

ՀԱՅԱՍՏԱՆԻ ՀԱՆՐԱՊԵՏՈՒԹՅԱՆ
ԿՐԹՈՒԹՅԱՆ, ԳԻՏՈՒԹՅԱՆ, ՄՇԱԿՈՒՅԹԻ ԵՎ ՍՊՈՐՏԻ
ՆԱԽԱՐԱՐՈՒԹՅՈՒՆ
ՀԱՅԱՍՏԱՆԻ ԱԶԳԱՅԻՆ ՊՈԼԻՏԵԽՆԻԿԱԿԱՆ ՀԱՄԱԼՍԱՐԱՆ

ՄԻՍՈՆՅԱՆ ՏԱՐԻԵԼ ԱՐԵՂԻ

ՌՈԲՈՏ-ՄԱՆԻՊՈՒԼՅԱՏՈՐՈՎ ԲԱԶՄԱՌՈՏՈՐԱՅԻՆ ԱՆՕՂԱԶՈՒ
ԹՈՉՈՂ ՄԱՐՔԻ ԲԱՆԱԿԱՆ ԿԱՌԱՎԱՐՄԱՆ ՀԱՄԱԿԱՐԳԻ
ՄՇԱԿՈՒՄԸ

ՄԵՂՍԱԳԻՐ

Ե. 13.01 – «Կառավարում, կառավարման համակարգեր և դրանց
տարրերը» մասնագիտությամբ տեխնիկական գիտությունների
թեկնածուի գիտական աստիճանի հայցման ասենախոսության

Երևան 2026

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ, НАУКИ, КУЛЬТУРЫ И СПОРТА
РЕСПУБЛИКИ АРМЕНИЯ
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
АРМЕНИИ

СИМОНЯН ТАРИЭЛ АРЕГОВИЧ

РАЗРАБОТКА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
МНОГОРОТОРНЫМ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНОМ
АППАРАТОМ, ОСНАЩЕННЫМ РОБОТОМ-МАНИПУЛЯТОРОМ

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени кандидата технических наук
по специальности 05.13.01 – “Управление, системы управления и их
элементы”

Ереван 2026

5. Разработка графического интерфейса пользователя в программной среде «Matlab» для автоматического управления летающим роботом-манипулятором, позволяющего автоматизировать процессы моделирования и управления системой, а также просмотр и анализ полученных результатов.

Методы исследования. В диссертационной работе использованы методы теоретической механики и робототехники, теории линейных и нелинейных, классических и многомерных систем автоматического управления, методы ИИ, пакеты программной среды «Matlab», а также методы численного моделирования нелинейных динамических систем в среде «Simulink».

Научная новизна. В ходе исследования были получены следующие научные результаты:

1. В работе предложен новый метод разработки и исследования системы управления БПЛА, оснащенным роботом-манипулятором, основанный на применении методов ИИ и робастного управления.
 2. Разработана объединенная кинематическая и динамическая модель ЛРМ с учетом инерционных свойств летательной платформы, манипулятора и изменяющейся полезной нагрузки.
 3. Предложен новый метод линеаризации нелинейной динамики ЛРМ, позволяющий представить реальную динамику системы в виде совокупности номинальной линейной модели и структурированных неопределенностей.
 4. Разработан метод робастного управления летающим роботом-манипулятором, основанный на представлении динамики системы с использованием линейно-дробного преобразования (Linear Fractional Transformation) и применении теоремы малого усиления.
 5. Разработана интеллектуальная система управления летающим роботом-манипулятором, основанная на кластеризации конфигурационного пространства, разработке локальных регуляторов с использованием генетического алгоритма и применении механизма планирования коэффициентов усиления.
 6. Разработан графический интерфейс пользователя в программной среде «Matlab», предназначенный для автоматизации процессов моделирования, исследования и управления системой.
- Практическая ценность работы.** Разработанная в рамках диссертационной работы математическая модель многомерного БПЛА, оснащенного роботом-манипулятором, предложенная интеллектуальная робастная система управления, алгоритмы и программный инструментарий, включая реализованное в среде «Matlab» моделирование и графический интерфейс пользователя, могут быть использованы для моделирования БПЛА, проектирования и

оптимизации систем управления, а также исследования их рабочих режимов.

Полученные результаты могут быть использованы при разработке и совершенствовании технических систем как гражданского, так и специального назначения.

Внедрение: Результаты диссертации использованы:

1. В научной теме «Разработка интеллектуальной системы управления многомерным беспилотным летательным аппаратом, оснащенным роботом-манипулятором» (шифр: 24AA-2B048), финансируемой Комитетом по науке МОНКС РА.

2. В «Учебно-исследовательском центре воздушной робототехники НПУА» - для разработки и исследования систем управления БПЛА, оснащенных роботом-манипулятором.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Предложенный для ЛРМ новый подход к построению и исследованию системы управления, включающий приближенную линеаризацию нелинейной динамики системы, применение методов робастного управления, а также разработку механизмов интеллектуальной настройки и планирования коэффициентов усиления.
2. Точные нелинейные уравнения ЛРМ, учитывающие взаимосвязанное движение БПЛА и манипулятора, а также изменения инерционных характеристик, обусловленные изменением полезной нагрузки.
3. Новый метод линеаризации нелинейных уравнений динамики ЛРМ, основанный на методе линеаризации с обратной связью, и позволяющий представить динамику системы в виде совокупности линейной номинальной модели и структурированных неопределенностей.
4. Система робастного управления летающим роботом-манипулятором, основанная на представлении динамики системы с использованием линейно-дробного преобразования и применении теоремы малого усиления.
5. Интеллектуальная система управления летающим роботом-манипулятором, разработанная в программной среде «Matlab», основанная на кластеризации конфигурационного пространства и механизме планирования коэффициентов усиления.
6. Графический интерфейс пользователя, реализованный в программной среде «Matlab», предназначенный для проектирования системы управления летающим роботом-манипулятором и анализа полученных результатов.

Апробация результатов работы.

Основные теоретические и практические результаты работы докладывались:

- На ежегодных научных конференциях Национального политехнического университета Армении (2023-2024 гг.).
- На научных семинарах кафедры «Системы управления» НПУА ИТТЭ (2023-2025 гг.).
- На международной научной конференции Computer Science and Information Technologies (CSIT) (Ереван, 2025 г.).

Публикации.

Основные научно-практические результаты диссертации опубликованы в 10 научных работах, список которых представлен в конце автореферата.

Структура и объем диссертации.

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы, включающего 130 наименований, и приложения. Общий объем диссертации составляет 132 страниц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении сформулирована постановка задачи, представлены актуальность темы, цель работы, научная новизна, практическое значение и основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту.

