

Разработка системы управления авиационным электрическим топливным насосом

З. Т. Нгуен¹, М. П. Белов²

Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет
«ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина)

¹thang3718397@gmail.com, ²milesa58@mail.ru

Аннотация. Данная статья посвящена авиационному электрическому топливному насосу (АЭТН), который является ключевым компонентом «более электрических самолетов» (МЕА). АЭТН – это система с высокой степенью нелинейности, которая в процессе работы постоянно подвергается воздействию различных возмущений и неопределенных внешних факторов. В-первых, описана структура управления АЭТН. Затем анализируются ПИД-регулятор с переменными параметрами и нечеткий ПИД-регулятор, которые были применены к этой системе. В конечном итоге для управления помехоустойчивостью АЭТН предлагается метод управления, сочетающий искусственную нейронную сеть с ПИД-регулятором.

Ключевые слова: система управления; авиационный электрический топливный насос (АЭТН); более электрические самолёты (МЕА); искусственная нейронная сеть (ИНС); адаптивный ПИД-регулятор

I. ВВЕДЕНИЕ

Разработка новых и передовых систем для авиационной отрасли всегда представляет собой серьезную задачу для ученых. Традиционные самолеты сегодня имеют множество ограничений, таких как сложные механические системы и риск утечек из гидравлических систем. Эти системы играют важную роль в управлении шасси, распределении топлива и стабилизации полета. Концепция «более электрического самолета» направлена на замену гидравлических или механических систем электрическими, с целью снижения веса и повышения эффективности. Ожидается, что переход на МЕА будет способствовать достижению цели нулевых выбросов углерода к 2050 году. Авиационный электрический топливный насос является ключевым компонентом более электрического самолета. Усовершенствование этой системы является важным фактором для снижения расхода топлива и выбросов. АЭТН использует электропривод вместо традиционного механического привода, что повышает точность подачи топлива и снижает вес системы. Система АЭТН является сложной системой, которая должна постоянно работать в чрезвычайно суровых условиях. Влияние внешних факторов, а также неопределенных возмущений на эту систему неизбежно. Нелинейные возмущения всегда представляют собой серьезную проблему, влияющую на характеристики и безопасность полета самолета. Факторы, вызывающие нелинейные возмущения, обычно включают неравномерный воздушный поток, турбулентность от земли или крупных сооружений. Эти возмущения могут воздействовать на систему управления самолетом, вызывая вибрации или потерю устойчивости в полете. Это требует применения передовых сенсорных технологий и систем автоматического управления для минимизации

воздействия и обеспечения безопасности. Были изучены некоторые методы, такие как ПИД-регулятор с переменными параметрами [1], нечеткий ПИД-регулятор [2], адаптивное нечеткое управление [3], управление методом скользящего режима с интегратором второго порядка в сочетании с активным подавлением возмущений [4] и метод быстрого вектора [5]. В целом эти методы обеспечивают значительные улучшения с низкой ошибкой на выходе. Однако большинство этих методов управления зависят от точной модели АЭТН. Управление методом скользящего режима с интегратором второго порядка обеспечивает хорошую эффективность управления, но может вызывать эффект дребезга, что приводит к снижению общей эффективности [4]. Метод быстрого векторного управления оптимален для точного управления, однако обладает невысокой помехоустойчивостью [5]. В то же время управление с использованием искусственных нейронных сетей может преодолеть эти недостатки. Это новый подход к управлению АЭТН, который, по-видимому, был упущен из виду учеными. ИНС обладает мощными возможностями управления и преимуществом хорошей помехоустойчивости, не вызывая при этом эффекта дребезга. Кроме того, он имеет преимущества, связанные с развитием компьютерных технологий, особенно в области глубокого обучения – раздела искусственного интеллекта. Это открывает перспективы для создания мощных систем управления с применением нейронных сетей в данном направлении исследований.

II. КОНСТРУКЦИЯ И ПРИНЦИП РАБОТЫ

В 2012 году японский ученый Норико Мориока предложила концепцию авиационного электрического топливного насоса для самолетов МЕА и представила подтверждение его осуществимости [6]. Конструкция этого насоса включает в себя шестеренчатый насос высокого давления, синхронный двигатель с постоянными магнитами (СДПМ), систему управления и сопутствующие датчики.



