi}}_B^n = \Delta\bar{\omega}_{in} - C_b^n C_{pB}^b \left( (C_B - \hat{C}_B) \bar{J}_B + \bar{\varepsilon}_B - \hat{\varepsilon}_B + \bar{v}_B \right), \\ \delta\dot{V}_E \approx f_N \phi_B^U - f_U \phi_B^N + \Delta a_B^E, \\ \delta\dot{V}_N \approx -f_E \phi_B^U - f_U \phi_B^E + \Delta a_B^N, \end{cases} \quad (7)$$

где  $\bar{\phi}_B^n = [\phi_B^E, \phi_B^N, \phi_B^U]^T$  – углы отклонения, характеризующие отклонение между расчетной географической сопровождающей СК и истинной географической СК;  $\Delta\bar{\omega}_{in} = \left[ -\frac{\delta V_N}{R_\varphi}, \frac{\delta V_E}{R_\lambda}, \frac{\delta V_E}{R_\lambda} \operatorname{tg} \varphi_b \right]^T$ ;  $R_\varphi, R_\lambda$  – радиусы кривизны нормальных сечений Земного эллипсоида;  $\delta V_E, \delta V_N$  – погрешности системы при выработке восточной и северной составляющих скорости объекта;  $\varphi_b$  – текущая широта объекта, полученная по данным СНС;  $\bar{f}_B^n = [f_E, f_N, f_U]^T = C_b^n C_{pB}^b \bar{f}_B$  – проекции измерений акселерометров  $\bar{f}_B = [f_B^x, f_B^y, f_B^z]^T$  на оси географической сопровождающей СК;  $\Delta a_B^n = C_b^n C_{pB}^b (\Delta\bar{a}_B - \Delta\hat{a}_B) = [\Delta a_B^E, \Delta a_B^N, \Delta a_B^U]^T$  проекции инструментальных погрешностей акселерометров на оси географической сопровождающей СК.

**Третья глава** посвящена исследованию точности оценивания погрешностей системы ориентации в условиях неопределённости параметров модели погрешностей ИИМ. В ней приведен предложенный адаптивный алгоритм идентификации, обеспечивающий точность определения параметров ориентации в условиях неопределённости интенсивности порождающих шумов смещений нулей ДУС. Описана модель погрешностей и предложен метод калибровки ДУ. Показаны результаты анализа точности оценок погрешностей системы в зависимости от уровня точности ДУС и ДУ.

Известно, что точность оценок фильтра Калмана существенным образом зависят от адекватности используемых математических моделей, в частности, для рассматриваемой системы от модели смещений нулей ДУС, поскольку, для

микромеханических датчиков именно они оказывают наибольшее влияние по сравнению с другими составляющими погрешностей. Смещения нулей микромеханических ДУС под воздействием различных внешних факторов могут изменяться в достаточно широком диапазоне, как во время пуска системы, так и во время штатной работы. В диссертации смещения нулей ДУС описываются винеровскими процессами. Проведенный при такой модели анализ чувствительности алгоритмов фильтрации показал, что настройка фильтра Калмана на фиксированное априорное значение интенсивности порождающего шума, отличное от его действительного значения, приводит к увеличению погрешности оценки смещений нулей на 15%-20%. Для суммарных погрешностей ДУС принята следующая модель:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\varepsilon}}_A = \theta \bar{w}_A, \dot{\tilde{\varepsilon}}_B = \theta \bar{w}_B, \\ \dot{\theta} = 0, \\ \dot{C}_A = 0, \dot{C}_B = 0, \dot{\delta} = 0, \end{cases} \quad (8)$$

где  $\bar{w}_\kappa = [w_\kappa^x, w_\kappa^y, w_\kappa^z]^T$ ,  $\kappa = A, B$  – центрированный гауссовский белый шум единичной интенсивности 1;  $\theta$  – неизвестная константа, которая определяет интенсивность порождающих шумов.

Для решения задачи идентификации  $\theta$ , обеспечивающей повышение точности оценивания вектора  $\tilde{x}$ , применен адаптивный алгоритм на основе метода сеток с использованием банка расширенных фильтров Калмана. Блок-схема метода сеток показана на рисунке 4. В работе сформулирована постановка задачи адаптивной фильтрации с неизвестным параметром  $\theta$ , при этом в уравнении (5) вместо  $\tilde{x}$  подставляется уравнение (8). Для решения этой задачи использован метод сеток, согласно которому оценки  $\hat{x}$ ,  $\hat{\theta}$ , и соответствующие им матрицы ковариации  $P_i^x$  и  $P_i^\theta$  вычисляются по следующим формулам:

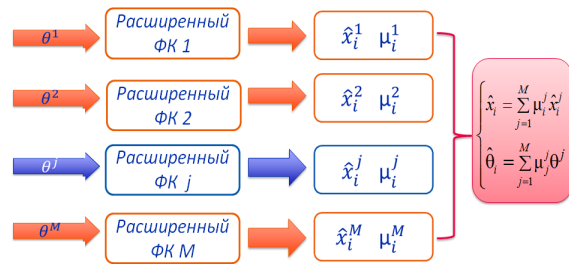


Рисунок 4 – Блок-схема метода сеток.

