

УДК 681.511

DOI: [10.26102/2310-6018/2023.43.4.021](https://doi.org/10.26102/2310-6018/2023.43.4.021)

## Адаптивная конфигурация контроллера нечеткой логики динамики полета беспилотного летательного аппарата

А.В. Потудинский✉

*Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,  
Воронеж, Российская Федерация*

**Резюме.** В сочетании с быстрорастущим спросом на беспилотные летательные аппараты для наблюдения и разведки необходимы усовершенствованные контроллеры для этих критически важных систем. В статье предлагается конструкция контроллера динамики полета, учитывающая различные неопределенности для беспилотного летательного аппарата средней дальности. В дополнение к нелинейностям динамики полета рассматриваются три основных источника неопределенностей, вызванных неизвестными параметрами контроллера, ошибками моделирования и внешними помехами. Разработан надежный адаптивный контроллер нечеткой логики, отвечающий за нелинейную динамику полета при наличии множества неопределенностей. Нелинейная динамика полета опирается на мягкую ассоциацию локальных линейных моделей. При построении контроллера определяется оптимальная эталонная модель, которая стабилизируется с помощью процедуры линейного квадратичного регулятора. Затем для нелинейной модели разрабатывается контроллер нечеткой логики. С целью устранения неопределенностей коэффициенты усиления контроллера нечеткой логики перенастраиваются и постоянно корректируются для надежной адаптации. Производительность надежного адаптивного контроллера нечеткой логики оценивается с точки зрения стабилизации поперечной и продольной динамики полета и отслеживания переменных состояния эталонной модели в условиях различных неопределенностей.

**Ключевые слова:** контроллер, нечеткая логика, динамика полета, нелинейность, неопределенность, модель, управление, параметр, беспилотный летательный аппарат.

**Для цитирования:** Потудинский А.В. Адаптивная конфигурация контроллера нечеткой логики динамики полета беспилотного летательного аппарата. *Моделирование, оптимизация и информационные технологии*. 2023;11(4). URL: <https://moitvvt.ru/ru/journal/pdf?id=1466> DOI: 10.26102/2310-6018/2023.43.4.021

## Adaptive configuration of the fuzzy logic controller of unmanned aerial vehicle flight dynamics

A.V. Potudinskiy✉

*Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh,  
the Russian Federation*

**Abstract.** Along with the rapidly growing demand for unmanned aerial vehicles for surveillance and reconnaissance, advanced controllers are needed for these critical systems. This article proposes a design of a flight dynamics controller that takes into account various uncertainties for a medium-range unmanned aerial vehicle. In addition to the nonlinearities of flight dynamics, three main sources of uncertainties caused by unknown controller parameters, simulation errors and external interference are considered. A reliable adaptive fuzzy logic controller responsible for nonlinear flight dynamics under the conditions of many uncertainties has been developed. Nonlinear flight dynamics relies on a soft association of local linear models. When constructing the controller, the optimal reference model is defined, which is stabilized using the linear quadratic controller procedure. Then a fuzzy logic controller is developed for the nonlinear model. In order to eliminate uncertainties, the gain coefficients of the

fuzzy logic controller are reconfigured and constantly adjusted for reliable adaptation. The performance of a reliable adaptive fuzzy logic controller is evaluated in terms of stabilizing the transverse and longitudinal flight dynamics and tracking the state variables of the reference model under the conditions of various uncertainties.

**Keywords:** controller, fuzzy logic, flight dynamics, nonlinearity, uncertainty, model, control, parameter, unmanned aerial vehicle.

**For citation:** Potudinskiy A.V. Adaptive configuration of the fuzzy logic controller of unmanned aerial vehicle flight dynamics. *Modeling, Optimization and Information Technology*. 2023;11(4). URL: <https://moitvvt.ru/ru/journal/pdf?id=1466> DOI: 10.26102/2310-6018/2023.43.4.021 (In Russ.).

## Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) – это дистанционно управляемые летательные аппараты, предназначенные для выполнения конкретных задач. Из-за быстрорастущего спроса на беспилотные летательные аппараты, предназначенные для различных применений, проектирование беспилотных летательных аппаратов остается динамичной областью исследований [1]. В большинстве случаев беспилотные летательные аппараты были созданы для военных целей и оказания помощи при стихийных бедствиях, а также для наблюдения и рекогносцировки. «Форпост-Р» – это БПЛА, разработанный и изготовленный на Уральском заводе гражданской авиации (УЗГА) для ведения военного и гражданского наблюдения [2].

Критически важные системы БПЛА оснащены точными контроллерами динамики полета. Для проектирования эффективного контроллера требуется точная модель динамики полета. Моделирование динамики полета позволяет оценивать производительность контроллера на ранних этапах разработки БПЛА до этапов летных испытаний, что значительно повышает безопасность полетов при одновременном сокращении затрат и времени [3]. Настоящая работа направлена на разработку полностью функционального контроллера для «Форпост-Р» на основе моделирования динамики полета. В этом контексте модель относится к математическому представлению системы динамики полета, которая в основном используется для ее лучшего понимания, прогнозирования и управления.

Целью данной статьи является реконфигурация адаптивной нечеткой методологии, предназначенной для управления динамикой полета беспилотных летательных аппаратов в широком диапазоне неопределенностей, которые могут быть вызваны неизвестными параметрами контроллера. Новизна этого исследования заключается в модификации законов адаптации, чтобы сделать их устойчивыми к внешним возмущениям (например, турбулентности ветра, боковому сносу, от порыва ветра) или несовершенствам модели после проектирования. Кроме того, приведена общая теорема, за которой следует доказательство ее устойчивости, что полезно для управления динамикой полета различных беспилотных летательных аппаратов.

## Материалы и методы

Беспилотные летательные аппараты «Форпост-Р» имеют небольшое количество поверхностей управления, безопасный и надежный полет должны обеспечивать всего несколько исполнительных механизмов. Использование меньшего количества исполнительных механизмов приводит к упрощению модели динамики полета БПЛА, но при этом устойчивость полета может быть в большей степени нарушена при наличии неопределенностей [4]. Эти неопределенности могут вызываться помехами (обусловленными условиями окружающей среды) [5], неизвестными параметрами контроллера (на которые влияют дефекты привода и датчика) [6] или несовершенством

модели (ошибки эксперимента). Кроме того, при изменении условий полета динамика полета ведет себя нелинейно. Для обеспечения стабильного полета важно получить точную математическую модель динамики полета для «Форпост-Р», а затем спроектировать эффективный контроллер, способный учитывать нелинейности и неопределенности динамики полета [7].

Модель динамики полета БПЛА зависит от его геометрических данных, оценки аэродинамических характеристик, модели бортовых исполнительных механизмов и датчиков, модели контроллера, обработки сигналов и условий функционирования в окружающей среде. Путем проведения летных испытаний могут быть определены параметры модели. Интерпретация двигательной установки и исполнительных систем БПЛА с точки зрения его массы и инерции является существенным требованием для получения точной модели БПЛА [8]. С этой целью в работе показаны как линейные, так и нелинейные представления моделей. При получении точных расчетов возможно создание модели динамики полета, работа контроллера которого, будет весьма успешной в выполнении намеченных задач.