В первой главе «Анализ современных методов управления летающими роботами-манипуляторами» представлен аналитический обзор работ, посвященных БПЛА, оснащенным роботами-манипуляторами. Рассмотрены основные конструктивные схемы ЛРМ, области их применения, а также основные задачи, возникающие при их моделировании и управлении. Проанализированы кинематические и динамические особенности таких систем, связанные с взаимным влиянием летательной платформы, манипулятора и полезной нагрузки.

В п. 1.1 рассмотрены основные типы, структура и классификация ЛРМ. Показано, что такие системы целесообразно классифицировать по типу используемой летательной платформы, манипуляционного устройства, а также способу интеграции и крепления манипулятора к БПЛА. Рассмотрены вертолетные, многооторные, самолетные и гибридные летательные платформы, применяемые в задачах воздушной манипуляции. Показано, что для большинства задач захвата, переноса и взаимодействия с объектами, наиболее целесообразной основой являются многооторные БПЛА, поскольку они обеспечивают возможность зависания, высокую точность позиционирования, достаточную маневренность и сравнительно простую интеграцию с роботами-манипуляторами.

В п. 1.2 рассмотрены динамические особенности, основные проблемы и современные методы управления летающими роботами-манипуляторами. Показано, что основная сложность управления такими системами связана с взаимосвязанной динамикой летательной платформы и манипулятора, изменением центра масс, изменением матрицы инерции, а также возникновением дополнительных сил и моментов при захвате или переносе полезной нагрузки. Показано, что, несмотря на существующие решения, остается актуальной задача снижения вычислительной сложности и робастной устойчивости при одновременном обеспечении точности и робастной устойчивости в условиях изменяющихся конфигураций и полезных нагрузок.

В п. 1.3 рассмотрены возможности применения методов ИИ в задачах управления летающими роботами-манипуляторами. Проанализированы работы, в которых методы обучения с подкреплением, нейронные сети, нейро-нечеткие методы и гауссовские процессы используются для планирования движений, оценки неопределенностей, компенсации немоделированной динамики и улучшения качества управления. Показано, что прямое применение обучаемых регуляторов не всегда обеспечивает строгие гарантии устойчивости, а нейросетевые методы компенсации часто приводят к усложнению структуры управления. Поэтому в данной работе методы ИИ рассматриваются как инструмент синтеза, настройки и оптимизации параметров регуляторов.

Во второй главе «Математическое описание модели летающего робота-манипулятора» разработана математическая модель квадрокоптера, оснащенного двухзвенным роботом-манипулятором. Рассмотрены кинематические и динамические модели летательной платформы и манипулятора, а также получена объединенная модель всей системы на основе метода Эйлера-Лагранжа.

В п. 2.1 рассмотрены кинематика и динамика квадрокоптера. Для описания движения введены инерциальная и связанная с корпусом системы координат (рис. 1).

Oриентация квадрокоптера описана углами Эйлера (крена, тангажа и рыскания) $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$, а переход между системами координат задается матрицей поворота вокруг осей x, y, z соответственно:

$$R_b^l(\phi, \theta, \psi) = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi). \quad (1)$$

Положение БПЛА в инерциальной системе координат задается вектором $r_{UAV}^l = [x \ y \ z]^T$. Вектор угловой скорости квадрокоптера в связанной с корпусом системе координат связан с производными углов Эйлера следующим соотношением:

$$\omega_{UAV}^b = W_\eta \dot{\eta}, \quad (2)$$

где

$$W_\eta = R_B^T \vartheta(\eta), \quad \vartheta(\eta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ \sin\theta \operatorname{tg}\phi & 1 & \cos\theta \operatorname{tg}\phi \\ \sin\theta/\cos\phi & 0 & \cos\theta/\cos\phi \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Для квадрокоптера рассмотрены силы и моменты, создаваемые винтомоторными группами. Суммарная тяга определяется выражением

$$T_\Sigma = \sum_{i=1}^4 f_i, \quad (4)$$

где тяга каждого ротора пропорциональна квадрату его угловой скорости Ω_i :

$$f_i = k_f \Omega_i^2, \quad (5)$$

где k_f -коэффициент тяги винтомоторной группы. Данный коэффициент зависит от геометрии винта, аэродинамических характеристик и параметров двигателя.

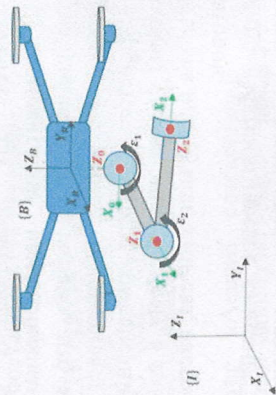


Рис. 1. Схема ЛРМ

Поступательная динамика квадрокоптера в инерциальной системе координат записывается в виде

$$m_{UAV} \ddot{r}_{UAV} = m_{UAV} g + R_B^T F, \quad (6)$$

где m_{UAV} - масса квадрокоптера, g - вектор ускорения свободного падения, $F = [0 \ 0 \ T_\Sigma]^T$.

Поворотная динамика квадрокоптера в связанной системе координат описывается уравнением Эйлера

$$I_{UAV} \dot{\omega}_{UAV}^B + \omega_{UAV}^B \times (I_{UAV} \omega_{UAV}^B + \gamma_R \Omega) = \tau_{UAV}, \quad (7)$$

где $\tau_{UAV} = [\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi]^T$ - вектор суммарных моментов, создаваемых винтомоторными группами вокруг основных осей квадрокоптера, I_{UAV} - матрица инерции квадрокоптера, $\gamma_R = [0 \ 0 \ I_R]$, где I_R - инерция роторов. В главе также рассмотрена матрица распределения управляющих воздействий для X-конфигурации квадрокоптера, связывающая тяги отдельных двигателей с суммарной тягой и управляющими моментами по каналам крена, тангажа и рыскания. Полученные соотношения

используются далее при формировании обобщенного входного вектора всей системы.

В п. 2.2 рассмотрены кинематика и динамика робота-манипулятора. Манипулятор представлен как двухзвенная кинематическая цепь с двумя вращательными суставами, установленная под корпусом БПЛА и работающая в вертикальной плоскости. Для рассматриваемого двухзвенного манипулятора обобщенный вектор суставных координат имеет вид $\dot{Y} = [\dot{\varepsilon}_1, \dot{\varepsilon}_2]^T$, где $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ - углы первого и второго вращательных суставов соответственно.

