

ՀԱՅԱՍՏԱՆԻ ՀԱՆՐԱՊԵՏՈՒԹՅԱՆ
ԿՐԹՈՒԹՅԱՆ, ԳԻՏՈՒԹՅԱՆ, ՄՇԱԿՈՒՅԹԻ ԵՎ ՍՊՈՐՏԻ ՆԱԽԱՐԱՐՈՒԹՅՈՒՆ

ՀԱՅԱՍՏԱՆԻ ԱԶԳԱՅԻՆ ՊՈԼԻՏԵԽՆԻԿԱԿԱՆ ՀԱՄԱԼՍԱՐԱՆ

Բասկովյան Ավետիք Գագիկի

Բազմառոտորային անօդաչու թռչող սարքերի խափանակայուն ավտոմատացված
կառավարման համակարգի մշակումը Տակագի-Սուջենոյի ոչ հստակ
տրամաբանության մեթոդով

Ե. 13.02 – «ԱՎՏՈՄՈՍԱՑՄԱՆ ՀԱՄԱԿԱՐԳԵՐ» մասնագիտությամբ
տեխնիկական գիտությունների թեկնածուի գիտական աստիճանի
հայցման ատենախոսության

ՍԵՂՄԱԳԻՐ

Երևան 2023

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ, НАУКИ, КУЛЬТУРЫ И СПОРТА
РЕСПУБЛИКИ АРМЕНИЯ

НАЦИОНАЛЬНЫЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ АРМЕНИИ

Басковчан Аветик Гагикович

Разработка отказоустойчивого автоматизированной системы управления
многооторными беспилотными летательными аппаратами с использованием методом
нечеткой логики Такаги-Суджено

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени кандидата технических наук
по специальности 05.13.02 – “СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ”

Ереван 2023

Ատենախոսության թեման հաստատվել է Հայաստանի եվրոպական համալսարանում

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

Պաշտոնական ընդդիմախոսներ՝ տ.գ.դ. Ա.Գ. Հարությունյան
տ.գ.թ. Ա.Հ. Բաղդյան

Առաջատար կազմակերպություն՝ ՀՀ ԳԱԱ Ինֆորմատիկայի և ավտոմատացման պրոբլեմների ինստիտուտ

Ատենախոսության պաշտպանությունը տեղի կունենա 2023թ. սեպտեմբերի 29-ին ժամը 14³⁰ -ին ՀԱՊՀ-ում գործող ՀՀ ԲՈԿ-ի «Կառավարման և ավտոմատացման» 032 Մասնագիտական խորհրդի նիստում: Հասցեն՝ 0009, Երևան, Տերյան փ., 105, 17-րդ մասնաշենք:

Ատենախոսությանը կարելի է ծանոթանալ ՀԱՊՀ գրադարանում:
Սեղմնագիրն առաքված է 2023 թ. օգոստոսի 19-ին:

032 Մասնագիտական խորհրդի
գիտական քարտուղար, տ.գ.թ.՝



Ա.Վ. Մելիքյան

Тема диссертации утверждена в Европейском университете Армении

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

Официальные оппоненты : д.т.н. А.Г. Арутюнян
к.т.н. А.А. Багиян

Ведущая организация: Институт информатики и проблем
автоматизации НАН РА

Защита диссертации состоится 29 сентября 2023г. в 14³⁰ часов на заседании Специализированного совета 032 – “Управления и автоматизации” ВАК РА, действующего при НПУА. Адрес: 0009, Ереван, ул. Теряна, 105, корпус 17.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке НПУА.

Автореферат разослан 19 августа 2023 г.

Ученый секретарь
Специализированного совета, к.т.н.



А. В. Меликян

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. В настоящее время нельзя недооценить потребность в многороторных беспилотных летательных аппаратах (БПЛА), используемых в качестве как обязательного инструмента в таких областях, как военные операции, разведка, спасательные и правоохранительные операции. БПЛА также используются для обнаружения пожаров, определения местоположения и решения других проблем. Возникновение неисправностей при выполнении таких работ подвергает основную работу многороторных БПЛА высокому риску, что может привести не только к выходу из строя самого БПЛА, но и к провалу самой работы. Для управления многороторными БПЛА, особенно автоматического управления, требуется наличие точных данных с измерительных приборов или датчиков, поэтому необходимо иметь систему, с помощью которой можно будет определить возникающую проблему и обеспечить надёжное и отказоустойчивое управление. Наряду с распространением многороторных дронов и развитием отказоустойчивых систем управления возникает потребность в автоматических системах отказоустойчивого управления, одна из которых представлена в работе.

Исходя из вышеизложенного, вопросы получения отказоустойчивой адаптивной системы для управления критически важными для многороторных БПЛА датчиками, а также обеспечения применимости созданной автоматизированной системы для различных видов многороторных БПЛА являются актуальными.

Целью диссертационной работы является

Цель и задачи работы разработка автоматизированной системы отказоустойчивого адаптивного управления многороторными БПЛА различных типов при полных отказах критических датчиков с использованием метода нечеткой логики Такаги-Суджено.

В соответствии с намеченной целью в работе поставлены решены следующие задачи:

1. Вывод кинематических и динамических моделей многороторных БПЛА трех наиболее распространенных типов.
2. Разработка автоматизированной системы вычисления ортогональных матриц перехода от системы координат, жестко связанной с корпусом многороторных БПЛА различных типов, к расчетной инерциальной системе координат.
3. Разработка отказоустойчивых активно-адаптивных систем управления при отказах критических датчиков многороторных БПЛА.
4. Разработка автоматизированной системы отказоустойчивого управления многороторными БПЛА при полных и частичных отказах критически важных датчиков.
5. Разработка отказоустойчивых и адаптивных отказоустойчивых систем управления многороторными БПЛА с использованием нечетких логических контроллеров Такаги-Суджено.