С точки зрения классической пропорционально-интегральной производной теории управления (PID), контроллер работает через механизм обратной связи с целью уменьшения ошибок стабилизации и отслеживания за счет изменения своего сигнала. Хотя методом PID можно стабилизировать динамику полета летательного аппарата, без необходимости сложных вычислений, для настройки соответствующих коэффициентов усиления контроллера [3], выполнение задач стабилизации требует значительных усилий по передаче управляющих сигналов. Потребность в таком контроллере, который выдает желаемый результат с учетом функции затрат, привела к исследованию метода управления переменными состояниями с использованием оптимального закона обратной связи по состоянию, вычисляемого при минимизации точно настроенной функции затрат [7]. Этот метод показал высокую эффективность, когда был использован для управления динамикой полета БПЛА [8]. Однако оценка переменных состояний снижает эффективность управления, которая ухудшается с увеличением расстояния от точки равновесия [9]. Для этого возникла необходимость разработать эффективный контроллер динамики полета, который может решать проблемы неопределенностей, в то время как динамика полета ведет себя нелинейно. Эти проблемы привели к выбору метода управления с нечеткой логикой, который доказал свою способность справляться с нелинейностями в широком диапазоне операций [10]. Нечеткая логика может обеспечить нелинейную модель, построенную путем мягкого объединения нескольких локальных линейных моделей, одновременно снижая вычислительную сложность для контроллера в режиме реального времени. Затем на основе предоставленной модели нечеткой логики, можно спроектировать контроллер нечеткой логики, где для управления каждой локальной моделью может быть использован классический метод управления с обратной связью, направленный на стабилизацию динамики полета и отслеживание работы механизмов. Разработанный контроллер нечеткой логики (FLC) может быть преобразован в адаптивный (AFLC), который смог устранять неопределенности из-за неизвестных параметров контроллера (на которые влияют дефекты привода и датчика) [11].

Модель, отвечающая за каждый узел управления БПЛА, была математически представлена с использованием дифференциальных уравнений относительно изменяющихся параметров во время полета, а затем были разработаны линейные модели вокруг нескольких точек равновесия. На Рисунке 1 показана пошаговая процедура следования для достижения цели исследования.

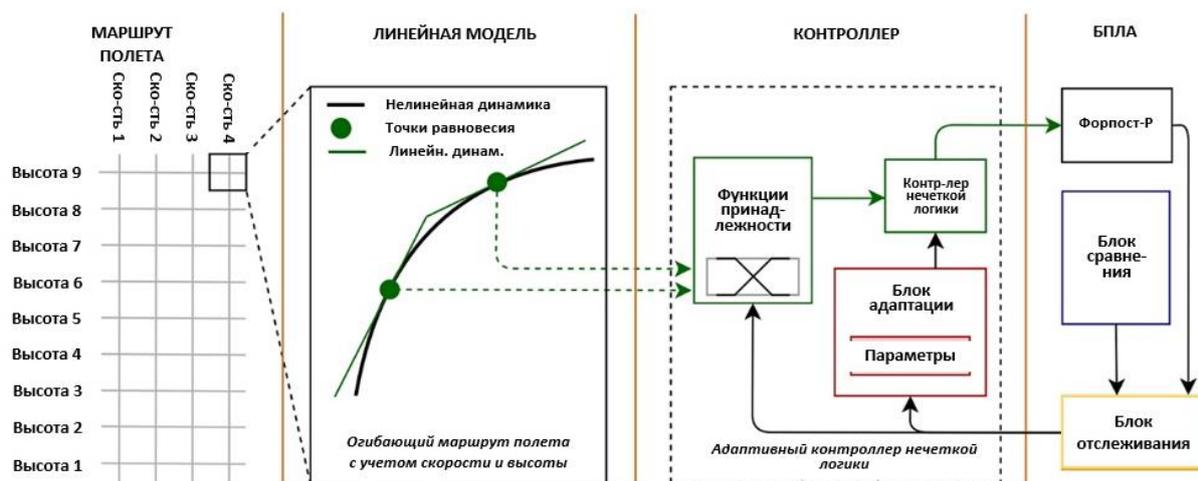


Рисунок 1 – Управление динамикой полета «Форпост-Р»  
Figure 1 – Forpost-R flight dynamics control

Модель динамики полета «Форпост-Р», определяет огибающий маршрут для девяти высот и четырех скоростей. Нелинейная модель, изменяющаяся во времени, линеаризуется вокруг нескольких точек равновесия. Линеаризованные модели применяются к определенным функциям принадлежности для получения модели нечеткой логики. Затем адаптивный контроллер нечеткой логики вычисляет управляющие сигналы на основе предоставленных параметров. Наконец, сравниваются необходимые и контролируемые значения динамики полета. Блоком адаптации используются ошибки от блока отслеживания для регулировки усиления адаптивного контроллера нечеткой логики.

