

На правах рукописи

Тан Нин

**МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И  
НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА  
НИЗКОЛЕТАЮЩЕГО ДИРИЖАБЛЯ**

Специальность 2.3.1. Системный анализ, управление и обработка информации,  
статистика

**АВТОРЕФЕРАТ**  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Тан Нин

Москва – 2024

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

Научный руководитель: **Неусыпин Константин Авенирович**, д.т.н., профессор, заведующий кафедрой систем автоматического управления МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Официальные оппоненты: **Магомедов Магомед Хабибович**, д.ф.-м.н., старший научный сотрудник федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова»

**Преснова Анна Павловна**, кандидат наук по прикладной математике, доцент департамента Прикладной математики Московского института электроники и математики им. А.Н. Тихонова Национального исследовательского университета «Высшая школа экономики»

Ведущая организация: Общество с ограниченной ответственностью "Софт эксперт"

Защита состоится « 03 » декабря 2024 г. В 14 час. 30 мин. на заседании диссертационного совета 24.2.331.14 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный пер., д. 10, ауд. 613М.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте <http://www.bmstu.ru>.

Отзывы и замечания по автореферату в двух экземплярах, заверенные печатью, просьба высылать по адресу 105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1 на имя учёного секретаря диссертационного совета.

Автореферат разослан « \_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2024 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета  
к.т.н., доцент



Муратов Игорь Валентинович

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы.** Среди разнообразия летательных аппаратов низколетающий дирижабль занимает особое место. Низколетающий дирижабль, как аэростат, функционирует по-другому, чем тяжелые воздушные аппараты, такие как самолеты и вертолеты. Он не требует постоянной работы двигателя для поддержания определенной высоты и положения в пространстве, так как использует газ низкой плотности внутри оболочки для компенсации своего веса и плавает в воздухе.

Преимущества низколетающего дирижабля в его вертикальном подъеме, длительном висении в воздухе и способности нести большие грузы делают его уникальным. В современном мире его преимущества становятся все более заметными в контексте усовершенствования авиационных технологий и повышенных требований к энергетической эффективности и экологической безопасности. Такие аппараты находят применение в гражданских целях, например, в воздушных перевозках, мониторинге окружающей среды и предотвращении бедствий. Их уникальные характеристики и преимущества делают дирижабли важным компонентом современной авиации и показывают их потенциал для различных сфер деятельности.

Для достижения поставленных целей в области транспортировки и мониторинга окружающей среды с применением автономных низколетающих дирижаблей необходимо реализовать эффективное управление, обеспечивающее стабилизацию ориентации и автономный полет по заданной траектории. Также требуется использование высокоточной навигационной системы для достоверного определения его ориентации.

Для реализации автономных полетов низколетающих дирижаблей требуется эффективная система управления, способная обеспечивать точное следование за траекторией движения. В начале истории управления полетом дирижаблей использовались классические линейные системы управления, особенно при стремлении к определенному режиму полета, например, крейсерскому. Однако управление дирижаблем представляет собой сложную задачу из-за его характера как многомерно-многосвязанного подвижного объекта. Большая размерность и масса дирижабля делают его управление более чувствительным к неопределенностям, таким как воздействие ветра и турбулентность. Кроме того, множество степеней свободы в движении дирижабля усложняет процесс управления, особенно при выполнении сложных маневров или изменении направления полета. Эффективность управления низколетающим дирижаблем в большой степени зависит от достоверности информации о его состоянии.

Для определения навигационных параметров дирижабля используются навигационные комплексы (НК) различного состава. Базовой системой НК является инерциальная навигационная система (ИНС). Часто используют ИНС, построенную на микро-электро-механических системах (MEMS). MEMS-датчики имеют низкую стоимость и отличаются нестабильностью характери-

стик. Поэтому компенсация погрешностей ИНС является ключевой для улучшения надежности и точности функционирования низколетающего дирижабля.

**Степень разработанности темы.** Большой вклад в создание теории управления подвижными объектами и их алгоритмического обеспечения внесли В.Х. Пшихопов, М.Ю. Медведев, А.Р. Гайдук, Г.Е. Веселов, В.Н. Афанасьев, Ф.Л. Черноусько, С.А. Решмин, Zewei Zheng, Bing Zhu, Ming Cao. Разработкой алгоритмов повышения точности навигационных систем успешно занимались Н.Т. Кузовков, О.А. Степанов, Н.А. Парусников, А.А. Голован, М.С. Селезнева, В.А. Barrau, Li Fu, S. Berkane, Шень Кай, Чжан Лифэй и др..

**Целью работы** является повышение точности управления низколетающим дирижаблем за счёт применения новых методов и алгоритмов управления и навигации.

Для достижения этой цели в работе были поставлены и решены **следующие задачи:**

1. Разработка алгоритма высокоточного управления ориентацией дирижабля в режиме висения;
2. Создание алгоритма точного отслеживания траектории дирижабля в трёхмерном пространстве;
3. Разработка наблюдателя, оценивающего ориентацию дирижабля и смещения датчика угловой скорости;
4. Разработка метода коррекции смещения и дрейфа датчика угловой скорости, когда внешняя вспомогательная информация недоступна.

**Методы исследования.** При решении задач использованы методы системного анализа, современной теории управления, теории инерциальной навигации, математического и полунатурного моделирования.

**Научная новизна** работы заключается в следующем:

1. Разработан алгоритм адаптивного управления ориентацией дирижабля в режиме висения, обеспечивающий управляемую систему полу-глобальной устойчивостью при условии априорно неизвестных параметров дирижабля;
2. Разработан алгоритм отслеживания траектории дирижабля в трёхмерном пространстве, основанный на синергетическом управлении и методе наведения с использованием векторного поля, который обеспечивает эффективное управляющее воздействие и минимизирует углы атаки и скольжения;
3. Разработан нелинейный наблюдатель, учитывающий смещение MEMS гироскопа, с помощью которого оценивается ориентация дирижабля и осуществляется коррекция ИНС;
4. Разработан метод коррекции MEMS гироскопа при функционировании в различных режимах, основанный на эффективных факторах агрегации.

**Достоверность и обоснованность** полученных теоретических и практических результатов работы подтверждаются четкими математическими выводами при разработке алгоритмических обеспечений, результатами математического моделирования и моделирования по данным лабораторного эксперимента, а также согласованностью известных и полученных результатов.

**Теоретическая значимость диссертации.** Развиты возможности вектор-

ных полей для отслеживания траектории подвижных объектов, особенно с учетом динамической модели подвижного объекта, что позволило объединить предлагаемый метод наведения и стабилизации скорости и ориентации подвижного объекта. Разработана теория нелинейного наблюдателя, что повышает точность оценки ориентации подвижного объекта и оценки смещения гироскопов. Предложен наблюдатель, обеспечивающий устойчивость и оптимальность оценки. Синтез модели смещения и дрейфа MEMS гироскопов проведен с учетом механизма генерации смещения и дрейфа, что делает разработанную систему простой и эффективной.

**Практическая значимость диссертации.** Разработанные алгоритм управления ориентацией и алгоритм отслеживания траектории дирижабли в трёхмерном пространстве позволяющие повысить точность управления и снизить затраты энергии на управление с учётом неопределённости. Разработанный наблюдатель улучшает точность оценок ориентации и смещения датчика угловой скорости, ориентация после коррекции оценки смещения сходится к эталонной. Разработанный метод онлайн моделирования смещения и дрейфа MEMS гироскопа даст возможность получения точной ориентации даже без внешней вспомогательной информации, например GPS.

Результаты диссертационного исследования использованы в учебном процессе кафедры систем автоматического управления МГТУ им. Н.Э. Баумана и при реализации технического проекта в технической компании Май Фужуй (Пекин, КНР).