6. Разработка алгоритмов для отказоустойчивой работы систем управления динамическими моделями многороторных БПЛА при обнаружении ошибок критически важных датчиков с использованием программного комплекса MatLab в среде Simulink.
7. Разработка системы автоматизации, благодаря которой автоматизированные системы управления на основе нечеткой логики Такаги-Суджено будут применимы не только для квадрокоптеров, но и для октокоптеров и гексакоптеров.

Методы исследования В диссертационной работе использованы методы классической теории систем автоматического управления и автоматизации БПЛА, теории адаптивного управления, алгоритмические методы решения задач нечеткой логики, методы робототехники и теоретической механики, а также численные методы компьютерного моделирования динамических систем с помощью программированного средства MatLab.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Разработана автоматизированная система управления многороторных БПЛА с эталонной моделью и регуляторами нечеткой логики Такаги-Суджено, предназначенная для компенсации последствий полного выхода из строя критических датчиков многороторными БПЛА.
2. Разработана система автоматизации для получения ортогональной матрицы перехода от системы координат жестко связанной с корпусом многороторных БПЛА различных типов, к расчетной инерциальной системе координат.
3. Разработаны методы обеспечения безотказной работы с использованием нечеткой логики Такаги-Суджено при частичном выходе из строя критических датчиков многороторных БПЛА.
4. Разработана система автоматизации, позволяющая использовать предложенную в диссертации автоматизированную систему управления квадрокоптерами применительно к системам управления гексакоптерами и октокоптерами.

Практическая ценность работы. Результаты диссертации, предлагаемые методы, разработанные системы управления (в том числе модели адаптивных систем управления, разработанные в программной среде Simulink, при отказе датчиков многороторных БПЛА), а также программные средства автоматизации позволяют использовать их как для развития научного направления, так и в образовательных целях.

Предложенные методы могут быть использованы в различных гражданских и военных областях, обеспечивая безопасный полет многороторных БПЛА при полной или частичной потере эффективности датчиков системы управления.

Внедрение. Результаты диссертации использованы:

- при разработке системы многороторными БПЛА в «Учебно-исследовательском центре воздушной робототехники Национального политехнического университета Армении»,

- в учебном плане предмета «Программный комплекс MatLab», преподаваемого на кафедре «Информационные технологии и прикладная математика» Европейского университета Армении.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Автоматизированная система получения ортогональных матриц вращения, необходимых для проектирования многороторных БПЛА и описания перехода от системы координат, жестко связанной с корпусом многороторных БПЛА, к расчетной инерциальной системе координат.
2. Функции принадлежности нечеткой логики Такаги-Суджено и нечеткие законы для отказоустойчивых систем управления многороторными БПЛА.
3. Математические модели систем управления с контроллерами на базе нечеткой логики Такаги-Суджено, компенсирующие полные или частичные отказы критических датчиков многороторных БПЛА.
4. Автоматизированная система отказоустойчивого с адаптивной эталонной моделью, компенсирующая полный отказ датчиков многороторных БПЛА, с использованием нечетких логических контроллеров Такаги-Суджено.
5. Динамические модели МБПЛА с использованием программного комплекса MatLab в программируемой среде Simulink.
6. Система автоматизации, позволяющая использовать автоматизированные системы управления, разработанные на основе нечеткой логики Такаги-Суджено, применительно к квадрокоптерам, также к системам управления гексакоптерами и октокоптерами.

Апробация результатов работы. Основные теоретические и практические результаты работы докладывались на:

- научном семинаре кафедры «Системы управления» НПУА (Ереван 2022).
- научных семинарах кафедры "Информационные технологии и прикладная математика" Европейского университета Армении (Ереван 2020-2023).

Публикации. Основные научно-практические результаты диссертации опубликованы в шести (6) научных работах, список которых представлен в конце автореферата.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, основных выводов, списка литературы, включающего 121 наименование, и двух приложения. Основной текст диссертации представлен на 123 страницах. Общий объем составляет 129 страниц, в том числе 52 рисунка и 4 таблицы. Диссертация написана на армянском языке.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

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

В первой главе “Исследование и применение автоматических систем управления и автоматизированных систем многороторных БПЛА” проведен обзор научных работ и исследований, связанных с системами управления и автоматизации беспилотных летательных аппаратов.

В 1.1 обсуждаются типы и области применения многороторных БПЛА. В частности, рассматриваются конструктивные особенности дронов типа квадрокоптера, гексакоптера и октокоптера, Указаны области применения многороторных БПЛА и история их развития. **В 1.2** рассматриваются известные алгоритмические решения по обнаружению, выделению и устранению типов отказов многороторных БПЛА и их уникальные особенности. Показано, что в целом существует три типа отказов многороторных БПЛА: двигательные, объектные и сенсорные. В результате исследования было выявлено, что получено широкое распространение устранение полных отказов критических датчиков, создание отказоустойчивой системы. Но при регулировании отказов датчиков исследователи не применяли адаптивные системы управления с нечеткими логическими контроллерами Такаги-Суджено, основное назначение которых состоит в автоматическом изменении структуры многороторных БПЛА в случае обнаружения сбоев с целью их компенсации. **В 1.3** отмечается о подходах к управлению многороторными БПЛА и известных системах автоматизации управления. Представлены общие подходы к управлению: робастные, адаптивные, классические модели. Исследованы такие типы регуляторов, как ПИД-регулятор, нечеткий логический регулятор, гибридный нечеткий-ПИД-регулятор, LQR-регулятор, регулятор работающий с искусственной нейронной сетью. Изучены системы управления БПЛА, работающие по корпоративному принципу, и известные системы автоматизации, необходимые для управления. В результате анализа различных систем управления и типов контроллеров в качестве основной модели отказоустойчивой автоматизированной системы управления была выбрана адаптивная система управления с эталонной моделью, использующая в случае отказов критических датчиков БПЛА контроллеры, работающие на основе нечеткой логики Такаги-Суджено.