Первым важным шагом на пути к разработке эффективного контроллера для контроля системы управления полета является расчет соответствующей модели, которая точно выражает поведение системы в динамике. Таким образом, «Форпост-Р» рассматривается в качестве примера, который оснащен рулями высоты, элеронами и рулями направления, которые управляют его нагрузками по осям тангажа, крена и рыскания.

На беспилотный летательный аппарат, выполняющий разнообразные задачи, воздействует большое количество внутренних и внешних факторов, которые могут повлиять на его поведение в динамике полета. Задача управления может быть решена как для его боковых, так и для продольных перемещений.

Переменные состояния динамики продольного полета представлены в виде:

$$X_{\text{прод}} = [u \ w \ q \ \theta]^T, \quad (1)$$

где осевая скорость  $u$ , вертикальная скорость  $w$ , скорость изменения тангажа  $q$  и угол тангажа  $\theta$ .

Входные данные управления представлены в виде:

$$\delta_{\text{прод}} = [\delta_e \delta_T]^T. \quad (2)$$

Несмотря на то, что вектор управления формируется отклонением руля высоты  $\delta_e$  и тяги  $\delta_T$ ,  $X_{\text{прод}}$  играет ключевую роль в управлении тангажем. Переменные состояния боковой динамики полета, можно записать в виде:

$$X_{\text{бок}} = [v \ \rho \ \eta \ \varphi]^T, \quad (3)$$

где  $v$  – боковая скорость,  $\rho$  – скорость крена,  $\eta$  – скорость рыскания и  $\varphi$  – угол крена [12].

Линейное представление модели в пространстве состояний вокруг точки равновесия:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= F(X)(t) + G(X)^\delta \\ X(t) &\in R^n \\ \delta(t) &\in R \\ C : R^n &\rightarrow R^n \\ Q : R^n &\rightarrow R^n \end{aligned}, \quad (4)$$

где матрицы продольного пространства состояний представлены в виде:

$$A_{\text{прод}} = \begin{bmatrix} G_u & G_w & 0 & -g \cos \theta_0 \\ H_u & H_w & u_0 & -g \sin \theta_0 \\ M_u + M_{\dot{w}} H_u & M_w + M_{\dot{w}} H_w & M_q + u_0 H_{\dot{w}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$B_{\text{прод}} = \begin{bmatrix} G_{\delta_e} & G_{\delta_r} \\ H_{\delta_e} & H_{\delta_r} \\ \delta_e + M_{\dot{w}} H_{\delta_e} & M_{\delta_r} + M_{\dot{w}} H_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

и матрицы латерального пространства состояний:

$$A_{\text{лат}} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r) & g \cos \theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B_{\text{лат}} = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где  $G_u, G_w, H_u, H_w, M_u, M_w, M_q$  являются производными стабильности размеров матрицы продольного состояния и  $G_\delta, H_\delta, M_\delta$  являются производными от стабильности размеров матрицы продольного управления. Кроме того,  $Y_v, Y_p, Y_r, L_v, L_p, L_r, N_v, N_p, N_r$  являются производными стабильности размеров матрицы бокового состояния и  $Y_\delta, L_\delta, N_\delta$  являются производными стабильности размеров матрицы бокового управления.

Для получения элементов матриц пространства состояний необходимо вычислить размерные аэродинамические коэффициенты и их производные.