#### **Основные положения диссертации, выносимые на защиту.**

1. Алгоритм адаптивного управления ориентацией дирижабля в режиме висения.
2. Алгоритм управления движением дирижабля с помощью векторного поля в трёхмерном пространстве.
3. Метод оценки ориентации дирижабля и смещений MEMS гироскопов на основе нелинейного наблюдателя.
4. Метод коррекции смещения и дрейфа MEMS гироскопов для определения ориентации, когда внешняя вспомогательная информация недоступна.

**Апробация работы.** Диссертационная работа в целом и основные результаты докладывались и обсуждались на следующих конференциях и научных семинарах: Будущее машиностроения России (Москва, 2020 г.); XLVI Академические чтения по космонавтике (Москва, 2022); Proceedings of 2022 International Conference on Guidance, Navigation and Control, ICGNC (Харбин, КНР, 2022 г.); XLVII Академические чтения по космонавтике 2023 (Москва, 2023 г.); 2023 International Conference on Ocean Studies (Владивосток, 2023 г.) и научном семинаре кафедры систем автоматического управления МГТУ им. Н.Э. Баумана (Москва, 2024 г.).

**Публикации.** По теме диссертационной работы опубликовано 9 научных работ, в том числе 3 работы в изданиях, рекомендованных ВАК РФ, 2 статьи Q1 из перечня международных научных изданий, включенных в базу данных Scopus.

**Структура и объем работы.** Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, общих выводов и заключения, списка используемой литературы. Текст диссертации изложен на 159 печатных страницах, содержит 49 рисунков, 8 таблиц. Список литературы содержит 109 источников.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обосновывается актуальность темы диссертационной работы, излагаются цель и основные задачи исследования, формулируются научная новизна, практическая ценность полученных результатов, основные положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** представлен анализ задач, связанных с системами управления движением дирижабля и его навигационными системами. Выявлено, что одной из ключевых задач управления движением дирижабля является разработка методов управления для нелинейных, многосвязных систем в условиях неопределённости. Также отмечено, что среди основных задач навигации возникает проблема оценивания ориентации дирижабля при наличии неопределенности. Определены географическая, связанная, скоростная система координат. Представлено математическое описание движения низколетающего дирижабля.

**Во второй главе** проведен обзор существующих методов и подходов к синтезу законов и систем управления для дирижаблей, описываемых уравнениями движения, с учетом их математической сложности и нелинейности. Также представлены существующие методы оценивания ориентации подвижных объектов. Среди методов управления движением дирижабля ранее были предложены алгоритмы, основанные на линейно-квадратичной форме и методе позиционно-траекторных систем управления. Алгоритм, применяемый в задаче навигации, представляет собой модификацию расширенного фильтра Калмана.

**Задачей управления ориентацией** дирижабля в режиме висения является отслеживание желаемой ориентации по команде. Модель ориентации в режиме висения имеет вид:

$$\dot{\tilde{x}}_p = A_p \tilde{x}_p + B_p \tilde{u}, \quad (1)$$

где расширенное состояние  $\tilde{x}_p = [\tilde{x} \quad \tilde{\xi}]^T$ ,  $A_p = \begin{bmatrix} A & \mathbf{0} \\ -H & \mathbf{0} \end{bmatrix}$ ,  $B_p = [B \quad \mathbf{0}]^T$ ,  $\tilde{x}$  —

отклонение состояний  $x = [\theta \quad \psi \quad \phi \quad p \quad q \quad r]^T$  от желаемых,  $\tilde{u}$  — отклонение управления от управления в положении равновесия,  $\tilde{\xi}$  — отклонение интеграла от ошибки ориентации.

Управление по состоянию обратной связи для расширенной системы имеет вид

$$\tilde{u} = -K_p \tilde{x}_p = -K\tilde{x} + K_I \tilde{\xi} \quad (2)$$

минимизирующее значение квадратичного функционала стоимости

$$J = \int_{t_0}^{\infty} (\tilde{x}_p^T Q \tilde{x}_p + \tilde{u}^T R \tilde{u}) dt, \quad (3)$$

где  $Q$  и  $R$  — весовые матрицы, полученные путем решения алгебраического уравнения Риккати для симметричной положительно определенной матрицы  $P$ :

$$PA_p + A_p^T P - PB_p R^{-1} B_p^T P + Q = 0 \quad (4)$$

Матрица усиления управления  $K_p$  вычисляется по формуле

$$K_p = R^{-1} B_p^T P \quad (5)$$

Для отслеживания траектории дирижабля рассмотрен алгоритм **позиционно-траекторных систем управления дирижаблем**, который имеет вид:

$$u = -M(TAK_0)^{-1} [K_1 \dot{Y} + K_2(t) + A\tilde{V} + \Psi_{tr}] - d - f, \quad (6)$$

где  $T$  — разрабатываемая матрица постоянных коэффициентов 6-го порядка, называемая матрицей синергетического усиления,  $A$  — диагональная весовая матрица 6-го порядка,  $\tilde{V} = [\mathbf{0}_{1 \times 2}, V^2 - V_c^2, \mathbf{0}_{1 \times 3}]^T$  — квадрат вектора ошибки скорости,  $\Psi_{tr} = \mathbf{0}_{6 \times 1}$  — траекторное многообразие,  $d$  — 6-мерный вектор нелинейных элементов динамики дирижабля,  $f$  — 6-мерный вектор сил и моментов из тяжести, плавучести и аэродинамики,

$$K_0 = J_1 J_{\Sigma px} + J_\Theta J_{\Sigma \Theta x} \quad (7)$$

$$K_1 = TAK_{11} + K_{12} \quad (8)$$

$$K_{11} = [\mathbf{0}_{6 \times 3}, J_1 J_{\Sigma p \Theta} + J_\Theta J_{\Sigma \Theta \Theta}] \quad (9)$$

$$K_{12} = (T + A)J_s + TAJ_s \quad (10)$$

$$K_2 = AJ_t + TAJ_t \quad (11)$$

здесь  $J_1$ ,  $J_{\Sigma px}$ ,  $J_\Theta$ ,  $J_{\Sigma \Theta x}$ ,  $J_{\Sigma \Theta \Theta}$ ,  $J_s$ ,  $J_t$  — матрицы, элементы которых соответственные частные производные.

**Инвариантный расширенный фильтр Калмана (IEKF)** основывается на группе Ли для локализации подвижных объектов существенно повышает точность оценки. Уравнения системы имеют вид:

$$\frac{dx}{dt} = Fx + Gw \quad (12)$$

где  $x = [\xi^T \quad \zeta^T]^T$  — ошибка оценки состояния,  $\xi = [\xi_R^T \quad \xi_v^T \quad \xi_p^T]^T$  — ошибка оценки состояния на группе Ли,  $n = [n_s^T \quad n_a^T \quad 0]^T$  и  $w = [n^T \quad (n^b)^T]^T$  — некоррелированные белые шумы,

$$F = \begin{bmatrix} F_\chi & F_{\chi\zeta} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} Ad_{\hat{\chi}} & 0 \\ 0 & -I \end{bmatrix}$$

$$F_\chi = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ [g]_\times & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 \end{bmatrix}, \quad F_{\chi\zeta} = \begin{bmatrix} -\hat{R} & 0 \\ -[\hat{v}]_\times \hat{R} & -\hat{R} \\ -[\hat{p}]_\times \hat{R} & 0 \end{bmatrix}, \quad Ad_{\hat{\chi}} = \begin{bmatrix} \hat{R} & 0 & 0 \\ [\hat{v}]_\times \hat{R} & \hat{R} & 0 \\ [\hat{p}]_\times \hat{R} & 0 & \hat{R} \end{bmatrix},$$

здесь  $R$  — матрица поворота из навигационной системы координат в связанную систему координат,  $v$  — вектор скорости подвижного объекта,  $p$  — вектор местоположения подвижного объекта,  $g$  — гравитационное ускорение,

Уравнение измерения ИЕКФ:

$$z = Hx + s \quad (13)$$

где  $H = \begin{bmatrix} H_\chi & H_\zeta \end{bmatrix}$  — матрица наблюдения,  $s$  — гауссовой шум измерения.