Для описания кинематики использован метод Денавита-Хартенберга. Полная матрица однородного преобразования от основания манипулятора до его исполнительного органа определяется произведением последовательных преобразований $T_0^2 = T_0^1 T_1^2$ и имеет вид

$$T_0^2 = \begin{bmatrix} \cos(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) & -\sin(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) & 0 & l_1 \cos \varepsilon_1 + l_2 \cos(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) \\ \sin(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) & \cos(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) & 0 & l_1 \sin \varepsilon_1 + l_2 \sin(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (8)$$

где l_1 и l_2 - длины первого и второго звеньев.

Кинетическая энергия i -го звена робота-манипулятора представляется как сумма поступательной и вращательной составляющих:

$$E_{li} = \frac{1}{2} m_{li} \dot{Y}^T J_P^{(li)T} J_P^{(li)} \dot{Y} + \frac{1}{2} \dot{Y}^T J_O^{(li)T} R_i^{0i} R_i^{0T} J_O^{(li)} \dot{Y}. \quad (9)$$

Здесь m_{li} -масса i -го звена манипулятора, $J_P^{(li)}$ и $J_O^{(li)}$ являются соответственно линейной и угловой частями матрицы Якоби и связывают суставные скорости со скоростью i -го звена. I_i^{li} - обозначает тензор инерции i -го звена, записанный в собственной системе координат этого звена, R_i^0 - матрица поворота из системы координат i -го звена в базовую систему координат манипулятора.

Потенциальная энергия робота-манипулятора определяется положением центров масс звеньев в гравитационном поле:

$$U_{li} = m_{li} g^T r_{li}, \quad (10)$$

где r_{li} - вектор центра масс i -го звена. Полученные выражения для кинетической и потенциальной энергий далее используются при формировании лагранжиана объединенной системы ЛРМ.

В п. 2.3 разработана объединенная математическая модель ЛРМ. Система рассматривается как единая связанная механическая система, в которой движение манипулятора влияет на динамику летательной платформы. Для системы введен вектор управляемых обобщенных координат:

$$q = [z, \phi, \theta, \psi, \varepsilon_1, \varepsilon_2]^T, \quad (11)$$

где z - высота БПЛА, ϕ, θ, ψ - углы крена, тангажа и рыскания, а $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ - углы составов манипулятора.

Скорости БПЛА и звеньев манипулятора в объединенной системе выражаются через обобщенные координаты следующим образом:

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_{UAV} \\ \omega_{UAV}^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_z & 0_{3 \times 3} & W_\eta \\ 0_{3 \times 1} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \\ \lambda_4 \end{bmatrix} \dot{q} = \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \\ \lambda_4 \end{bmatrix} \dot{q}, \quad (12)$$

где $\dot{p}_i$ и ω_i - соответственно линейная и угловая скорости i -го звена, $S(\cdot)$ - косинусметрическая матрица, $0_{3 \times 1}, 0_{3 \times 2}, 0_{3 \times 3}$ нулевые матрицы соответствующих размеров, $e_z = [0 \ 0 \ 1]^T$.

Для вывода уравнений движения использован формализм Эйлера-Лагранжа. Лагранжиан системы определяется как разность полной кинетической и потенциальной энергий:

$$L(q, \dot{q}) = E(q, \dot{q}) - U(q). \quad (13)$$

Уравнения Эйлера-Лагранжа записаны в виде

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial L}{\partial q_i} = \tau_i, \quad (14)$$

где $i = 1, \dots, n$, и τ_i - обобщенные силы, соответствующие обобщенным координатам. В результате получена полная нелинейная динамическая модель ЛРМ в стандартной матричной форме

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = \tau + \tau_D, \quad (15)$$

где $M(q)$ - симметричная положительно определенная матрица инерции системы, $C(q, \dot{q})\dot{q}$ - вектор кориолисовых и центробежных членов, $G(q)$ - вектор гравитационных сил, τ - вектор управляющих воздействий, а τ_D - вектор внешних возмущений.

Полная матрица инерции ЛРМ имеет вид:

$$M(q) = \lambda_1^T m_{UAV} \lambda_1 + \lambda_2^T R_B^T I_{UAV} R_B^T \lambda_2 + \sum_{i=1}^2 \{ \lambda_3^T m_i \lambda_{3i} + \lambda_4^T R_i^0 I_i R_i^0 \lambda_{4i} \} + M_m, \quad (16)$$

Кориолисовы и центробежные члены определяются через матрицу инерции следующим образом:

$$C(q, \dot{q})\dot{q} = \dot{M}(q)\dot{q} - \frac{1}{2} \left(\frac{\partial}{\partial q} (\dot{q}^T M(q) \dot{q}) \right)^T. \quad (17)$$

Обобщенный вектор управляющих воздействий формируется из тяги и моментов квадрокоптера, а также моментов приводов манипулятора:

$$\tau = [T_\Sigma, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi, \tau_{j1}, \tau_{j2}]^T, \quad (18)$$

где $\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$ - управляющие моменты летательной платформы, а τ_{j1}, τ_{j2} - моменты в суставах манипулятора.

Связь между физическими управляющими воздействиями двигателей и обобщенным вектором τ задается матрицей распределения

$$B_{Sys} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ \sqrt{2}L/2 & \sqrt{2}L/2 & -\sqrt{2}L/2 & -\sqrt{2}L/2 & 0 & 0 \\ -\sqrt{2}L/2 & \sqrt{2}L/2 & \sqrt{2}L/2 & -\sqrt{2}L/2 & 0 & 0 \\ -k_\psi & k_\psi & -k_\psi & k_\psi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

где L - расстояние от центра масс квадрокоптера до каждого ротора, а k_ψ коэффициент реактивного момента, связывающий тягу ротора с моментом рыскания, возникающим вследствие аэродинамического сопротивления вращения винта.

В третьей главе «Разработка системы управления летающим роботом-манипулятором» разработана интеллектуальная система управления, основанная на приближенной линеаризации обратной динамики, выделении структурированных неопределенностей, применении линейно-дробного преобразования, теоремы малого усиления, кластеризации конфигурационного пространства, генетического алгоритма и механизма планирования коэффициентов усиления.

В п. 3.1 предложен метод приближенной линеаризации обратной динамики. Исходная нелинейная динамическая модель системы записана в виде

$$M(q)\ddot{q} + N(q, \dot{q}) = \tau, \quad (20)$$

где

$$N(q, \dot{q}) = C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) - \tau_D. \quad (21)$$

При точной линеаризации с обратной связью управляющее воздействие выбирается в виде:

$$\tau = M(q)y_b + N(q, \dot{q}), \quad (22)$$

что приводит к системе

$$\ddot{q} = y_b. \quad (23)$$

Виртуальный управляющий сигнал задан выражением

$$y_b = K_D(\dot{q}_{des} - \dot{q}) + K_P(q_{des} - q) + \ddot{q}, \quad (24)$$

где K_P и K_D - матрицы пропорциональных и дифференциальных коэффициентов, q_{des} и $\dot{q}_{des}$ - заданные значения обобщенных координат и их скоростей, а $\ddot{q}$ - задающий сигнал ускорения.

