

На правах рукописи

ХЭ БИНЬ

**МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОАЛИЦИЕЙ
КВАДРОКОПТЕРОВ И САМОЛЁТА-НОСИТЕЛЯ**

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

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

贺斌
Хэ Бинь

Москва – 2026

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

Научный руководитель: Неусыпин Константин Авенирович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой систем автоматического управления МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Официальные оппоненты: Магомедов Магомед Хабибович, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, профессор федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова»

Стуловский Александр Викторович, кандидат технических наук, начальник сектора Федерального автономного учреждения «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем»

Ведущая организация: Общество с ограниченной ответственностью "Софт эксперт", г. Москва.

Защита состоится «23» июня 2026 г. в 16.30 на заседании диссертационного совета 24.2.331.14 при МГТУ им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный пер., 10, ауд. 613м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования 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 ученого секретаря диссертационного совета.

Автореферат разослан «__» _____ 2026 г.

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

Глазков Виталий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Стремительное развитие технологий автономных летательных аппаратов расширило сферы их применения. Вместе с тем платформы самолётной схемы характеризуются жёсткими требованиями к наличию взлётно-посадочной полосы или ровной площадки, а также ограниченной манёвренностью, тогда как мультироторные системы уступают по дальности и продолжительности полёта. Перспективным компромиссным решением выступают сбрасываемые квадрокоптеры, доставляемые в район выполнения задач самолётами-носителями, что объединяет преимущества самолётов и мультироторов.

Ключевая задача реализации такой системы — обеспечить быстрый и безопасный, оперативный и энергоэффективный воздушный запуск квадрокоптера после отделения от носителя. Основные трудности при этом связаны с необходимостью минимальной по времени и энергозатратам быстрой стабилизации положения и ориентации квадрокоптера в условиях начальной неопределённости и под воздействием значительных внешних возмущений, таких как спутный воздушный поток носителя, атмосферная турбулентность и риск возникновения режима вихревого кольца. Однако существующие методы не в полной мере учитывают специфику данной задачи. С одной стороны, алгоритмы траекторной оптимизации для самолёта-носителя, как правило, фокусируются на геометрии маршрута, не обеспечивая необходимых для безопасного сброса конечных условий — минимальной скорости и стабильной пространственной ориентации носителя в момент отделения. При этом траектория и конечное состояние носителя непосредственно определяют начальные условия (линейные и угловые скорости, ориентацию) для квадрокоптера, что фундаментально влияет на сложность и успешность последующей задачи стабилизации его полёта. С другой стороны, стандартные алгоритмы управления квадрокоптерами рассчитаны на старт из статичного или квазистатичного состояния и плохо адаптированы к компенсации значительных начальных линейных и угловых скоростей, полученных при сбросе. Неоптимальные начальные условия, вызванные неподготовленным сбросом, приводят к повышенным энергозатратам квадрокоптера на этапе восстановления стабильного полёта, сокращая его полезную продолжительность работы. В результате, в настоящее время отсутствуют интегрированные подходы, которые бы решали задачу совместной оптимизации траектории носителя и системы управления квадрокоптером с учётом этих взаимосвязанных ограничений, а также обеспечивали бы помехоустойчивое управление на критических этапах восстановления и стабилизации полёта после отделения.

Разработка комплекса методов совместной оптимизации траектории самолёта-носителя и управления полётом отделяемого квадрокоптера, включая улучшенный генетический алгоритм (УГА), распределённый псевдоспектральный метод (РПМ), систему активного подавления

возмущений (АПВ) и управление с прогнозирующими моделями (УПМ) на основе линеаризации обратной связью, представляет актуальную научно-техническую задачу.

Целью работы является повышение точности и быстродействия управления коалицией квадрокоптеров и самолета-носителя путём совместного применения специально разработанной совокупности методов и алгоритмов.

Задачи исследования:

1. Построение комплексной динамической модели процесса воздушного отделения квадрокоптера от самолёта-носителя, учитывающей начальные условия сброса, аэродинамические возмущения и переходные процессы запуска силовой установки квадрокоптера.

2. Разработка и реализация УГА для высокоэффективной оптимизации профиля полёта квадрокоптера с целью максимизации его крейсерской скорости при одновременном соблюдении ограничений по энергопотреблению, устойчивости и управляемости.

3. Разработка и реализация РПМ, основанного на использовании билинейной касательной к зоне безопасного расстояния от препятствий, для оптимального планирования траектории самолёта-носителя, обеспечивающего наилучшее состояние системы в момент отделения квадрокоптера.

4. Синтез помехоустойчивой системы управления ориентацией квадрокоптера на основе методологии АПВ, обеспечивающей быструю стабилизацию его углового положения на начальном неустойчивом этапе после отделения от носителя.

5. Синтез системы УПМ положением и ориентацией квадрокоптера с использованием динамического расширения и линеаризации обратной связью, обеспечивающей высокоточное отслеживание заданных траекторий в условиях динамического полёта.

Методы исследования. При решении задач использовались методы теории автоматического управления, системного анализа, теории параметрической оптимизации, теории нелинейных систем, а также методы компьютерного моделирования.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Предложен подход к совместной оптимизации параметров движения самолета-носителя и квадрокоптера в момент отделения, учитывающий взаимодействие динамики самолёта-носителя и квадрокоптера и повышающий безопасность и оперативность.

2. Разработан УГА, включающий механизм самоидентификации схожести особей для управления кроссовером, адаптивную настройку вероятности мутации по текущему разнообразию популяции и стратегию элитизма, обеспечивающую сохранение наилучших решений; для него доказана глобальная сходимость и снижено ожидаемое время первого

достижения оптимального решения относительно классического генетического алгоритма.

3. Предложен РПМ с адаптивным добавлением узлов по билинейной касательной к границе зоны безопасности препятствий и *hp*-адаптацией для траекторий в сложной среде со статическими и динамическими препятствиями, что снижает вычислительную сложность решения задачи оптимального управления путём оптимизации дискретизации только в критических областях.

4. Синтезирован помехоустойчивый АПВ ориентации и получены условия устойчивости расширенного наблюдателя состояния (РНС) и рекомендации по выбору параметров этого наблюдателя, обеспечивающие требуемую точность и быстродействие при оценке суммарных возмущений.

5. Разработан метод УПМ на основе модели положения квадрокоптера, основанный на полной линеаризации по состоянию с динамическим расширением канала тяги, что обеспечивает развязку подсистем (углового и пространственного положений) и позволяет применять стандартное линейное УПМ для точного отслеживания траектории.