неизвестным параметром  $\theta$ , при этом в уравнении (5) вместо  $\tilde{x}$  подставляется уравнение (8). Для решения этой задачи использован метод сеток, согласно которому оценки  $\hat{x}$ ,  $\hat{\theta}$ , и соответствующие им матрицы ковариации  $P_i^x$  и  $P_i^\theta$  вычисляются по следующим формулам:

$$\begin{cases} \hat{x}_i = \sum_{j=1}^M \mu_i^j \hat{x}_i^j, & P_i^x = \sum_{j=1}^M \mu_i^j (\hat{x}_i^j (\hat{x}_i^j)^T + P_i^j) - \hat{x}_i (\hat{x}_i)^T, \\ \hat{\theta}_i = \sum_{j=1}^M \mu_i^j \theta^j, & P_i^\theta = \sum_{j=1}^M \mu_i^j (\theta^j)^T - \hat{\theta}_i \hat{\theta}_i^T, \end{cases} \quad (9)$$

где индекс  $j, j=1,2,\dots,M$  соответствует частным расширенным ФК в банке фильтров;  $M$  – число расширенных фильтров, входящих в банк;  $\mu_i^j$  – вес  $j$ -ого расширенного фильтра Калмана, вырабатываемый с учетом соответствующих значений невязок.

Для проверки работоспособности рассматриваемого адаптивного фильтра в работе проведено моделирование при следующем угловом движении объекта:

$$\psi(t) = 15^\circ \sin\left(\frac{2\pi}{14}t\right), \vartheta(t) = 15^\circ \sin\left(\frac{2\pi}{13}t\right), \gamma(t) = 15^\circ \sin\left(\frac{2\pi}{12}t\right). \quad (10)$$

Результаты моделирования представлены на рисунке 5, при этом функция априорной плотности распределения неизвестного параметра  $\theta$  предполагалась равномерной на интервале:  $\theta \in [0 \ 3] \times 10^{-3} \text{ } ^\circ / \text{c}^2 / \sqrt{\Gamma \mu}$ .

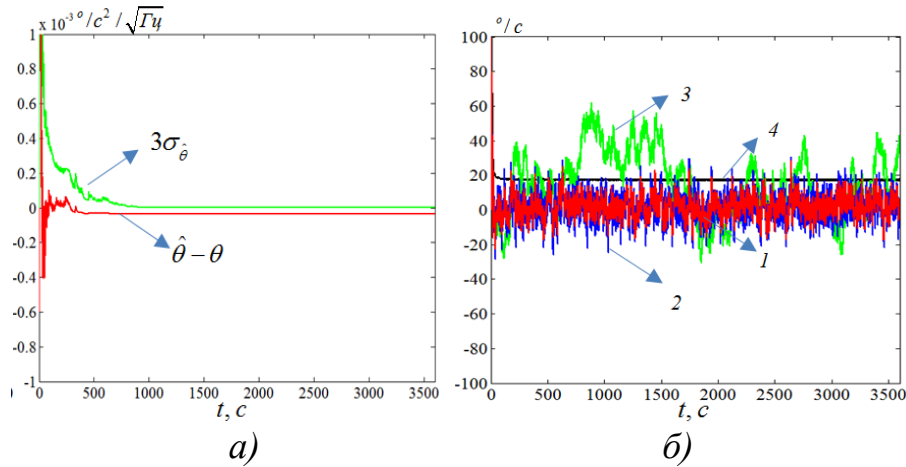


Рисунок 5 – Погрешность оценки  $\theta$  порождающего шума винеровского процесса модели смещений нулей ДУС а) и погрешности оценки смещения нулей  $\varepsilon_A^z$  б). (1- погрешность оценки  $\varepsilon_A^z$  адаптивного алгоритма; 2– погрешность оценки  $\varepsilon_A^z$  расширенного фильтра Калмана с фиксированным значением  $\theta_{\text{зад}1} = \bar{\theta}$ ; 3- погрешность оценки  $\varepsilon_A^z$  расширенного фильтра Калмана с фиксированным значением  $\theta_{\text{зад}2} = 0$ ; 4 - утроенное СКО  $3\sigma_{\varepsilon_A^z}$  погрешности оценки  $\varepsilon_A^z$  адаптивного алгоритма)

