

Анализ системы управления авиационным электрическим топливным насосом

З. Т. Нгуен

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

thang371839@gmail.com

Аннотация. В данной работе представлен комплексный обзор современных систем управления авиационным электрическим топливным насосом (АЭТН), являющимся ключевым компонентом в концепции «более электрических самолётов» (MEA). Основное внимание уделено анализу конструктивных особенностей АЭТН, его роли в повышении энергоэффективности, снижении веса и сокращении выбросов CO₂. Рассмотрены преимущества электрических насосов перед традиционными механическими системами, включая упрощение конструкции, повышение точности подачи топлива и снижение эксплуатационных затрат, а также их недостатки, такие как зависимость от стабильности электроснабжения. Особый акцент сделан на методах управления АЭТН, включая ПИД-регуляторы, адаптивные и нечёткие алгоритмы, скользящие режимы и комбинированные стратегии.

Ключевые слова: система управления; авиационный электрический топливный насос (АЭТН); более электрических самолётов (MEA)

I. ВВЕДЕНИЕ

Традиционные самолеты, используемые в настоящее время, имеют множество ограничений и недостатков, таких как сложные коробки передач и риски утечек жидкости в гидравлических системах. Гидравлические и механические системы играют ключевую роль в приводах самолетов, выполняя функции как «руки» для управления критическими операциями: выпуском шасси, управлением полетом или регулировкой подачи топлива в двигатель. Концепция «более электрического самолета» существует уже давно. Более электрические самолеты – это самолеты, оптимизированные путем замены гидравлических и механических приводных систем (коробки передач) на электрические приводные системы. Переход к таким самолетам активно продвигается для достижения нулевых чистых выбросов углерода в гражданской авиации к 2050 году, что представляет собой серьезный вызов для промышленности и общества. Новые исследовательские работы в Европе и других регионах разрабатывают гибридные и в дальнейшем полный электрический самолет. В исследовании [1] автор показал, что переход на более электрический самолет с 200-местным гражданским самолетом может привести к снижению массы пустого самолета на 10 %, снижению требуемой тяги двигателя на 13 % и снижению расхода топлива на 9 %. Это значительное улучшение, поскольку гражданская авиация ежегодно выбрасывает в среднем 5 тонн CO₂. В условиях существующей проблемы загрязнения воздуха сокращение выбросов CO₂ в коммерческой авиации является первоочередной задачей.

Как отмечается в работе [1], улучшение систем топливных насосов повышает эффективность двигателей, снижает потребление топлива и выбросы.

Авиационный электрический топливный насос (АЭТН) – это компонент, который играет ключевую роль в более электрических самолетах. Особенностью данной системы является использование электродвигателя для управления насосом вместо традиционного механического механизма, что способствует повышению точности, снижению веса и повышению эффективности работы. Что еще важнее, эта система напрямую связана с обеспечением безопасности полетов. Проблема, связанная с топливным насосом, приведет к нехватке топлива, что напрямую повлияет на работу двигателя и может привести к серьезным авиационным происшествиям. В данной статье будут проанализированы системы топливных насосов, используемые в настоящее время в авиационной промышленности, от конструкции до принципов работы. Также в статье будут рассмотрены проблемы и задачи, с которыми сталкиваются эти системы. Целью данной статьи является обзор систем управления, которые были исследованы учеными для авиационных топливных насосов, а также анализ их преимуществ и ограничений. Это поможет исследователям более легко ориентироваться в данном направлении исследований.

II. КОНСТРУКЦИЯ И ПРИНЦИП РАБОТЫ

С конца XX века некоторые страны начали разрабатывать планы по исследованию более электрических самолетов (MEA). В рамках этой концепции авиационный электрический топливный насос (АЭТН) стал важной частью исследований, поскольку он призван заменить существующие авиационные топливные системы, которые имеют сложную конструкцию и высокие требования к техническому обслуживанию. Именно поэтому в 2012 году японский ученый Норико Мориока предложила концепцию авиационного электрического топливного насоса для самолетов MEA и представила подтверждения его осуществимости [2]. Конструкция этого насоса включает в себя шестеренчатый насос высокого давления, синхронный двигатель с постоянными магнитами (СДПМ), систему управления и сопутствующие датчики.