Достоверность и обоснованность полученных результатов диссертационной работы подтверждаются результатами математического моделирования, а также согласованностью результатов с известными данными в этой области.

Практическая значимость результатов исследования

Разработанная совокупность методов и алгоритмов позволяет существенно повысить безопасность, быстродействие и энергоэффективность воздушного отделения квадрокоптеров с самолёта-носителя. Предложенные решения обеспечивают оптимальное планирование траектории носителя к точке отделения, определение благоприятных параметров отделения и последующее восстановление стабильного полёта квадрокоптера, а также помехоустойчивую стабилизацию ориентации в условиях сильных возмущений и точное отслеживание траектории (с ошибкой позиционирования в пределах единиц сантиметров), что гарантирует успешное развёртывание квадрокоптеров для координация в группе.

Результаты диссертационного исследования использованы в учебном процессе кафедры систем автоматического управления МГТУ им. Н.Э. Баумана и при реализации проекта «Оптимизация управления и летных характеристик квадрокоптера на основе усовершенствованных алгоритмов» в Нанкинском университете науки и технологий (Нанкин, КНР).

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Комплексный подход к совместной оптимизации параметров движения самолёта-носителя и его полётного состояния в момент отделения квадрокоптера;

2. УГА, включающий механизм самоидентификации схожести особей

для управления кроссовером, адаптивную настройку вероятности мутации и стратегию элитизма, обеспечивающую сохранение наилучших решений, для которого доказана глобальная сходимость и снижено ожидаемое время первого достижения;

3. Распределённый псевдоспектральный метод на основе билинейной касательной к границе зоны безопасности препятствий с *hp*-адаптацией для планирования траекторий в сложной среде;

4. Помехоустойчивый алгоритм управления ориентацией квадрокоптера на основе методологии АПВ с РНС и рекомендациями по выбору его параметров;

5. Метод синтеза системы УПМ для управления положением квадрокоптера, основанный на линеаризации обратной связью с динамическим расширением канала тяги, обеспечивающий развязку подсистем.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на ряде конференций: XXXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам (Санкт-Петербург, 2024 г.), Русский инженер (Москва, 2024 г.), IV Межвузовской конференции аспирантов, соискателей и молодых ученых (Москва, 2022 г.), Международная конференция по автономным беспилотным системам (Шэньян, КНР, 2024 г.), научном семинаре кафедры систем автоматического управления МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 12 научных работ, из них 6 статей в журналах из Перечня рецензируемых научных изданий – ВАК РФ и 1 статья, индексируемая в базе Scopus, общим объемом 7,46 п.л./4,18 п.л.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав и заключения, списка используемой литературы. Текст диссертационной работы изложен на 140 странице, содержит 34 рисунка и 7 таблиц. Список литературы содержит 112 источника.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении представлены: актуальность темы исследования, цель и задач диссертации, методы исследования, научная новизна, практическая значимость результатов исследования, достоверность и обоснованность, основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, данные об апробации работы и публикациях, структура и объем работы.

В первой главе проведён системный подход к исследованию процесса воздушного отделения квадрокоптеров. Процесс разделён на четыре ключевых этапа: планирование траектории носителя, определение момента запуска силовой установки квадрокоптера, управление ориентацией квадрокоптера при возмущениях и управление полетом квадрокоптера после стабилизации его ориентации. Сформулированы требования к системе

управления квадрокоптером на этапах отделения и полёта и поставлены задачи исследования.

Во второй главе сформирована единая система взаимосвязанных систем координат (земная, связанные носителя и квадрокоптера) и построены динамические модели самолёта-носителя (3-DOF) и квадрокоптера (6-DOF на кватернионах), а также кинематическая модель пассивного полёта (движения без работающих двигателей после отделения). Поставлены и формализованы задачи определения оптимального момента включения силовой установки, оценки максимальной горизонтальной скорости квадрокоптера и оптимизации траектории самолёта-носителя.

Поставлена и решена задача определения оптимального момента запуска силовой установки квадрокоптера, где критерием оптимальности выбран минимум модуля его скорости относительно воздуха, поскольку это состояние соответствует наиболее энергетически выгодному и управляемому переходу от падения к установившемуся полёту.

$$\min J = \min \sqrt{v_x(t)^2 + v_z(t)^2} \quad (1)$$

где $v_x(t)$, $v_z(t)$ – скорость квадрокоптера.

$$\begin{cases} \dot{v}_x = -\frac{\rho A C_D(Re) v v_x}{2m} \\ \dot{v}_z = -g - \frac{\rho A C_D(Re) v v_z}{2m} \end{cases} \quad (2)$$

ρ – плотность воздуха; A – характерная площадь (площадь миделевого сечения); $C_D(Re)$ – коэффициент лобового сопротивления (зависит от числа Рейнольдса и геометрии квадрокоптера); v – модуль скорости; m – масса квадрокоптера; g – ускорение свободного падения.

Условие минимума скорости:

$$\frac{\rho A C_D(Re) v^3}{2m} = -g v_z \quad (3)$$

Сформулирована задача оценки максимальной горизонтальной скорости квадрокоптера как задача условной оптимизации. Данная оценка является необходимой для определения эксплуатационных пределов квадрокоптера, что позволяет обоснованно синтезировать алгоритмы контроля и стабилизации его полёта после отделения, выбирать режимы полёта и гарантировать выполнимость поставленных задач в условиях изменяющейся плотности атмосферы.

$$J = \phi(x(t_f), t_f) = -\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}|_{t=t_f} \quad (4)$$

где $(\dot{x}, \dot{y})$ – скорость квадрокоптера в инерциальной системе отсчета. t_f – последнее время полета квадрокоптера. При ограничении:

$$c_\theta c_\phi (g m c_\theta c_\phi - 4 A R_d^2 \omega^2 \rho C_{Tstat}) K_D + g m (s_\theta^2 + c_\theta^2 s_\phi^2) K_z = 0 \quad (5)$$

где R_d^2 – радиус ротора; ω – частота вращения двигателя квадрокоптера; C_{Tstat} – коэффициент подъемной силы ротора; K_D – постоянная величина; K_z – постоянная величина; $c_\psi = \cos(\psi)$, $s_\psi = \sin(\psi)$.