Отмечается, что СКО погрешности оценки  $\varepsilon_A^z$  расширенного фильтра Калмана с фиксированным значением  $\theta_{\text{зад}1} = \bar{\theta}$  больше на 15%, чем СКО погрешности оценки  $\varepsilon_A^z$  адаптивного алгоритма, которая не превышает  $\pm 20^\circ / \text{ч}$ . Погрешность оценки  $\varepsilon_A^z$  при применении расширенного фильтра Калмана с фиксированным значением  $\theta_{\text{зад}2} = 0$  достигает  $60^\circ / \text{ч}$ . Сравнение полученных данных позволило сделать вывод о целесообразности применения алгоритма адаптивной фильтрации для определения интенсивностей порождающих шумов смещений нулей ДУС. В свою очередь, идентификация интенсивностей порождающих шумов приводит к повышению точности определения углов ориентации рассматриваемой системы.

Далее в главе 3 рассмотрена модель погрешностей ДУ, представленная суммой случайной составляющей  $\Delta\varphi_i$  и систематической составляющей  $\Delta\varphi_0(\varphi)$ . Случайная составляющая погрешностей  $\Delta\varphi_i$  возникает из-за различных случайных возмущений в канале съема электрического сигнала ДУ и ошибок квантования. Она полагается дискретным белым шумом с дисперсией  $\sigma_{\Delta\varphi}^2$ .

Систематическая составляющая возникает из-за эксцентриситета и деформации вращающейся шкалы датчика и является синусно-косинусной функцией от истинного значения угла  $\varphi$ . В работе отмечается, что систематическая составляющая  $\Delta\varphi_0(\varphi)$  может быть уточнена в режиме калибровки на этапе сборки конструкции системы на основе совместной обработки измерений ДУС, установленных по оси вращения, и измерений ДУ.



На рисунке 6а показана функциональная схема алгоритма калибровки ДУ. На рисунке 6б показаны результаты экспериментальной калибровки ДУ платформы В. Видно, что до калибровки ДУ погрешность измерения угла находится в диапазоне  $\pm 0,3^\circ$ . После калибровки ДУ погрешность измерения не превышает  $\pm 0,036^\circ$ .

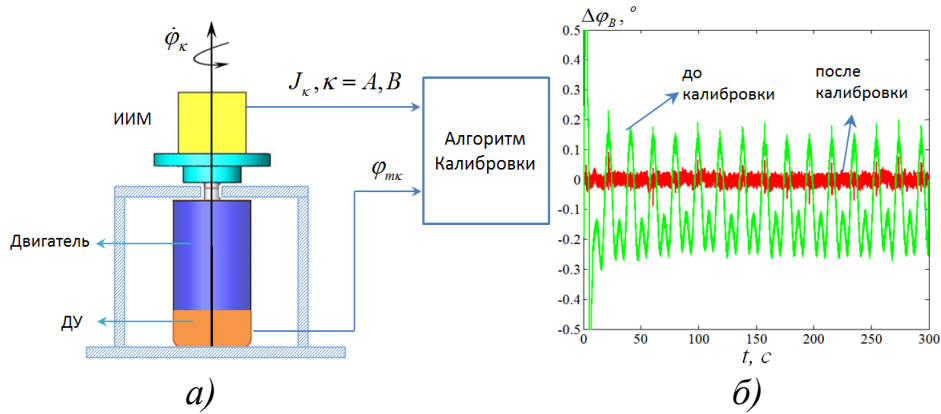


Рисунок 6 – Схема и результаты калибровки ДУ ИИМ В.

Далее с целью подробного анализа зависимости погрешностей предложенной системы ориентации от применённой в ней элементной базы исследовано совместное влияние случайных белозумных погрешностей ДУ и ДУС. На рисунке 7 проведены результаты расчета матрицы ковариации при решении задачи фильтрации (5), (6) для оценок смещений нулей ДУС и погрешностей масштабных коэффициентов для ИИМ А. На рисунке 7а значение СКО погрешностей оценки смещений нулей изменяется от  $4^\circ/\text{ч}$  до  $16^\circ/\text{ч}$ ; на рисунке 7б значение СКО погрешностей оценки погрешностей масштабных коэффициентов изменяется от 100 ppm до 240 ppm ( $1 \text{ ppm} = 10^{-6}$ ).