При таком выборе управления исходная нелинейная система преобразуется в систему двойных интеграторов. Однако данный подход основан на точном сокращении нелинейных членов уравнений движения, что на практике требует учета ошибок моделирования и вычислительных погрешностей. Кроме того, точная линеаризация требует на каждом шаге управления вычислять изменяющиеся во времени $M(q)$ и $N(q, \dot{q})$, что является вычислительно затратным и

затрудняет ее применение при выполнении быстрых манипуляционных операций в реальном времени.

С учетом этих ограничений в работе предложен новый подход - приближенная линеаризация обратной динамики. Его основная идея состоит в том, что в законе управления вместо полной изменяющейся модели используются заранее рассчитанные номинальные динамические составляющие $\tilde{M}(q)$, $\tilde{N}(q, \dot{q})$, а остаточные составляющие, обусловленные различием между реальной и номинальной динамикой, рассматриваются как ограниченные структурированные неопределенности. Управляющее воздействие формулируется следующим образом:

$$\tau = \tilde{M}(q)y_v + \tilde{N}(q, \dot{q}). \quad (25)$$

В результате реальная динамика системы представляется как номинальная линеаризованная модель с остаточными структурированными неопределенностями:

$$\ddot{q} = y_v + \Delta_m(q)y_v + \Delta_a(q, \dot{q}), \quad (26)$$

где аддитивная и мультипликативная неопределенности имеют вид:

$$\Delta_a = M^{-1}\tilde{N}, \quad (27)$$

$$\Delta_m = M^{-1}\tilde{M} - I, \quad (28)$$

$$\tilde{N}(q, \dot{q}) = \tilde{N}(q, \dot{q}) - N(q, \dot{q}). \quad (29)$$

Блок-схема линеаризованной системы с аддитивной и мультипликативной неопределенностями представлена на рис. 2.

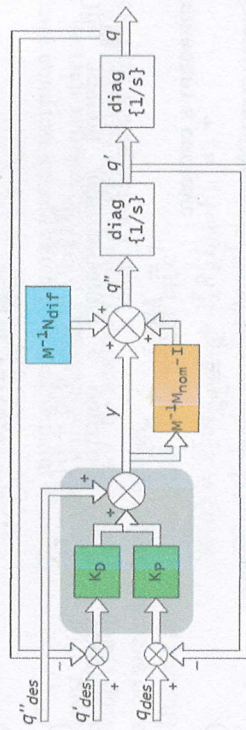


Рис. 2. Блок-схема линеаризованной системы с аддитивной и мультипликативной неопределенностями

В п. 3.2 сформулировано достаточное условие робастной устойчивости. После приближенной линеаризации динамика системы записывается в виде

$$\ddot{q} = y_v + \Delta_m(q)y_v + \Delta_a(q, \dot{q}). \quad (30)$$

Для дальнейшего представления через линейно-дробное преобразование введены обозначения:

$$y_v = \Delta_m(q)y_v, \quad v_a = \Delta_a(q, \dot{q}), \quad (31)$$

после чего уравнение системы записывается как

$$\ddot{q} = y_v + v_m + v_a. \quad (32)$$

Мультипликативная неопределенность нормируется в виде:

$$v_m = \bar{\Delta}_m z_m, \quad (33)$$

$$z_m = W_m y_v, \quad \|\bar{\Delta}_m\|_\infty \leq 1, \quad (34)$$

где $W_m \in R^{6 \times 6}$ весовая матрица мультипликативной неопределенности. Аддитивная неопределенность представляется следующим образом:

$$v_a = W_a \bar{\Delta}_a z_a, \quad \|\bar{\Delta}_a\|_\infty \leq 1, \quad (35)$$

где $W_a \in R^{6 \times 6}$ весовая матрица аддитивной неопределенности, а $\bar{\Delta}_a \in R^{6 \times 13}$ - нормированный оператор неопределенности. Для учета постоянных и медленно изменяющихся остаточных составляющих в аддитивный канал введен фиктивный постоянный вход:

$$z_a = \begin{bmatrix} z_f \\ q \\ \dot{q} \end{bmatrix}, \quad z_f \equiv 1. \quad (36)$$

Аддитивная и мультипликативная неопределенности объединяются в общий нормированный структурированный блок:

$$z_\Delta = \begin{bmatrix} z_m \\ z_a \end{bmatrix}, \quad \bar{\Delta} = \begin{bmatrix} \bar{\Delta}_m & 0_{6 \times 13} \\ 0_{6 \times 6} & \bar{\Delta}_a \end{bmatrix}, \quad \|\bar{\Delta}\|_\infty \leq 1. \quad (37)$$

С учетом введенных нормированных неопределенностей вектор выходов неопределенности можно записать в компактном виде:

$$v_\Delta = \begin{bmatrix} v_m \\ v_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{6 \times 6} & 0_{6 \times 6} \\ 0_{6 \times 6} & W_a \end{bmatrix} \bar{\Delta} z_\Delta. \quad (38)$$

При анализе робастности номинальная часть замкнутой системы представляется в пространстве состояний. Вводится вектор состояния:

$$\sigma = \begin{bmatrix} q \\ \dot{q} \end{bmatrix}. \quad (39)$$

Тогда замкнутая система с учетом входов неопределенности записывается как:

$$\dot{\sigma} = A\sigma + B_v[I_{6 \times 6} W_a] \bar{\Delta} z_\Delta, \quad (40)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0_{6 \times 6} & I_{6 \times 6} \\ -K_p & -K_D \end{bmatrix}, \quad B_v = \begin{bmatrix} 0_{6 \times 6} \\ I_{6 \times 6} \end{bmatrix}. \quad (41)$$

Входы блоков неопределенности определяются как:

$$z_m = C_m \sigma, \quad C_m = -W_m[K_p K_D], \quad z_a = \begin{bmatrix} z_f \\ \sigma \end{bmatrix}. \quad (42)$$

Далее вводится оператор:

$$H(s) = (sI - A)^{-1}B_v[I_{6 \times 6} W_a], \quad H(s) \in R^{12 \times 12}, \quad (43)$$

где s - оператор Лапласа, а номинальный оператор взаимосвязи от выходов неопределенности к их входам записывается как

$$P(s) = \begin{bmatrix} C_m H(s) \\ 0_{1 \times 12} \\ H(s) \end{bmatrix}, \quad P(s) \in R^{19 \times 12}. \quad (44)$$

Замкнутая линейно-дробная структура имеет вид:

$$z_\Delta = P(s) \bar{\Delta} z_\Delta + E_f z_f, \quad (45)$$

$$E_f = \begin{bmatrix} 0_{6 \times 1} \\ 1 \\ 0_{12 \times 1} \end{bmatrix}. \quad (46)$$

Здесь член $E_f z_f$ не изменяет динамический оператор взаимосвязи, но позволяет включить в модель аддитивной неопределенности постоянные остаточные составляющие. Структура линейно-дробного преобразования модели приведена на рис. 3.