Поставлена задача оптимизации траектории самолёта-носителя с критерием минимального времени, направленная на обеспечение его быстрого прибытия в точку отделения с заданными параметрами движения, которые формируют безопасные и энергетически выгодные начальные условия для последующего этапа отделения и запуска квадрокоптера.

$$J = t_f \quad (6)$$

При ограничении:

$$\dot{X} := F(X, u, t) \in \mathbb{R}^6 \quad (7)$$

$$X(t_0) = X_0, \quad X(t_f) = X_f \quad (8)$$

$$[|k_x(x - x_0)|]^{p_x} + [|k_y(y - y_0)|]^{p_y} + [|k_z(z - z_0)|]^{p_z} \geq 1 \quad (9)$$

$$u \in U \quad (10)$$

где $F(X, u, t)$ – динамическая модель самолёта-носителя; X_0 – начальные условия; X_f – конечные условия; k_x, k_y, k_z – размер препятствия; индексы p_x, p_y, p_z – форма препятствия; координаты x_0, y_0, z_0 – положение препятствия; X – вектор состояния; u – вектор управления.

В третьей главе разработан УГА со стратегиями самоидентификации сходства, адаптивной мутации и элитизма, для которого доказана глобальная сходимость (Рисунок 1). Предложен РПМ на основе билинейной касательной с hr-адаптацией для решения задачи оптимального управления траекторией носителя.

1. Разработан УГА с тремя оригинальными стратегиями:

1) механизм самоидентификации схожести особей — контроль степени сходства родителей через динамический порог $R(g)$:

$$R(g) = l \cdot \frac{1 + (g/G)^a}{3} \quad (0 \leq a \leq 1) \quad (11)$$

где l – длина строки. g – текущий номер итерации. G – общее количество итераций. a – пороговый коэффициент.

Степень сходства $S_{ij}(\tau)$ с учётом битового смещения:

$$S_{ij}(\tau) = \begin{cases} \sum_{k=1}^n (d_{ik} \oplus d_{jk}) & \tau = 0 \\ \sum_{k=1}^{\tau} (d_{ik} \oplus d_{j(\tau-k)}) + \sum_{k=\tau+1}^n (d_{ik} \oplus d_{j(k-\tau)}) & 0 < \tau < n \end{cases} \quad (12)$$

2) Адаптивная вероятность мутации — регулировка p_m в зависимости от разнообразия популяции Δ' и стагнации ϵ :

$$p_m = 1 - \frac{1}{1 + \exp(-k_1 \cdot \Delta')} + \frac{\epsilon}{k_2} \quad (13)$$

где k_1 и k_2 – корректирующие коэффициенты вероятности мутации; Δ' – характеристика разнообразия популяции g -го поколения; ϵ – параметр стагнации (счётчик поколений).

3) Стратегия элитизма — сохранение оптимальной особи в популяции

следующего поколения без участия в генетических операциях.

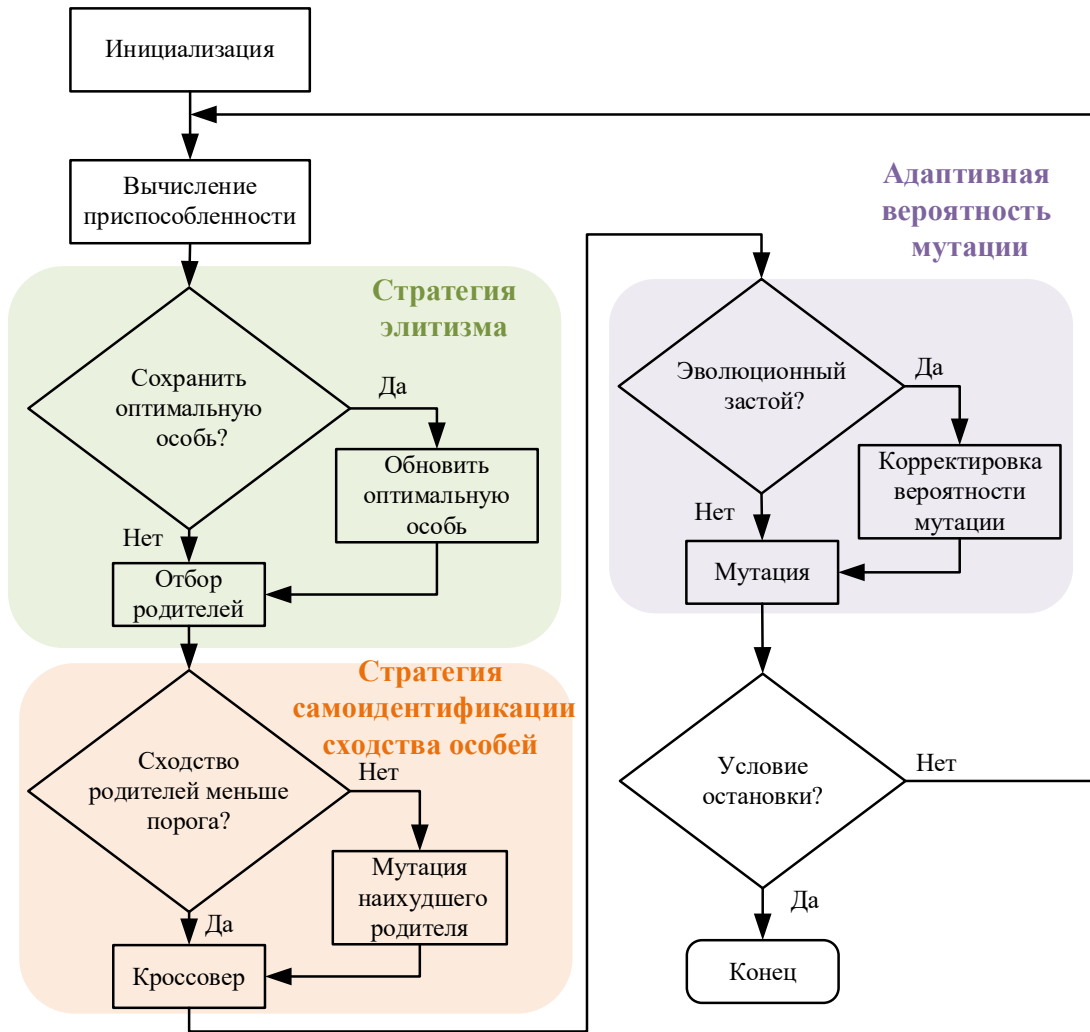


Рисунок 1 Блок-схема УГА.