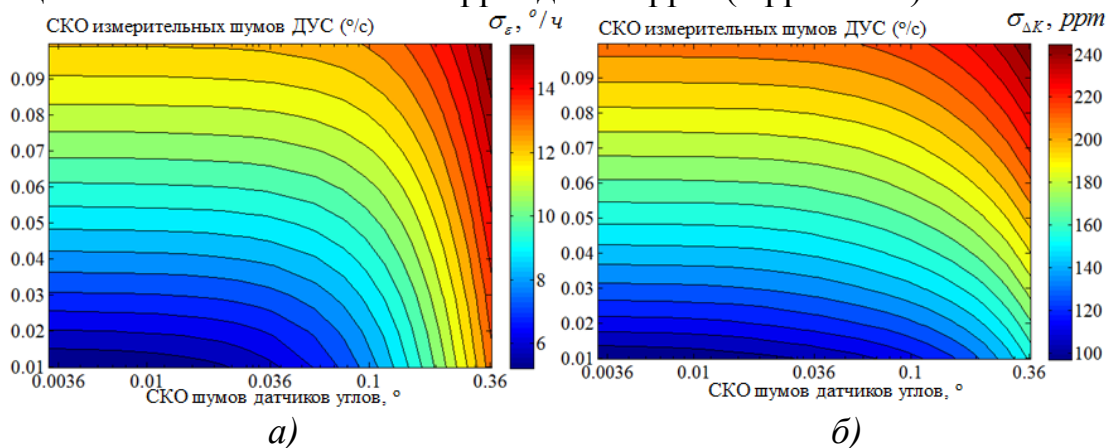


Рисунок 7 – Предельные СКО погрешностей оценок смещений нулей а) и погрешностей масштабных коэффициентов б).

Из представленных рисунков видно, что повысить точность системы ориентации можно, как за счет повышения точности ДУС так и за счет уменьшения уровня шумов ДУ, а уровень шумов ДУС оказывает более существенное влияние на погрешности оценки  $\tilde{x}$ , что в свою очередь позволяет сделать вывод о нецелесообразности повышения точности ДУ, при использовании ДУС низкой точности.

В главе 4 приведены результаты моделирования и экспериментальных испытаний макетного образца разработанной системы ориентации.



При моделировании в целях проверки работоспособности предложенной системы ориентации в различных условиях, было задано угловое движение объекта: в течение первых 600с углы ориентации и угловая скорость объекта равны нулю; начиная с 600 с, угловое движение объекта реализуется согласно (10). Для линейной скорости движения объекта была принята следующая простая модель:

$$t < 25c, V_N = 30 \sin(2\pi t/100) км/ч, V_{E,h} = 0, \dot{V}_{E,h} = 0,$$

$$t \geq 25c, V_N = 30 км/ч, V_{E,h} = 0, \dot{V}_{E,N,h} = 0.$$

При проведении моделирования осуществлялась дискретизация непрерывных уравнений с интервалом дискретизации  $\Delta t = 5 мкс$ . При этом, ошибки измерений датчиков углов  $\Delta\varphi_k, k = A, B$  описывались дискретными центрированными белыми шумами с дисперсиями  $\sigma_{\Delta\varphi A}^2 = \sigma_{\Delta\varphi B}^2 = \sigma_{\Delta\varphi}^2 = (0.036^\circ)^2$ .

Принятые при моделировании погрешности ИИМ приведены в таблице 1.

Таблица 1 Параметры показаний ИИМ, используемые при моделировании

Параметры		ИИМ A,B (после выставки)	MPU6050
Смещения нулей ДУС	СКО начальных смещений нулей ДУС, $^\circ/c$	0,01	20
	Интенсивность порождающих шумов $\theta, ^\circ/c^2/\sqrt{Гц}$	$6 \times 10^{-4}$	-
СКО измерительных шумов ДУС $\sigma_v, ^\circ/c$		0,033	0,033
СКО углов рассогласования, $^\circ$		1	1
СКО масштабных коэффициентов ДУС		0,002	-
СКО угла $\delta, ^\circ$		1	-
СКО смещений нулей акселерометров, $м/c^2$		0,05	0,5
СКО измерительных шумов акселерометров, $м/c^2$		0,056	0,056

Погрешности определения углов ориентации в автономном режиме показаны на рисунке 8. Полученные результаты подтверждают работоспособность предложенной системы ориентации и потенциальную возможность её использования для определения ориентации объекта при отсутствии внешней информации о координатах и скоростях.

Для экспериментального подтверждения эффективности предложенных алгоритмов был разработан макет системы ориентации (рисунок 9), состоящий из двух ИИМ потребительского класса точности MPU6050 (InvenSense). Каждый ИИМ установлен на платформе, для обеспечения вращения которых используются шаговые двигатели, а углы поворотов измеряются оптическими энкодерами с разрешением  $0.036^\circ$ .