Здесь  $H_\chi$  и  $H_\zeta$  имеют следующие виды:

$$H_\chi = \begin{bmatrix} -[m_1]_\times & 0_{3 \times 3} & I_3 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ -[m_k]_\times & 0_{3 \times 3} & I_3 \end{bmatrix} \quad (14)$$

где  $m_k$  — наблюдаемое местоположение подвижного объекта из сенсора.

$$H_\zeta = \begin{bmatrix} 0_{3k \times 3} & I_{3k \times 3} \end{bmatrix} \quad (15)$$

Тогда уравнение ИЕКФ имеет следующий вид:

$$\hat{x}_k^- = F\hat{x}_{k-1}^- \quad (16)$$

$$P_k^- = FP_{k-1}^- F^T + GQG^T \quad (17)$$

где  $Q = M \begin{bmatrix} ww^T \end{bmatrix}$

$$K^k = \begin{bmatrix} K_\zeta^k \\ K_\chi^k \end{bmatrix} = P_k^- H^T (HP_k^- H^T + V)^{-1} \quad (18)$$

где  $V = M \begin{bmatrix} ss^T \end{bmatrix}$ .

$$\begin{bmatrix} \hat{\chi}^+ \\ \hat{b}^+ \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Exp(K_\zeta^k z) \hat{\chi}^- \\ \hat{b}^- + K_\chi^k z \end{bmatrix} \quad (19)$$

где  $\chi$  — переменный на группе Ли,  $b = \begin{bmatrix} b_g^T & b_a^T \end{bmatrix}^T$ ,  $b_g$  и  $b_a$  — смещения гироскопа и акселерометра, соответственно.

$$P^+ = (I - K^k H) P_k^- \quad (20)$$

**В третьей главе** представлены разработанные методы управления движением дирижабля и алгоритмы, применяемые в задаче навигации. Среди методов управления движением дирижабля предложены адаптивное управление ориентациями дирижабля в режиме висения и управление движением дирижабля с помощью векторного поля. Алгоритмы, применяемый в задаче навигации, представляет собой нелинейный наблюдатель для оценки ориентаций и смещений и онлайн моделирование смещения MEMS гироскопов.

В режиме висения, модель ориентации дирижабля имеет вид:

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -r \sin \phi + q \cos \phi \\ r \sec \theta \cos \phi + q \sec \theta \sin \phi \\ p + r \tan \theta \cos \phi + q \tan \theta \sin \phi \\ I_1 q r - I_2 p q + I_3 z_G G \cos \theta \sin \phi \\ I_6 p r - I_7 (p^2 - r^2) - I_8 z_G G \sin \theta \\ I_2 q r + I_9 p q + I_{10} z_G G \cos \theta \sin \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ I_4 & 0 & I_5 \\ 0 & I_8 & 0 \\ I_5 & 0 & I_{11} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} \quad (21)$$

где  $I_i, i = \overline{1,11}$  — соответственные моменты инерции,  $z_G$  — расстояние от центра плавучести до центра тяжести,  $G$  — сила тяжести дирижабля,  $[u_1 \ u_2 \ u_3]^T$  — управляющие моменты. Принято, что неизвестными параметрами дирижабля являются  $I_i, z_G, G$ .

С учётом априорно неизвестными параметрами дирижабля, закон управления синтезируется следующим образом, который обеспечивает полуглобальную устойчивость:

$$\dot{\hat{\beta}}_i = \Gamma_i (\omega_i z_{i,2} - \mu_{i,1} \hat{\beta}_i), \quad i = 1, 2, 3 \quad (22)$$

$$\bar{u}_i = -c_{i,2} z_{i,2} - \hat{\beta}_i^T \cdot \omega_i + \dot{y}_i, \quad i = 1, 2, 3 \quad (23)$$

$$u_i = \hat{\rho}_i \bar{u}_i, \quad i = 1, 2, 3 \quad (24)$$

$$\dot{\hat{\rho}}_i = -\text{sgn}(b_i) \gamma_i z_{i,2} \bar{u}_i - \mu_{i,2} \hat{\rho}_i, \quad i = 1, 2, 3, \quad (25)$$

где  $\hat{\beta}_i, \hat{\rho}_i$  — вектор оценки неизвестных параметров дирижабля,  $\omega_i$  — соответственный вектор состояний,  $\dot{y}_i$  — производная ошибки опорного сигнала,  $z_{i,2}$  — ошибка отслеживания угловой скорости,  $\Gamma_i, \mu_{i,1}, c_{i,2}, \gamma_i$  — соответственные усиления обратной связи.

Для модификации алгоритма позиционно-траекторных систем управления дирижаблем, представленный алгоритм **управления движением дирижабля с помощью векторного поля**, в котором задается желаемой траектории видом векторного поля:

$$\chi(\mathbf{p}) = n_1(\mathbf{p}) \times n_2(\mathbf{p}) - k_1 \phi_1(\mathbf{p}) n_1(\mathbf{p}) - k_2 \phi_2(\mathbf{p}) n_2(\mathbf{p}) \quad (26)$$

где  $\chi(\mathbf{p}) = [v_x^* \ v_y^* \ v_z^*]^T$  — желаемый вектор скорости,  $n_i(\mathbf{p}) = \nabla \phi_i(\mathbf{p})$  — градиент функции  $\phi_i$ ,  $\phi_i$  — поверхность в пространстве  $\mathbb{R}^3$ , пересечения  $\phi_1$  и  $\phi_2$  как желаемая траектория,  $k_i > 0$ .

Закон управления синтезируется следующим образом:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{M}\mathbf{K}_0^{-1} [\mathbf{T}^{-1}\Psi + \mathbf{K}_1 \dot{\mathbf{y}} + \mathbf{K}_2 \dot{\Theta}] - \mathbf{d} - \mathbf{f} \quad (27)$$

где  $\mathbf{T}$  — разрабатываемая матрица постоянных коэффициентов 6-го порядка, называемая матрицей синергетического усиления,  $\mathbf{A}$  — диагональная весовая матрица 6-го порядка,

$$\mathbf{K}_0 = \mathbf{A}(\mathbf{J}_{s2} + \mathbf{J}\mathbf{J}_{\Sigma x}) \quad (28)$$

$$\mathbf{K}_1 = \mathbf{J} + \mathbf{A}(\mathbf{J}_{s1} + \mathbf{\Gamma}) \quad (29)$$

$$\mathbf{K}_2 = \mathbf{A}\mathbf{J}\mathbf{J}_{\Sigma \Theta} \quad (30)$$

Здесь  $\mathbf{J}_{s2}, \mathbf{J}, \mathbf{J}_{\Sigma x}, \mathbf{J}_{s1}, \mathbf{\Gamma}, \mathbf{J}_{\Sigma \Theta}$  — матрицы, элементы которых соответственные частные производные.