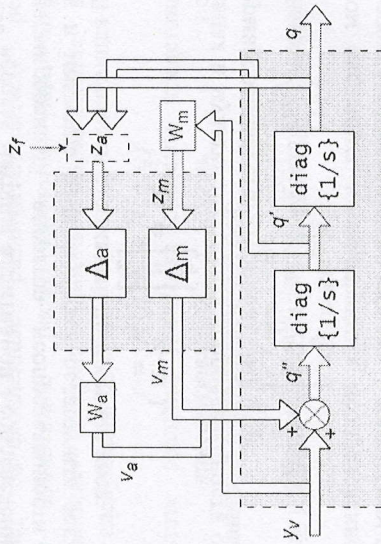


Рис. 3. Линейно-дробное преобразование системы

На основе теоремы малого усиления сформулировано достаточное условие робастной устойчивости:

$$\|P(s)\|_{\infty} \|\bar{\Delta}\|_{\infty} < 1. \quad (47)$$

Здесь $\|\cdot\|_{\infty}$ обозначает H_{∞} -норму. Робастный запас устойчивости определяется как:

$$\beta = \frac{1}{\|P(s)\|_{\infty} \|\bar{\Delta}\|_{\infty}}. \quad (48)$$

Следовательно, для робастной устойчивости необходимо выполнение условия $\beta > 1$.

В п. 3.3 рассмотрена кластеризация конфигурационного пространства. Показано, что использование одного глобального ограничения неопределенности для всей рабочей области приводит к чрезмерно консервативному синтезу регулятора, поскольку уровень неопределенности существенно зависит от конфигурации манипулятора, массы и размеров полезной нагрузки. Поэтому предложено разделить конфигурационное пространство на локальные области, внутри которых динамическое поведение системы является относительно однородным.

Разделение конфигурационного пространства выполнено с использованием алгоритма «K-Means», который относится к методам машинного обучения без учителя. В данной работе этот алгоритм используется как интеллектуальный метод разбиения рабочей области ЛРМ на K кластеров, то есть на группы динамических выборок с

близкими конфигурационными и инерционными характеристиками. Алгоритм формирует эти группы таким образом, чтобы точки внутри каждого кластера находились как можно ближе к его центру. Благодаря этому в каждом кластере формируется локальная область с относительно близким уровнем неопределенности, что позволяет определить для нее собственную номинальную модель и локальные границы неопределенности.

Для формирования исходной выборки были рассмотрены основные параметры, влияющие на динамику ЛРМ: суставные углы манипулятора, масса полезной нагрузки, ее геометрические размеры, а также скоростные режимы движения манипулятора. В результате была сформирована выборка порядка 30000 динамических точек, отражающая изменение инерционных характеристик системы в рабочем диапазоне.

Число кластеров K выбрано на основе метода «локтя». Для этого алгоритм «K-Means» последовательно выполняется при различных значениях K , после чего для каждого варианта рассчитывается сумма квадратов ошибок, характеризующая компактность кластеров. При увеличении K значение этой ошибки уменьшается, однако после некоторого значения дальнейшее увеличение числа кластеров приводит лишь к незначительному снижению ошибки. Это значение принимается в качестве рационального числа кластеров. В результате для дальнейшего синтеза локальных регуляторов принято $K = 300$, что обеспечивает компромисс между уменьшением локальных границ неопределенности и сложностью реализации механизма планирования коэффициентов усиления. На рис. 4 показано распределение норм неопределенностей по кластерам.

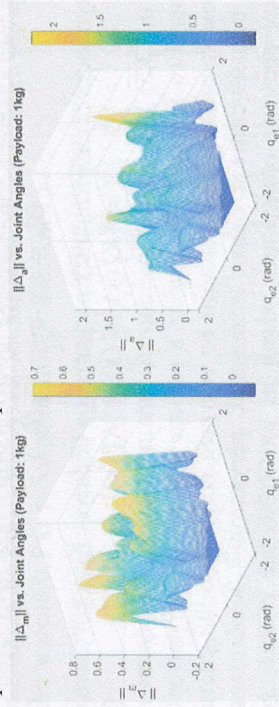


Рис. 4. Распределение норм неопределенностей по кластерам

Полученные результаты показывают, что локализация рабочей области позволяет получить контролируемые границы неопределенностей даже при манипуляции грузом массой 1 кг.

В п. 3.4 рассмотрено применение ИИ для синтеза локальных регуляторов. Для каждого k -го кластера параметры ПД-регулятора

определяются офлайн с использованием генетического алгоритма. Вектор оптимизируемых параметров имеет вид

$$\Theta_k = [K_{p,1}^{(k)}, \dots, K_{p,6}^{(k)}, K_{d,1}^{(k)}, \dots, K_{d,6}^{(k)}]^T. \quad (49)$$

Таким образом, для каждого локального регулятора оптимизируются 12 параметров. Целевая функция построена с учетом трех требований: точности слежения, ограничения управляющего воздействия и обеспечения робастной устойчивости. Она имеет вид

$$J_{c,k} = \alpha_1 e_k + \alpha_2 l_k + \alpha_3 \max(0, 1 - \beta_k)^2, \quad (50)$$

где $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ - весовые коэффициенты. Ошибка слежения оценивается как:

$$e = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \|q_d(n) - q(n)\|^2}, \quad (51)$$

а управляющее воздействие - через интегральный показатель:

$$I = \int_0^t \tau^T(t) \tau(t) dt. \quad (52)$$

Третий член целевой функции связан с робастной устойчивостью:

$$J_R = \max(0, 1 - \beta)^2. \quad (53)$$

Показатель J_R , определяемый выражением (53), равен нулю, если достаточное условие робастной устойчивости выполняется, и возрастает при его нарушении. Поэтому генетический алгоритм отбрасывает решения, которые дают хорошую точность, но не обеспечивают требуемого робастного запаса. После завершения офлайн-оптимизации для каждого кластера определяется оптимальный набор параметров

$$\Theta_k^* = \arg \min_{\Theta_k} J_{c,k}(\Theta_k), \quad (54)$$

а совокупность всех локальных регуляторов образует банк регуляторов

$$\mathcal{K} = \{K_1^*(s), K_2^*(s), \dots, K_K^*(s)\}. \quad (55)$$

В п. 3.5 разработан механизм планирования коэффициентов усиления. Его назначение состоит в выборе локальных регуляторов в реальном времени в зависимости от текущей конфигурации системы. После офлайн-синтеза банка локальных регуляторов необходимо в реальном времени определить, какой из них наиболее соответствует текущему состоянию ЛРМ. Для этого текущий вектор планирования ξ , включающий параметры, влияющие на динамику системы, сравнивается с центрами кластеров $\tilde{\xi}_k$. Для каждого кластера рассчитывается евклидово расстояние:

$$D_k = \|\xi - \tilde{\xi}_k\|_2. \quad (56)$$

Активный кластер определяется по минимальному расстоянию

$$k^* = \arg \min_k D_k. \quad (57)$$

Таким образом, система выбирает тот локальный регулятор, который соответствует ближайшей области конфигурационного пространства.