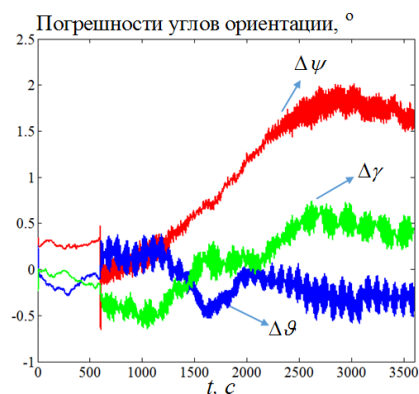


Рисунок 8 – Погрешности определения углов ориентации.

Истинные значения углов ориентации макета получены по показаниям трехосного станда SGT-320E (точность задания углов  $\pm 5''$ ).

Первый эксперимент был проведен в условиях неподвижного основания, при этом в течение первых 100с при известном угле курса корпуса макета с использованием акселерометров осуществлялась начальная выставка системы. Далее, в течение часа, работа системы осуществлялась в автономном режиме без использования данных о координатах и скорости. Результаты

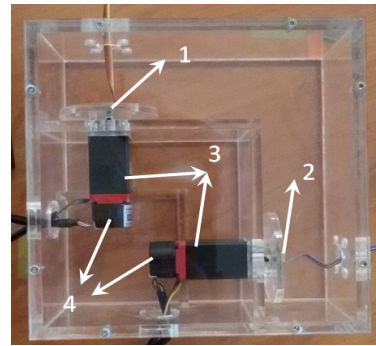


Рисунок 9 – Макет предложенной системы ориентации. (1- ИИМ А, 2-ИИМ В, 3- шаговые двигатели, 4- оптические энкодеры)

экспериментальных исследований приведены на рисунке 10. Во втором эксперименте испытания проводились на трехосном станде, при этом, как и в первом эксперименте выставка системы проводилась первые 100 с, а далее был реализован автономный режим, во время которого, начиная с 740с было задано угловое движение станда в соответствии с уравнением (10). Результаты экспериментальных исследований на подвижном основании приведены на рисунках 11–12. Для сравнения, здесь же приведены данные испытания системы ориентации, построенной с использованием одного ИИМ MPU6050, и системы ориентации на базе более точного ИИМ промышленного класса MSI300B (MT Microsystems).

Полученные в первом и втором экспериментах значения погрешностей выработки углов ориентации показывают, что обработка данных от двух ИИМ с использованием комплементарного фильтра позволяет существенно повысить точность определения параметров ориентации по сравнению с использованием только одного ИИМ. Погрешность определения углов ориентации предложенной системы за 1 час не превышает  $8^\circ$ . При этом следует отметить, что точность предложенной системы ориентации, построенной на дешевых ИИМ MPU6050, соизмерима, а для некоторых параметров превосходит, точность системы ориентации, построенной на более точных ИИМ MSI300B.

На рисунках 12 и 13б показаны полученные во время второго эксперимента оценки смещений нулей ДУС  $\bar{\varepsilon}_A$ , погрешностей масштабных коэффициентов  $\Delta k_A$ , углов рассогласований  $\alpha_\mu^n$  и угла  $\delta$ . Видно, что в условиях неподвижного объекта (до 740с) возможно оценивание только части инструментальных погрешностей: смещения нулей, погрешностей масштабных коэффициентов по оси вращения платформ и углов рассогласования  $\alpha_x^z, \alpha_z^x$ . Наличие угловых скоростей объекта (после 740с) позволяет производить оценивание всех инструментальных погрешностей ИИМ, в частности компонент, ненаблюдаемых на неподвижном основании. Это подтверждают и приведенные на рисунке 12 переходные процессы оценивания  $\Delta k_A^x, \Delta k_A^z, \alpha_x^y, \alpha_y^x, \alpha_z^y, \alpha_y^z$ .

В работе отмечается, что причины накопления погрешностей предложенной системой во времени традиционны для любой системы, построенной на грубых

датчиках. В частности, смещения нулей гироскопов, имеют достаточно сложный характер, зависящий от множества внешних фактов, например, от изменения температуры. Несоответствие принятой модели с реальными погрешностями приводят к появлению дополнительных ошибок оценивания, которые в свою очередь являются причиной накопления ошибок углов курса рисунках 10 и 11. Так же к факторам, влияющим на погрешности рассматриваемой системы ориентации, следует отнести погрешности линеаризации уравнений, неучтенные колебания платформ, возникающие при их вращении и ошибки синхронизации данных от двух ИИМ.