В конце главы сформулированы основные цель и задачи диссертации на основе представленных выводов.

Во второй главе “Кинематическое и динамическое описание систем управления БПЛА” представлены динамические и кинематические уравнения трех наиболее распространенных типов многороторных БПЛА, выведены матрицы компенсации взаимных связей систем управления квадрокоптера, гексакоптером и октокоптером, которые используемые в диссертации для построения динамических моделей отказоустойчивых систем управления многороторных БПЛА. Описана работа многороторных БПЛА в трехмерном пространстве. Одним из важнейших моментов при проектировании многороторных БПЛА является получение матрицы перехода от системы координат тесно связанной с корпусом многороторных БПЛА к расчетным

инерциальным системам координат, один пример которой показан в последовательности Z-X-Y.

$$R_{B \rightarrow I} = \begin{pmatrix} c\theta c\psi - s\psi s\psi s\theta & -c\psi s\psi & c\psi s\theta + c\theta s\psi s\psi \\ c\theta s\psi + c\psi s\psi c\theta & c\psi c\psi & s\psi s\theta - c\psi c\theta s\psi \\ -c\psi s\theta & s\psi & c\psi c\theta \end{pmatrix}; \quad (1)$$

где $c\psi = \cos(\psi)$, $s\psi = \sin(\psi)$.

Для кинематического описания приведены формулы

$$\begin{aligned} u_\phi &= \frac{L\sqrt{2}}{2}(T_1 - T_2 + T_3 - T_4), \\ u_\theta &= \frac{L\sqrt{2}}{2}(T_1 - T_2 - T_3 + T_4); \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} u_\psi &= \tau_1 + \tau_2 - \tau_3 - \tau_4, \\ u_z &= T_1 + T_2 + T_3 + T_4; \\ \tau_i &= K_\psi T_i, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} u_z \\ u_\theta \\ u_\phi \\ u_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ \frac{L\sqrt{2}}{2} & -\frac{L\sqrt{2}}{2} & -\frac{L\sqrt{2}}{2} & \frac{L\sqrt{2}}{2} \\ \frac{L\sqrt{2}}{2} & -\frac{L\sqrt{2}}{2} & \frac{L\sqrt{2}}{2} & -\frac{L\sqrt{2}}{2} \\ \frac{2}{K_\psi} & \frac{2}{K_\psi} & -\frac{2}{K_\psi} & -\frac{2}{K_\psi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

На основании представленного кинематического описания необходимо также привести основные уравнения динамики работы многороторных БПЛА. Для описания динамики обозначим массу многороторного БПЛА через m , ускорение свободного падения - через g , моменты инерции вокруг осей - через I_x, I_y, I_z соответственно; - через $k_x, k_y, k_z, k_\theta, k_\phi, k_\psi$ коэффициенты сил сопротивления, моменты инерции всех двигателей - через J_T , суммарную скорость пропеллера - через Ω :

$$\Omega = -\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 \quad (5)$$

Учитывая матрицу вращения (1), уравнения кинематики (2), а также силы реакции, действующие на многороторный БПЛА, уравнения динамики примут следующий вид :

$$\begin{cases} m \frac{d^2x}{dt^2} = u_z(\cos\phi \sin\theta + \cos\theta \sin\phi \sin\psi) + \beta_x - k_x \frac{dx}{dt}, \\ m \frac{d^2y}{dt^2} = u_z(s\psi s\theta - c\psi c\theta s\psi) + \beta_y - k_y \frac{dy}{dt}, \\ m \frac{d^2z}{dt^2} = u_z(\cos\phi \cos\theta) - mg + \beta_z - k_z \frac{dz}{dt}; \\ I_x \frac{d^2\theta}{dt^2} = u_\theta + \gamma_\theta + (I_y - I_z) \frac{d\phi}{dt} \frac{d\psi}{dt} - J_T \frac{d\phi}{dt} \Omega - k_\theta \frac{d\theta}{dt}, \\ I_y \frac{d^2\phi}{dt^2} = u_\phi + \gamma_\phi + (I_z - I_x) \frac{d\theta}{dt} \frac{d\psi}{dt} - J_T \frac{d\theta}{dt} \Omega - k_\phi \frac{d\phi}{dt}, \\ I_z \frac{d^2\psi}{dt^2} = u_\psi + \gamma_\psi + (I_y - I_z) \frac{d\theta}{dt} \frac{d\phi}{dt} - k_\psi \frac{d\psi}{dt}; \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} I_x \frac{d^2\theta}{dt^2} = u_\theta + \gamma_\theta + (I_y - I_z) \frac{d\phi}{dt} \frac{d\psi}{dt} - J_T \frac{d\phi}{dt} \Omega - k_\theta \frac{d\theta}{dt}, \\ I_y \frac{d^2\phi}{dt^2} = u_\phi + \gamma_\phi + (I_z - I_x) \frac{d\theta}{dt} \frac{d\psi}{dt} - J_T \frac{d\theta}{dt} \Omega - k_\phi \frac{d\phi}{dt}, \\ I_z \frac{d^2\psi}{dt^2} = u_\psi + \gamma_\psi + (I_y - I_z) \frac{d\theta}{dt} \frac{d\phi}{dt} - k_\psi \frac{d\psi}{dt}; \end{cases} \quad (7)$$

где (6) и (7) – системы уравнений линейной динамики квадрокоптера соответственно для осей, жестко связанных с корпусом, и инерциальных систем расчета. С учетом представленных динамических и кинематических уравнений в главе 2 получены динамические и кинематические уравнения и компенсирующие матрицы для случаев квадрокоптера, гексакоптера и октокоптера.

