

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

ՆԵՐՍԻՍՅԱՆ ՆԵՐՍԵՍ ՀՐԱԶՅԱՅԻ

ՈՒՂՂԱԶԻԳ ՎԵՐԹԻՌՈՎ ԵՎ ՎԱՅՐԷԶՔՈՎ ԱՆՕՂԱԶՈՒ ԹՈՉՈՂ
ՄԱՐԶԻ ԱՐՀԵՏԱԿԱՆ ԲԱՆԱԿԱՆՈՒԹՅԱՄԲ ՕԺՏՎԱԾ
ԿԱՌԱՎԱՐՄԱՆ ՀԱՄԱԿԱՐԳԻ ՄՇԱԿՈՒՄԸ

ՄԵՂՄԱԳԻՐ

Ե. 13.01 – «Կառավարում, կառավարման համակարգեր և դրանց տարրերը» մասնագիտությամբ տեխնիկական զիտությունների թեկնածուի զիտական աստիճանի հայցման ատենախոսության

Երևան 2024

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

ՆԵՐՍԻՍՅԱՆ ՆԵՐՍԵՍ ԳՐԱՇԵՎԻՇ

РАЗРАБОТКА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С
ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ

ԱՎՏՈՐԵՓԵՐԱՏ

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

Երևան 2024

Ատենախոսության թեման հաստատվել է Հայաստանի ազգային պոլիտեխնիկական համալսարանում

Գիտական ղեկավար՝ տ. գ. դ. Օ. Ն. Գասպարյան

Պաշտոնական ընդդիմախոսներ՝ ֆ.-մ.գ.դ. Ա. Հ. Բարսյան
տ. գ. թ. Ա. Հ. Բաղիյան

Առաջատար կազմակերպություն՝ ՀՀ ԳԱԱ Ինֆորմատիկայի և
ավտոմատացման պրոբլեմների
ինստիտուտ

Ատենախոսության պաշտպանությունը տեղի կունենա 2024թ.
սեպտեմբերի 6-ին, ժամը 15:00-ին Հայաստանի ազգային
պոլիտեխնիկական համալսարանում գործող «Մառապարում և
ավտոմատացում» 032 մասնագիտական խորհրդի նիստում (հասցեն
0009, Երևան, Տերյան 105, 17 մասնաշենք):

Ատենախոսությանը կարելի է ծանոթանալ ՀԱՊՀ-ի գրադարանում:
Սեղմագիրն առաքված է 2024թ. հուլիսի 23-ին:

032 Մասնագիտական խորհրդի
Գիտական քարտուղար, տ. գ. թ.

Մ. Գ. Խաչատրյան

Тема диссертации утверждена в Национальном политехническом университете Армении

Научный руководитель: д.т.н. Օ. Н. Гаспарян

Официальные оппоненты: д.ф.-м.н. А.О. Бабян
к.т.н. А.А. Багиян

Ведущая организация: Институт проблем информатики
и автоматизации НАН РА

Защита диссертации состоится 06-го сентября 2024г. в 15:00 ч. на заседании
Специализированного совета 032 - “Управление и автоматизация”,
действующего при Национальном политехническом университете Армении
(НПУА) (адрес: 0009, г. Ереван, ул. Теряна, 105, корпус 17).

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке НПУА.

Автореферат разослан 23-го июля 2024 г.

Ученый секретарь 032
специализированного совета к.т.н.

М. Г. Хачатрян

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) широко используются в настоящее время в целом ряде важных областей, как гражданских, так и военных. В частности, они используются в спасательных работах, кинопроизводстве, аэрофотосъемке, сельскохозяйственных работах, а также в разведывательных и иных операциях. Столь разнообразное и широкое применение БПЛА заставляет разрабатывать новые типы подобных аппаратов, которые будут более практичными, простыми в управлении и энергоэффективными. Одним из таких типов является БПЛА с вертикальным взлетом и посадкой (ВВП), названный БПЛА с ВВП с развязкой по тангажу (в дальнейшем, для краткости БПЛА с ВВП_РТ). Подобный тип БПЛА требует разработки специальной системы управления, которая будет учитывать основные структурные и механические особенности аппарата и оптимизировать такие сложные динамические процессы, как переходы от режима вертикального взлета в самолетный режим горизонтального полета и обратно. Этим обусловлена актуальность диссертационной работы, посвященной разработке полной динамической модели БПЛА с ВВП_РТ, а также разработке соответствующей системы управления с использованием методов искусственного интеллекта. Это позволит повысить эффективность применения БПЛА с ВВП_РТ в самых различных областях, обеспечив качественную работу системы управления, объединяющей лучшие черты систем управления основных типов БПЛА с вертикальным взлетом и посадкой.

Цель диссертационной работы. Целью диссертационной работы является разработка системы управления нового типа БПЛА с ВВП_РТ с использованием методов искусственного интеллекта, а именно алгоритмов обучения с подкреплением.

Для достижения поставленной цели сформулированы и решены следующие задачи:

1. Разработка на основе известных в робототехнике параметров Денавита-Хартенберга кинематической модели нового типа БПЛА с ВВП_РТ и вывод соответствующих матриц однородных преобразований координат.
2. Вывод системы нелинейных уравнений движения БПЛА с ВВП_РТ с учетом динамики исполнительных элементов, а также аэродинамических характеристик корпуса БПЛА.
3. Разработка на основе полученных уравнений динамики математической модели БПЛА с ВВП_РТ в среде пакетов “Matlab” и “Simulink” с учетом основных параметров и характеристик реального БПЛА, включающей различные возможные варианты регуляторов системы управления.
4. Разработка системы управления БПЛА с ВВП_РТ с нейронным регулятором на основе методов обучения с подкреплением (Reinforcement Learning).

Методы исследования. В диссертационной работе использованы методы робототехники и теоретической механики, классической теории регулирования, теории многомерных систем автоматического управления, методы искусственного интеллекта и машинного обучения, программный инструмент обучения с подкреплением “MATLAB Reinforcement Learning Designer”, программное обеспечение для исследования аэродинамики летательных аппаратов “XFLR 5”, а также численные методы компьютерного моделирования динамических систем в среде пакетов “MATLAB” и “Simulink”.