Для решения проблемы оценки неопределенных смещений MEMS гироскопов представленный **нелинейный наблюдатель для оценки ориентаций и смещений (ННОС)**, алгоритм которого имеет вид:

$$\tilde{\Lambda} = \Lambda_o^{-1} \otimes \Lambda_c = 1 \cdot \tilde{\Lambda}_r + \mathbf{I}_i^T \cdot \tilde{\Lambda}_i, \quad \mathbf{e} = -2\tilde{\Lambda}_r \tilde{\Lambda}_i \quad (31)$$

$$\dot{\Lambda}_o = \frac{1}{2} \Lambda_o \otimes H \left[ \mathbf{R}_1(\tilde{\Lambda}) (\underline{\omega}_{ib}^b - \Delta \hat{\omega}_{ib}^b + ke) \right] \quad (32)$$

$$\hat{S}(\lambda_o) = -\mathbf{K}(\Omega_{ib}^b) \lambda_o \quad (33)$$

$$\dot{\hat{z}} + \mathbf{L}(\lambda, \Omega_{ib}^b) \hat{z} = \mathbf{u} \quad (34)$$

$$\mathbf{u} = -\frac{1}{2} \mathbf{K}(\Omega_{ib}^b) \mathbf{M}(\lambda_o) \mathbf{R}(\tilde{\Lambda}) (\underline{\Omega}_{ib}^b + k_a \mathbf{E}) + \mathbf{L}(\lambda, \Omega_{ib}^b) \hat{S}(\lambda_o) + k_b \mathbf{E} \quad (35)$$

$$\Delta \hat{\omega}_{ib}^b = (h \circ H)^{-1} (\Delta \hat{\Omega}_{ib}^b) = (h \circ H)^{-1} [\hat{S}(\lambda_o) - \hat{z}], \quad (36)$$

где  $\Lambda_o$  — оценка кватерниона,  $\Lambda_c$  — кватернион измерения неинерционного датчика ориентации,  $\tilde{\Lambda}$  — вектор ошибки кватерниона,  $\tilde{\Lambda}_r \in \mathbb{R}$  — действительная часть  $\tilde{\Lambda}$ ,  $\tilde{\Lambda}_i \in \mathbb{R}^3$  — мнимая часть  $\tilde{\Lambda}$ ,  $\mathbf{R}(\tilde{\Lambda}) = \text{diag}[1, \mathbf{R}_1(\tilde{\Lambda})]$ ,  $\mathbf{e} \in \mathbb{R}^3$  представляет обратную связь,  $\mathbf{E} = h \circ H(\mathbf{e})$ ,  $h \circ H(\cdot)$  и  $(h \circ H)^{-1}(\cdot)$  — операторы  $\mathbb{R}^3 \rightarrow \mathbb{R}^4$  и  $\mathbb{R}^4 \rightarrow \mathbb{R}^3$ , соответственно,  $k_a$  и  $k_b$  — положительные коэффициенты усиления,  $\mathbf{L}(\lambda, \Omega_{ib}^b)$  — матрица обратной связи 4-го порядка, у которой одно из собственных значений равно нулю, и три положительные,  $\underline{\omega}_{ib}^b$  и  $\underline{\Omega}_{ib}^b$  — выход MEMS гироскопа и его соответствующий вектор кватерниона,  $\mathbf{K}(\Omega_{ib}^b)$  — диагональная матрица 4-го порядка, не зависящая от  $\lambda$ ,  $\hat{S}(\lambda_o) \in \mathbb{R}^4$ ,  $\mathbf{u} \in \mathbb{R}^4$  — слагаемое в уравнении нелинейной динамики, связанной с ориентацией и угловой скоростью, и  $\hat{z} \in \mathbb{R}^4$ .

**Онлайн моделирование смещения MEMS гироскопов.** Структура для моделирования представлена на Рис. 1. На первом этапе осуществляется восстановление оценки смещения гироскопа, когда доступна внешняя вспомогательная информация. Это достигается с использованием специально разработанного наблюдателя псевдо-угловой скорости (pseudo-angular rate estimator PARE), который использует информацию об ориентации из интегрированной навигационной системы. Псевдо-угловая скорость, вычисленная с помощью PARE, синтезируется с выходом гироскопа для получения восстановленной оценки смещения гироскопа. Процесс восстановления избегает зависимости от предположений линейной модели для смещения гироскопа. Для учета сложного механизма формирования смещения гироскопа MEMS температура, угловая скорость, ускорение, угловое ускорение и время использованы в качестве факторов агрегации (aggregation factors AFs) в последующей неглубокой сети агрегирования подполей кандидатов (candidate subfield aggregation shallow network CSASN). Восстановленная оценка смещения гироскопа служит наблюдением в CSASN. В CSASN AF синтезируются как подполя-кандидаты, затем агрегированы для формирования модели смещения гироскопа. Использование восстановленной оценки смещения гироскопа в качестве наблюдения обеспечивает поверхность сети, сохраняя функции модели смещения гироскопа, гарантирующие точность.

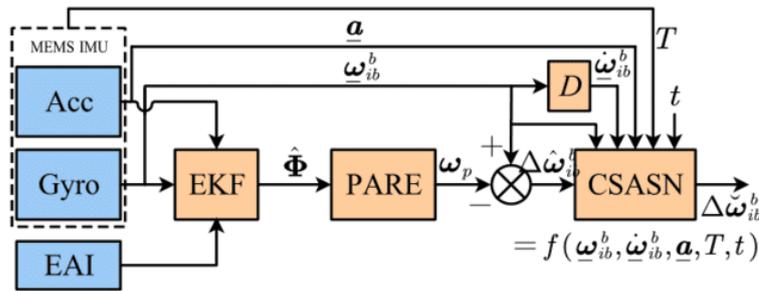


Рис. 1. Схема структуры для онлайн моделирования смещения MEMS гироскопов.

На Рис.1 обозначено: ACC — акселерометр, Gyro — гироскоп, EAI — внешняя вспомогательная информация (GPS), EKF — расширенный фильтр Калмана, PARE — наблюдатель псевдо-угловой скорости,  $D$  — наблюдатель производных, CSASN — сеть агрегирования подполей кандидатов.  $\hat{\Phi}$  — оценка ориентации,  $\underline{a}$  — выход акселерометра,  $\underline{\omega}_{ib}^b$  — выход гироскопа,  $\dot{\omega}_{ib}^b$  — угловое ускорение,  $\omega_p$  — псевдо-угловая скорость,  $T$  — температура,  $t$  — время,  $\Delta\hat{\omega}_{ib}^b$  — восстановленные смещение и дрейф гироскопа,  $\Delta\tilde{\omega}_{ib}^b$  — модель для прогнозирования смещения и дрейфа гироскопа.

В четвертой главе представлены результаты моделирования для проверки работоспособности и эффективности предложенных алгоритмов.

1. Результаты адаптивного управления ориентацией дирижабля в режиме висения. Основной задачей управления является обеспечение того, чтобы выход нелинейной системы ориентации дирижабля соответствовал желаемой ориентацией,

$$[\phi_r \quad \theta_r \quad \psi_r]^T = \{1 - e^{-0.4t} [\sin(0.4t) + \cos(0.4t)]\} [20 \quad 10 \quad 15]^T \text{ градус,} \quad (37)$$

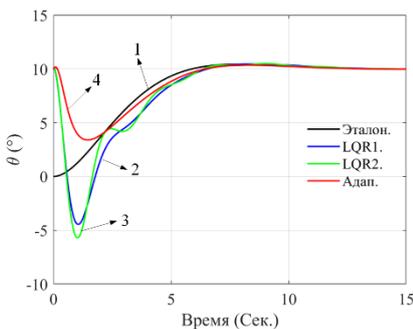


Рис. 2. Изменение угла тангажа  $\theta$

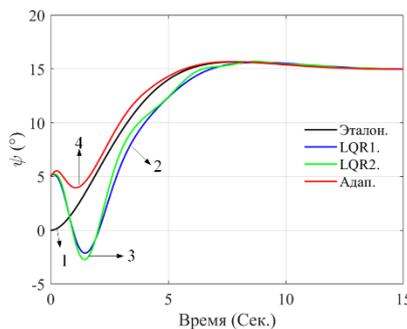


Рис. 3. Изменение угла рыскания  $\psi$

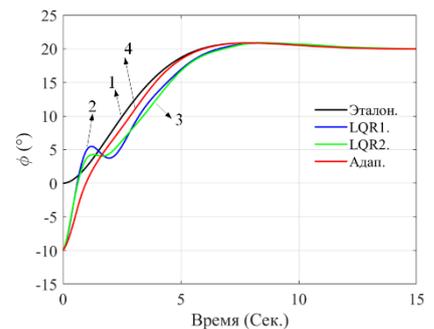


Рис. 4. Изменение угла крена  $\phi$

На Рис. 2 – Рис. 4 обозначено: 1 – эталонный (желаемый) угол Эйлера; 2 – изменение угла Эйлера под линейно-квадратичным управлением, усиление обратной связи которой вычисляется с точными параметрами дирижабля; 3 – изменение угла Эйлера под линейно-квадратичным управлением, усиление обратной связи которой вычисляется с не точными параметрами дирижабля; 4 – изменение угла Эйлера под адаптивным управлением.