2. Доказана глобальная сходимость УГА с вероятностью 1 через анализ марковских цепей. Матрица перехода УГА с элитизмом:

$$\begin{aligned}
 P^+ &= C^+ M^+ S^+ U \\
 &= \begin{bmatrix} CMS & & & \\ & CMS & & \\ & & \ddots & \\ & & & CMS \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_{11} & & & \\ U_{21} & U_{22} & & \\ \vdots & \vdots & \ddots & \\ U_{2^l,1} & U_{2^l,2} & & U_{2^l,2^l} \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} CMSU_{11} & & & \\ CMSU_{21} & CMSU_{22} & & \\ \vdots & \vdots & \ddots & \\ CMSU_{2^l,1} & CMSU_{2^l,2} & \cdots & CMSU_{2^l,2^l} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P & \\ R & T \end{bmatrix}
 \end{aligned} \quad (14)$$

где C – матрица кроссовера; M – матрица мутации; S – матрица выбора; C^+, M^+, S^+ – блочно-диагональные матрицы кроссовера, мутации и выбора, U – матрица обновления оптимального решения. $P = CMSU_{11} = CMS$, и

$$R = \begin{bmatrix} CMSU_{21} \\ CMSU_{31} \\ \vdots \\ CMSU_{2^l,1} \end{bmatrix} \neq 0, T = \begin{bmatrix} CMSU_{22} & & & \\ CMSU_{32} & CMSU_{33} & & \\ \vdots & \vdots & \ddots & \\ CMSU_{2^l,2} & CMSU_{2^l,3} & \cdots & CMSU_{2^l,2^l} \end{bmatrix} \neq 0 \quad (15)$$

Тогда выполняется:

$$(P^+)^{\infty} = \lim_{k \rightarrow \infty} (P^+)^k = \lim_{k \rightarrow \infty} \left[\sum_{i=0}^{k-1} T^i R P^{k-i} T^k \right] = \begin{bmatrix} P^{\infty} & 0 \\ R^{\infty} & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

Если $(p_1(0), p_2(0), \dots, p_n(0))$ – произвольное начальное распределение для УГА то существует предельное распределение:

$$\begin{aligned} p^{\infty} &= \lim_{t \rightarrow \infty} [p_1(t), p_2(t), \dots, p_{2^{l \cdot (N+1)}}(t)] \\ &= \dots = \lim_{t \rightarrow \infty} [p_1(0), p_2(0), \dots, p_{2^{l \cdot (N+1)}}(0)] \cdot [P^+]^t \\ &= p(0) \cdot \begin{bmatrix} P^{\infty} & 0 \\ R^{\infty} & 0 \end{bmatrix} = [p_1^{\infty}, p_2^{\infty}, \dots, p_{2^{l \cdot (N+1)}}^{\infty}] \end{aligned} \quad (17)$$

Таким образом, для любого $1 \leq i \leq 2^{l \cdot N}$ выполняется $p_i^{\infty} > 0$, а для $2^{l \cdot N} \leq i \leq 2^{l \cdot (N+1)}$ – $p_i^{\infty} = 0$. Согласно порядку состояний в пространстве Ω^+ , вероятность сходимости к неглобальному оптимальному решению равна нулю, то есть:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} P\{Z_t = f^*\} = 1 \quad (18)$$

где f^* – глобальное оптимальное значение пригодности.

Поэтому алгоритм сходится к глобальному оптимальному решению с вероятностью.

3. Ожидаемое время первого достижения УГА меньше, чем у классического генетического алгоритма (КГА):

Для любого нецелевого состояния i -его ожидаемое время первого достижения $\mathbb{E}[T_i]$ удовлетворяет рекуррентному соотношению:

$$\mathbb{E}[T_i] = 1 + \sum_{k \neq j^*} P_{ik} \cdot \mathbb{E}[T_k] \quad (19)$$

где P_{ik} – вероятность перехода из состояния i в другое состояние k .

Благодаря механизму адаптивного увеличения вероятности мутации при попадании в локальный оптимум, а также стратегии самоидентификации схожести родителей при кроссовере, вероятность перехода $P_{i \rightarrow k}^+$ в УГА на критических путях значительно превышает соответствующую вероятность $P_{i \rightarrow j^*}^{SGA}$ в КГА. В локально-оптимальном состоянии i вероятность мутации в УГА выше, следовательно:

$$P_{i \rightarrow j^*}^+ > P_{i \rightarrow j^*}^{SGA} \quad (20)$$

Благодаря повышенной эффективной вероятности перехода, веса суммирования в рекуррентном уравнении УГА смещены в сторону быстро сходящихся траекторий:

$$\sum_{k \neq j^*} P_{ik}^+ \cdot \mathbb{E}[T_k^{\text{IGA}}] < \sum_{k \neq j^*} P_{ik}^{\text{SGA}} \cdot \mathbb{E}[T_k^{\text{SGA}}] \quad (21)$$

Таким образом,

$$\mathbb{E}[T_i^+] < \mathbb{E}[T_i^{\text{SGA}}] \quad (22)$$

Поэтому ожидаемое время первого достижения для УГА меньше, чем для КГА.

4. Введена и проанализирована информационная энтропия популяции. Информационная энтропия $H_{\text{пор}}$ популяции:

$$H_{\text{пор}} = \sum_{k=1}^l H_k, H_k = -p_k \log_2 p_k - (1 - p_k) \log_2 (1 - p_k) \quad (23)$$

где p_k – вероятность того, что значение k -го генного локуса равно 1.

Рекуррентное уравнение для КГА:

$$H_{\text{пор}}^{(t+1)} \approx H_{\text{пор}}^{(t)} \cdot (1 - 2p_m) + p_m \quad (24)$$

где p_m – вероятность мутации.

Без учёта операции выбора теоретическая энтропия: $H_{\text{пор}}^* = 0.5$.

Динамическое уравнение энтропии в УГА:

$$\frac{dH_{\text{пор}}}{dg} = \beta(1 - H_{\text{пор}}) - \gamma H_{\text{пор}} \quad (25)$$

где β — коэффициент усиления (зависит от мутации), γ — коэффициент ослабления (зависит от отбора). Режимное значение энтропии:

$$H_{\text{пор}}^* = \frac{\beta}{\beta + \gamma} \quad (26)$$

При параметрической настройке β и γ обеспечивается удержание нормированной информационной энтропии популяции в целевом диапазоне $0,3 \leq H_{\text{пор}}^* \leq 0,7$, который соответствует балансу между исследованием пространства поиска и эксплуатацией найденных решений.