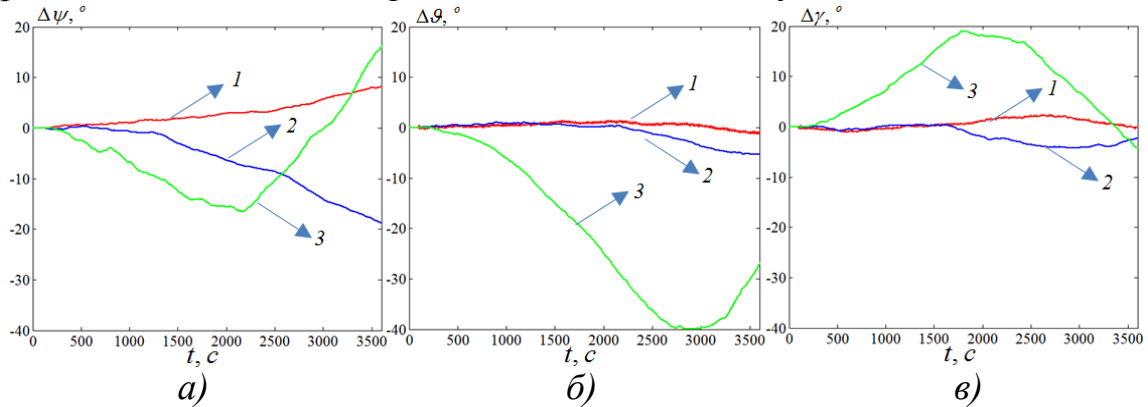


Рисунок 10 – Погрешности углов ориентации на неподвижном основании в течение 3600 сек. (1-при использовании двух ИИМ MPU6050; 2- при использовании ИИМ MSI300B; 3- при использовании ИИМ MPU6050)

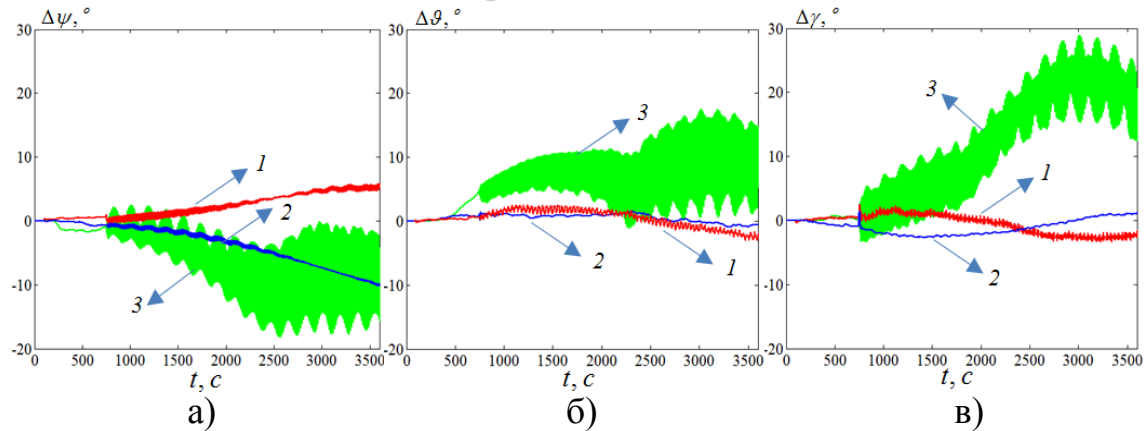


Рисунок 11 – Погрешности углов ориентации на подвижном стенде в течение 3600 сек. (1-при использовании двух ИИМ MPU6050; 2- при использовании ИИМ MSI300B; 3- при использовании ИИМ MPU6050)

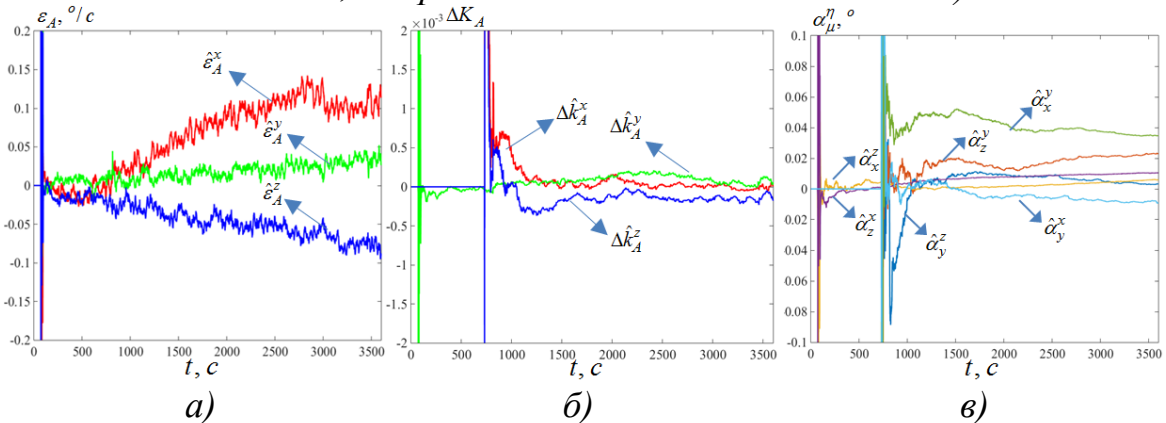


Рисунок 12 – Погрешности оценок погрешностей ИИМ А.