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

1. Впервые разработана полная динамическая модель нового типа БПЛА С ВВП_РТ с установленным на корпусе двухступенным роботоманипулятором, в которой учтены уравнения линейных и вращательных движений, а также аэродинамические характеристики корпуса БПЛА в режимах горизонтального полета и вертикального взлета и посадки.
2. На основе параметров Денавита-Хартенберга разработана кинематическая схема БПЛА с ВВП_РТ, включающая также установленный роботоманипулятор с двумя степенями свободы.
3. На основе полученных уравнений динамики БПЛА С ВВП_РТ спроектирована новая система автоматического управления, включающий нейронный регулятор, оснащенный искусственным интеллектом, который решает задачу оптимального перехода БПЛА от режима вертикального взлета и посадки к самолетному режиму.
4. Показано, что нейронный регулятор на основе алгоритмов обучения с подкреплением более эффективен и имеет более высокую точность по сравнению с стандартным ПИД-регулятором, и ПИД-регулятором на основе методов нечеткой логики.

Практическая ценность работы. Разработанная система управления БПЛА С ВВП_РТ, включающая программное обеспечение реального автопилота, может быть использована в работах, направленных на проектирование систем управления и решение задач эффективного управления аналогичных БПЛА. Новый тип БПЛА с ВВП_РТ с разработанной интеллектуальной системой управления может использоваться как в гражданской, так и в военной сферах.

Внедрение: Результаты диссертации использованы:

1. В работах по разработке новых типов БПЛА и исследовании динамики систем управления в “Учебно-исследовательском центре воздушной робототехники Национального политехнического университета Армении”, в частности, при выполнении работ по проекту № 21Т-2D55, который финансировался Комитетом по науке РА.
2. В работах по разработке математических моделей БПЛА с роботоманипулятором в Институте механики НАН РА.

3. В компании ЗАО “Локатор”, при проведении опытно-конструкторских работ по созданию БПЛА специального назначения.

Основные положения, выносимые на защиту.

1. Нейронный регулятор для нового типа БПЛА с вертикальным взлётом и посадкой с развязкой по тангажу, разработанный на основе алгоритмов обучения с подкреплением с использованием программного инструмента “MATLAB Reinforcement Learning Designer”.
2. Уравнения кинематики БПЛА с ВВП_РТ, полученные с использованием параметров Денавита-Хартенберга, а также соответствующие однородные матрицы преобразования координат.
3. Нелинейные уравнения динамики движения БПЛА с ВВП_РТ с учетом динамики моторов, а также аэродинамических характеристик корпуса аппарата,
4. Системы управления БПЛА с ВВП_РТ в средах “MATLAB” и “Simulink” с использованием стандартных ПИД регуляторов, ПИД регуляторов на основе нечеткой логики и нейронного регулятора на основе алгоритмов обучения с подкреплением,
5. Алгоритмы программного обеспечения автопилота “ArduPilot” для нового типа БПЛА с ВВП_РТ.

Апробация результатов работы.

Основные теоретические и практические результаты работы докладывались на:

- В научных семинарах кафедры “Системы управления” НПУА ИТТЭ (2022-2024г.),
- На ежегодных научных конференциях Национального политехнического университета Армении (2022-2023г.).

Публикации.

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

Структура и объем диссертации.

Диссертация состоит из введения, 4 глав, заключения, списка литературы, включающего 119 наименований, и приложения. Общий объем диссертации 137 страниц, в том числе 58 рисунков и 10 таблиц.

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 “Классификация БПЛА и анализ методов систем автоматического управления” представлены основные типы БПЛА и дана их классификация, отдельно рассмотрены БПЛА с вертикальным взлетом и посадкой (БПЛА с ВВП). Проведен сравнительный анализ работ, посвященных системам управления БПЛА, в том числе с использованием искусственного интеллекта. Первая глава состоит из трех подразделов, постановки задачи и заключения.

В п. 1.1 рассмотрены многороторные БПЛА, БПЛА самолетного типа и гибридные БПЛА с ВВП, описаны их конструктивные особенности и различия.

В п. 1.2 рассмотрены БПЛА с ВВП, представлены их разновидности и проанализированы особенности систем управления. Подробно рассмотрены три основных режима полета БПЛА с ВВП. Проанализированы работы, направленные на управление переходным режимом, где предложены решения с использованием стандартного ПИД регулятора, регулятора управления с прогнозирующими моделями (МРС), адаптивных регуляторов, а также регуляторов с применением искусственного интеллекта. Описан новый тип БПЛА с ВВП с развязкой по тангажу и указаны его преимущества. Показано, что для любого типа БПЛА с ВВП, как и для рассматриваемого нового типа БПЛА с ВВП_РТ, необходимо решить задачу плавного переходного процесса от режима квадрокоптера к самолетному режиму и обратно.

В п. 1.3 рассмотрены элементы искусственного интеллекта и алгоритмы обучения с подкреплением (Reinforcement Learning). Проведен анализ существующей литературы, направленной на решение задач управления БПЛА с использованием методов обучения с подкреплением. Рассмотрены работы, направленные на решение проблемы управления БПЛА с ВВП_РТ в режиме перехода от режима квадрокоптера к режиму самолета с помощью обучения с подкреплением. Показано, что решение данной задачи целесообразно реализовать с помощью алгоритма обучения с подкреплением с использованием градиента глубокой детерминированной стратегии (DDPG) в сочетании с классическими регуляторами. В этом случае искусственный интеллект используется в качестве высокоуровневого регулятора принятия решений. В конце главы сформулированы основные выводы и цели диссертационной работы.

Во второй главе “Описание математической модели БПЛА с ВВП_РТ” рассмотрена математическая модель нового типа БПЛА с ВВП с развязкой по тангажу. Проведен анализ кинематики БПЛА, представлены математические уравнения динамики движения БПЛА и их вывод с использованием уравнений Эйлера-Лагранжа, а также исследование аэродинамики аппарата. На рисунке 2.1 представлен БПЛА с ВВП с развязкой по тангажу, запатентованный канадским ученым профессором Джейкобом Апкаряном (Jacob Arkarian). Как видно из рис. 2.1, БПЛА состоит из 5 двигателей, а крылья и хвостовая часть аппарата имеют

аэродинамическую конструкцию самолёта. На рис. 2.1а показана конфигурация БПЛА в режиме квадрокоптера, а на рис. 2.1б - в режиме самолёта.