Таким образом, динамика полета, связанная как с продольными, так и с поперечными движениями, была представлена с использованием нескольких линейных моделей пространства состояний. Каждая модель пространства состояний выражает линеаризованные переменные состояния относительно конкретной точки равновесия, соответствующей определенному диапазону высот и скоростей. Однако при увеличении рабочего диапазона относительно точки равновесия ошибка моделирования из-за линеаризации также увеличивается. Для повышения точности моделей можно учитывать несколько точек равновесия и, следовательно, несколько локальных линейных моделей могут быть лучше вписаны в реальную модель динамики полета. Поэтому для моделирования используется подход нечеткой логики.

В принципе, нелинейная модель динамики полета воздушного судна (НМД) может быть представлена с помощью формулировки аффинной (декартовой) системы, уравнением:

$$\dot{X} = F(X)(t) + G(X)\delta, \quad (7)$$

где входной вектор управления  $\delta$  настраивает переменные вектора состояния  $X$ , используя  $C: R^n \rightarrow R^n$  и  $Q: R^n \rightarrow R^n$  и т. д., функции, которые неизвестны. Далее было обнаружено, что простая нелинейная НМД более эффективна, чем сложная нелинейная система для проектирования контроллера на основе модели, что и было основной целью. Более высокая эффективность простой нелинейной модели была обусловлена его сниженной вычислительной сложностью, обеспечивая при этом быстрые вычисления управляющих сигналов в режиме реального времени. Поэтому был выбран подход с нечеткой логикой, поскольку он обеспечивал эту процедуру для аппроксимации аффинных нелинейных систем [4].

Нечеткая логика предлагает тип моделей, которые могут использоваться для поддержки имитации, где концепция истинности может варьироваться от полностью истинной до полностью ложной [5]. Нечеткая логика предоставляет инструмент для сборки нескольких локальных линейных моделей, основанных на функциях принадлежности, с целью аппроксимации нелинейной модели. Метод нечеткого логического моделирования известен как практичный и удобный для пользователя метод моделирования реальных физических систем [6] и использовался в этом исследовании.

Модель нечеткой логики состоит из набора моделей, которые были локально линеаризованы относительно их точек равновесия. На основе определенных экспертами нечетких правил в уравнении (7) объединение локальных моделей может аппроксимировать реальную нелинейную модель динамики полета в непрерывном режиме времени. Для генерации правил  $i$ -е правило нечеткой модели определяется следующим образом [6].

$$\text{Правило}^i: \begin{cases} \text{то} & x_1 \text{ является } \Gamma_1^i \text{ и } \dots \text{ и } x_n \text{ является } \Gamma_n^i \\ \text{тогда} & \dot{X}(t) = A_i X(t) + B_i \delta(t) \\ & \text{где } i = 1, \dots, j \end{cases}, \quad (8)$$

где вектор переменных состояния  $X(t) \in R^n$  управляется входным  $\delta(t) \in R$  для  $j$  количество определенных правил. Матрицы пространства состояний для модели должны быть преобразованы в их управляемую каноническую форму, как показано в уравнении (8).

$$A_{i_{n \times n}} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & & \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & & 0 & 1 \\ a_i^n & a_i^{n-1} & \dots & a_i^2 & a_i^1 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Представление модели нечеткой логики на основе моделей первого порядка, опирающихся на  $j$ -правила [8]:

$$\dot{X}(t) = \frac{\sum_{i=1}^j \phi_i(t)(A_i X(t) + B_i \delta(t))}{\sum_{i=1}^j \phi_i(t)}. \quad (10)$$

Следует упомянуть, что  $\phi_i(t) = \prod_{h=1}^n \Gamma_h^i(X(t))$  активирует Правило  $i$ , учитывающее собранные оценки  $\Gamma_h^i(X(t))$ , которые связаны с членством в  $X(t)$  в  $\Gamma_h^i$ . Далее

разрабатывается соответствующий алгоритм для управления динамикой полета с использованием модели нечеткой логики, представленной в этом разделе.

Эффективный контроль над динамикой полета БПЛА позволил бы осуществлять эффективные полеты с точки зрения их стоимости и безопасности. Сначала определяется желаемая эталонная модель для выбранной стратегии управления на основе линейно-квадратичного регулятора (LQR). Линейно-квадратичный регулятор – в теории управления один из видов оптимальных регуляторов, использующий квадратичный функционал качества.