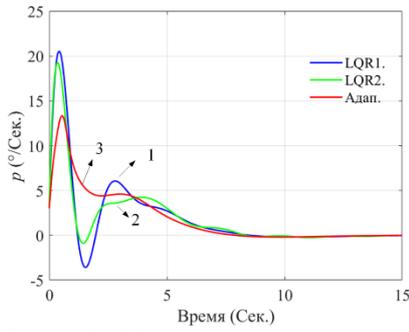


Рис. 5. Изменение угловой скорости крена  $p$

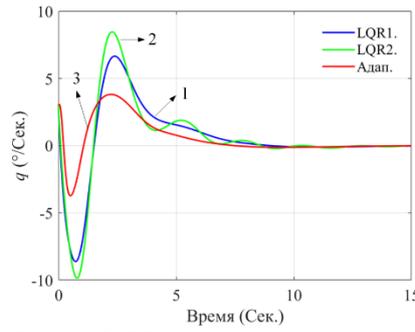


Рис. 6. Изменение угловой скорости тангажа  $q$

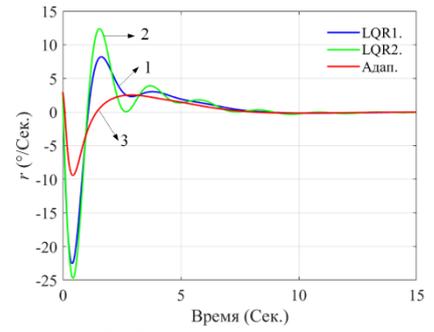


Рис. 7. Изменение угловой скорости рыскания  $r$

На Рис. 5 – Рис. 7 обозначено: 1 – изменение угловой скорости под линейно-квадратичным управлением, усиление обратной связи которой вычисляется с точными параметрами дирижабля; 2 – изменение угловой скорости под линейно-квадратичным управлением, усиление обратной связи которой вычисляется с не точными параметрами дирижабля; 3 – изменение угловой скорости под адаптивным управлением.

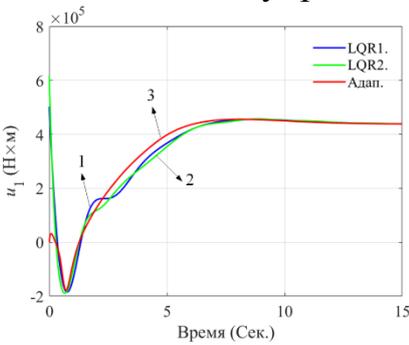


Рис. 8. Входное управление  $u_1$

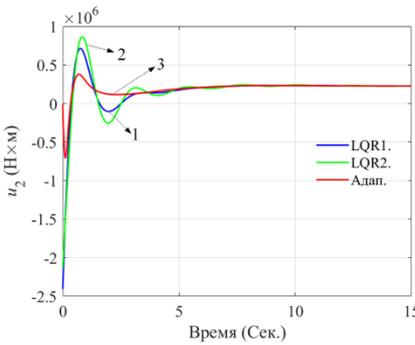


Рис. 9. Входное управление  $u_2$

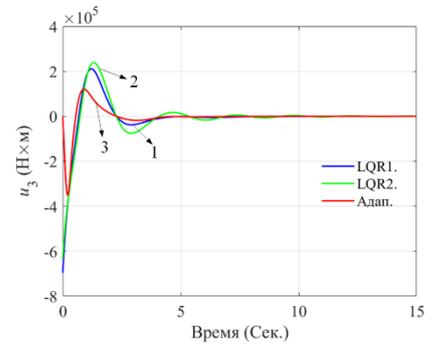


Рис. 10. Входное управление  $u_3$

На Рис. 8 – Рис. 10 обозначено: 1 – управляющий момент под линейно-квадратичным регулятором, усиление обратной связи которой вычисляется с точными параметрами дирижабля; 2 – управляющий момент под линейно-квадратичным регулятором, усиление обратной связи которой вычисляется с не точными параметрами дирижабля; 3 – управляющий момент под адаптивным управлением.

2. Результаты отслеживания траектории дирижабля в двухмерном пространстве. Желаемая траектория для моделирования осуществляется пересечением следующих плоскостей:

$$\begin{aligned} \phi_1 &= x_e^2 + y_e^2 + z_e^2 - (100\sqrt{5})^2 = 0 \\ \phi_2 &= y_e - 100 = 0 \end{aligned} \quad (38)$$

Указанная окружность расположена на высоте 100 метров, и ее радиус составляет 200 метров. Начальное местоположение –  $[100 \ 100 \ 100]^T$  м., начальная скорость –  $[0.1 \ 0 \ 0]^T$  м./Сек., начальная ориентация

$[0 \ 0 \ 15]^T$  Градус., начальная угловая скорость  $[0 \ 0 \ 0]^T$  Градус./Сек. . И проектированные параметры регулятора:  $T = A = \text{diag}[1, 1, 1, 0.8, 0.8, 0.05]$ .