Рис. 2.1. БПЛА с ВВП_РТ с развязкой по тангажу

Представленный на рис. 2.1 БПЛА состоит из узлов квадрокоптера и самолёта. Узел квадрокоптера состоит из четырёх моторов, расположенных симметрично относительно корпуса БПЛА. Узел самолёта состоит из крыла и отдельного пятого мотора для повышения управляемости по оси тангажа. Отличие БПЛА с ВВП_РТ от остальных типов БПЛА с ВВП состоит в том, что узел квадрокоптера может вращаться вокруг корпуса БПЛА с использованием дифференциальной силы тяги четырех моторов. При этом для поворота узла квадрокоптера не требуются, в отличие от стандартных БПЛА с ВВП, дополнительные приводы, что существенно упрощает конструкцию. Разработанная кинематическая схема БПЛА с ВВП_РТ представлена на рис. 2.2, где также добавлен двухстепенной робот-манипулятор, установленный на корпусе БПЛА.

На рис. 2.2 приняты следующие обозначения: O_1, O_2, O_3 это три оси БПЛА, вокруг которых происходит вращение на три угла Эйлера (углы рыскания ψ , крена φ и тангажа θ); узел квадрокоптера с четырьмя моторами $F_1 - F_4$ описывается в системе координат O_6 , которая может вращаться вокруг центра тяжести O_0 ; O_4 и O_5 это степени свободы робота; пятый мотор, обозначенный F_5 , описывается относительно системы координат O_b .

С использованием параметров Денавита-Хартенберга для кинематической схемы на рис. 2.2 получены следующие однородные матрицы преобразований координат,

$$A_i(q_i) = \begin{bmatrix} \cos(q_i) & -\sin(q_i) & 0 & a_i \\ \cos(\alpha_i) * \sin(q_i) & \cos(\alpha_i) * \cos(q_i) & -\sin(\alpha_i) & 0 \\ \sin(\alpha_i) * \sin(q_i) & \cos(\alpha_i) * \sin(\alpha_i) & \cos(\alpha_i) & d_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (2.1)$$

произведение которых, начиная с первой, дает положение каждой системы координат относительно первой. Таким образом, имеются следующие матрицы:

$$T_1 = A_1, \quad T_2 = A_1A_2, \quad T_3 = A_1A_2A_3, \quad T_4 = A_4, \quad T_5 = A_4A_5, \quad T_6 = A_bA_6.$$

Для расчета моментов, создаваемых моторами с пропеллерами, необходимо определить матрицу кинематики БПЛА. Для этого прежде всего определим расположение моторов $F_1 - F_4$ относительно системы координат O_6 :

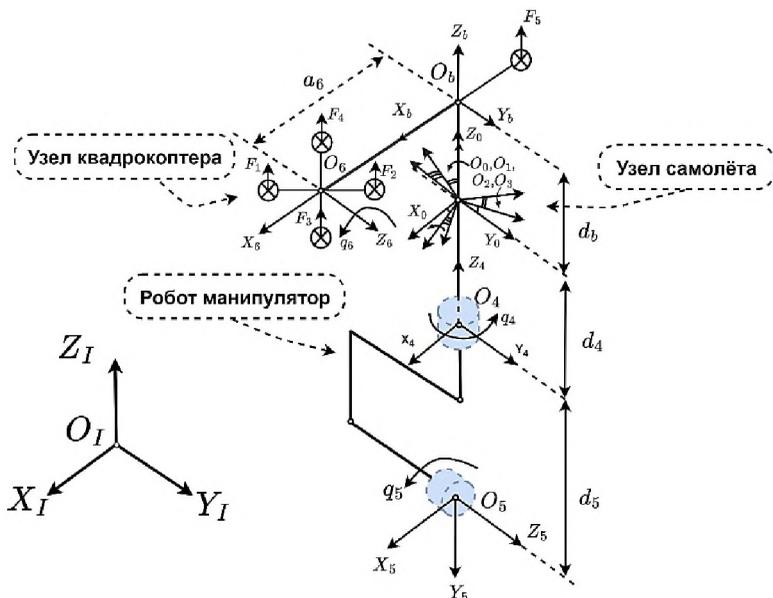


Рис. 2.2. Кинематическая схема БПЛА

$$R^{O_6} = \begin{bmatrix} l \cos \beta & -l \cos \beta & l \cos \beta & -l \cos \beta \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -l \sin \beta & l \sin \beta & l \sin \beta & -l \sin \beta \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_1^{O_6} & r_2^{O_6} & r_3^{O_6} & r_4^{O_6} \\ (4 \times 1) & (4 \times 1) & (4 \times 1) & (4 \times 1) \end{bmatrix}. \quad (2.2)$$

Аналогичным образом можно описать и положение 5-го мотора относительно системы координат O_b ,

$$r_5^{O_b} = [l_5 \quad 0 \quad 0 \quad 1]. \quad (2.3)$$

Умножив матрицы координат моторов на однородную матрицу преобразования, соответствующую данной системе координат, т. е.,

$$R^{O_0} = T_6 * (R^{O_b})^T, \quad (2.4)$$

$$R_5^{O_0} = A_b * (r_5^{O_b})^T, \quad (2.5)$$

получим координаты относительно СК O_0 , начало которой связано с центром тяжести системы.

Обозначим плечо силы создаваемой элеронами через l_w , плечо силы создаваемой рулем высоты через l_t , а коэффициент рыскания через k_ψ . Тогда общая кинематическая матрица БПЛА с ВВП_РТ будет иметь вид:

$$B_M = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} & b_{14} & 0 & 0 & l_w \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} & b_{24} & k_\psi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & (-R_5^{O_0})_{1,1} & l_t & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ -R_{1,1}^{O_6} & -R_{1,2}^{O_6} & -R_{1,3}^{O_6} & -R_{1,4}^{O_6} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (2.6)$$

где члены $b_{i,j}$, $i, j = 1, 2 \dots 4$ определяются следующим образом

$$\begin{aligned} B_{\psi\varphi}^R &= R_\gamma^{-1} B_{\psi\varphi} = \begin{bmatrix} \cos\gamma & \sin\gamma \\ -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_{2,1}^{O_0} & R_{2,2}^{O_0} & R_{2,3}^{O_0} & R_{2,4}^{O_0} \\ -k_\psi & -k_\psi & k_\psi & k_\psi \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} & b_{14} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} & b_{24} \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (2.7)$$

где γ – угол пассивного тангажа БПЛА. Таким образом, учитывая полученные уравнения, можно записать:

$$\vec{M} = B_M \vec{F}, \quad (2.8)$$

где

$$\vec{F} = [F_1 \ F_2 \ F_3 \ F_4 \ F_5 \ F_6 \ F_7]^T,$$

есть вектор сил тяги моторов.