Представленные в главе 2 типы многороторных БПЛА использовались для тестирования проектируемых отказоустойчивых систем управления, в результате чего было показано, что работоспособность отказоустойчивых моделей, представленных в третьей и четвертой главах, не зависит от типа выбранных многороторных БПЛА с учетом характеристик систем с отказами датчиков.

В третьей главе “Структура и методы исследования отказоустойчивой системы управления многороторными БПЛА с использованием нечеткой логики Такаги-Суджено”. В разделе 3.1 представлена система автоматизации формирования переходной матрицы вращения между расчетными системами, описанными в (1), с использованием графического интерфейса пользователя, работающего в программной среде пакета MatLab (рис. 1).

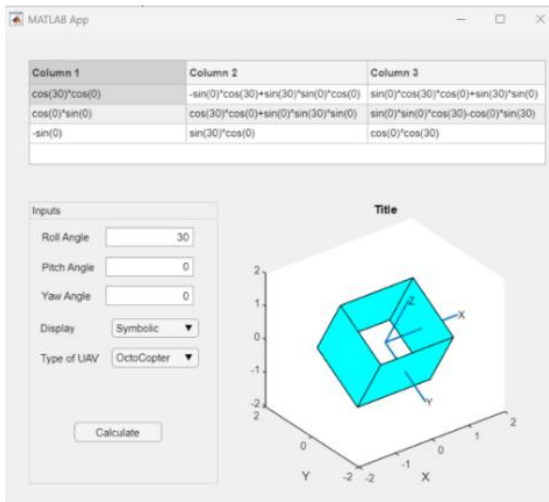


Рис. 1 Окно получения матрицы вращения

В 3.2 приводится численный пример математического описания многороторных БПЛА, динамических и кинематических уравнений на основе математических моделей, представленных во второй главе.

В 3.2.1 получено математическое описание системы управления на основе нечеткой логики Такаги-Суджено. Нелинейные уравнения динамики многороторных БПЛА

аппроксимируются линейной непрерывной системой в пространстве состояний. Соответствующие уравнения записываются в форме:

$$\dot{x} = A(x)x(t) + B(x, u) u(t), \quad (8)$$

$$x(t) = [z \dot{z} \phi \dot{\phi} \theta \dot{\theta} \psi \dot{\psi}]^T. \quad (9)$$

Входной вектор, используемый в пространстве состояний, состоит из скоростей ротора и их квадратов и записывается в виде:

$$u(t) = [\Omega_1 \Omega_2 \Omega_3 \Omega_4 \Omega_1^2 \Omega_2^2 \Omega_3^2 \Omega_4^2]^T, \quad (10)$$

Матрица $A(x)$ в (8) является функцией переменных состояния и включает нелинейные члены, матрица $B(x, u)$ - функцией переменных состояния и входных воздействий.

Нечеткая логика основана на лингвистических правилах «если-то» (If-Then) для получения выходных данных, записанных в форме линейной функции. Предложение Then, которое следует за переменными предпосылки оператора if, содержит антецеденты (логические подлежащие) или результаты. Правило i -й модели часто выражается следующим образом:

$$\begin{aligned} & \text{if} \\ & z_1(t) \text{ is } M_{i1} \text{ and } z_2(t) \text{ is } M_{i2} \text{ and } \dots z_p(t) \text{ is } M_{ip}, \\ & \text{then} \\ & \dot{x} = A_i(x)x(t) + B_i(x, u)u(t) \quad i = 1, 2, \dots, r, \end{aligned}$$

где $z_1(t) \dots z_p(t)$ - исходные переменные; $x(t)$ - вектор состояния; $u(t)$ - входной вектор, A_i и B_i - квадратные матрицы с реальными элементами.

Уравнения

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \frac{\sum_{i=1}^r w_i(z(t)) \{A_i x(t) + B_i u(t)\}}{\sum_{i=1}^r w_i(z(t))} \\ &= \sum_{i=1}^r h_i(z(t)) \{A_i x(t) + B_i u(t)\}, \end{aligned} \quad (11)$$

называется подсистемой, где p - количество базовых переменных; r - количество правил, а M_{ij} - нечеткое множество.

$$z(t) = [z_1(t), z_2(t), \dots, z_p(t)]^T \quad (12)$$

$$w_i(t) = \prod_{j=1}^p M_{ij}(z(t)), \quad (13)$$

а весовая функция w_i должна быть нормирована следующим образом:

$$h_i(z(t)) = \frac{w_i(z(t))}{\sum_{i=1}^r w_i(z(t))}. \quad (14)$$

Член $M_{ij}(Z_j(t))$ в (13) есть степень принадлежности $(Z_j(t))$ к M_{ij} :

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^r w_i(z(t)) &> 0, \\ w_i(z(t)) &> 0, \quad i = 1, 2, \dots, r, \\ \sum_{i=1}^r h_i(z(t)) &= 1, \\ h_i(z(t)) &\geq 0, \quad i = 1, 2, \dots, r. \end{aligned}$$

Общая конструкция нечеткого регулятора может быть объяснена следующим образом:

$$\begin{aligned} \text{If } z_1(t) \text{ is } M_{11} \text{ and } z_2(t) \text{ is } M_{12} \\ \text{then } u_1(t) = pz_1(t) + qz_2(t) + r \end{aligned}$$

с окончательным четким выходом, рассчитанным в виде:

$$u(t) = u_1(t) + u_2(t) = \frac{w_1 z_1(t) + w_2 z_2(t)}{w_1 + w_2}. \quad (15)$$

Нечеткие множества и нечеткие правила определяются в каждом конкретном нечетком контроллере. Параметры для различных входных данных были представлены при прогоне модели Такаги-Суджено, а правила были разработаны на основе детального анализа динамики многороторных БПЛА.