В п. 3.6 представлены результаты численного моделирования в среде «Matlab». На рис. 5 представлен робастный запас устойчивости β для всех 300 локальных регуляторов в логарифмическом масштабе. Для всех кластеров выполнено условие $\beta > 1$, что подтверждает выполнение достаточного условия робастной устойчивости.

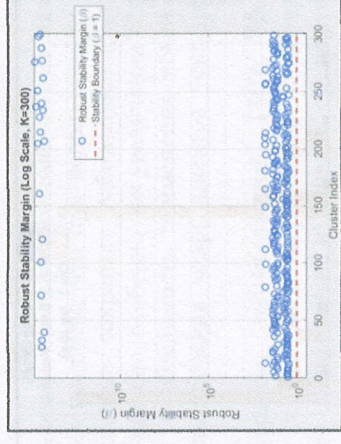


Рис. 5. Запас устойчивости β для всех 300 локальных регуляторов в логарифмическом масштабе

Для оценки устойчивости, адаптивности и точности слежения проведено моделирование длительностью 30 с. Для БПЛА задана задача стабилизации $Z = 1$ м и $\phi, \theta, \psi = 0$, а для суставов манипулятора - синусоидальные траектории в диапазоне от $-\pi/2$ до $\pi/2$ рад. Каждые 10 с изменялась полезная нагрузка: малый объект массой 0,1 кг, средний объект массой 0,5 кг и большой объект массой 1 кг.

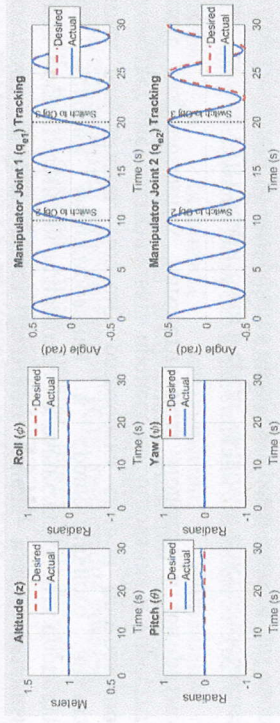


Рис. 6. Слежение за заданной траекторией при изменяющейся полезной нагрузке

На рис. 6 показано слежение за заданной траекторией при изменяющейся полезной нагрузке. Реальная траектория остается близкой к заданной во всем интервале моделирования; при большой

полезной нагрузке наблюдается лишь небольшое увеличение ошибки, не нарушающее устойчивость системы.

На рис. 7 представлено распределение среднеквадратической ошибки (RMSE) по состояниям системы. Результаты показывают, что интерполяция коэффициентов усиления не приводит к разрывному поведению управляющего закона и позволяет сохранить малую ошибку слежения даже при большой полезной нагрузке.

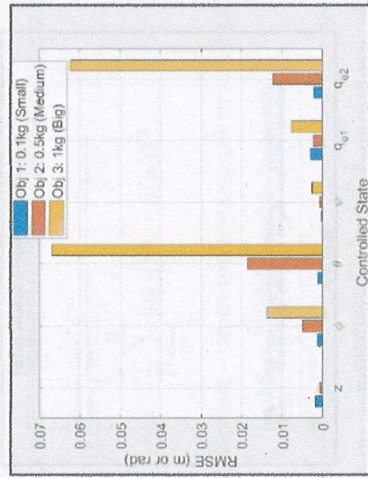


Рис. 7. Распределение среднеквадратической ошибки по состояниям системы

В четвёртой главе «Графический интерфейс пользователя для автоматического управления летающим роботом-манипулятором» представлена разработка графического интерфейса пользователя (ГИП), предназначенного для автоматизации процессов моделирования, управления и анализа результатов для ЛРМ. Показано, что исследование такой системы требует ввода большого числа взаимосвязанных параметров, организации последовательных вычислительных процедур, изменения условий моделирования и сравнительного анализа полученных результатов. Поэтому разработка единой программной среды позволяет систематизировать процесс исследования и упростить применение разработанных математических моделей и алгоритмов управления.

Разработанный ГИП реализован в среде «Matlab» с использованием пакета «App Designer». В интерфейсе предусмотрены модули для ввода параметров БПЛА, робота-манипулятора и системы управления, проверки введенных данных по физическим допустимым диапазонам, формирования параметров для динамической модели, запуска процедур кластеризации, выбора локальных номинальных моделей, оценки структурированных неопределенностей и планирования коэффициентов усиления. Кроме того, интерфейс обеспечивает визуализацию

переходных процессов, ошибок слежения, управляющих сигналов и показателей робастности.

В качестве численного примера рассмотрена работа ЛРМ с одним глобальным ПД-регулятором. Для этого был выбран номинальный рабочий режим, соответствующий центру всего конфигурационного пространства, и с использованием генетического алгоритма определены коэффициенты K_p и K_d по всем управляемым каналам. Полученные коэффициенты сохранились неизменными в течение всего моделирования, что соответствует классическому подходу с фиксированными коэффициентами регулятора. Результаты моделирования показали, что при использовании одного глобального регулятора система сохраняет работоспособность, однако качество слежения ограничено, особенно при увеличении полезной нагрузки. Это подтверждает необходимость применения локальных регуляторов и механизма планирования коэффициентов усиления, предложенных в третьей главе.

Таким образом, разработанный ГИП объединяет в одной программной среде ввод параметров, моделирование, настройку управляющих алгоритмов и анализ результатов. ГИП может использоваться как инструментальная среда для исследования, разработки и настройки систем управления ЛРМ.

В заключении сформулированы основные результаты диссертационной работы.

В приложении приведены таблицы сокращений и символов, использованных в диссертационной работе, а также отрывки программных кодов разработанной системы управления летающим роботом-манипулятором в средах «Matlab».