5. Разработан распределённый псевдоспектральный метод (РПМ) на основе билинейной касательной с адаптивным hp -обновлением.

1) В качестве ключевого механизма адаптивного добавления узлов при обходе препятствий применён метод билинейной касательной. Новый узел располагается по билинейной касательной к границе безопасного расстояния, разделяя траекторию на два этапа. Данный подход позволяет уменьшить вычислительную нагрузку и повысить гибкость планирования.

2) Разработаны псевдоспектральная дискретизация Гаусса и hp -адаптация

Трансформация временного интервала:

$$\tau = \frac{2t}{t_f - t_0} - \frac{t_f + t_0}{t_f - t_0} (t \in [t_0, t_f] \rightarrow \tau \in [-1, 1]) \quad (27)$$

где t_0 – начальное время; t_f – конечное время; τ – дискретные точки в интервале времени.

Интерполяционные полиномы Лагранжа для состояний и управления:

$$\begin{cases} x(\tau) \approx X(\tau) = \sum_{i=0}^K L_i(\tau)X(\tau_i) \\ u(\tau) \approx U(\tau) = \sum_{i=0}^K L_i(\tau)U(\tau_i) \end{cases} \quad (28)$$

где $X(\tau_i)$ и $U(\tau_i)$ – дискретная точка τ_i состояния X и управляющей величины U ; $L_i(\tau)$ – базисный интерполяционный полином Лагранжа.

Адаптивное hr-обновление: проверка ошибок $e^{(k)}$ (состояния) и $b^{(k)}$ (пути). Если ошибки превышают ε_d , увеличивается порядок полинома или количество сегментов:

$$N_k^+ = N_k^- + \text{ceil} \left[\lg(e_{max}^{(k)}) - \lg(\varepsilon_d) \right] + X \quad (29)$$

$$n_k = Y \text{ceil} \left[\lg(e_{max}^{(k)}) - \lg(\varepsilon_d) \right] \quad (30)$$

В четвёртой главе синтезированы системы управления для этапов стабилизации и полёта квадрокоптера. На этапе возмущений синтезирована помехоустойчивая система управления ориентацией на основе АПВ. Для этапа стабилизированного полёта предложен метод динамического расширения, позволивший выполнить полную обратную линеаризацию модели квадрокоптера и синтезировать систему предиктивного управления.

1. Синтезирована система управления ориентацией на основе АПВ

Контроллер АПВ состоит из трёх основных компонентов: следящего дифференциатора (СД), расширенного наблюдателя состояния (РНС) и нелинейного закона управления по ошибке состояния (НЗУОС).

Дискретная реализация СД для отслеживания сигнала и его производной:

$$\begin{cases} v_1(k+h) = v_1(k) + T \cdot v_2(t) \\ v_2(k+h) = v_2(k) + T \cdot fst(v_1(k) - v_0, v_2(k), r, h) \end{cases} \quad (31)$$

где h – шаг дискретизации; k – дискретный момент времени; T – шаг интегрирования; fst – нелинейная функция синтеза:

Функция fst :

$$fst = -r \begin{cases} \frac{a_1}{d}, & |a_1| \leq d \\ \text{sign}(a_1) & |a_1| > d \end{cases} \quad (32)$$

где d , a_1 – вспомогательные переменные.

РНС для оценки состояний и суммарных возмущений $\dot{x}_1 = f(x_1, t) + w(t) + b_0 u$:

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e + b_0 u \\ \dot{z}_2 = -\beta_{02}fal(e, a_2, \delta) \end{cases} \quad (33)$$

где β_{01} и β_{02} – коэффициенты усиления наблюдателя; a_2 и δ – параметры функции fal ; $fal(e, a_2, \delta)$ – нелинейная функция.

Функция fal :

$$fal(x, \alpha, \delta) = \begin{cases} |x|^\alpha \text{sign}(x), & |x| > \delta \\ x/\delta^{1-\alpha}, & |x| \leq \delta \end{cases} \quad (34)$$

Определены условия устойчивости РНС через функцию Ляпунова. Для второго порядка РНС доказано, что ошибка наблюдения сходится к ограниченной области G_0 при выполнении:

$$r_0 = \max \left\{ \left(\frac{w_0}{\beta_{02}} \right)^{\frac{1}{a}}, \frac{2w_0}{\beta_{01}^2} + \left(\frac{2\beta_{02}}{\beta_{01}^2} \right)^{\frac{1}{1-a}} \alpha^{\frac{a}{1-a}} (1-a) \right\} \quad (35)$$

где w_0 – верхняя граница производной возмущения.

Управляющий сигнал (НЗУОС)):

$$u_0(t) = \beta_i fal(e_i, a_i, \delta) \quad (36)$$

2. Разработан метод полной обратной линеаризации по состоянию с использованием динамического расширения:

Исходная модель квадрокоптера недоактуирована: число управляющих воздействий 4 меньше числа степеней свободы 12. Суммарный относительный порядок $r = 8 < 12$, что исключает полную обратную линеаризацию без расширения.

Введено динамическое расширение канала тяги:

$$\begin{cases} \dot{u}_1 = \zeta; \\ \dot{\zeta} = \hat{u}_1 \end{cases} \quad (37)$$

где $\hat{u}_1$ – новый управляющий вход.

Расширенный вектор состояний $x_e = [x_1, \dots, x_{12}, \zeta, \dot{\zeta}]^T$ (14 состояний). Суммарный относительный порядок расширенной системы $r = 14 = n$, что позволяет выполнить полную обратную линеаризацию.

Матрица Фальба–Воловича для расширенной системы:

$$\Gamma(x) = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^3 h_1(x) & \dots & L_{g_4} L_f^3 h_1(x) \\ L_{g_1} L_f^3 h_2(x) & \dots & L_{g_4} L_f^3 h_2(x) \\ \dots & \ddots & \dots \\ L_{g_1} L_f h_4(x) & \dots & L_{g_4} L_f h_4(x) \end{bmatrix}_{4 \times 4} \quad (38)$$

где $L_g h(x) = \frac{\partial h(x)}{\partial x^T} g(x)$, обозначает производную Ли (Lie derivative) относительно векторного поля g .

Определитель $|\Gamma(x)| = \frac{k_4 k_5 k_6 x_{13}^2 c_7}{m^3} \neq 0$ при $x_{13} \neq 0, x_7 \neq 0$, что подтверждает невырожденность матрицы.