В 3.2.2 “Моделирование активного отказоустойчивого управления” разработана математическая модель активной отказоустойчивой системы управления многороторными БПЛА. Общий вид уравнений наблюдающего устройства имеет следующий вид:

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad (16)$$

$$y = Cx, \quad (17)$$

$$\dot{\bar{x}} = A\bar{x} + Bu, \quad (18)$$

$$\bar{y} = C\bar{x}, \quad (19)$$

где \bar{x} – оценочное значение состояния. Вычитая (16) из (18) и (17) из (19), получим

$$(\dot{\bar{x}} - \dot{x}) = A(\bar{x} - x), \quad (20)$$

$$(\bar{y} - y) = C(\bar{x} - x), \quad (21)$$

где $\bar{x} - x = e_x$ определяется как ошибка между расчетным и фактическим состоянием системы. Уравнение наблюдающего устройства можно записать в виде:

$$\dot{\bar{x}} = A\bar{x} + B u + L(\bar{y} - y), \quad (22)$$

где L - матрица усиления обратной связи по состоянию. Вычитая (16) из (22), получаем

$$(\dot{\bar{x}} - \dot{x}) = A(\bar{x} - x) + L(\bar{y} - y), \quad (23)$$

Подставляя (21) в (23), получим

$$(\dot{\bar{x}} - \dot{x}) = (A + LC)(\bar{x} - x), \quad (24)$$

$$\dot{e}_x = (A + LC)e_x, \quad (25)$$

$$(\bar{y} - y) = C e_x. \quad (26)$$

Уравнение наблюдающего устройства для нелинейной системы имеет вид

$$\dot{\bar{x}}(t) = A\bar{x}(t) + Bu + g(\bar{x}, u, t) + \bar{L}(C\bar{x} - y), \quad (27)$$

а вектор ошибки $e_x(t)$:

$$e_x(t) \triangleq \bar{x}(t) - x(t), \quad (28)$$

Используя подход к построению наблюдающего устройства линейной системы в форме (16), можно получить уравнение ошибки для наблюдающего устройства нелинейной системы в виде

$$\dot{e}_x = (A - \bar{L}C)e_x(t) + (g(\bar{x}, u, t) - g(x, u, t)). \quad (29)$$

Для устойчивости системы ошибка \dot{e}_x должна асимптотически стремиться к нулю. Для определения этого условия может быть использован второй критерий устойчивости Ляпунова применительно к нелинейным системам, в соответствии с которым определяется положительно-определенная функция Ляпунова и находится ее производная по времени. Если доказано, что производная отрицательна, то система является устойчивой. Для упрощения различных сложных матричных операций может быть использовано дополнение Шура.

Ошибка $e_x(t)$ системы (29) асимптотически стремится к нулю, если существуют матрицы R , X и скаляр μ такие, что $R = R^T > 0$ и $\mu > 0$, удовлетворяющие следующему линейному матричному неравенству:

$$\begin{bmatrix} RA + A^T R + XC + C^T X^T + \mu\lambda^2 I & R \\ R & -\mu I \end{bmatrix} < 0. \quad (30)$$

Матрицу усиления наблюдающего устройства можно выбрать следующим образом:

$$\bar{L} = R^{-1}X. \quad (31)$$

Для доказательства устойчивости системы (29) рассмотрим следующую функцию Ляпунова и покажем, что ее производная отрицательна:

$$V(t) = e_x^T R e_x(t). \quad (32)$$

Проверим условие $\dot{V}(x) < 0 \forall x \in D - \{0\}$ вдоль траектории на асимптотическую устойчивость. e_x — это вектор-столбец, поэтому общее умножение матриц $e_x^T R e_x(t)$ приведет к скаляру после выполнения всех операций умножения, как описано ниже:

$$\begin{aligned} \dot{V} = e_x^T (RA + R\bar{L}C + A^T R + C^T L^{-T} R) e_x + 2e_x^T R (g(\bar{x}, u, t) - g(x, u, t)) \leq e_x^T (RA + \\ R\bar{L}C + A^T R + C^T L^{-T} R) e_x + \frac{1}{\mu} e_x^T R^2 e_x + \mu \|g(\bar{x}, u, t) - g(x, u, t)\|^2 \leq e_x^T (RA + \\ R\bar{L}C + A^T R + C^T L^{-T} R) e_x + \frac{1}{\mu} e_x^T R^2 e_x + \mu \lambda^2 \|e_x\|^2 = e_x^T (RA + R\bar{L}C + A^T R + \\ C^T L^{-T} R + \mu \lambda^2 I + \frac{1}{\mu} R^2) e_x. \end{aligned} \quad (33)$$

Подставляя уравнение (31) в (33), получим

$$\dot{V} \leq e_x^T (RA + XC + A^T R + C^T X^T + \mu \lambda^2 I + \frac{1}{\mu} R^2) e_x. \quad (34)$$

Если выполняется следующее неравенство, то e_x асимптотически сходится к нулю:

$$RA + XC + A^T R + C^T X^T + \mu \lambda^2 I + \frac{1}{\mu} R^2 < 0. \quad (35)$$

Применяя дополнение Шура, уравнение (35) становится эквивалентным (30), что завершает доказательство.