Уравнения Эйлера-Лагранжа имеют следующий общий вид:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial L}{\partial q_i} = F_i, \quad i = 1, 2, 3 \dots n, \quad (2.9)$$

где $L = K - P$ называется лагранжианом системы и равен разнице между кинетической и потенциальной энергиями системы; q_i , $i = 1, 2, 3 \dots n$ называются обобщенными координатами системы, а F_i есть обобщенные силы, которые при вращательных движениях являются моментами. В (2.9) кинетическая энергия системы представлена следующим уравнением:

$$K = \sum_{i=1}^6 K_i = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \text{Trace} \left[\sum_{j=1}^i \sum_{k=1}^i \left(\frac{\partial T_i}{\partial q_j} I_i \frac{\partial T_i^T}{\partial q_k} \right) \frac{dq_j}{dt} \frac{dq_k}{dt} \right], \quad (2.10)$$

где T_i — матрица однородного преобразования i -той оси, а I_i - тензор псевдоинерции. Потенциальную энергию можно представить следующим образом:

$$P = - \sum_{i=1}^6 m_i g^T T_i^i \vec{r}_i. \quad (2.11)$$

Общее уравнение Эйлера-Лагранжа системы будет иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} & \sum_{j=1}^6 \sum_{k=1}^j \text{Trace} \left(\frac{\partial T_j}{\partial q_k} J_j \frac{\partial T_j^T}{\partial q_i} \right) \frac{d^2 q_k}{dt^2} + \\ & + \sum_{j=i}^6 \sum_{k=1}^j \sum_{m=1}^j \text{Trace} \left(\frac{\partial^2 T_j}{\partial q_k \partial q_m} J_j \frac{\partial T_j^T}{\partial q_i} \right) \frac{dq_k}{dt} \frac{dq_m}{dt} - \sum_{j=i}^6 m_j g^T \frac{\partial T_j}{\partial q_i} j_{\vec{r}_j} = F_i, \end{aligned} \quad (2.12)$$

или, в краткой форме, вид:

$$M(q) \frac{d^2 q}{dt^2} + C \left(q, \frac{dq}{dt} \right) - P = \tau. \quad (2.13)$$

Таким образом, нелинейное уравнение (2.13) описывает вращательную динамику системы со всеми степенями свободы с учетом механических и кинематических особенностей БПЛА с ВВП_РТ.

В общем случае для расчета аэродинамики БПЛА необходимо учитывать: подъемную силу (Lift Force), силу лобового сопротивления (Drag) и аэродинамический момент на оси тангажа (Pitching moment) (2.14–2.16), которые даются следующими выражениями:

$$F_L = P_a S C_L(\alpha) = \left(\frac{1}{2} \right) \rho V^2 S C_L(\alpha), \quad (2.14)$$

$$F_D = P_a S C_D(\alpha) = \left(\frac{1}{2} \right) \rho V^2 S C_D(\alpha), \quad (2.15)$$

$$M_p = P_D c S C_m(\alpha), \quad (2.16)$$

где

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S}, \quad C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S}, \quad C_M = \frac{2M}{\rho V^2 c S}. \quad (2.17)$$

В программной среде пакета “xflr5” были спроектированы аэродинамические профили БПЛА с ВВП_РТ и путем компьютерного моделирования воздушных потоков были получены соответствующие числовые значения коэффициентов (2.17).

Было проведено исследование аэродинамической устойчивости БПЛА в среде пакета “xflr5” при внешнем воздействии по продольным и поперечным осям. На рисунке 2.3 показан результат переходного процесса при внешнем воздействии по продольной оси.

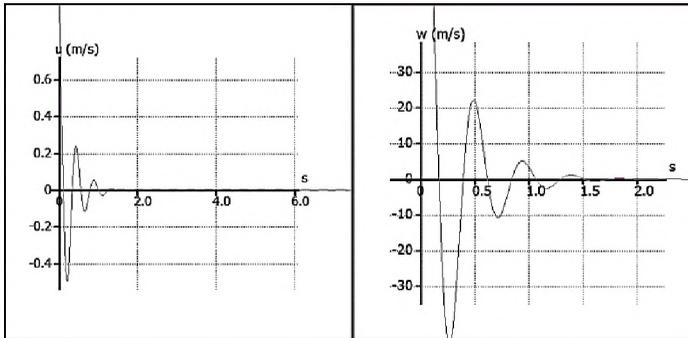


Рис. 2.3. График переходного процесса БПЛА по продольной оси

В третьей главе “Проектирование и исследование системы управления БПЛА с ВВП_РТ” представлена полная динамика системы и спроектированная система управления с использованием стандартных ПИД регуляторов. Исследование

системы управления проводилось с использованием программного обеспечения пакета «MATLAB» в среде пакета «Simulink», а также путем анализа тестовых полетов реального БПЛА.

Рассматриваемый БПЛА с ВВП_РТ имеет четыре вращательные степени свободы. Примем для этих четырех поворотов следующую последовательность углов Эйлера $\psi - \theta - \varphi - \gamma$. Общая матрица вращения при этом будет иметь следующий вид:

$$R_V = R_Z R_Y R_X R_\gamma = [R_V^X \quad R_V^Y \quad R_V^Z], \quad (3.1)$$

где вектор-столбец R_V^Z имеет вид:

$$R_V^Z = \begin{bmatrix} c\gamma(s\varphi s\psi + c\varphi c\psi s\theta) + c\psi c\theta s\gamma \\ c\theta s\gamma s\psi - c\gamma(c\psi s\varphi - c\varphi s\psi s\theta) \\ c\gamma c\varphi c\theta - s\gamma s\theta \end{bmatrix}, \quad (3.2)$$

где используются сокращения: $c\alpha = \cos(\alpha)$, $s\alpha = \sin(\alpha)$.

На рис. 3.1 в схематическом виде представлены силы, действующие на БПЛА с ВВП_РТ в соответствующих системах координат.