Применение адаптивного алгоритма с введенной моделью (8) для определения интенсивности порождающего шума смещений нулей ДУС микромеханического модуля MPU 6050 позволило повысить точность разработанного макетного образца системы. Априорная функция плотности распределения неизвестного  $\theta$  задавалась равномерной в интервалах:  $\theta \in [0 \ 3] \times 10^{-3} \text{ } ^\circ / \text{c}^2 / \sqrt{\Gamma \text{ц}}$ . Как показано на рисунке 13а, оценки интенсивности порождающего шума смещений нулей, полученные при эксперименте на неподвижном и подвижном основаниях, практически совпадают, что подтверждает эффективность предложенного адаптивного алгоритма. Полученная оценка  $\hat{\theta}$  после 1000 с составила  $6 \times 10^{-4} \text{ } ^\circ / \text{c}^2 / \sqrt{\Gamma \text{ц}}$ .

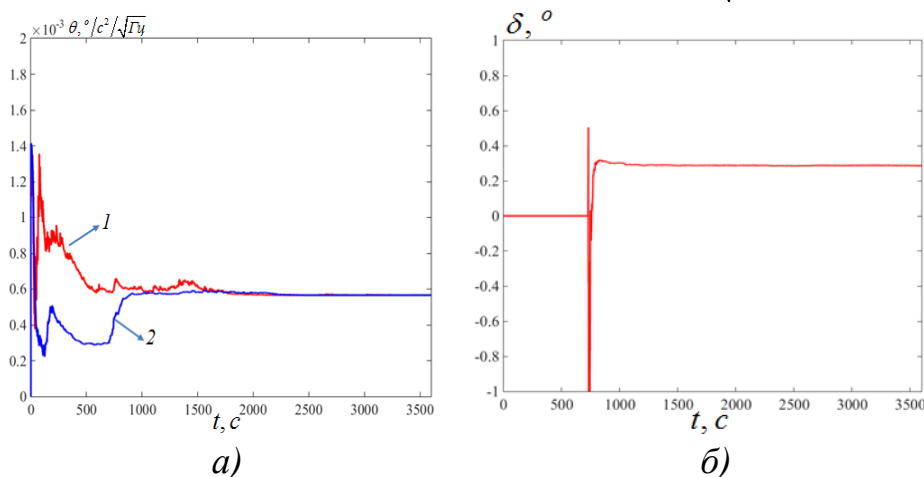


Рисунок 13 – Оценки  $\theta$  интенсивности порождающего шума модели смещений нулей ДУС MPU 6050 а) (1- на неподвижном основании; 2- на подвижном основании); оценка угла  $\delta$  б).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертации разработана система ориентации на основе двух микромеханических ИИМ, обеспечивающая повышение точности определения углов ориентации малых подвижных объектов. Основные результаты диссертационной работы заключается в следующем:

1. Предложена система ориентации, построенная на основе двух микромеханических ИИМ, установленных на двух одноосных поворотных платформах, оси вращения которых ортогональны.
2. Разработаны две схемы построения алгоритма на основе комплементарного фильтра для решения задачи обработки измерений, обеспечивающие оценивание смещений нулей, погрешностей масштабных коэффициент и углов рассогласования без привлечения внешней навигационной информации.
3. Проведено исследование наблюдаемости типовых составляющих погрешностей двух ИИМ и погрешностей сборки разработанной системы и показана наблюдаемость смещений нулей, погрешностей масштабных коэффициентов, углов рассогласования и угла  $\delta$  при переменных скоростях

модуляционного вращения обеих платформ и при наличии углового движения объекта.