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

1. В работе предложен новый метод разработки и исследования системы управления ЛРМ, основанный на применении методов ИИ и робастного управления.
2. Получены матрицы однородных преобразований ЛРМ, полные нелинейные динамические уравнения и зависимости, характеризующие инерционные свойства системы, с использованием методов Денавита-Хартенберга и Эйлера-Лагранжа.
3. Предложен новый метод линеаризации динамики ЛРМ, позволяющий представить динамику системы в виде совокупности линейной номинальной модели и структурированных неопределенностей. Благодаря этому, сложные вычисления, необходимые для работы в реальном времени, переносятся на предварительный этап.

4. Разработана система управления ЛРМ, основанная на линейно-дробном преобразовании динамики и теореме малого усиления, что позволило сформулировать достаточные условия робастной устойчивости в условиях структурированных неопределенностей и на их основе разработать соответствующие регуляторы.

5. Предложен новый метод интеллектуального управления ЛРМ, основанный на кластеризации конфигурационного пространства и планировании коэффициентов усиления, обеспечивающий требуемые динамические процессы системы управления.

6. В среде «Matlab» разработана полная нелинейная модель ЛРМ и проведены численные исследования системы управления при различных режимах работы, конфигурациях и изменениях полезной нагрузки. Показано, что предложенная система управления обеспечивает высокую точность и робастную устойчивость.

7. В среде «Matlab» разработан графический интерфейс пользователя системы управления ЛРМ, предназначенный для автоматизации процессов выбора параметров, моделирования и анализа полученных результатов.

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Gasparyan O.N., Simonyan T.A. CONTROL OF QUADCOPTERS BASED ON FEEDBACK LINEARIZATION // Proceedings of Engineering Academy of Armenia. Scientific and Technological Collected Articles, 2022, V.19, № 1, 91-97.

2. Gasparyan O.N., Ispiryan V.H., Melkonyan G.A., Simonyan T.A. ROBUSTNESS ANALYSIS OF UAVS' CONTROL SYSTEMS IN CASE OF MOTORS' PARTIAL EFFICIENCY DEGRADATION // Bulletin of High Technology, 2023, № 1(25), 67-80, DOI: 10.56243/18294898-2023.1-67.

3. Gasparyan O., Buniatyan L., Ispiryan V., Simonyan T. Robustness Analysis of Multivariable Uniform Control Systems // CSIT Conference, Yerevan, Armenia, September 2023, 182-185, DOI: 10.51408/csit2023.43.

4. Գասպարյան Օ.Ն., Միսինյան Տ.Ա. ԲԱԶՄԱՌՈՏՈՐԱՅԻՆ ԱՆՕԴԱԶՈՒԹՅԱՆ ԴՐՈՒՄԻ ՄԱՐՔԻ ԿԱՌԱՎԱՐՄԱՆ ՀԱՍՏԱԿԱՐԳԻ ՎԵՐԼՈՒԹՈՒԹՅԱՆ ԱՎՏՈՄԱՏԱՑՈՒՄ // Հայաստանի ճարտարագիտական Ակադեմիայի Լրաբեր: Գիտատեխնիկական հոդվածների ժողովածու, 2023, չ. 20, № 2, 150-155.

5. Միսինյան Տ. ԱՆՕԴԱԶՈՒԹՅԱՆ ՄԱՐՔԻ ՎԵՐՏԵՂԱՐԿԱԾ ՇՐՋՎԱԾ ՃՈՃԱՆԱԿԻ ԿԱՌԱՎԱՐՈՒՄԸ // Հայաստանի

Ազգային Պոլիտեխնիկական Համալսարան: Լրաբեր Գիտական հոդվածների ժողովածու, 2024, մաս 1, 145-151.

6. Միսինյան Տ. ՌՈԲՈՏ-ՄԱՐԴՈՒԼՅԱՆՈՐԻ ԱԶԴԵՑՈՒԹՅՈՒՆԸ ԲԱԶՄԱՌՈՏՈՐԱՅԻՆ ԱՆՕԴԱԶՈՒԹՅԱՆ ՄԱՐՔԻ ԿԱՌԱՎԱՐՄԱՆ ՀԱՍՏԱԿԱՐԳԻ ՎԵՐՏԵՂԱՐԿԱՆ ՊՈԼԻՏԵԽՆԻԿԱԿԱՆ ՀԱՄԱԼՍԱՐԱՆ: Լրաբեր Գիտական հոդվածների ժողովածու, 2025, մաս 1, 92-99.

7. Simonyan T., Gasparyan O. Intelligent Gain-Scheduling for Robust Control of an Aerial Manipulator // CSIT Conference, Yerevan, Armenia, September 2025, 47-50, DOI: 10.51408/csit2025.10.

8. Simonyan T. STABILITY ANALYSIS OF A UAV EQUIPPED WITH A ROBOTIC ARM // Proceedings of NPUA: Information Technologies, Electronics, Radio engineering, 2025, № 1, 79-90, DOI: 10.53297/18293336-2025.1-79.

9. Simonyan T. APPROXIMATE INVERSE DYNAMICS LINEARIZATION OF AN AERIAL MANIPULATOR SYSTEM // Proceedings of NPUA: Information Technologies, Electronics, Radio engineering, 2025, № 2, 95-106, DOI: 10.53297/18293336-2025.2-95.

10. Gasparyan O., Simonyan T., Buniatyan L., Karapetyan A. A New Toolbox for Computer-Aided Analysis and Design of Multivariable Control Systems in Robotics and Mechatronics // SSRG International Journal of Electrical and Electronics Engineering, March 2026, Vol. 13, Issue 3, 169-177, DOI: 10.14445/23488379/IJEEE-V13I3P113.