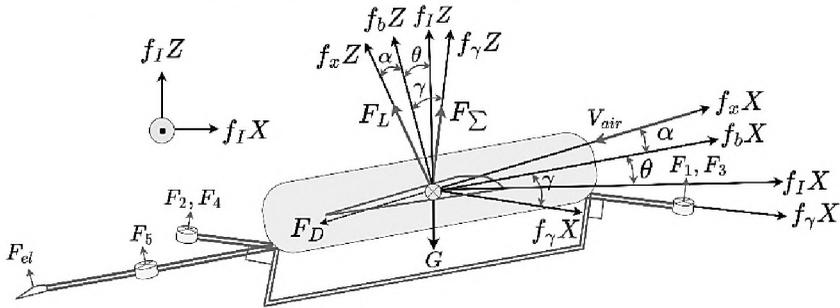


Рис. 3.1. Представление сил, действующих на БПЛА с ВВП_РТ

Здесь f_γ - система координат, связанная с узлом квадрокоптера БПЛА; f_b - система координат, связанная с узлом самолёта БПЛА; f_x - система координат скорости ветра (wind axis), используемая в аэродинамике; f_1 - неподвижная инерциальная система координат, связанная с Землей.

Обозначим суммарную тягу двигателей через F_Σ . Поскольку сила F_Σ действует относительно системы координат f_γ и имеет только компоненту F_Σ^Z , то для того, чтобы представить эту силу относительно инерциальной системы координат ее нужно умножить на столбец R_V^Z матрицы вращения R_V .

$$F_I = F_\Sigma R_V^Z. \quad (3.3)$$

Представив все силы относительно инерциальной системы координат, согласно второму закону Ньютона, получим дифференциальные уравнения прямолинейного движения БПЛА:

$$\frac{d^2\eta}{dt^2} = \frac{1}{m} [F_I + F_A^{f_I} + G] = \frac{1}{m} F, \quad (3.4)$$

где $F_A^{f_i}$ - вектор аэродинамических сил в инерциальной СК; G - вектор гравитации в инерциальной СК;

$$\eta = \begin{bmatrix} x_I \\ y_I \\ z_I \end{bmatrix}, \quad (3.5)$$

- вектор координат положения БПЛА в инерциальной СК.

Полные уравнения динамики движения БПЛА с ВВП_РТ можно записать в следующем векторном виде (2.13, 3.4):

$$\begin{bmatrix} \frac{d^2 \eta}{dt^2} \\ \frac{d^2 q}{dt^2} \end{bmatrix} = M_\Sigma \begin{bmatrix} F_\Sigma R_V^Z \\ \tau \end{bmatrix} + \mathcal{H}, \quad (3.6)$$

где

$$\mathcal{H} = \begin{bmatrix} F_A^{f_i} + G \\ P - C \end{bmatrix}, \quad M_\Sigma = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} & 0 \\ 0 & M^{-1} \end{bmatrix}. \quad (3.7)$$

На основе уравнений (2.13)-(3.7) была спроектирована система управления БПЛА с ВВП_РТ, эквивалентная функциональная схема которой имеет вид, представленный на рис. 3.2, где:

- $C = \text{diag}\{w_i^R(s)\}$ является диагональной матрицей регуляторов,
- $K_B = B_M^{-1}$ - обратная матрица кинематики, необходимая для развязки по отдельным каналам управления,
- W_m - блок динамики двигателей,
- L - блок вращательной динамики БПЛА,
- q^{d_1} - вектор обобщенных координат (углов Эйлера),
- $q_r^{d_1}$ - вектор требуемых значений.

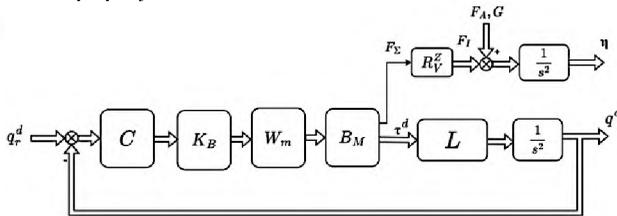


Рис. 3.2. Функциональная схема система управления БПЛА с ВВП_РТ

В качестве регулятора был выбран пропорционально-интегро-дифференциальной (ПИД) регулятор параллельного вида, который описывается следующим уравнением:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt}. \quad (3.8)$$

Для повышения управляемости БПЛА с ВВП_РТ целесообразно ввести дополнительные регуляторы скоростей. Для этого определим вектор скорости v и вектор их требуемых значений v^d :

$$v = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}, \quad v^d = \begin{bmatrix} v_x^r \\ v_y^r \\ v_z^r \end{bmatrix}. \quad (3.9)$$

Общий блок регуляторов скорости обозначим W_p , в который войдут отдельные регуляторы скорости по трем степеням свободы (рисунок 3.3).

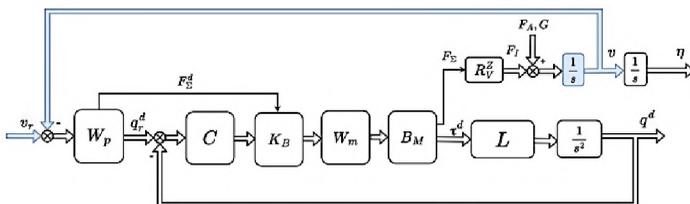


Рис. 3.3. Функциональная блок схема системы управления БПЛА с регуляторами скоростей

На рис. 3.4 показан график переходного процесса разработанной системы управления БПЛА с ВВП_РТ для оси пассивного (развязанного) тангажа γ , при задающем единичном сигнале. Как видно из переходного процесса система устойчива и имеет нулевую статическую ошибку.



Рис. 3.4. График переходного процесса для оси пассивного (развязанного) тангажа БПЛА

В четвёртой главе «Интеллектуальная система управления БПЛА с ВВП_РТ» рассмотрены вопросы проектирования и обучения нейронного регулятора с использованием алгоритма обучения с подкреплением (reinforcement learning) для решения задачи оптимального и плавного переходного режима БПЛА. Иными словами, поставлена задача разработки регулятора, который с минимальными

ошибками может обеспечить плавный переход БПЛА с ВВП_РТ от режима квадрокоптера к режиму самолета и обратно.

Основная исполняющая нейронная сеть в обучении с подкреплением называется агентом, она расположена в условной среде и имеет определенное состояние S_t . За одну итерацию машинного обучения она выполняет действие A_t и по обратной связи от среды получает новое состояние системы S_{t+1} , а также вознаграждение в численном виде за выполненное действие R_{t+1} . Эта информация используется вместе с информацией, полученной на предыдущих итерациях, для настройки весовых коэффициентов нейронной сети или, другими словами, для обучения. Последовательность указанных шагов называется марковским процессом принятия решений (МДР).