Линеаризованная модель:

$$\begin{cases} \dot{z} = A_0 z + B_0 v \\ \xi = C_0 z \end{cases} \quad (39)$$

где A_0, B_0, C_0 — матрицы канонической формы.

3. На основе линеаризованной модели разработан алгоритм прогнозного управления:

Модель (39) дискретизируется методом нулевого порядка удержания:

$$\begin{cases} z_{k+1} = A_d z_k + B_d v_k \\ \xi_k = C_0 z_k \end{cases} \quad (40)$$

где $z_k = z(kT_s)$, $v_k = v(kT_s)$, $\xi_k = \xi(kT_s)$, $A_d = e^{A_0 T_s} \in \mathbb{R}^{14 \times 14}$
 $B_d = \int_0^{T_s} e^{A_0 s} ds B_0 \in \mathbb{R}^{14 \times 4}$, T_s - период дискретизации.

Целевая функция имеет вид:

$$J = \sum_{i=1}^N (\xi_{k+i} - r_{k+i})^\top Q (\xi_{k+i} - r_{k+i}) + \sum_{i=0}^{N-1} (\Delta v_{k+i})^\top R (\Delta v_{k+i}) \quad (41)$$

где $Q \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ и $R \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ – весовые матрицы (матрицы весовых коэффициентов), определяющие баланс между точностью следящего управления и плавностью управляющих сигналов; $\Delta v_{k+i} = v_{k+i} - v_{k+i-1}$, $r_{k+i} \in \mathbb{R}^4$ - вектор опорной траектории.

Оптимизация сводится к решению квадратичной задачи:

$$\begin{aligned} \min_{U \in \mathbb{R}^{4N}} & \frac{1}{2} U^\top H_U U + f^\top U \\ \text{s. t. } & A_{\text{ineq}} U \leq b_{\text{ineq}}(z_k, v_{k-1}) \end{aligned} \quad (42)$$

где

$$\begin{aligned} U &= [v_k, v_{k+1}, \dots, v_{k+N-1}]^\top \\ H_U &= 2(\Gamma^\top H^\top Q_N H \Gamma + D^\top R_N D) \\ f &= 2(\Gamma^\top H^\top Q_N (H \Phi z_k - R_f) + D^\top R_N d_0 v_{k-1}) \end{aligned}$$

В пятой главе представлены результаты комплексных вычислительных экспериментов, подтвердившие эффективность разработанных методов и алгоритмов, включая определение оптимального момента запуска, оценку лётных характеристик, оптимизацию траектории и проверку эффективности систем управления.

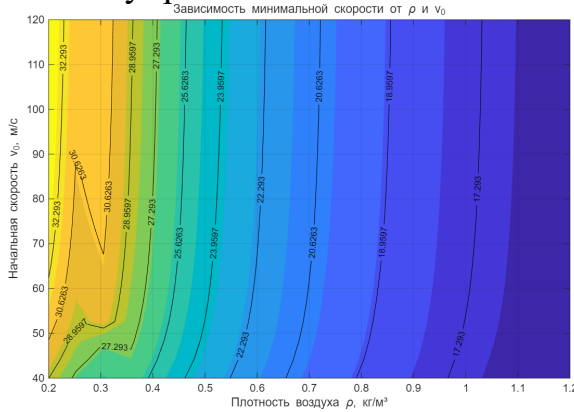
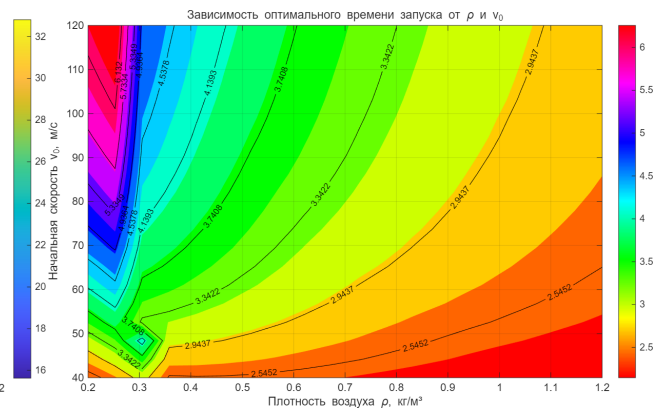


Рисунок 2 Минимальная скорость



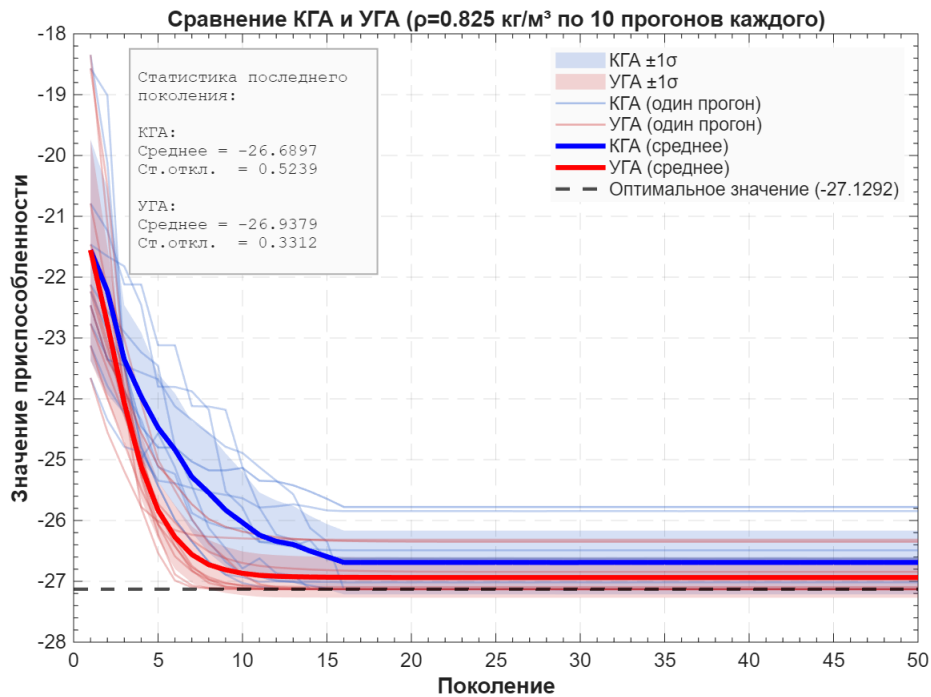


Рисунок 4 Эволюционные кривые популяции.