ԱՄՓՈՓԱԳԻՐ

ՌՈԲՈՏ-ՄԱՐԴՈՒԼՅԱՆՈՐՈՎ ԲԱԶՄԱՌՈՏՈՐԱՅԻՆ ԱՆՕԴԱԶՈՒԹՅԱՆ ՄԱՐՔԻ ԲԱՆԱԿԱՆ ԿԱՌԱՎԱՐՄԱՆ ՀԱՍՏԱԿԱՐԳԻ ՄՇԱԿՈՒՄԸ

Առաջին գլխում իրականացվել է օդային ռոբոտ-մանիպուլյատորների (ՕՌՄ) արդի վիճակի և կառավարման մեթոդների վերլուծություն: Դիտարկվել են ՕՌՄ-ների կառուցվածքային տեսակները, թռչող հարթակների և մանիպուլյատորների հիմնական առանձնահատկությունները, ինչպես նաև դրանց ինտեգրման եղանակները: Վերլուծվել են ՕՌՄ-ների ոչ գծային, փոխկապակցված և փոփոխվող դինամիկայով պայմանավորված կառավարման հիմնական խնդիրները: Դիտարկվել են դասական, արդապոլի, ռոբաստ և արհեստական բանականության վրա հիմնված կառավարման մեթոդները, և

հիմնավորվել է բանական ռոբոտ կառավարման համակարգի մշակման անհրաժեշտությունը:

Երկրորդ գլխում մշակվել է ռոբոտ-մանիպուլյատորով համարված բազմառոտորային ԱԹՄ-ի մաթեմատիկական մոդելը: Դենավիթ-Հարթենբերգի մեթոդի հիման վրա նկարագրվել է ռոբոտ-մանիպուլյատորի կինեմատիկան և ստացվել են համասեռ ձևափոխությունների մատրիցները: Էյլեր-Լագրանժի ֆորմալիզմի կիրառմամբ ձևակերպվել է քառապատասկ ԱԹՄ-ի և 2 ԱՄ-ով մանիպուլյատորի ամբողջական ոչ գծային դինամիկական մոդելը: Դուրս բերված հավասարումները հնարավորություն են տալիս հաշվի առնել թռչող հարթակի և մանիպուլյատորի փոփոխական շարժումը, ինչպես նաև օգտակար բեռի ռոբոտի դեպքում համակարգի ինտեգրման հատկությունների փոփոխությունը [1, 5, 6, 8]:

Յրրորդ գլխում մշակվել է ՕՏՄ-ի բանական կառավարման համակարգ: Առաջարկվել է մոտավոր հակադարձ դինամիկայի գծայնացման մեթոդ, որի արդյունքում համակարգի ոչ գծային դինամիկան ներկայացվել է նոմինալ գծային մոդելի և կառուցվածքային անորոշությունների համակցությամբ: Անորոշությունները ձևակերպվել են ադիտիվ և մուլտիպլիկատիվ բաղադրիչների տեսքով, իսկ ռոբոտ կայունության բավարար պայմանները ստացվել են գծային-կոտորակային ձևափոխության և փոքր ուժեղացման գործակցի թեորեմի հիման վրա: Կոնֆիգուրացիոն տարածքը բաժանվել է լոկալ ենթատարածությունների «K-Means» կլաստերավորման ալգորիթմի միջոցով, իսկ յուրաքանչյուր կլաստերի համար ՀԴ կարգավորիչների գործակիցներն ընտրվել են գենետիկ ալգորիթմով: Իրական ժամանակում լոկալ կարգավորիչների կիրառման համար մշակվել է ուժեղացման գործակիցների պլանավորման և ինտերպոլացիայի մեխանիզմ: «Matlab» միջավայրում կատարված թվային հետազոտություններով ցույց է տրվել առաջարկվող մեթոդի ճշգրտությունը, ռոբոտ կայունությունը և հաշվարկային արդյունավետությունը տարբեր օգտակար բեռների և մանիպուլյատորի փոփոխվող կոնֆիգուրացիաների պայմաններում [2, 3, 7, 9]:

Չորրորդ գլխում մշակվել է ՕՏՄ-ի ավտոմատ կառավարման օգտագործողի գրաֆիկական ինտերֆեյսը (ՕԳԻ) «Matlab» միջավայրի «App Designer» փաթեթի միջոցով: Ինտերֆեյսը նախատեսված է ԱԹՄ-ի, ռոբոտ-մանիպուլյատորի, օգտակար բեռի

և կառավարման համակարգի պարամետրերի մուտքագրման, կարգավորիչների փորձարկման և արդյունքների վերլուծության համար: Մշակված ՕԳԻ-ն հնարավորություն է տալիս մեկ ծրագրային միջավայրում կազմակերպել մաթեմատիկական մոդելի, ռոբոտ կառավարման մեթոդի, կլաստերավորման, ուժեղացման գործակիցների պլանավորման և թվային հետազոտությունների հիմնական փուլերը: Մշակված ինտերֆեյսը կարող է կիրառվել ՕՏՄ-ների կառավարման համակարգերի նախագծման, հետազոտման և հետագա կատարելագործման համար [4, 10]:

SIMONYAN TARELAREG

DEVELOPMENT OF AN INTELLIGENT CONTROL SYSTEM FOR A MULTIROTOR UNMANNED AERIAL VEHICLE EQUIPPED WITH A ROBOT MANIPULATOR

In Chapter 1, an analysis of the current state of aerial robot manipulators (ARMs) and their control methods was carried out. The structural types of ARMs, the main characteristics of flying platforms and manipulators, as well as their integration methods were considered. The main control problems caused by the nonlinear, coupled, and time-varying dynamics of ARMs were analyzed. Classical, adaptive, robust, and artificial-intelligence-based control methods were considered, based on which the necessity of developing an intelligent robust control system was substantiated.

In Chapter 2, a mathematical model of a multirotor UAV equipped with a robot manipulator was developed. Based on the Denavit-Hartenberg method, the kinematics of the robot manipulator was described and the homogeneous transformation matrices were obtained. Using the Euler-Lagrange formalism, the complete nonlinear dynamic model of the quadrotor UAV and the 2-DOF manipulator was formulated. The derived equations make it possible to take into account the coupled motion of the flying platform and the manipulator, as well as the variation of the system's inertial properties during payload grasping [1, 5, 6, 8].

In Chapter 3, an intelligent robust control system for the ARM was developed. An approximate inverse dynamics linearization method was proposed, as a result of which the nonlinear dynamics of the system was represented as a combination of a nominal linear model and structured uncertainties. The uncertainties were formulated in additive and multiplicative forms, while sufficient conditions for robust stability were obtained based on the Linear Fractional Transformation and the small gain theorem. The configuration space was divided into local subspaces using K-Means clustering, and the gains of the PD controllers for each cluster were selected

by a genetic algorithm. A gain-scheduling and interpolation mechanism was developed for the real-time application of the local controllers. Numerical studies conducted in the Matlab environment demonstrated the accuracy, robust stability, and computational efficiency of the proposed method under different payloads and varying manipulator configurations [2, 3, 7, 9].

In Chapter 4, a graphical user interface (GUI) for automatic control of the ARM was developed in the Matlab App Designer environment. The interface is intended for entering the parameters of the UAV, robot manipulator, payload, and control system, as well as for simulation, controller testing, and analysis of the obtained results. The developed GUI makes it possible to organize the main stages of mathematical modeling, robust control design, clustering, gain scheduling, and numerical studies within a single software environment. The developed interface can be applied to the design, investigation, and further improvement of control systems for ARMs [4, 10].