Определим ожидаемые награды как сумму будущих ожидаемых наград:

$$G_t = R_{t+1} + R_{t+2} + \dots + R_T \quad (4.1)$$

$$t = 1, 2, \dots, T.$$

Если агент следует стратегии π в момент времени t , то $\pi(a, s)$ будет вероятностью того, что агент выберет действие $A_t = a$, находясь в состоянии $S_t = s$.

Функция ценности действия при π стратегии обозначается как q_π и задается следующим выражением:

$$q_\pi(s, a) = \mathbb{E}_\pi[G_T | S_t = s, A_t = a] =$$

$$= \mathbb{E}_\pi \left[\sum_{k=0}^{\infty} \gamma^k R_{t+k+1} | S_t = s, A_t = a \right]. \quad (4.2)$$

Функцию ценности действия принято называть Q-функцией, а значение, полученное на выходе Q-значением. Обучение с подкреплением основано на уравнении оптимальности Беллмана:

$$q_*(s, a) = \mathbb{E}[R_{t+1} + \gamma * \max\{q_*(s', a')\}]. \quad (4.3)$$

Согласно уравнению Беллмана, ожидаемая награда в момент времени t равна математическому ожиданию суммы ожидаемой награды на этом шаге и суммы максимально возможной награды для пары состояние-действие (s', a') , полученной на следующем шаге. $q_*(s, a)$ называется Q-значением, и любая пара состояние-действие будет считаться оптимальной, если она удовлетворяет уравнению Беллмана (4.3). Поиск оптимального значения с помощью этого алгоритма называется Q-обучением, что лежит в основе обучения с подкреплением.

В диссертационной работе был рассмотрен алгоритм градиента глубокой детерминированной стратегии (DDPG). Это независимый от модели алгоритм обучения с подкреплением, и его агент называется актор-критиком (actor-critic), который пытается максимизировать ожидаемую награду путем поиска оптимальной стратегии π^* .

Агент актор-критик содержит нейронные сети для актора и критика. Актор (действующий) нейронной сети получает на входе состояние системы s и возвращает на выходе действие a в соответствии с стратегией π . Критик

нейронной сети получает на входе состояние системы и действие, выполненное нейронной сетью актор, а на выходе возвращает значение $q(s, a)$, т. е. дает оценку качества действия нейронной сети актора в состоянии s (рис. 4.1):

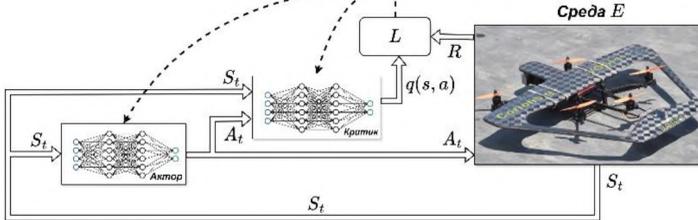


Рис. 4.1. Схема работы алгоритма градиента глубокой детерминированной стратегии

Решение рассматриваемой в работе задачи оптимального режима перехода БПЛА осуществлено с помощью агента обучения с подкреплением, который можно назвать нейронным регулятором и который выступает в роли регуляторов скоростей, заменив при этом два ПИД-регулятора (рис. 4.2).

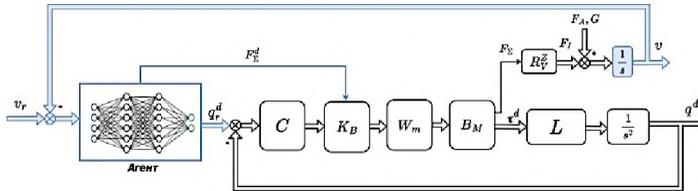


Рис. 4.2. Функциональная блок схема системы управления БПЛА с ВВП_РТ с включением нейронного регулятора

Для решения поставленной в диссертации задачи была предложена следующая функция наград:

$$R = p_1 \frac{t}{T} - p_2 \varepsilon_x^2 - p_3 \varepsilon_z^2 - p_4 \sum_t A(i)_{t-1}^2, \quad (4.4)$$

где p_1, p_2, p_3, p_4 - весовые коэффициенты соответствующих наград, $\varepsilon_x^2, \varepsilon_z^2$ - квадраты ошибок скоростей в соответствующих осях; $A(i)_{t-1}$ действие, выполненное на предыдущей итерации. Положительная награда $p_1 \frac{t}{T}$, зависящая от времени должна спровоцировать агента действовать как можно дольше. Из-за отрицательных значений остальных наград такая функция вознаграждения должна спровоцировать агента на действия, которые будут минимизировать ошибки, при этом выполняя как можно меньше действий, будучи более энергоэффективным.

Вектор состояния для данной задачи определяется как:

$$S^{10 \times 1} = [v_x \quad v_z \quad v_x^r \quad v_z^r \quad v_x \quad v_z \quad A_{t-1}^{2 \times 1} \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_z]^T, \quad (4.5)$$

а вектор действий определяется как

$$A^{2 \times 1} = [F_x F_z]^T. \quad (4.6)$$

Наконец, определим условия прерывания или завершения эпизода обучения в виде:

$$\varepsilon_x > 45 \vee \varepsilon_x < -45 \vee \varepsilon_z > 15 \vee \varepsilon_z < -15. \quad (4.7)$$

При выполнении этих условий эпизод обучения будет прекращен, и агент получит штрафное отрицательное вознаграждение $-p_5$. Кроме того, введены также следующие ограничения на требуемые сигналы:

$$0 < v_x^r < 25, \quad -2 < v_z^r < 2. \quad (4.8)$$

Задачей агента является найти такую комбинацию состояние-действие $S \rightarrow A$, то есть найти такую стратегию действий π^* , при которой результирующая функция вознаграждения R будет стремиться к своему максимальному значению при заданных ограничениях, т. е.

$$\text{Max } R = \sum_{t=1}^T \left(p_1 \frac{t}{T} - p_2 \varepsilon_x^2 - p_3 \varepsilon_z^2 - p_4 \sum_t A(i)_{t-1}^2 \right), \quad (4.9)$$

$$\begin{cases} -45 < \varepsilon_x < 45 \\ -7 < \varepsilon_z < 7 \\ 0 < v_x^r < 25 \\ -2 < v_z^r < 2 \end{cases}$$

Процесс обучения в программе «MATLAB» показан на рис. 4.3. На этом рисунке горизонтальная ось показывает эпизоды обучения, а вертикальная ось - награды за каждый эпизод. Точками показана награда, полученная в данном эпизоде, а сплошной линией - средняя награда за последние 100 эпизодов.