Согласно Рисунку 4, применение УГА для анализа максимальной горизонтальной скорости подтвердило его преимущества над КГА - улучшение целевой функции на 0,9% и снижение стандартного отклонения на 12%.

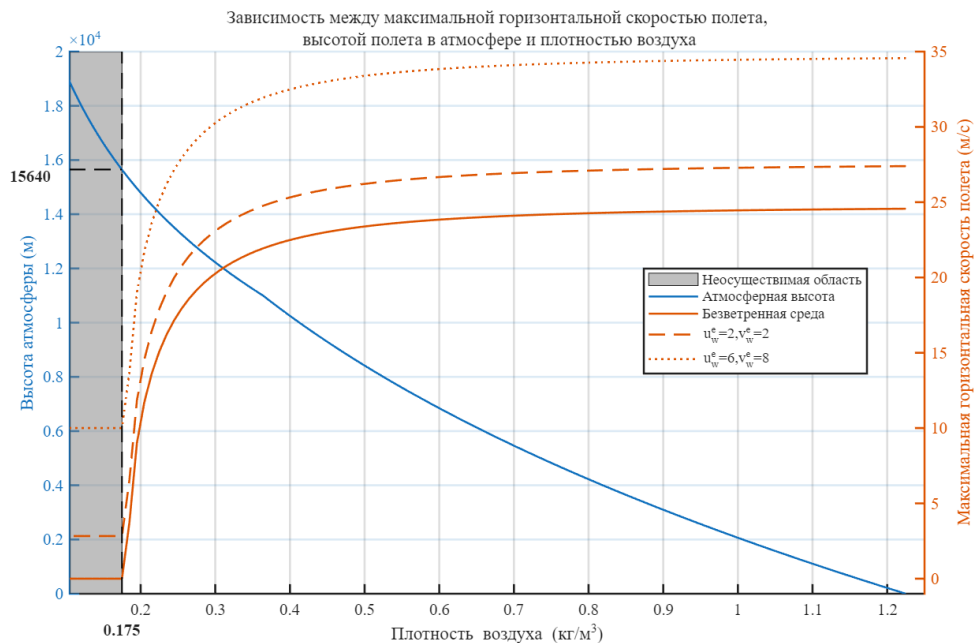


Рисунок 5 Зависимость между максимальной горизонтальной скоростью полета, высотой полета в атмосфере и плотностью воздуха.

Согласно Рисунку 5, высотный предел составляет $h = 15640$ м, выше которого квадрокоптер не может поддерживать горизонтальный полёт.

Оптимизация траектории носителя методом РПМ

РПМ превосходит метод штрафных функций:

Сравнение трехмерных траекторий

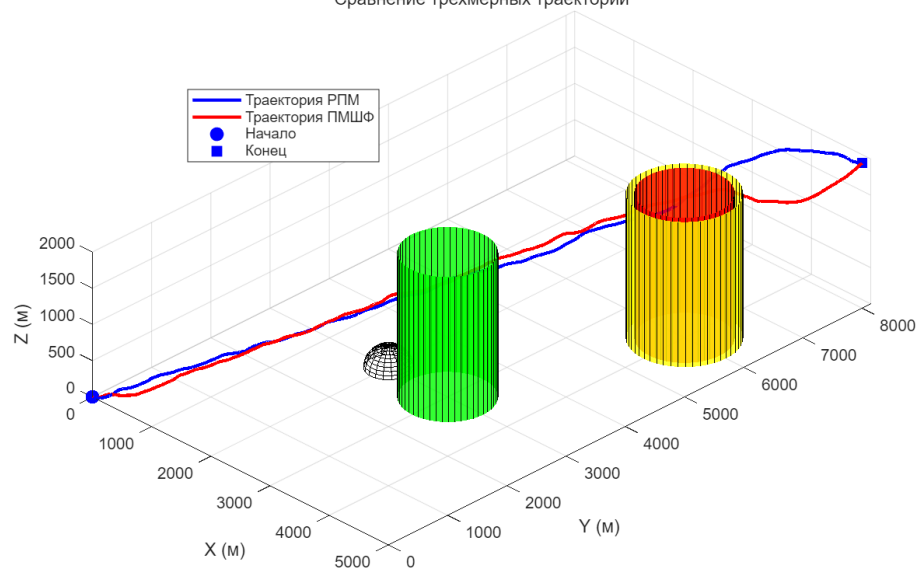


Рисунок 6 Оптимальные траектории двух методов.

Рисунок 6 иллюстрирует трёхмерные траектории, полученные методами РПМ и ПМШФ. Время решения сокращено в среднем на 17% по сравнению с ПМШФ. Сходимость достигнута за 13 итераций (против 15 у метода штрафных функций).

Управление ориентацией на основе АПВ

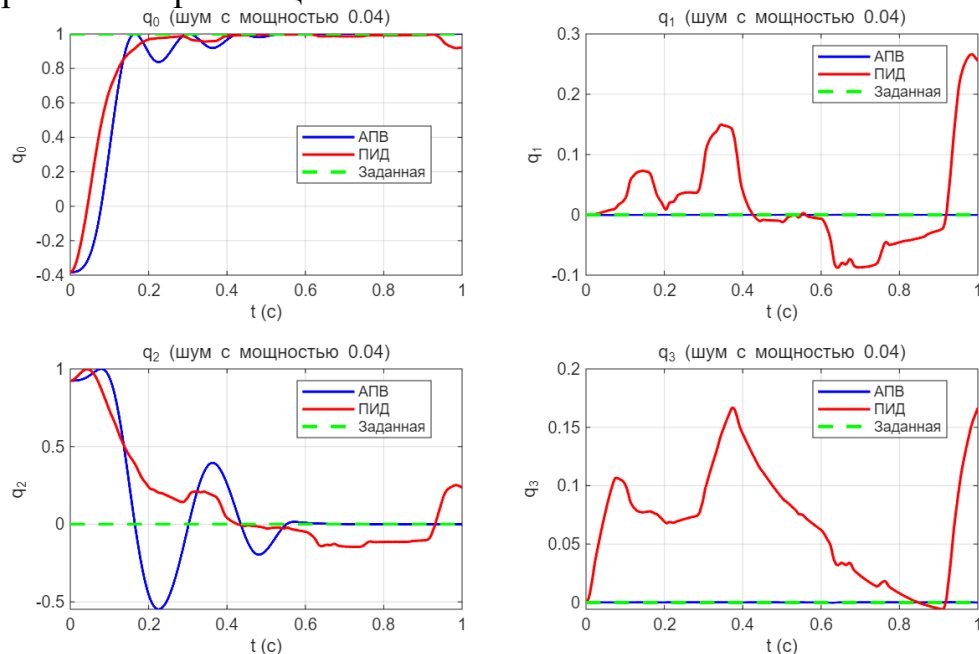


Рисунок 7 Кватернионные переменные состояния в условиях моделирования по сценарию 3.