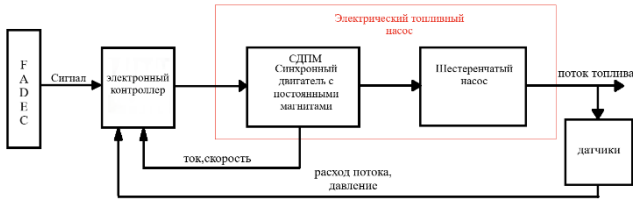


Рис. 1. Обобщенная структурная схема АЭТН

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.

Динамическая модель синхронного двигателя с постоянными магнитами может описана следующим образом:

$$U = R \cdot i + L \cdot \frac{di}{dt} + K_e \cdot \omega \quad (1)$$

где U – входное напряжение; R – сопротивление катушки; L – индуктивность катушки; K_e – коэффициент электродвижущей силы (зависит от магнитного поля постоянного магнита); ω – угловая скорость двигателя.

Кроме того, для управления системами приводов с СДПМ также 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. Из (1) уравнения напряжения СДПМ можно выразить в системе осей d - q следующим образом [3]:

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

$$\frac{di_q}{dt} = \frac{-R}{L_q} \cdot i_q - p \cdot \omega \cdot \frac{L_d}{L_q} \cdot i_d - p \cdot \omega \cdot \frac{\psi}{L_q} + \frac{1}{L_q} \cdot u_d \quad (3)$$

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_s – сопротивление статора; L_d и L_q – индуктивности статора по осям d и q соответственно; p – количество пар полюсов; ψ – потокосцепление; ω – угловая скорость вращения механического ротора.

В то же время 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 [5].

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

$$Q = D \cdot \omega \cdot \eta \quad (4)$$

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:

$$D = 2 \cdot \pi \cdot b \cdot (R_o^2 - R_r^2) \quad (5)$$

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

Из (4) и (5) выходное количество топлива Q можно выразить формулой:

$$Q = 2 \cdot \pi \cdot \omega \cdot \eta \cdot (R_o^2 - R_r^2) \quad (6)$$

Мы видим, что выходное количество топлива насоса напрямую зависит от скорости вращения двигателя СДПМ (6). Поэтому быстрое и точное управление скорости вращения двигателя СДПМ играет чрезвычайно важную роль для АЭТН.

III. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ТОПЛИВНОГО НАСОСА

С 2012 года японский ученый Норико Мориока предложила новую модель АЭТН и подтвердила ее осуществимость [2]. Это открыло новые направления исследований для других ученых по этой теме. До сих пор в этом направлении исследований учеными применялось множество различных методов управления, такие как ПИД-регулятор, робастное комбинированное управление скользящим режимом, адаптивное нечеткое управление, управление скользящим режимом, метод быстрого выбора вектора и т. д.

В исследовании ученых Наоки Секи, Норико Мориока, Хитоси Оёри и Ясухико Ямамото [4] была предложена система управления расходом топлива для авиационного турбинного двигателя. Авторы предложили систему обратной связи в условиях низкого расхода топлива. Однако при работе насоса на высоких оборотах колебания давления на выходе насоса и в системе значительно увеличиваются, что затрудняет точное измерение расхода топлива и напрямую влияет на

стабильность контура обратной связи. Авторы также предложили, что устойчивость контроллера может быть улучшена за счет снижения частоты среза низкочастотного фильтра с 15 Гц до 3 Гц, но это замедляет реакцию системы, вызывая задержки в управлении. Для решения этой проблемы авторы перешли на управление с разомкнутым контуром с компенсацией утечек при работе насоса на высоких оборотах, что помогает минимизировать ошибки измерения при больших колебаниях давления. В статье также указываются некоторые ограничения, которые необходимо устранить, такие как более высокие колебания давления, передаваемые на двигатель по сравнению с обычными системами, а также переключения между управлением с обратной связью и разомкнутым контуром вызывают прерывания в потоке топлива.