Эталонная модель должна определять желаемый отклик управляемой системы на входную команду. Разработка эталонной модели является одним из основных аспектов стратегии адаптивного управления.

В соответствии с вышеупомянутыми проблемами, касающимися определения эталонной модели, требуемые спецификации эталонной модели определяются с использованием процедуры линейно-квадратичного регулятора (LQR), применяемой вокруг точки равновесия. LQR управляет переменными состояниями, используя оптимальный закон обратной связи по состоянию, который вычисляется при минимизации точно настроенной функции затрат. Конструкция LQR основана на представлении линейной модели пространства состояний, как указано в уравнении (1). Алгоритм LQR вычисляет управляющий сигнал при минимизации следующей функции затрат:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} X^T(t) Q X(t) + \delta^T(t) R \delta(t) dt, \quad (11)$$

где  $Q$  и  $R$  весовые матрицы (положительно-полуопределенные или положительно-определенные), которые разъясняют важность функции затрат, связанной с вектором состояния и вектором управления соответственно.

Следовательно, закон управления LQR представлен уравнением:

$$\delta(t) = -K X(t). \quad (12)$$

После усиления обратной связи по состоянию коэффициент  $K$  и вектор переменных состояний  $X$  стабилизируют динамику полета модели с замкнутым контуром относительно переменных пространства состояний:

$$\dot{X}(t) = (A - BK)X(t) + BK\delta(t). \quad (13)$$

Коэффициент усиления с обратной связью  $K$  вычисляется с помощью:

$$K = R^{-1} B^T \rho. \quad (14)$$

Затем решается следующее алгебраическое уравнение Риккати:

$$A^T \rho + \rho A + Q - \rho P B R^{-1} B^T \rho = 0. \quad (15)$$

Далее блок управления моделью необходимо спроектировать с учетом вычислительного метода, который используется для принятия решений на основе нечеткой логики (FLC). Подход Fuzzy Logic Control (FLC) используется для решения проблемы нелинейности модели, а также для повышения производительности линейных контроллеров.

## Результаты

За последние два десятилетия использование нечеткой логики для управления системами нашло широкое применение в промышленности. В большинстве

сравнительных исследований FLC превосходит классические контроллеры в решении проблем нелинейности, математических сложностей и устранении неопределенностей [8, 10]. Фактически FLC позволил получать точные входные данные из приблизительных входных данных посредством интуитивно понятного процесса преобразования [9].

Реализация FLC выполняется в три основных этапа: фаззификация, нечеткий интерфейс и дефаззификация [11]. Блок фаззификации преобразует четкие данные в нечеткие данные, используя надлежащие функции принадлежности. Затем подготовленные данные передаются в систему нечеткого вывода, которая обрабатывает нечеткие данные и выполняет задачи управления в соответствии с правилами «ЕСЛИ-ТО». Наконец, вычисленный сигнал нечеткого управления преобразуется в его реальные значения сигнала через блок дефаззификации. Управляющий сигнал контроллера вычисляется как функция ошибки (разница между измеренными и желаемыми значениями динамики полета). На Рисунке 2 показана концепция контроллера FLC, используемая в архитектуре замкнутого цикла, отвечающей за динамику полета «Форпост-Р».



Рисунок 2 – Контроллер нечеткой логики, используемый для динамики полета «Форпост-Р»  
 Figure 2 – Fuzzy logic controller used for the dynamics of the Forpost-R flight

Несмотря на то, что FLC справляется с нелинейностями, на него оказывают негативное влияние неопределенности параметров. Поскольку концепция регулируемого усиления должна преодолеть эти проблемы, используется модифицированный адаптивный контроллер нечеткой логики (AFLC), он основан на регулируемом усилении. Кроме того, в будущих исследованиях будет рассматриваться два других основных источника неопределенностей, а именно внешние помехи и несовершенство модели. Надежная адаптивная конфигурация, построенная на основе контроллера нечеткой логики Такаги Сугено (TS-FLC), является развитием решения поставленных задач.