Согласно Рисунку 7, АПВ сохраняет устойчивость при 10-кратном увеличении мощности шума (до 0,04), тогда как ПИД-регулятор теряет стабильность.

Исследовано управление положением на основе УПМ с полной обратной линеаризацией. Среднее время расчета на шаг — 5,2 мс (против 7,8 мс у УПМ-Якоби) — выигрыш на 2,6 мс. Точность отслеживания траектории выше, особенно при больших отклонениях от рабочей точки.

В заключении приведены основные результаты диссертации.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИИ

1. Предложен подход к совместной оптимизации параметров движения самолета-носителя и квадрокоптера в момент отделения, учитывающий взаимодействие динамики самолёта-носителя и квадрокоптера, повышающий безопасность, оперативность и энергоэффективность. Сформирована согласованная модель воздушного отделения квадрокоптера от носителя.

2. Разработан УГА, включающий механизм самоидентификации схожести особей для управления кроссовером, адаптивную настройку вероятности мутации по текущему разнообразию популяции и стратегию элитизма, обеспечивающую сохранение наилучших решений. Применение разработанного УГА для анализа максимальной горизонтальной скорости квадрокоптера доказало эффективность по сравнению с КГА стандартное отклонение снижено в среднем на 12%, установлен высотный предел устойчивого полёта 15640 м ($\rho \approx 0,175$ кг/м³) и аппроксимирован Парето-фронт допустимых углов ориентации.

3. Разработан РПМ на билинейной касательной с hp-адаптацией: при препятствиях строит допустимые траектории и сокращает время решения в среднем на 17% по сравнению со штрафным методом при сопоставимом качестве.

4. Синтезирован помехоустойчивый АПВ контура ориентации; доказана устойчивость РНС и даны рекомендации по настройке; при 10-кратном росте шума сохраняются устойчивость и точность, тогда как PID деградирует.

5. Разработан алгоритм предиктивного управления на основе модели положения квадрокоптера, основанный на полной обратной линеаризации по состоянию с динамическим расширением канала тяги, что обеспечивает развязку углового и пространственного положений и позволяет применять стандартное линейное предиктивное управление.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Управление ориентацией маневрирующего спускаемого аппарата с компенсацией возмущений с помощью нейронной сети / Б. Хэ [и др.] // Автоматизация. Современные Технологии. 2023, Т.77, № 3, С.128-133. (0,65 п.л. / 0,31 п.л.).
2. Хэ Б., Муратов И.В., Чжэн Ц. Распределенный псевдоспектральный метод для оптимизации траектории беспилотного летательного аппарата на основе билинейной касательной // Автоматизация. Современные Технологии. 2023, Т.77, № 11, С.489-496. (0,73 п.л. / 0,61 п.л.).

3. Оптимизация максимальной горизонтальной скорости беспилотного воздушного судна с учетом ветровых возмущений и вариаций плотности воздуха на основе улучшенного генетического алгоритма / Б. Хэ [и др.] // Авиакосмическое приборостроение. 2025. № 8. С. 13-22. (0,65 п.л. / 0,41 п.л.).
4. Интерактивный многомодельный алгоритм с адаптивной вероятностью переходов на основе критерия наблюдаемости / Б. Хэ [и др.] // Автоматизация. Современные Технологии. 2026. Т. 80. № 3. С. 110-116. (0,63 п.л. / 0,21 п.л.).
5. Улучшенный генетический алгоритм с гарантированной глобальной сходимостью: теоретическое обоснование и экспериментальная верификация / Б. Хэ [и др.] // Авиакосмическое приборостроение. 2025. № 8. С. 37-48. (0,83 п.л. / 0,71 п.л.).
6. Разработка надежного алгоритма совместного позиционирования ведущих-ведомых беспилотных воздушных судов на основе относительного оценивания состояния / Б. Хэ [и др.] // Авиакосмическое приборостроение. 2025. №12. С. 14-27. (1,0 п.л. / 0,14 п.л.).
7. He B., Chen D., Neusypin K.A. UAV Flight Model Predictive Control Based on Feedback Linearization // International Conference on Autonomous Unmanned Systems (Shenyang, 19-21 September 2024.): conference proceedings. Singapore: Springer Nature Singapore, 2024. P. 370-378. (0,52 п.л. / 0,46 п.л.).
8. Хэ Б. Оптимизация траектории беспилотного летательного аппарата на основе адаптивного псевдоспектрального метода // Наука, технологии и бизнес 2022 (Москва, 27–28 апреля 2022 г.): Материалы IV Межвузовской конференции аспирантов, соискателей и молодых ученых. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022. С. 149-155. (0,75 п.л. / 0,75 п.л.).
9. Хэ Б., Неусыпин К.А., Чэнь Х. Исследование по моделированию и управлению системой беспилотного летательного аппарата с подвесным грузом // II Всероссийский конгресс «Русский инженер»: сборник тезисов (Москва, 30 октября – 01 ноября 2024 г.). М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024. С. 210–211. (0,12 п.л. / 0,09 п.л.).
10. Feedback linearization and adaptive sliding mode control system for UAV / B. He [et al] // 31st Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (Saint-Petersburg, 27–29 May 2024.): conference theses. Saint-Petersburg: State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI Elektropribor, JSC, 2024. P. 56-59. (0,5 п.л. / 0,26 п.л.).
11. Zhang M., Neusypin K.A., He B. Research on GPS-assisted inertial/starlight high-precision information fusion algorithm // 31st Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (Saint-Petersburg, 27–29 May 2024.): conference theses. Saint-Petersburg: State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI Elektropribor, JSC, 2024. P. 132-137. (0,58 п.л. / 0,12 п.л.).

12. A quality Evaluation Algorithm of Target Tracking Model Based on Observability / B. He [et al] // 31st Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (Saint-Petersburg, 27–29 May 2024.): conference theses. Saint-Petersburg: State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI Elektropribor, JSC, 2024. P. 52-55. (0,5 п.л. / 0,11 п.л.).