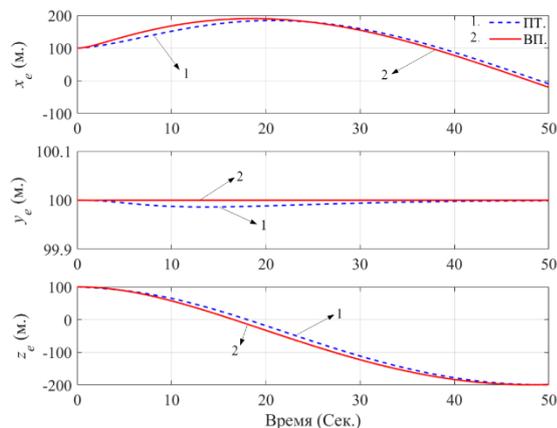


Рис. 11. Изменение положения дирижабля

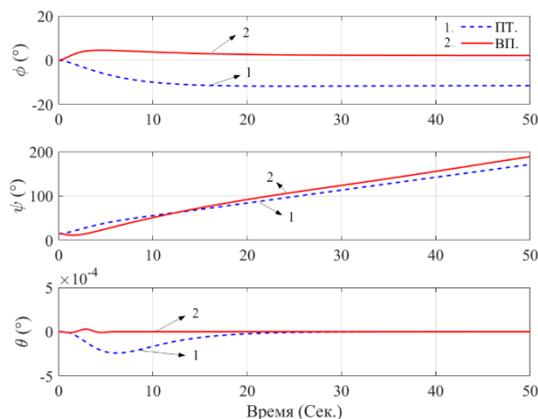


Рис. 12. Изменение ориентации дирижабля

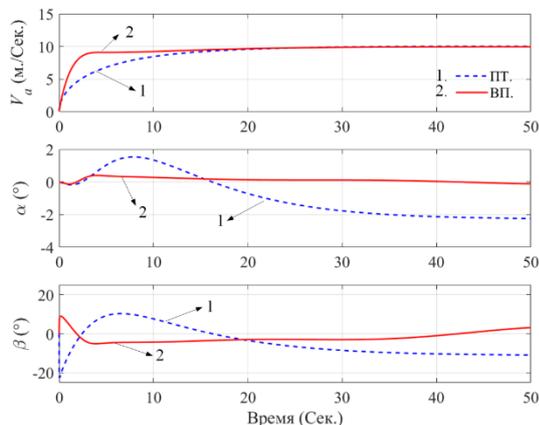


Рис. 13. Изменение скорости полета, угла атаки и угла скольжения дирижабля

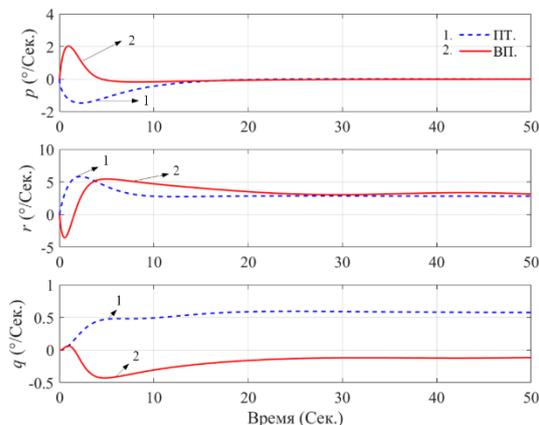


Рис. 14. Изменение угловых скоростей дирижабля

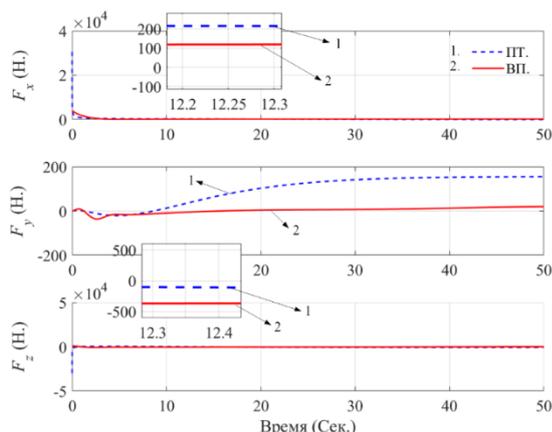


Рис. 15. Управляющие силы

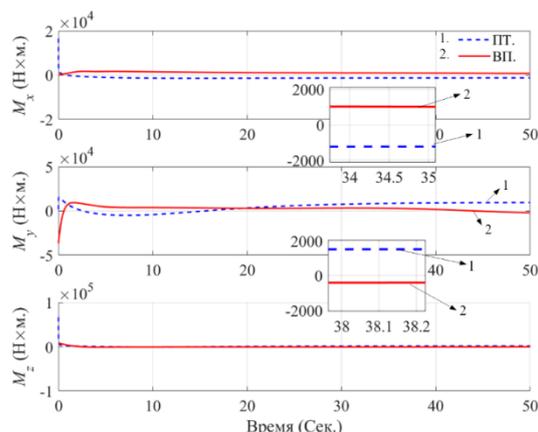


Рис. 16. Управляющие моменты

На Рис. 11 – Рис. 16 обозначено: 1 – состояния или управляющие воздействия под позиционно-траекторным управлением; 2 – состояния или управляющие воздействия под управлением с помощью векторного поля.

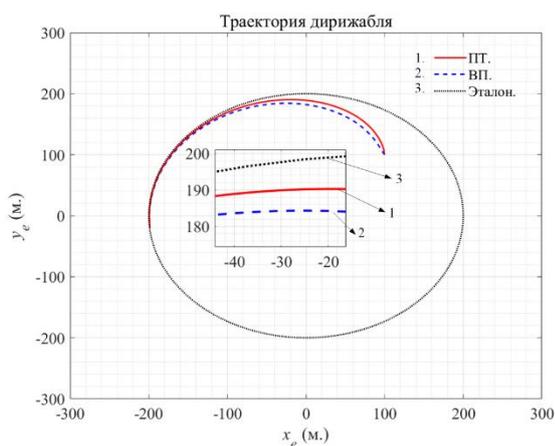


Рис. 17. Траектория дирижабля

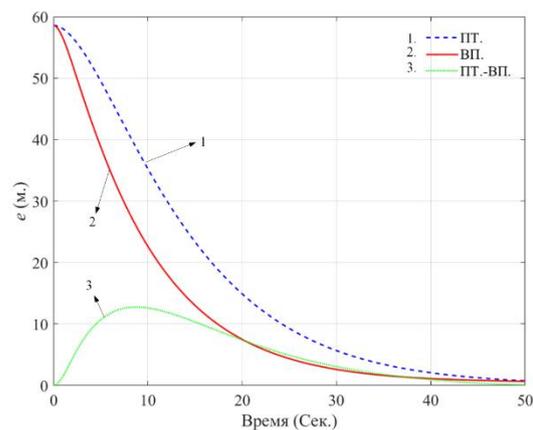


Рис. 18. Ошибка отслеживания

На Рис. 17 обозначено: 1 – траектория дирижабля под управлением с помощью векторного поля; 2 – траектория дирижабля под позиционно-траекторным управлением; 3 – эталонная (желаемая) траектория. На Рис. 18 обозначено: 1 – расстояние от желаемой траектории под позиционно-траекторным управлением; 2 – расстояние от желаемой траектории под управлением с помощью векторного поля; 3 – сравнение расстояний между двумя методами.

3. Результаты отслеживания траектории дирижабля в трёхмерном пространстве. Желаемая траектория дирижабля в пространстве осуществляется линией пересечения цилиндра и сферы следующим образом

$$\begin{aligned}\phi_1 &= x^2 + y^2 + z^2 - 400^2 = 0 \\ \phi_2 &= x^2 + (y - 750)^2 - 400^2 = 0\end{aligned}\tag{39}$$

Начальное местоположение –  $[-10 \ 360 \ 145]^T$  м., начальная скорость –  $[0.1 \ 0 \ 0]^T$  м./Сек., начальная ориентация  $[0 \ 0 \ -45]^T$  Градус., начальная угловая скорость  $[0 \ 0 \ 0]^T$  Градус./Сек.. И проектированные параметры регулятора:  $\mathbf{T} = \mathbf{A} = \text{diag}[0.5, 0.5, 0.5, 0.1, 0.075, 0.03]$ .