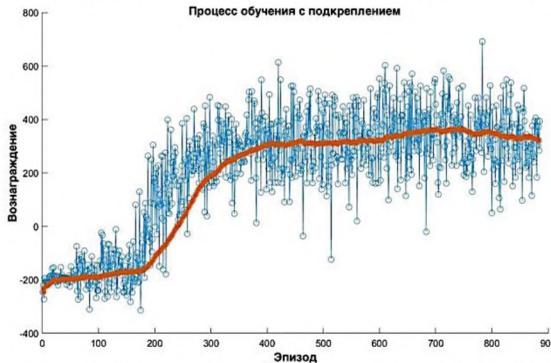


Рис. 4.3. Процесс обучения в программе «MATLAB»

Рассмотрена работа системы управления БПЛА с ВВП_РТ с уже обученным агентом, где последний выступает в роли нейронного регулятора вертикальных и горизонтальных скоростей.

В работе с целью сравнения также был спроектирован ПИД-регулятор на основе нечеткой логики. Коэффициенты этого ПИД регулятора изменяются в

заданной области во время полета БПЛА, обеспечивая тем самым меньшую ошибку в переходном режиме.

В диссертации проведен сравнительный анализ динамики системы управления БПЛА с ВВП_РТ в переходном режиме полёта БПЛА с использованием стандартного ПИД-регулятора, нечеткого-ПИД регулятора и нейронного регулятора. Рассмотрен следующий случай: БПЛА должен взлететь с поверхности земли на высоту $h = 5\text{ м}$ в режиме квадрокоптера, на 8-й секунде времени перейти в режим самолёта и лететь в этом режиме с горизонтальной скоростью $V_x = 10\text{ м/с}$. В результате исследования определялась ошибка системы управления в режиме перехода при использовании указанных выше регуляторов (рис. 4.4).

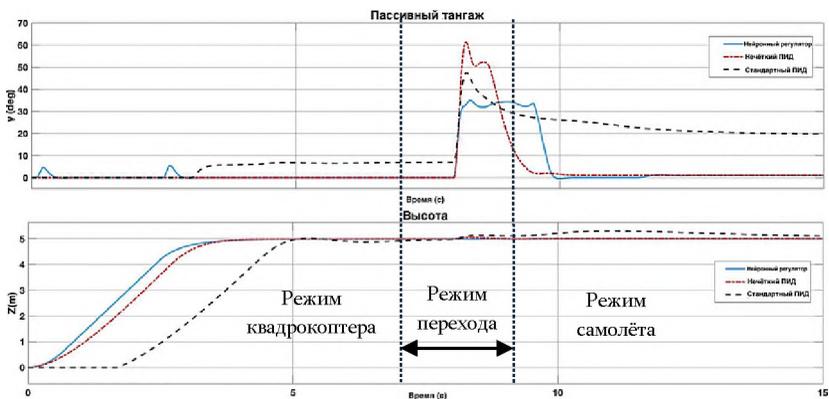


Рис. 4.4. Графики переходных процессов трех регуляторов

На рис. 4.4 сплошные линии соответствуют применению нейронного регулятора обучения с подкреплением, пунктирные линии - случаю нечёткого ПИД регулятора, а черные пунктирные линии - случаю стандартного ПИД регулятора. Результаты моделирования показали, что наилучший результат в переходном режиме БПЛА с ВВП_РТ достигается применением нейронным регулятором, при котором в системе отсутствуют перерегулирование и статическая ошибка, а время переходного является минимальным по сравнению с применением других регуляторов.

В заключении сформулированы основные результаты диссертационной работы.

В приложении приведены таблицы сокращений и символов, использованных в работе, отрывки программных кодов разработанной системы управления БПЛА с ВВП_РТ в средах “MATLAB” и “Simulink”, а также в автопилотной среде “ArduPilot” для реальной модели БПЛА.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

1. Впервые разработана полная кинематическая и динамическая модель нового типа БПЛА с вертикальным взлетом и посадкой с развязкой по тангажу (БПЛА с ВВП_РТ).
2. На основе параметров Денавита-Хартенберга и уравнений Эйлера-Лагранжа выведены нелинейные уравнения вращательной динамики и динамики горизонтального полета БПЛА с ВВП_РТ с учётом основных аэродинамических параметров корпуса аппарата.
3. На основе полученной динамической модели разработаны и реализованы в среде пакетов «MATLAB» и «Simulink» новые системы управления БПЛА с ВВП_РТ с использованием стандартных ПИД регуляторов, ПИД-регуляторов на основе нечёткой логики, и нейронного регулятора.
4. Предложена новая функция вознаграждения для обучения с подкреплением (Reinforcement Learning) интеллектуальной системы управления БПЛА с ВВП_РТ и разработан нейронный регулятор для решения задачи плавного (оптимального) перехода от режима вертикального взлета и посадки к режиму горизонтального полета и обратно с использованием метода актор-критик (actor-critic) градиента глубокой детерминированной стратегии (Deep Deterministic Policy Gradient).
5. Показано, что разработанный нейронный регулятор по сравнению со стандартным и нечетким ПИД регуляторами более эффективен и имеет более высокую точность, а также обеспечивает лучшую динамику перехода от режима горизонтального полета БПЛА с ВВП_РТ к режимам вертикального взлета и посадки.
6. Разработана, протестирована и апробирована на реальной лабораторной модели БПЛА с ВВП_РТ система управления для автопилота “Ardupilot” с использованием ПИД регуляторов по всем управляемым параметрам.

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Nersisyan N. Design of AI empowered control system for multicopter unmanned aerial vehicles // Հայաստանի ճարտարագիտական ակադեմիայի լրագր. Երևան. 2023. Հատոր 20, №2, էջ 175-181.
2. Ներսիսյան Ն. Ուղղաձիգ վերթիռով և վայրէջքով ԱԹՍ-ի կինեմատիկ վերլուծությունը և կառավարման համակարգի նախագծումը MATLAB Simulink փջավայրում // «Եվրոպական Համալսարան» գիտական հոդվածների ժողովածու 2024 N 14(02) էջ 173-182.