В статье [5] ученых Runze Ding, Lingfei Xiao и Xia Jin в 2019 году описана надежная система управления для АЭТН на основе интегрального скользящего режима второго порядка. В этом исследовании предложен метод комбинированного скользящего управления, который обеспечивает эффективную работу топливного насоса при нелинейной изменяющейся нагрузке и несогласованных возмущениях. Его структура управления включает линейную скользящую поверхность с улучшенным экспоненциальным законом сходимости, что обеспечивает производительность системы, одновременно снижая уровень шума, а также интегральную скользящую поверхность второго порядка для компенсации несогласованных возмущений. В заключение результаты были сравнены с традиционным скользящим управлением для подтверждения его эффективности. Комбинированное скользящее управление показало превосходство с высокой устойчивостью и меньшей чувствительностью к возмущениям. При наличии возмущений традиционное скользящее управление испытывает сильные колебания и требует больше времени для стабилизации, в то время как комбинированное скользящее управление обеспечивает более плавный и быстрый отклик.

В научной статье [6] исследователи Xiao Lingfei, Ma Leiming, Xu Minmeng, Zhongxiang, Lin Cong и Ye Zhifeng предложили систему управления для АЭТН с прямым приводом, которая была запатентована в 2020 году.

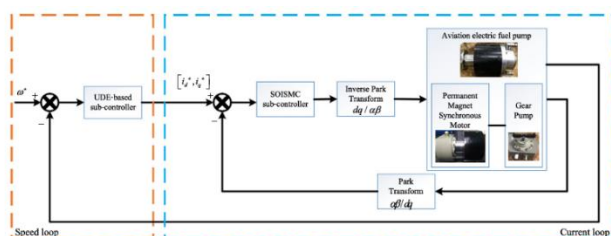


Рис. 2. Структура каскадного управления для АЭТН

Представленная система управления сочетает в себе два мощных метода управления. Во внутреннем контуре используется интегральное управление скользящим режимом второго порядка. Во внешнем контуре авторы используют регулятор скорости с использованием стратегии оценивания неопределённостей и возмущений (рис. 2). Его задача заключается в том, чтобы система

могла отслеживать желаемый сигнал скорости даже при наличии возмущений. Благодаря использованию комбинированного управления система продемонстрировала высокую надежность управления, что подтверждается результатами моделирования в MATLAB/Simulink. При изменении скорости двигателя система достигает устойчивого состояния за 0,2 секунды, а ток в системе стабилизируется за 0,03 секунды, что значительно быстрее по сравнению с предыдущими методами управления, такими как ПИД-регулятор или традиционное скользящее управление.

В научной статье [7] исследователи Xiao Lingfei, Wang Guoqiang и Meng Xiangshuo представили систему управления электрическим топливным насосом для авиационного двигателя без использования датчиков положения. Вместо этого был применен скользящий наблюдатель на основе функции $\arctan$ для оценки положения и скорости двигателя. Кроме того, авторы использовали отказоустойчивый скользящий режим управления для обнаружения неисправностей и корректировки управляющих сигналов с целью поддержания работы системы. Результаты исследования, полученные с помощью моделирования в MATLAB/Simulink и Ansys/Fluent, показали, что предложенный метод обладает высокой отказоустойчивостью и эффективен в оценке скорости двигателя и положения ротора. Хотя данный метод управления хорошо работает на средних и высоких скоростях, на очень низких скоростях ошибка наблюдения может увеличиваться, что влияет на общую производительность системы.

В работе ученых Ладислава Фозо и Рудольфа Андоги [8] предложена система адаптивного нечеткого ПИД-регулятора для электрического топливного насоса малого турбореактивного двигателя. В статье авторы сравнили три метода управления, включая прямое инверсное управление, стандартный ПИД-регулятор и адаптивный нечеткий ПИД-регулятор. Системы были протестированы на реальном малом турбореактивном двигателе в лабораторных условиях. Результаты показали, что инверсное управление не способно компенсировать внешние возмущения, имеет низкую эффективность и не подходит для применения в авиационных топливных насосах.