Рис. 1. Обобщенная структурная схема АЭТН

Принцип работы авиационного электрического топливного насоса основан на согласованной работе механических компонентов и электронных

контроллеров. Сначала, при запуске двигателя самолета, сигнал от электронно-цифровой системы управления двигателем с полной ответственностью FADEC передается на контроллер двигателя для запуска синхронного двигателя с постоянными магнитами (СДПМ) (рис. 1). Вращение двигателя приводит в действие шестеренный насос, который начинает забирать топливо из топливного бака. Топливо проходит через фильтр, затем поступает на всасывающий вход насоса и выталкивается под высоким давлением. Количество топлива, подаваемого насосом, определяется скоростью двигателя СДПМ.

Для управления системами приводов с СДПМ широко используется полеориентированное управление (ПОУ). Оно отличается низкой пульсацией крутящего момента, быстрым динамическим откликом и высокой точностью управления и широко используется в системах привода СДПМ. Уравнения напряжения СДПМ можно выразить в системе осей d-q следующим образом [4]:

$$\frac{d i_d}{d t} = \frac{-R}{L_d} \cdot i_d + p \cdot \omega \cdot \frac{L_q}{L_d} \cdot i_q + \frac{1}{L_d} \cdot u_d \quad (1)$$

$$\frac{d i_q}{d t} = \frac{-R}{L_q} \cdot i_q - p \cdot \omega \cdot \frac{L_d}{L_q} \cdot i_d - p \cdot \omega \cdot \frac{\psi}{L_q} + \frac{1}{L_q} \cdot u_d \quad (2)$$

где i_d и i_q – токи статора по осям d и q соответственно; u_d и u_q – напряжения статора по осям d и q соответственно; R – сопротивление статора; L_d и L_q – индуктивности статора по осям d и q соответственно; p – количество пар полюсов; ψ – потокосцепление; ω – угловая скорость механического вращения ротора.

Под действием механической нагрузки уравнение движения СДПМ можно записать в следующем виде:

$$\frac{d \omega}{d t} = \frac{T_e - T_L}{J} - \frac{B_\omega}{J} \cdot \omega \quad (3)$$

где J – момент инерции, T_e – электромагнитный момент, B_ω – коэффициент вязкого трения, T_L – момент нагрузки.

Электромагнитный момент выражается формулой:

$$T_e = \frac{3}{2} \cdot p \cdot \psi \cdot i_q \quad (4)$$

Данные от различных датчиков (таких как датчики давления, расхода топлива и температуры) непрерывно отправляются в электронный контроллер двигателя. На основе этих данных контроллер точно рассчитывает необходимое количество топлива для работы двигателей самолета. Если происходит неисправность, система управления автоматически корректирует или отключает работу топливного насоса. В таких случаях резервная насосная система активируется, чтобы обеспечить безопасность полета.

В настоящее время области авиации используются два типа насосов: шестеренные насосы и поршневые насосы. Однако в коммерческих самолетах основным типом насоса для подачи топлива в двигатель является

шестеренный насос благодаря его простой конструкции, высокой надежности и легкости обслуживания.

Выходное количество топлива Q (фактический расход) электрического шестеренного насоса определяется следующим образом:

$$Q = D \cdot \omega \cdot \eta \quad (5)$$

где D – объемный расход за оборот насоса ($\text{см}^3/\text{об}$); ω – скорость вращения насоса ($\text{об}/\text{мин}$); η_{vol} – объемная эффективность (обычно в диапазоне 0,8–0,95), зависящая от утечки и трения.

Объемный расход за оборот насоса (D) можно рассчитать по размеру шестерни, используя следующую формулу:

$$D = 2 \cdot \pi \cdot b \cdot (R_o^2 - R_r^2) \quad (6)$$

где b : ширина шестерни; R_o , R_r радиус шестерни от вершины зуба и от основания зуба соответственно.