### Заключение

Надежный контроллер динамики полета с адаптивной нечеткой логикой (AFLC) был разработан для беспилотного летательного аппарата «Форпост-Р». Он был математически смоделирован с использованием метода нечеткой логики Ляпунова. Контроллеру нечеткой логики были присвоены адаптивные коэффициенты усиления, чтобы гарантировать его надежную работу, несмотря на нелинейности и неопределенности.

Для механизма адаптивного управления была определена стратегия управления на основе эталонной модели линейно-квадратичного регулятора (LQR). Численные результаты показывают, что существует обратная зависимость между строгостью эталонной модели и производительностью контроллера (AFLC). Когда управляемые переменные состояния контроллера отслеживают переменные состояния эталонной модели, ошибки отслеживания увеличиваются, если эталонная модель строго определяет идеальные свойства отклика во временной области, такие как время нарастания или время установления. Настраиваемые коэффициенты усиления контроллера были

скорректированы с использованием законов адаптации на основе Ляпунова, которые стали устойчивыми к неопределенностям. Производительность контроллера оценивалась с точки зрения отслеживания переменных состояния эталонной модели для различных неопределенностей. В соответствии с требованиями к условиям полета контроллер смог стабилизировать боковую и продольную динамику полета БПЛА, а также переменные состояния эталонной модели; ошибка отслеживания сошлась к нулю.

В дальнейших исследованиях рекомендуется разработать контроллер адаптивного контроллера нечеткой логики на основе Такаги-Сугено с использованием эталонной модели нечеткой логики для повышения эффективности адаптивного управления с целью уменьшения ошибки отслеживания переменных эталонного состояния.

### СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Верба В.С., Татарский Б.Г. *Комплексы с беспилотными летательными аппаратами. Книга 1: Принципы построения и особенности применения комплексов с беспилотными летательными аппаратами.* М.: Радиотехника; 2016. 423 с.
2. Верба В.С., Татарский Б.Г. *Комплексы с беспилотными летательными аппаратами. Книга 2: Робототехнические комплексы на основе беспилотных летательных аппаратов.* М.: Радиотехника; 2016. 376 с.
3. Чернодаров А.В. *Контроль, диагностика и идентификация авиационных приборов и измерительно-вычислительных комплексов.* М.: Научтехлитиздат; 2017. 300 с.
4. Оболенский Ю.Г. *Управление полетом маневренных самолетов.* М.: Воениздат; 2007. 480 с.
5. Волобуев М.Ф. *Методы логического резервирования систем управления сложными техническими объектами: теория практика.* Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА»; 2017. 294 с.
6. *Радиоэлектронное оборудование и система управления БПЛА.* Учебное пособие. М.: Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики»; 2023. 196 с.
7. Шишкин В.Ю., Волобуев М.Ф., Скогорев К.К. Обнаружение постепенных отказов в дублированной системе с использованием нечеткой логики. *Радиотехника.* 2017;(11):72–77.
8. Лысенко Л.Н., Шам Нгуен Чонг. Анализ применимости существующих компьютерных технологий для автоматизации синтеза нечеткого управления движением легкого дистанционно пилотируемого летательного аппарата в сложных метеорологических условиях. *Научный вестник МГТУ ГА.* 2014;(200):118–125.
9. Ульянов Г.Н., Иванов С.А., Владыко А.Г. Модель канала управления беспилотного летательного аппарата с нечетким логическим контроллером. *Информационно-управляющие системы.* 2012;59(4):70–73.
10. Матвеев Е.В., Глинчиков В.А. Нечеткий логический вывод в системе управления беспилотного летательного аппарата. *Журнал Сибирского федерального университета. Техника и технологии.* 2011;4(1):79–91.
11. Карпович Д.С., Шумский А.Н., Сарока В.В. Система управления беспилотным летательным аппаратом с применением теории нечетких множеств. *Труды БГТУ. Серия 3: Физико-математические науки и информатика.* 2016;188(6):110–116.
12. Кохи Д.А. *Введение в устойчивость и управление воздушным судном.* Итака, Нью-Йорк: Школа машиностроения и аэрокосмической инженерии Сибли. Корнельский университет; 2011. 153 с.