Далее, ошибка $e_x(t)$ системы (29) стремится к нулю экспоненциально со скоростью $\kappa/2$, если существуют матрицы R , X и скаляры μ , κ такие, что $R = R^T > 0$ и $\mu, \kappa > 0$, удовлетворяющие следующим условиям:

$$\begin{bmatrix} RA + A^T R + XC + C^T X^T + \mu \lambda^2 I + \kappa R & R \\ R & -\mu I \end{bmatrix} < 0: \quad (36)$$

$$\text{где } \bar{L} = R^{-1}X \quad (37)$$

Аналогично предыдущему доказательству, из (35) и (37) можно получить, что

$$\dot{V}(t) \leq -\kappa e_x^T R e_x = -\kappa V(t), \quad (38)$$

Следовательно, имеем

$$V(t) \leq e_x^T V(0). \quad (39)$$

Из (32) получаем

$$\lambda_{\min}(R) \|e_x(t)\|^2 \leq e^{-kt} \lambda_{\max}(R) \|e_x(0)\|^2, \quad (40)$$

где λ_{\min} и λ_{\max} — минимальное и максимальное собственные значения матрицы R соответственно. Отсюда получаем следующую норму вектора ошибки:

$$\|e_x(t)\| \leq \sqrt{\frac{\lambda_{\max}(R)}{\lambda_{\min}(R)}} \|e_x(0)\| e^{-kt/2}, \quad (41)$$

Уравнение невязки имеет вид

$$r(t) \triangleq \|C\bar{x}(t) - y(t)\|.$$

Из уравнений (28) и (41) получаем

$$r(t) \leq \sqrt{\frac{\lambda_{\max}(R)}{\lambda_{\min}(R)}} \|C\| \|e_x(0)\| e^{-kt/2}, \quad (42)$$

На основе неравенства (42) получены следующие критерии для обнаружения неисправности датчика.

$$r(t) \begin{cases} \leq \sqrt{\frac{\lambda_{\max}(R)}{\lambda_{\min}(R)}} \|r(0)\| e^{-\frac{kt}{2}}, & \text{no fault} \\ > \sqrt{\frac{\lambda_{\max}(R)}{\lambda_{\min}(R)}} \|r(0)\| e^{-\frac{kt}{2}}, & \text{there is a fault} \end{cases} \quad (43)$$

Аналогичную процедуру можно использовать для обнаружения и локализации неисправностей в исполнительных механизмах. После обнаружения, локализации и оценки неисправности закон управления разрабатывается для выполнения шага реконфигурации контроллера.

Остановимся на двух важных датчиках: датчике расстояния и датчике интегрального измерительного устройства IMU. В случае неисправности датчика расстояния многороторный БПЛА получает значение от установленных в нем датчиков - давления воздуха, а в случае неисправности датчика IMU многороторный БПЛА сохраняет

положение зависания (hovering mode), т.е. может двигаться вверх и вниз, но сохраняет нулевые значения углов тангажа, крена и рыскания.

В 3.3 показаны динамические модели отказоустойчивого автоматизированного блока при отказах датчиков с регуляторами нечеткой логики Такаги-Суджено с использованием программного комплекса MatLab и пакета Simulink. Показано, что обнаружение и устранение сбоев в работе соответствующей динамической модели применимо не только для квадрокоптеров, но и для гексакоптеров и октокоптеров.

В четвертой главе “Компенсация отказов датчиков многороторных БПЛА посредством адаптивной системы управления с нечеткой логикой Такаги-Суджено” рассматривается отказоустойчивая система автоматизации управления многороторными БПЛА с применением адаптивной отказоустойчивой системы с контроллерами нечеткой логики Такаги-Суджено.

В 4.1 исследуется адаптивная отказоустойчивая система на примере квадрокоптера на основе нечеткой логики Такаги-Суджено. Показан адаптивный механизм работы контроллера. Целью этой части контроллера является изменение его выходных данных (тета) на основе ошибки (e) между выходными данными объекта (Y_p) и выходными данными эталонной модели (Y_m). Насколько быстро он может адаптироваться (или изменить свой вывод), зависит от параметра, называемого скоростью обучения - гаммой. Чем выше значение гаммы, тем быстрее система может адаптироваться к любым изменениям в объекте управления. Выход контроллера (U) рассчитывается по формуле: $U = U_c * \text{тета}$:

$$e = y_p - y_m. \quad (44)$$

Целевая функция задается в виде интегральной квадратичной ошибки:

$$J = \int e^2 dt. \quad (45)$$

В этом разделе представлен расчет адаптивного регулятора с эталонной моделью (Model Reference Adaptive Control - MRAC) с использованием теории устойчивости Ляпунова. Это позволяет обеспечить соответствие траектории движения системы управления с эталонной моделью и делает систему нечувствительной к изменению параметров и внешним возмущениям, сводя ошибку состояния к нулю. Исходя из этого, общая модель системы управления многороторном БПЛА может быть представлена в пространстве состояний следующим образом:

$$\dot{x} = A_p x + B_p u, \quad (46)$$

$$y = Cx, \quad (47)$$

где A_p и B_p матрица и вектор неизвестных постоянных параметров системы; u - выходной сигнал контроллера; x - вектор состояния.

Эталонная модель определяется в виде

$$\dot{x}_m = A_m x + B_m u_c, \quad (48)$$

$$y = C_m x_m. \quad (49)$$

Тогда закон управления выбирается следующим образом:

$$u = L_r u_c - Lx = \theta_4 u_c - \theta_1 x_1 - \theta_2 x_2 - \theta_3 x_3, \quad (50)$$

где L_r и L - матрица, содержащая параметры регулятора, которые могут быть выбраны произвольным образом, а u_c - опорный сигнал.

Замкнутая система описывается следующим образом:

$$\dot{x} = (A_p - B_p L)x + B_p L_r u_c = A(\theta)x + B(\theta)u_c. \quad (51)$$

Теперь введем уравнение ошибки:

$$e = x - x_m. \quad (52)$$

Дифференцируя ошибку по времени, получаем:

$$\frac{de}{dt} = \frac{dx}{dt} - \frac{dx_m}{dt} = Ax + B u - A_m x_m - B_m u_c. \quad (53)$$

Добавляя $A_m x$ и вычитая в левой части уравнения, получим

$$\frac{de}{dt} = A_m e + (A - A_m)x + (B - B_m)u_c. \quad (54)$$

Ошибка стремится к нулю, если матрица A_m является матрицей Гурвица :

$$A(\theta) - A_m = 0, \quad (55)$$

$$B(\theta) - B_m = 0, \quad (56)$$

где матрицы A и B зависят от параметра θ , а это некоторая комбинация L_r и L .