Из (5) и (6) выходное количество топлива Q можно выразить формулой:

$$Q = 2 \cdot \pi \cdot \omega \cdot \eta (R_o^2 - R_r^2) \quad (7)$$

Мы видим, что выходное количество топлива насоса напрямую зависит от скорости вращения двигателя СДПМ (7). Поэтому быстрое и точное управление скорости вращения двигателя СДПМ играет чрезвычайно важную роль для АЭТН.

III. РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫМ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ ТОПЛИВНЫМ НАСОСОМ

A. Применение ПИД-регулятора с АЭТН

Пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор (ПИД-регулятор) является простым контроллером, легким в реализации и обеспечивающим хорошее качество управления при оптимизации параметров. Поэтому он используется очень широко. Однако для систем с высокой степенью нелинейности и подверженных влиянию неопределенных возмущений, таких как авиационный электрический топливный насос (АЭТН), ему сложно соответствовать требованиям к высокоэффективному управлению. Поэтому на системах АЭТН были исследованы и испытаны комбинированные методы, такие как адаптивное ПИД-регулирование или нечеткое ПИД-регулирование.

В 2015 году в исследовании ученых Wang Li-guo, Zheng Tie-jun, Deng Luo-quan, Liu Zhuo-wei и Cheng Li [1] был представлен ПИД-регулятор с переменными параметрами для АЭТН. Первоначально был испытан ПИД-регулятор с фиксированными параметрами, и он показал хорошие результаты, обеспечивая ошибку в установившемся режиме менее 0,4%. Однако при резком изменении расхода топлива ПИД-регулятор с фиксированными параметрами не продемонстрировал оптимальную работу. Поэтому был применен ПИД-регулятор с переменными параметрами (где параметры настройки K_p , K_i , K_d изменялись в соответствии с режимами работы двигателя). В результате ПИД-регулятор обеспечил ошибку в установившемся режиме

0,2%, а время переключения между режимами полета составило около 0,9 секунды. При значительном изменении расхода топлива системе требовалось около 0,5 секунды для стабилизации. Хотя полученные результаты показывают, что данный контроллер обеспечивает хорошую эффективность, переключение параметров ПИД между режимами полета может вызвать колебания или задержку, особенно если условия переключения резко меняются. Если порог переключения неточен, это может привести к непрерывному переключению параметров, вызывая нестабильность и, как следствие, снижение эффективности насоса. Кроме того, предопределенный набор параметров ПИД (K_i , K_p , K_d) для каждого режима полета делает систему недостаточно гибкой для противодействия неопределенным возмущениям. Также не были учтены такие факторы, как износ насоса, приводящий к утечке топлива, и влияние температуры топлива на работу насосной системы.

В 2021 году в исследовательской работе ученых Zhao Lei, Zhang Yu, Yang Li, Tan Shuaij, Feng Zhiguo [2] была представлена система электрического топливного насоса с бесщеточным двигателем, управляемая на основе алгоритма нечеткого ПИД-регулирования. В результате точность выходного давления топливной системы была заметно улучшена, с погрешностью $<0,2\%$ при испытаниях с различными выходными давлениями (от 0,2 до 0,6 МПа). С другой стороны, по сравнению с традиционным ПИД-регулятором, нечеткий ПИД может самостоятельно настраивать параметры в соответствии с фактическими условиями эксплуатации, что помогает топливному насосу стабильно работать в различных условиях. Однако в данной статье исследователи не упомянули помехоустойчивость этой системы, несмотря на то, что авиационный топливный насос должен работать в очень суровых условиях. Если датчики будут подвержены влиянию помех, что приведет к ошибкам измерений, то эффективность системы значительно снизится.

В. Дизайн адаптивного ПИД-регулятора с ИНС для АЭТН

Система АЭТН является сильно нелинейной системой, которая постоянно работает в суровых условиях. Кроме того, она постоянно подвергается воздействию разнообразных и неизбежных внешних возмущений и помех, поэтому были исследованы и рассмотрены многие эффективные методы управления с обратной связью. В 2024 году ученый Nan Wang предложил комбинированный метод управления ПИД-регулятора с ИНС для систем управления роботами, позволяющий эффективно повысить точность и стабильность управления системой [7]. Системы управления, основанные на стратегии пропорционально-интегрально-дифференциального регулирования, очень просты и легки в реализации. Но традиционный метод ПИД-регулирования требует ручной настройки параметров, что может быть затруднительно для сложных нелинейных систем. Кроме того, параметры регулятора требуют настройки при различных условиях, что отнимает много времени и может не обеспечить точную эффективность управления. Традиционный ПИД играет важную базовую роль в управлении процессами, но он не является основной тенденцией в проектировании регуляторов из-за отсутствия у него способности к обучению и адаптации.