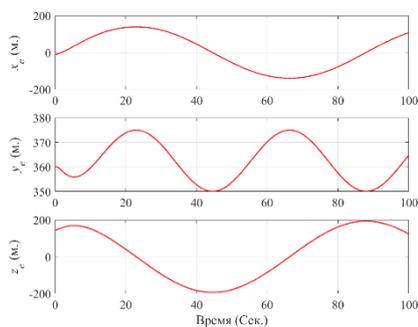


Рис. 19. Изменение положения дирижабля

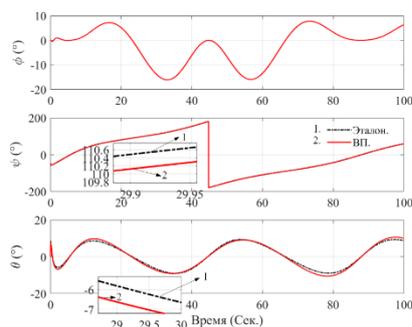


Рис. 20. Изменение ориентации дирижабля

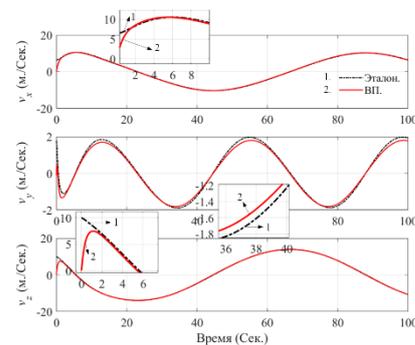


Рис. 21. Изменение скоростей дирижабля

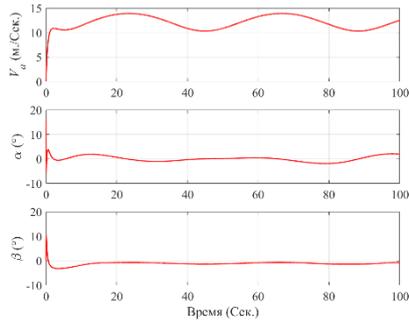


Рис. 22. Изменение скорости полета, угла атаки и угла скольжения дирижабля

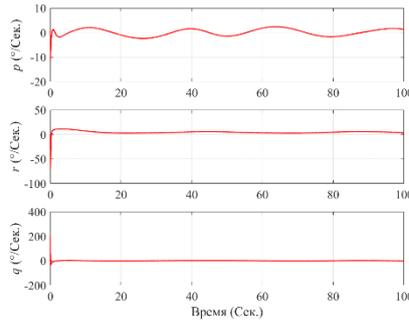


Рис. 23. Изменение угловых скоростей дирижабля

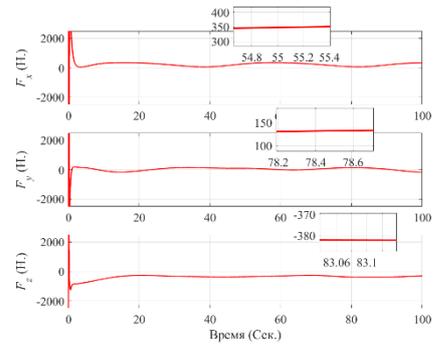


Рис. 24. Управляющие силы

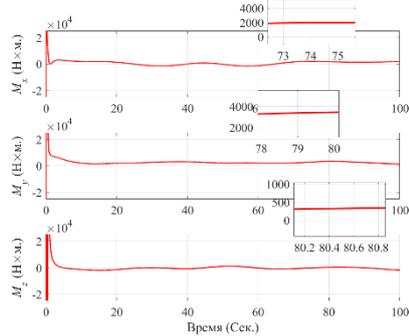


Рис. 25. Управляющие моменты

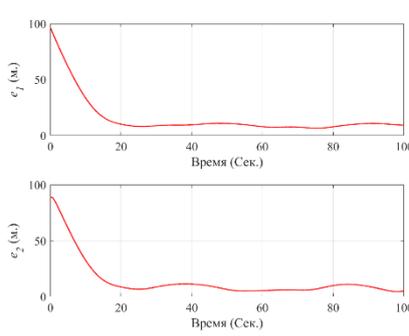


Рис. 26. Расстояние от желаемых поверхностей

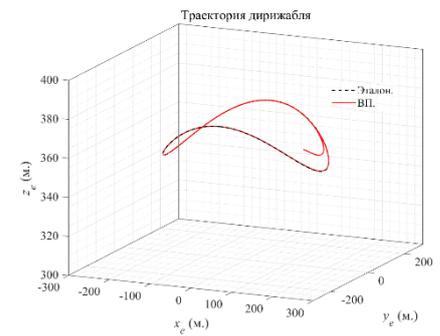


Рис. 27. Траектория дирижабля

На Рис. 20 – Рис. 21 обозначено: 1 – эталонные значения вычисляются векторным полем; 2 – реальные значения под управлением с помощью векторного поля.

4. Результаты оценивания ориентации дирижабля и смещений гироскопов на дирижабле с помощью ННОС. Задача дирижабля заключалась в выполнении крейсерского полета со скоростью 50 км/ч на высоте 100 метров с общей продолжительностью полета в 200 секунд. В атмосфере во время полета турбулентность была описана функцией спектральной плотности мощности Драйдена. Предположим, что дирижабль оснащен трех-осевым MEMS гироскопом, и смещения этого гироскопа в радианах в секунду заданы в следующем уравнении:

$$\Delta \omega_{ib}^b = \kappa(t) \times \begin{bmatrix} \sin(0.2t) + \cos(0.075t) \\ \sin(0.2t) + \cos(0.125t) \\ \sin(0.175t) + \cos(0.125t) \end{bmatrix} \quad (40)$$

где  $\kappa(t) = 0.875 \times 10^{-4} (e^{-0.008t} - 1)$ .

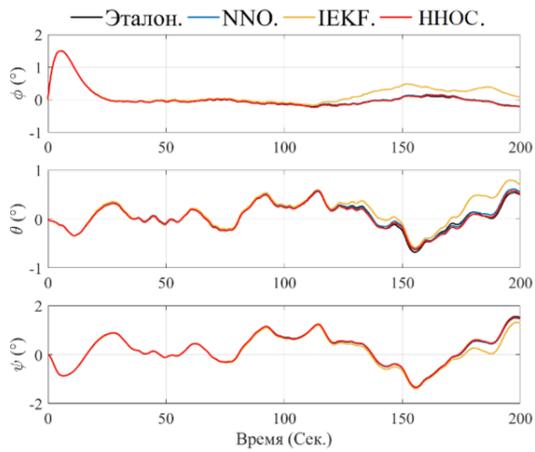


Рис. 28. Оценки ориентации дирижабля

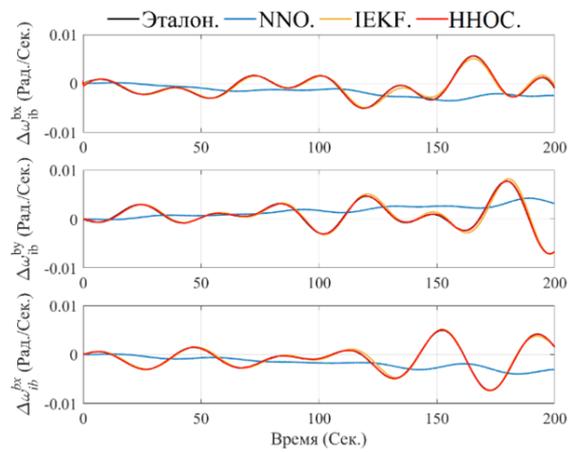


Рис. 29. Оценки смещений MEMS гироскопов

5. Результаты оценивания ориентации концевой эффектора параллельного робота с тросовым приводом и смещений гироскопов на него с помощью ННОС. Для проверки эффективности предложенного метода ННОС был рассмотрен случай использования концевой эффектора вибрации параллельного робота с тросовым приводом в качестве объекта испытаний.