Тогда можно определить следующую функцию Ляпунова для закона адаптации параметра:

$$V = e^T P e + tr(A(\theta) - A_m)^T Q_a (A(\theta) - A_m) + tr(B(\theta) - B_m)^T Q_b (B(\theta) - B_m), \quad (57)$$

где $P \in R^{3 \times 3}$ - положительно-определенная матрица, а V - положительно определенная функция. Если его первая производная по времени \dot{V} не является

положительно определенной, то V является функцией Ляпунова. Теперь мы можем найти производную V по времени t :

$$\frac{dV}{dt} = e^T P A_m e + e^T A_m^T P e + 2 \operatorname{tr}(A - A_m)^T (Q_a \dot{A} + P e x^T) + 2 \operatorname{tr}(B - B_m)^T (Q_b \dot{B} + P e u_c^T), \quad (58)$$

где Q – положительно-определенная матрица, удовлетворяющая следующему уравнению:

$$A_m^T P + P A_m = -Q. \quad (59)$$

Следовательно, если мы выберем устойчивую матрицу A_m , то всегда будем иметь положительно-определенные матрицы P и Q . Соответственно, производная по времени функции V равна

$$\frac{dV}{dt} = -e^T Q e. \quad (60)$$

Если функция V является отрицательной полуопределенной функцией Ляпунова, то гарантируется, что ошибка выхода между реальной системой и эталонной моделью будет стремиться к нулю, а система будет асимптотически устойчивой. Таким образом, получаем следующие законы адаптации параметров:

$$\frac{d\theta_1}{dt} = p_{11} e_1 x_1 + p_{12} e_2 x_1 + p_{13} e_3 x_1, \quad (61)$$

$$\frac{d\theta_2}{dt} = p_{11} e_1 x_2 + p_{12} e_2 x_2 + p_{13} e_3 x_2, \quad (62)$$

$$\frac{d\theta_3}{dt} = p_{11} e_1 x_3 + p_{12} e_2 x_3 + p_{13} e_3 x_3, \quad (63)$$

$$\frac{d\theta_4}{dt} = -(p_{11} e_1 r + p_{12} e_2 r + p_{13} e_3 r). \quad (64)$$

В 4.1 показаны производные законы нечеткой логики Т-S и функции принадлежности (membership functions).

В таблице показаны законы нечеткой логики, используемые в численных примерах.

Таблица

E/CE	Negative	Zero	Positive
Negative	LargeNegative	SmallNegative	Zero
Zero	SmallNegative	Zero	SmallPositive
Positive	Zero	SmallPositive	LargePositive

В 4.2 представлены данные, полученные в результате моделирования отказоустойчивой системы управления, и показано преимущество адаптивной системы управления над активной отказоустойчивой системой управления. В 4.2.1 описано применение новой модели адаптивной отказоустойчивой системы управления в качестве системы автоматизации при отказах датчиков на примере квадрокоптера, гексакоптера и октокоптера. Графический пользовательский интерфейс системы автоматизации показан на рис. 2.

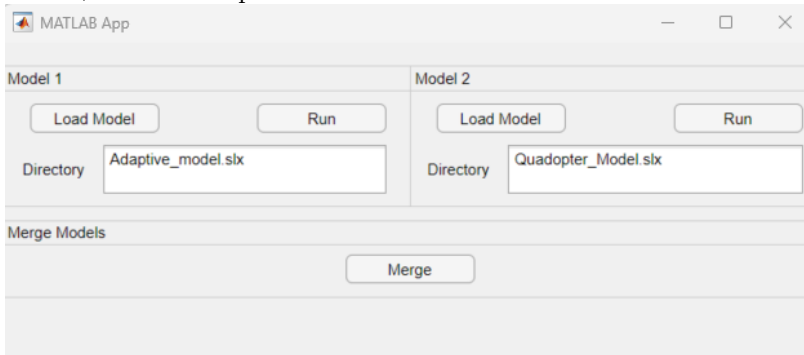


Рис. 2. Первое окно отказоустойчивой системы автоматизации управления

Система, показанная на рис. 2 позволяет выбрать две независимые модели Simulink, соединить их с помощью команды «Объединить», составив одну общую схему. Данный интерфейс пользователя применяется для автоматизации работы автоматизированной системы адаптивного отказоустойчивого управления с разработанными в диссертации типовыми моделями контроллеров нечеткой логики Такаги-Суджено. Данный графический интерфейс обеспечивает применение разработанной адаптивной системы управления не только для квадрокоптеров, но и для других типов многороторных БПЛА.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

1. Выполнен аналитический анализ динамических и кинематических характеристик систем управления многороторными БПЛА применительно к квадрокоптеру, гексакоптеру и октокоптеру.
2. Разработана система автоматизации для получения ортогональной матрицы перехода от системы координат, жестко связанной с корпусом многороторных БПЛА различных типов, к расчетной инерциальной системе координат.
3. Разработан автоматизированный блок управления, который при полном отказе датчиков обеспечивает необходимые изменения структуры и динамики системы управления многороторными БПЛА.

4. Исследованы основные варианты выхода из строя датчиков многороторных БПЛА. Обоснованы типы датчиков, при отказах которых система становится неуправляемой.
5. На случай полных отказов критических датчиков разработаны новые отказоустойчивые структуры системы управления многороторными БПЛА для активных и адаптивных систем управления с использованием контроллеров нечеткой логики Такаги-Суджено.
6. С использованием пакета MatLab и в программированном средстве Simulink разработаны динамические модели адаптивных отказоустойчивых систем управления МБПЛА, позволяющие исследовать динамику многороторных БПЛА при различных внешних воздействиях.
7. Разработана система автоматизации, позволяющая интегрировать автоматизированные системы управления, разработанные на основе нечеткой логики Такаги-Суджено, применительно к квадрокоптерам, а также к системам управления октокоптерами и гексакоптерами.