Для решения этих проблем и достижения лучшей эффективности в последние годы были предложены усовершенствованные стратегии управления на основе ПИД-регулятора для АЭТН, такие как стратегия адаптивного ПИД-регулирования [1] и стратегия управления на основе алгоритма нечеткой логики [2].

Появление безмодельного управления, включающего такие методы, как управление на основе нечеткой логики и искусственные нейронные сети, произвело революцию в адаптивном управлении нелинейными системами. Данное исследование направлено на разработку комбинированной стратегии управления ПИД с ИНС (ANN-PID), чтобы не только компенсировать их взаимные недостатки, но и использовать их преимущества.

1. Структура ПИД-регулятора

ПИД-регулятор — это широко используемый в промышленных системах управления механизм управления с обратной связью в замкнутом контуре благодаря своей простоте и легкости реализации. Он использует три составляющие (пропорциональная; интегральная; дифференцирующая) для коррекции управляющего воздействия на основе ошибки (разницы между заданным значением и фактическим значением). Путем оптимального сочетания этих трех составляющих через настройку коэффициентов K_p , K_i и K_d , ПИД-регулятор достигает стабильной и точной работы во многих динамических системах.

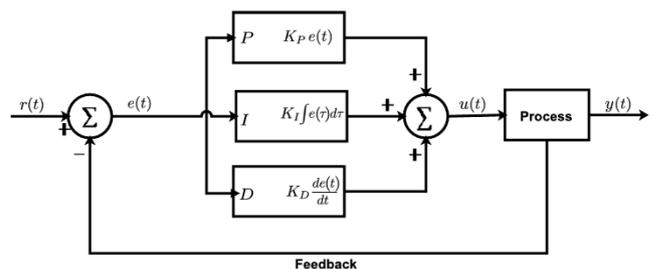


Рис. 2. Структурная схема ПИД-регулятора

где $r(t)$ — входной сигнал, $y(t)$ — выходной сигнал, а $e(t) = y(t) - r(t)$ — ошибка между ними. С учётом предварительно заданных параметров K_p , K_i и K_d выходное значение контроллера $u(t)$ рассчитывается по формуле:

$$u(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int e(\tau) d\tau + K_d \cdot \frac{de(t)}{dt} \quad (8)$$

Однако параметры управления K_p , K_i и K_d разрабатываются и рассчитываются исходя из конкретных условий управления. Однако для систем с сильной нелинейностью, постоянно работающих в суровых условиях, таких как АЭТН, характерна высокая чувствительность к внешним возмущениям и неопределённым факторам. Поэтому традиционный ПИД-регулятор с трудом удовлетворяет обязательным техническим требованиям. Фиксированные параметры регулятора K_p , K_i и K_d могут не обеспечивать оптимальное управление. Следовательно, регулятор должен иметь возможность гибко настраивать свои параметры для реагирования на изменения в реальном времени.

Для решения этой проблемы были предложены интеллектуальные методы ПИД-регулирования, такие как нечёткие ПИД-регуляторы и адаптивные ПИД-регуляторы. Среди этих методов выделяется ПИД-регулятор с комбинацией искусственных нейронных сетей (ИНС), который считается робастным методом управления, отвечающим требованиям по работе с сильной нелинейностью и неопределёнными возмущениями в системах управления АЭТН. Параметры управления теперь не будут фиксированными, а будут рассчитываться и корректироваться в режиме реального времени, чтобы объект управления всегда достигал оптимальной эффективности. Данный метод поможет системе управления улучшить возможности обучения и адаптации, преодолевая ранее упомянутые недостатки.