4. Введена модель погрешностей датчиков угла вращения платформ и предложен метод их калибровки на основе комплексирования измерений ДУС и ДУ. Экспериментально показано, что после калибровки погрешность составила  $\pm 0,036^\circ$ .
5. Рассмотрено влияние погрешностей ДУ и ДУС на точность оценивания погрешностей ИИМ. При использовании винеровского процесса для описания модели смещений нулей ДУС погрешность их оценивания составляет  $8^\circ/ч$  при использовании ДУ с СКО менее  $0,036^\circ$  и ДУС с СКО шумов меньше  $0,04^\circ/с$ .
6. Предложен адаптивный алгоритм фильтрации, позволяющий в условиях неопределённости модели датчиков, обеспечить повышение точности оценивания смещений нулей ДУС на 15% по сравнению с результатами для расширенного фильтра Калмана, соответствующего заданной фиксированной модели.
7. Проведены испытания макетного образца на стенде. Показано, что погрешности определения углов ориентации динамического объекта не превышает 8 градусов за 1 час автономной работы с использованием микромеханических ИИМ потребительного класса- MPU6050.
8. Показано, что предложенная система ориентации с использованием двух грубых микромеханических ИИМ MPU6050 позволяет повысить точность выработки углов ориентации по сравнению с системой, построенной на одном таком же блоке более чем 5 раз, и не уступает по точности системе ориентации, построенной на более точном микромеханическом ИИМ MS1300B.

## **СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

### *Статьи из перечня ВАК*

1. Лян, Ц. Анализ адаптивных фильтров в линейной стационарной задаче при неизвестных характеристиках шумов/ О.А. Степанов, Ц. Лян// Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2016. № 6. С. 113-129. – 0,8 п.л. / 0,3 п.л.
2. Лян, Ц. Анализ влияния ошибок датчиков углов модуляционного вращения на точность системы ориентации / Ц. Лян, Ю.А. Литвиненко, О.А. Степанов // труды МАИ. 2018 № 98. –0,8 п.л. / 0,3 п.л.
3. Лян, Ц. Метод обработки измерений от двух блоков микромеханических гироскопов при решении задачи ориентации/ Ц. Лян, Ю.А. Литвиненко, О.А. Степанов // Гироскопия и навигация. 2018. № 3. С. 29-42. – 0,8 п.л. / 0,3 п.л.

### *Индексируемые в Scopus*

4. Liang, Q. Solution to one class of navigation information processing problems by using adaptive Bayesian filters / Q. Liang, Y.A. Litvinenko, O.A. Stepanov, G.

Trommer // Proceedings of 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems- 2017, pp. 799-605. – 0,44 п.л. / 0,11 п.л.

5. Liang, Q. Analyzing the error observability of an orientation system based on two rotation units of micromechanical gyroscopes / Q. Liang, Y.A. Litvinenko, O.A. Stepanov // Proceedings of IEEE 2nd International Conference on Control in Technical Systems/ IEEE Saint Petersburg, 2017, pp. 236-239. – 0,25 п.л. / 0,1 п.л.
6. Liang, Q. Adaptive algorithm for processing data of an AHRS with two units of micromechanical gyroscopes / Q. Liang, Yu. A. Litvinenko// Proceedings of 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2018, pp.375-379. – 0,3 п.л. / 0,15 п.л.

#### *Другие работы*

7. Лян, Ц. Результаты испытаний макетного образца системы ориентации, построенной на двух блоках микромеханических гироскопов / Ц. Лян, Ю.А. Литвиненко // материалы XX конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» / АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».- Санкт-Петербург, 2018. С. 76-78. – 0,3 п.л. / 0,1 п.л.
8. Liang, Q. The influence of rotation angle sensor errors on the accuracy of the attitude and heading reference system / Q. Liang, Y.A. Litvinenko, O.A. Stepanov // Proceedings of International workshop on Navigation and Motion Control, St. Petersburg, 2017, pp. 32-39. –0,8 п.л. / 0,3 п.л.
9. Лян, Ц. Анализ влияния ошибок датчиков углов модуляционного вращения на точность системы ориентации/ Ц. Лян, Ю.А. Литвиненко, О.А. Степанов // Сборник трудов XXVI международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», Алушта, 2017. С. 130-131. – 0,07 п.л. / 0,03 п.л.
10. Лян, Ц. Анализ алгоритмов решения задачи ориентации с использованием двух блоков микромеханических гироскопов/ Ц. Лян, Ю.А. Литвиненко // материалы XIX конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» / АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».- Санкт-Петербург, 2017. С. 213-217. – 0,3 п.л. / 0,15 п.л.
11. Лян, Ц. Алгоритм решения задачи ориентации с использованием двух блоков микромеханических гироскопов / Ц. Лян, Ю.А. Литвиненко, О.А. Степанов // Сборник трудов XXV международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», Алушта, 2016. С. 171. – 0,07 п.л. / 0,03 п.л.
12. Лян, Ц. Алгоритм оценивания ошибок инерциальных датчиков с использованием двух блоков микромеханических гироскопов // Ц. Лян, Ю.А. Литвиненко // материалы XVIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением»/ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».- Санкт-Петербург - 2016. С. 556-564. – 0,5 п.л. / 0,25 п.л.