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Ներսիսյան Ն., Բասկովյան Ա. Անօդաչու թռչող սարքի կառավարման համակարգի նախագծումը և հետազոտումը ոչ հստակ տրամաբանությամբ կարգավորիչի կիրառմամբ // ՀԱՊՀ Լրաբեր գիտական հոդվածների ժողովածու / Հայաստանի ազգային պոլիտեխնիկական համալսարան- Եր. 2023- մաս 1, էջ 158-166:
2. Բասկովյան Ա. Հաստատուն հոսանքով էլեկտրական շարժիչի արագության կառավարման ալգորիթմի մշակում ոչ հստակ տրամաբանության մեթոդով // «ԵՎՐՈՊԱԿԱՆ ՀԱՄԱԼՍԱՐԱՆ», գիտական հոդվածների ժողովածու / Եվրոպական համալսարան- Եր.: 2022- 13(01), էջ 221-227:
3. 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.
4. Baskovchyan A. G., Nersisyan N. N. Quadrotor’s control system design and simulation using decoupling regulator // Հայաստանի ճարտարագիտական ակադեմիայի լրաբեր գիտատեխնիկական հոդվածների ժողովածու 2022. Երևան 2022-. Հատոր 19, №1, էջ 120-125.
5. Baskovchyan A. Developmetnt of fuzzy-pid control system for multyrotor UAV using face recognition algorithm // «ԵՎՐՈՊԱԿԱՆ ՀԱՄԱԼՍԱՐԱՆ», գիտական հոդվածների ժողովածու./ Եվրոպական համալսարան-Եր.: 2022- 13(02), էջ 225-233.

6. Barseghyan V., Nersisyan N., Baskovchyan A., Simonyan T. Economic significance and efficiency of control system design of multirotor UAV by using python OpenCV // ALTERNATIVE quarterly academic journal / 2022 #4 (October – December), pp 99-106, 2022.

ԵԶՐԱՀԱՏՈՒՄ

Ատենախոսության հիմնական արդյունքները և եզրահանգումները՝

1. Կատարվել է ԲԱԹՄ-ների կառավարման համակարգերի դինամիկ և կինեմատիկ հատկությունների անալիտիկ վերլուծություն՝ քառապտուտակի, հեքսակոպտերի և օկտոկոպտերի համար:
2. Ստեղծվել է ավտոմատացման համակարգ տարբեր տեսակի ԲԱԹՄ-ների իրանին կոշտ ամրակցված կոորդինատային համակարգից հաշվարկման իներցիալ կոորդինատային համակարգի անցման պտտման օրթոգոնալ մատրիցների ստացման համար:
3. Մշակվել է ավտոմատացված կառավարման բլոկ՝ տվիչների ամբողջական խափանումների դեպքում ԲԱԹՄ-ի կառուցվածքը և համակարգի պահանջվող պաշարները և դինամիկան ապահովելու համար:
4. Հետազոտվել են ԲԱԹՄ-ների խափանման հիմնական տարբերակները: Հիմնավորվել են տվիչների խափանումներ, որոնց առկայության դեպքում համակարգը դառնում է անկառավարելի:
5. Մշակվել են կրիտիկական տվիչների ամբողջական խափանումների դեպքում ԲԱԹՄ-ների կառավարման համակարգի խափանակայուն նոր կառուցվածքներ՝ S-U ոչ հստակ տրամաբանությամբ աշխատող կարգավորիչների կիրառմամբ ակտիվ և ադապտիվ կառավարման համակարգերի համար:
6. MatLab և Simulink փաթեթների կիրառմամբ մշակվել են ԲԱԹՄ-ների ադապտիվ խափանակայուն կառավարման համակարգերի դինամիկ մոդելներ, որոնք հնարավորություն են տալիս հետազոտել ԲԱԹՄ-ների թռիչքը տարբեր արտաքին ազդեցությունների դեպքում:
7. Մշակվել է ավտոմատացման համակարգ, որը հնարավորություն է տալիս S-U ոչ հստակ տրամաբանության հիման վրա մշակված կառավարման ավտոմատացված համակարգերը կիրառել ոչ միայն քառապտուտակի այն նաև օկտոկոպտերների և հեքսակոպտերների համար:

BASKOVCHYAN AVETIK GAGIK

**DEVELOPMENT OF A FAULT-TOLERANT AUTOMATED CONTROL
SYSTEM FOR MULTI-ROTOR UNMANNED AERIAL VEHICLES USING
THE TAKAGI-SUDGENO FUZZY LOGIC METHOD**

SUMMARY

The main results and conclusions of the dissertation:

1. Analytical analysis of dynamic and kinematic properties of UAV control systems for quadcopter, hexacopter and octocopter was performed.
2. An automation system was created for obtaining the orthogonal rotation matrices of the transition from the coordinate system rigidly attached to the body of various types of UAV to the calculation inertial coordinate system.
3. An automated control unit has been developed to ensure the structure of the UAV and the required resources and dynamics of the system in case of complete sensor failures.
4. The main options for failure of UAV were justified. Sensor failures were selected, in the presence of which the system becomes uncontrollable.
5. In the case of complete failures of critical sensors, new fault-resistant structures of the UAV control system have been developed for active and adaptive control systems using T-S fuzzy logic controllers.
6. Using MatLab and Simulink packages, dynamic models of adaptive fault-tolerant control systems of UAV have been developed, which make it possible to investigate the flight of UAV under various external influences.
7. An automation system has been developed, which makes it possible to apply automated control systems developed on the basis of T-S fuzzy logic not only for quadcopters, but also for octocopters and hexacopters.