2. Структура искусственных нейронных сетей

Искусственные нейронные сети уже давно применяются в системах управления, но широкую известность они получили после появления в 1986 году алгоритма обратного распространения ошибки, что способствовало всё большему их распространению.

ИНС — это модель машинного обучения, вдохновлённая структурой и функциями биологической нервной системы, в частности, человеческого мозга. Она состоит из узлов, называемых искусственными нейронами, которые тесно связаны между собой. Её структура включает: входной слой, скрытые слои и выходной слой (рис. 3).

Нейронная сеть прямого распространения (FNN) является базовой и наиболее распространённой архитектурой нейронных сетей. Данные в FNN перемещаются только в одном направлении: от входного слоя, через скрытые слои, к выходному слою, без циклов или обратных связей. Сети прямого распространения способны моделировать сложные взаимосвязи между своими входами и выходами.

Глубина и ширина сети определяются количеством слоёв и количеством нейронов в скрытых слоях. Хотя более глубокая и широкая сеть обычно повышает производительность, она также сопряжена с более высоким риском переобучения и значительно увеличивает вычислительные затраты из-за увеличения количества нелинейных вычислений.

Базовая модель нейронной сети прямого распространения может быть описана следующим образом:

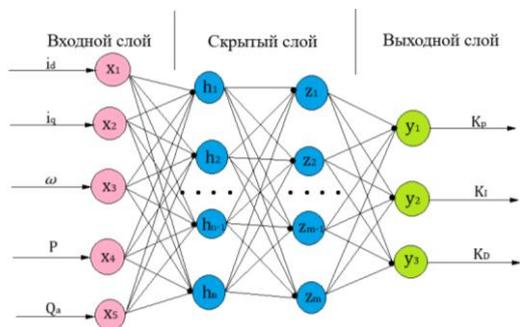


Рис. 3. Структурная схема ИНС прямого распространения

Соединения в стандартной нейронной сети характеризуются весами (w) и смещениями (b). Для обучения нейронной сети используются алгоритм обратного распространения ошибки и градиентный спуск. Алгоритм обратного распространения ошибки является основным алгоритмом для обучения нейронных сетей, включая сети прямого распространения. Он позволяет корректировать веса (w) сети на основе ошибки между предсказанными и истинными (фактическими) значениями путём вычисления градиента функции потерь по каждому весу.

Вес (w) и смещение (b) корректируются по следующим формулам (игнорировать индексы i и j):

$$w := w - \alpha \cdot \delta w \quad (9)$$

$$b := b - \alpha \cdot \delta b \quad (10)$$

Градиентный спуск будет рассчитываться по формулам:

$$\delta w = \frac{dL}{dw} = \frac{dL}{dy} \cdot \frac{dy}{dw} = \delta y \cdot \frac{dy}{dw} \quad (11)$$

$$\delta b = \frac{dL}{db} = \frac{dL}{dy} \cdot \frac{dy}{db} = \delta y \cdot \frac{dy}{db} \quad (12)$$

где L – функция стоимости; α – скорость обучения.

В целом, основная цель этого метода заключается в поддержании заданного расхода топлива Q_d с высокой точностью и стабильностью при любых условиях эксплуатации (взлёт, крейсерский полёт, посадка) и обеспечении устойчивости к возмущениям, включая засорение, утечки топлива, вариации параметров и другие неопределённые возмущения.

Помимо фактического расхода Q_a , необходимого для процесса ПИД-регулирования, скорость вращения двигателя (ω) также напрямую влияет на расход топлива (7). Токи по осям d и q (i_d , i_q) связаны с электромагнитным моментом и эффективностью двигателя СДПМ. Возмущения, такие как засорение и утечки топлива, влияют на давление на выходе насоса (P). Таким образом, входные значения для ИНС включают ω , i_d , i_q , P , Q_a , а выходами являются параметры для адаптивного ПИД-регулятора (рис. 4). Поэтому модель управления представлена следующим образом:

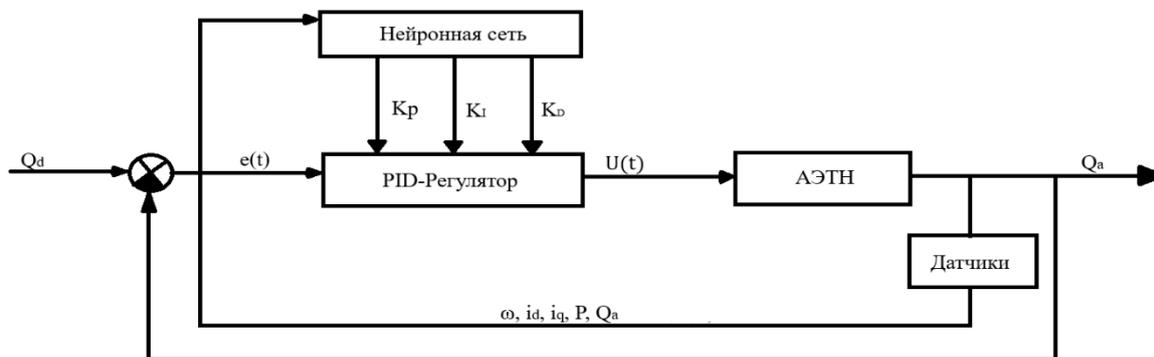


Рис. 4. Структура системы управления АЭТН основана на адаптивном ИНС-ПИД

Таким образом, должна быть решена задача определения структуры нейронной сети, включающая количество скрытых слоёв, количество нейронов в каждом скрытом слое и функции активации. Кроме того, скорость обучения и начальные значения весов и смещений также очень важны для процесса обучения нейронной сети.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлен обзор структуры системы управления авиационного электрического топливного насоса. В качестве основы предложена архитектура нейронной сети прямого распространения, обучение которой осуществляется с использованием алгоритма обратного распространения ошибки. Комбинация нейронной сети с адаптивным PID-регулятором направлена на устранение проблем, связанных с нелинейностью и воздействием неопределённых возмущений в работе АЭТН. Дальнейшие исследования планируется сфокусировать на детальной разработке структуры нейронной сети и оптимизации её обучения. Данный подход создаёт перспективу для разработки высокоэффективной и устойчивой к помехам системы электрического топливного насоса, что особенно актуально для авиационной отрасли.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] Wang Liguo, Zheng Tiejun, Deng Luoquan, Liu Zhuowei, Cheng Li. Application of variable PID parameter control in electric gear fuel pump. Journal: Journal of Astronautic Metrology and Measurement vol. 4, pp. 34–39, 2015.
- [2] Zhao Lei, Zhang Yu, Yang Li, Tan Shuaiji, Feng Zhiguo. Design and Realization of an Electric Fuel Pump for Turbojet Engine. Journal: Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique ,05-2021
- [3] Fözö L., Andoga R. Advanced Control of an Electric Fuel-Oil Pump for Small Turbojet Engines. Aerospace 2022, 9, 607. <https://doi.org/10.3390/aerospace9100607>.
- [4] Xiao Lingfei, Zirui Hana, Leiming Mab, Bin Jiang. "Intelligent robust control for aviation electric fuel pump based on second order integral sliding mode with UDE." J. Frankl. Inst. 361 : 106811. DOI:10.1016/j.jfranklin.2024.106811 01-04-2024 .
- [5] X. Huang, L. Xiao, R. R. Sattarov and X. Meng, "Fast Vector Selection Method of Flow Regulation on Aviation Electric Fuel Pump," 2022 International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing (ICIEAM), Sochi, Russian Federation, 2022, pp. 385-390, doi: <https://doi.org/10.1109/ICIEAM54945.2022.9787168>.
- [6] Morioka N., & Oyori H. (2012). Fuel System Design for the More Electric Engine. Volume 1: Aircraft Engine; Ceramics; Coal, Biomass and Alternative Fuels; Controls, Diagnostics and Instrumentation. doi: <https://doi.org/10.1115/gt2012-68374>.
- [7] Wang Han. (2024). Current study on PID control method with optimized BP neural network based on particle swarm optimization. Theoretical and Natural Science. 31. 140-148. <https://doi.org/10.54254/27538818/31/20241088>.