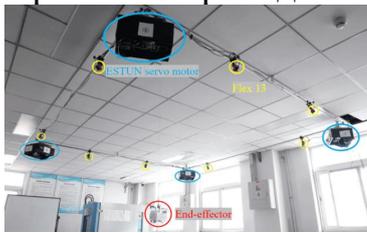


Рис. 30. Экспериментальная платформа



Рис. 31. Концевой эффектор

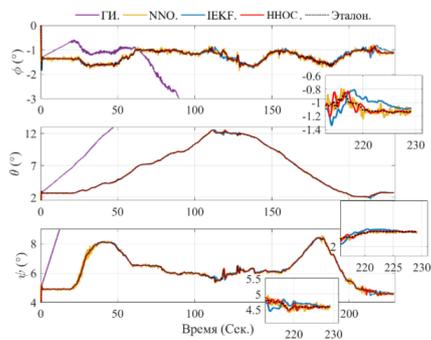


Рис. 31. Оценки ориентацией

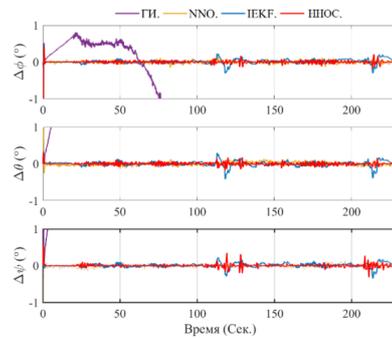


Рис. 32. Ошибки оценок ориентаций

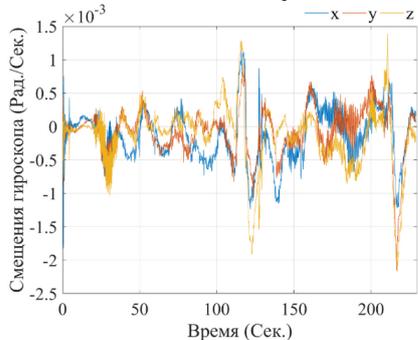


Рис. 33. Оценки смещений гироскопа от IEKF

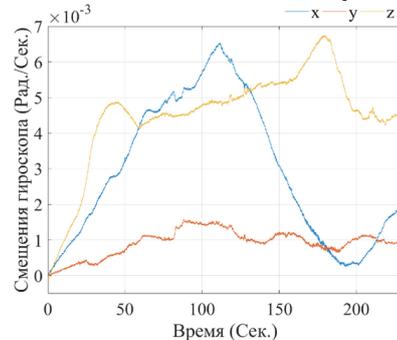


Рис. 34. Оценки смещений гироскопа от NNO

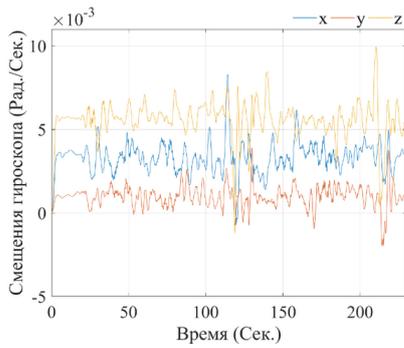


Рис. 35. Оценки смещений гироскопа от ННОС

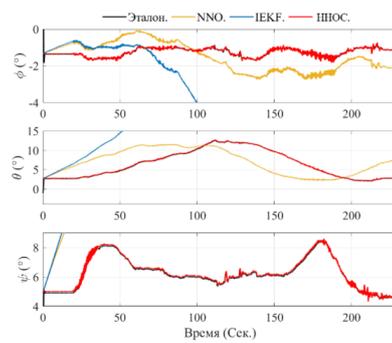


Рис. 36. Оценки ориентаций после коррекции

6. Результаты коррекции смещений и дрейфов MEMS гироскопов. Рассматриваются 2 теста при различных условиях движения. Использовалась MEMS IMU MG-200, состоящая из трехосного акселерометра и трехосного гироскопа, характеризующегося нестабильностью смещения гироскопа около 10 Градус/ч. Частота обновления IMU составляла 200 Гц. В качестве вспомогательной информации использовался сигнал GNSS. Для оценки производительности GNSS было намеренно отключено в течение 40% общего времени движения, в течение которого только IMU использовалась для оценки ориентаций.

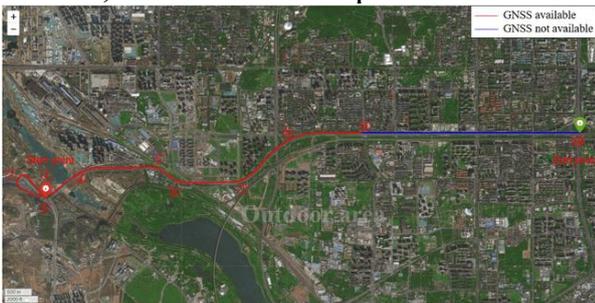


Рис. 36. Траектория наземного транспортного средства в тесте 1

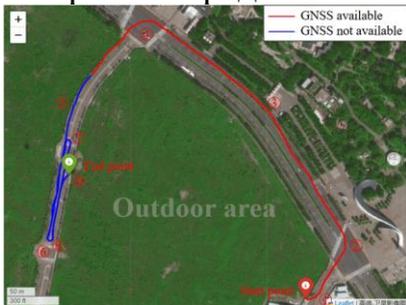


Рис. 38. Траектория наземного транспортного средства в тесте 2

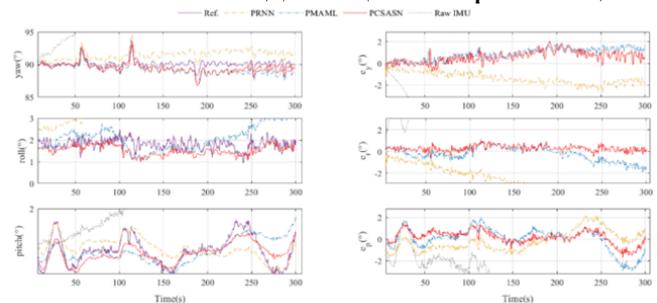


Рис. 37. Оценки ориентаций и ошибки оценки в тесте 1

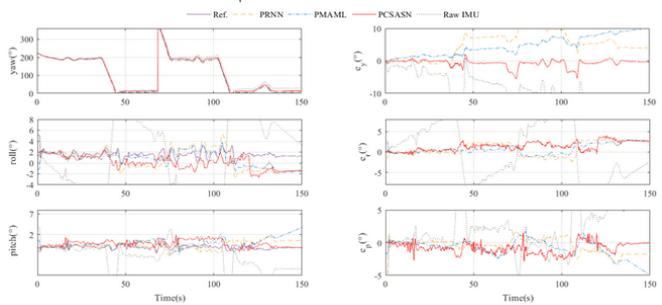


Рис. 39. Оценки ориентаций и ошибки оценки в тесте 2

**В заключении** приведены основные результаты работы.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработан алгоритм адаптивного управления ориентацией дирижабля в режиме висения без требования априорно известных параметров дирижабля. По сравнению с типичным линейно-квадратичным регулятором точность повышена в среднем на 15%.

2. Разработан метод отслеживания траектории с помощью векторного поля, при котором желаемая ориентация вычисляется на основе компонентов скорости, генерируемых векторным полем. По сравнению с аналогом, углы атаки и скольжения снижены до 3 градусов и 15 градусов в продольном и поперечном каналах соответственно.
3. Разработан ННОС. Ошибка оценки ориентации после коррекции смещений уменьшается в среднем до 0,2 градусов.
4. Разработан метод онлайн моделирования смещения MEMS гироскопов. По сравнению с аналогом, СКО угла рыскания снижена до 80% после коррекции с моделью, когда сигнал GNSS не доступен.

### **СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

1. Трехмерное следование по траектории для малоразмерного дирижабля на основе метода АКАР / Н. Тан [и др.] // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2023. № 6. С. 42-50. (1,0 п.л. / 0,4 п.л.).
2. Адаптивное управление углами пространственного положения дирижабля в режиме висения / Н. Тан [и др.] // Автоматизация. Современные технологии. 2022. Т. 76. № 2. С. 67-73. (1,2 п.л. / 0,4 п.л.).
3. Метод онлайн-оценки нулевых смещений акселерометров и ДУС на основе робастного наблюдателя / Н. Тан [и др.] // Авиакосмическое приборостроение. 2022. № 1. С. 3-10. (1,3 п.л. / 0,4 п.л.).
4. Тан Н. Автопилот дирижабля с помощью линейно-квадратичного регулятора при наличии ветра // XLVI Академические чтения по космонавтике, Москва, 2022. С. 509-513. (0,5 п.л.)
5. The Application of Synergetic Control in Nonlinear Control Systems on the Example of Airship Flight Control / N. Tang [et al.] // International Conference on Guidance, Navigation and Control, Harbin, 2022. P. 6547-6555. (0,8 п.л. / 0,2 п.л.).
6. Селезнева М.С., Тан Н. Исследование погрешностей гиросплатформы дирижабля // XLVII Академические чтения по космонавтике, Москва, 2023. С. 195-197. (0,4 п.л. / 0,2 п.л.).
7. Research on path planning algorithm based on D\* search / N. Tang [et al.] // International Conference on Ocean Studies (ICOS), Vladivostok, 2023. P. 114-119. (0,9 п.л. / 0,2 п.л.).
8. Functional intelligence-based scene recognition scheme for MAV environment-adaptive navigation / N. Tang [et al.] // Drones. 2022. Vol. 6, No. 5. 120. (1,1 п.л. / 0,4 п.л.).
9. Nonlinear robust bias observer for MEMS gyros using noninertial attitude sensor measurement / N. Tang [et al.] // IEEE/ASME Transactions on Mechatronics. Vol. 29, No. 4. P. 2545-2556. (1,3 п.л. / 0,4 п.л.).