3. Аветисян В., Гаспарян О., Нерсисян Н., Разработка системы управления нового типа БПЛА с вертикальным взлетом и посадкой // ՀՀ ԳԱԱ Ձեկույցներ 124, Մեխանիկա No. 1, 2024 Էջ 12–24.
4. Baskovchyan A. G., Nersisyan N., Quadrotor's control system design and simulation using decoupling regulator // Հայաստանի ճարտարագիտական ակադեմիայի լրաբեր գիտատեխնիկական հոդվածների ժողովածու. Երևան 2022. Հատոր 19, №1, էջ 120-125.
5. Ներսիսյան Ն., Բասկովչյան Ա. Անօդաչու թռչող սարքի կառավարման համակարգի նախագծումը և հետազոտումը ոչ հստակ տրամաբանությամբ կարգավորիչի կիրառմամբ // ՀԱՊՀ Լրաբեր գիտական հոդվածների ժողովածու. Երևան. 2023. մաս 1, էջ 158-166.
6. Гаспарян О., Давтян А., Нерсисян Н. Система управления квадрокоптером в программной среде simulink с помощью сигналов Wi-Fi // Вестник НПУА. Информационные технологии, электроника, радиотехника. 2019 №1. стр. 21–29.
7. Safaryan A., Vardanyan N., Baskovchyan A., Nersisyan N., Simonyan T. Design of UAV control system with fuzzy logic controller and its importance in the economy // ALTERNATIVE quarterly academic journal 2022 #4 (October – December), pp 27-34, 2022.
8. Բասկովչյան Ա. Ներսիսյան Ն., Ասատրյան Ա. Բազմառոտոր անօդաչու թռչող սարքի կառավարման հիբրիդային ոչ հստակ-հիդ կարգավորիչի նախագծում // Արցախի պետական համալսարանի գիտական տեղեկագիր 2023 Համար 1. էջ 142-154.

ԱՄՓՈՓԱԳԻՐ

ՈՒՂՂԱՁԻԳ ՎԵՐԹԻՌՈՎ ԵՎ ՎԱՅՐԷՋՔՈՎ ԱՆՕՒԱՉՈՒ ԹՈՉՈՂ ՍԱՐՔԻ ԱՐՀԵՏՏԱԿԱՆ ԲԱՆԱԿԱՆՈՒԹՅԱՄԲ ՕԺՏՎԱԾ ԿԱՌԱՎԱՐՄԱՆ ՀԱՄԱԿԱՐԳԻ ՄՇԱԿՈՒՄԸ

Առաջին գլխում դիտարկվել են և դասակարգվել են ներկայումս առկա անօդաչու թռչող սարքերը, այդ թվում ուղղաձիգ վերթիռով և վայրէջքով անօդաչու թռչող սարքերը [3]. դիտարկվել են նրանց խնդիրները և վերլուծվել են դրանց լուծմանն ուղղված աշխատանքները առկա գրականությունում: Դիտարկվել են և վերլուծվել են աշխատանքները նվիրված արհեստական բանականության կիրառմանը անօդաչու թռչող սարքերում [1]:

Երկրորդ գլխում իրականացվել է նոր տիպի առանձնացված երկայնաճռումով, ուղղաձիգ վերթիռով և վայրէջքով ԱԹՄ-ի մաթեմատիկական մոդելի մշակումը: Առանձին դիտարկվել է ԱԹՄ-ի կինեմատիկական, նախագծվել է կինեմատիկ սխեման, Դենավիթ-Հարթենբերգի մեթոդի կիրառմամբ ստացվել են բոլոր կինեմատիկ միացումների համասեռ

ձևափոխությունների մատրիցները: Մշակվել է ԱԹՄ-ի կինեմատիկ կապերը բնութագրող մատրիցը: Էյլեր-Լագրանժի հավասարումների փոքոցով ստացվել են համակարգի պտտական դինամիկայի հավասարումները [2,3]: Դուրս են բերվել աերոդինամիկ ուժերի գործակիցները: Իրականացվել է ԱԹՄ-ի աերոդինամիկ կայունության հետազոտում:

Երրորդ գլխում ԱԹՄ-ի համար նախագծվել է կառավարման համակարգ: Ներկայացվել են ԱԹՄ-ի շարժման ընդհանուր դինամիկայի հավասարումները [2,3]: «Matlab Simulink» միջավայրում նախագծվել է կառավարման համակարգ ստանդարտ ՀԻԴ կարգավորիչների կիրառմամբ: Առանձին նախագծվել են կարգավորիչներ ըստ անկյունային դիրքի, իներցիալ համակարգում արագությունների և տեղափոխությունների համար [4,6]: Իրականացվել է թռիչքային ռեժիմների հետազոտություն, տարբեր նախնական պայմանների դեպքում, առանձին դիտարկվել է անցումային ռեժիմը քառապտուտակից ինքնաթիռի ռեժիմ, ցույց է տրվել նախագծված կառավարման համակարգի աշխատունակությունը:

Չորրորդ գլխում ԱԹՄ-ի համար նախագծվել է արհեստական բանականության նեյրոնային կարգավորիչ ամրապնդման ուսուցման մեթոդներով: Ներկայացվել են ամրապնդման ուսուցման տեսական դրույթները: Դիտարկվել է խորը դետերմինացված քաղաքականության գրադիենտի (Deep deterministic policy gradient) ալգորիթմը, գործող-քննադատ (actor-critic) մեթոդով: «Matlab reinforcement learning» գործիքակազմով նախագծվել է նեյրոնային կարգավորիչ, որտեղ նաև իրականացվել է ամրապնդման ուսուցումը [1]: Նեյրոնային կարգավորիչը ներառվել է կառավարման համակարգում որպես արագությունների մեկ ընդհանուր կարգավորիչ, որը լուծել է ԱԹՄ-ի օպտիմալ անցումային ռեժիմի խնդիրը: Իրականացվել է համեմատական հետազոտություն ոչ հստակ-ՀԻԴ և ստանդարտ ՀԻԴ կարգավորիչների հետ, որտեղ ցույց է տրվել, որ օպտիմալ անցումային ռեժիմի խնդիրը լավագույնը լուծել է արհեստական բանականությունը [1,5,7,8]:

NERSISYAN NERSES HRACHYA DEVELOPMENT OF AI EMPOWERED CONTROL SYSTEM FOR VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING UAV

In Chapter 1, the currently available UAVs, including vertical take-off and landing UAVs, were considered, and classified, their problems were considered, and the works aimed at solving them in the existing literature were analyzed [3]. Works devoted to the application of artificial intelligence in unmanned aerial vehicles are reviewed and analyzed [1].