## REFERENCES

1. Verba V.S., Tatarsky B.G. *Complexes with unmanned aerial vehicles. Book 1: Principles of construction and features of the use of complexes with unmanned aerial vehicles.* Moscow, Radiotekhnika; 2016. 423 p. (In Russ.).
2. Verba V.S., Tatarsky B.G. *Complexes with unmanned aerial vehicles. Book 2: Robotic complexes based on unmanned aerial vehicles.* Moscow, Radiotekhnika; 2016. 376 p. (In Russ.).
3. Chernodarov A.V. *Control, diagnostics and identification of aircraft instruments and measuring and computing complexes.* Moscow, Nauchtehlitizdat; 2017. 300 p. (In Russ.).
4. Obolensky Yu.G. *Flight control of maneuverable aircraft.* Moscow, Voenizdat; 2007. 480 p. (In Russ.).
5. Volobuev M.F. *Methods of logical redundancy of control systems of complex technical objects: theory and practice.* Voronezh, VUNTS VVS "VVA"; 2017. 294 p. (In Russ.).
6. *Radio-electronic equipment and UAV control system.* Textbook. Moscow, National Research University "Higher School of Economics"; 2023. 196 p. (In Russ.).
7. Shishkin V.Yu., Volobuev M.F., Skogorev K.K. Detection of gradual failure in a duplicated system using fuzzy logic. *Radiotekhnika = Radioengineering.* 2017;(11):72–77. (In Russ.).
8. Lysenko L.N., Sham Nguyen Chong. Analysis of the applicability of existing computer technologies for automating the synthesis of fuzzy motion control of a light remotely piloted aircraft in difficult meteorological conditions. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA = Civil Aviation High Technologies.* 2014;(200):118–125. (In Russ.).
9. Ulyanov G.N., Ivanov S.A., Vladyko A.G. The model of controlling the unmanned aerial vehicle with a fuzzy logic controller. *Informatsionno-upravliaiushchie sistemy = Information and control systems.* 2012;59(4):70–73. (In Russ.).
10. Matveev E.V., Glinchikov V.A. Fuzzy logical inference in the control system of an unmanned aerial vehicle. *Zhurnal Sibirskogo federalnogo universiteta. Tekhnika i tehnologii = Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies.* 2011;4(1):79–91. (In Russ.).
11. Karpovich D.S., Shumsky A.N., Saroka V.V. Control system of an unmanned aerial vehicle using the theory of fuzzy sets. *Trudy BGTU. Seriya 3: Fiziko-matematicheskie nauki i informatika = Proceedings of BSTU. Issue 3, physics and mathematics. Informatics.* 2016;188(6):110–116. (In Russ.).
12. Caughey D.A. *Introduction to aircraft stability and control.* Ithaca, New York, Sibley School of Mechanical and Aerospace Engineering. Cornell University; 2011. 153 p.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРЕ / INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

**Потудинский Алексей Владимирович, Aleksey V. Potudinskiy**, Candidate of Technical Sciences, Senior Lecturer, Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, the Russian Federation.  
кандидат технических наук, старший преподаватель, Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, Воронеж, Российская Федерация.  
*e-mail:* [alepaha@yandex.ru](mailto:alepaha@yandex.ru)

*Статья поступила в редакцию 25.10.2023; одобрена после рецензирования 22.11.2023; принята к публикации 13.12.2023.*

*The article was submitted 25.10.2023; approved after reviewing 22.11.2023; accepted for publication 13.12.2023.*