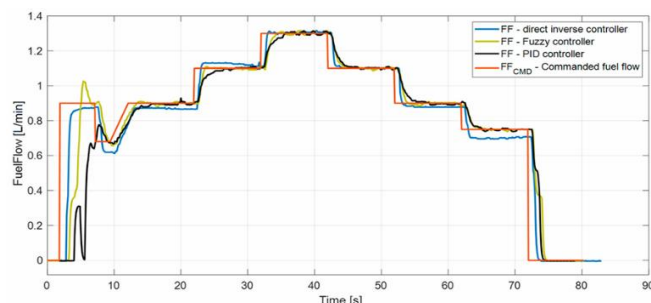


Рис. 3. Результаты сравнения способов управления

Адаптивный нечеткий ПИД-регулятор показал наименьшую ошибку – 0,26 %, обеспечивая точную подачу топлива в соответствии с требованиями двигателя, а также более быстрое время отклика по сравнению со стандартным ПИД-регулятором и способность

адаптироваться к возмущениям. Авторы также отметили, что адаптивный нечеткий ПИД-регулятор на 30 % эффективнее стандартного ПИД-регулятора и обладает преимуществами, такими как лучшие характеристики на этапе запуска двигателя, что приводит к снижению расхода топлива во время запуска.

В научной статье [9] за 2022 год ученые Xinhao Huang, Lingfei Xiao, Robert R. Sattarov и Xiangshuo Meng предложили метод быстрого выбора вектора для регулирования потока в АЭТН. Этот подход использует принципы геометрии и метод конечного множественного прогнозирующего управления для оптимизации процесса управления двигателем СДПМ. Представленный метод управления включает прогнозирующее управление с конечным множеством и метод выбора двойного вектора напряжения. Эти методы значительно сокращают объем вычислений по сравнению с моделью прогнозирующего управления, одновременно уменьшая ошибку тока и повышая точность системы. Преимущества этой системы заключаются в более быстром времени отклика, значительном снижении колебаний тока благодаря предсказанию состояния системы, что позволяет двигателю СДПМ быстрее достигать желаемой скорости по сравнению с традиционным ПИ-управлением.

В научной статье [10] в 2022 году ученые Han Zhang, Bin Wang, Zhifeng Ye, Tengfei Ma и Hongcheng Zhang представили гибридную стратегию управления для электрического топливного насоса в авиационных двигателях. Авторы описали гибридную систему управления, включающую компенсацию по прямому каналу на основе перепада давления во внешнем контуре управления и нелинейное быстрое скользящее управление второго порядка в сочетании с расширенным наблюдателем состояния во внутреннем контуре управления (рис. 4).

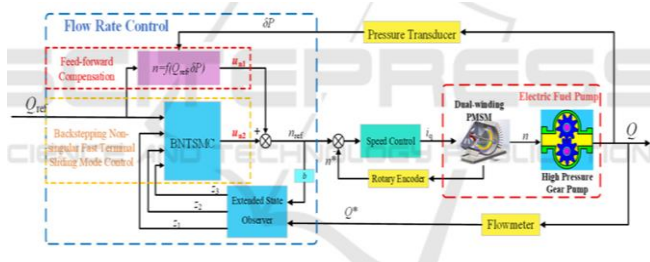


Рис. 4. Принципиальная схема с гибридным управлением расходом топлива

Результаты моделирования показали, что предложенная система управления позволяет быстро стабилизировать расход топлива на желаемом уровне, при этом время стабилизации сократилось на 47 % по сравнению с методом активного подавления помех и на 53 % по сравнению с традиционным скользящим управлением. Кроме того, использование расширенного наблюдателя состояния позволило лучше оценивать и компенсировать помехи в реальном времени. При колебаниях давления на выходе насоса система показала ошибку в установившемся режиме менее 0,5 %, что лучше, чем у систем управления с активным подавлением помех и скользящим режимом. Основные преимущества этой системы управления – высокая устойчивость к помехам, снижение колебаний и очень быстрый отклик.

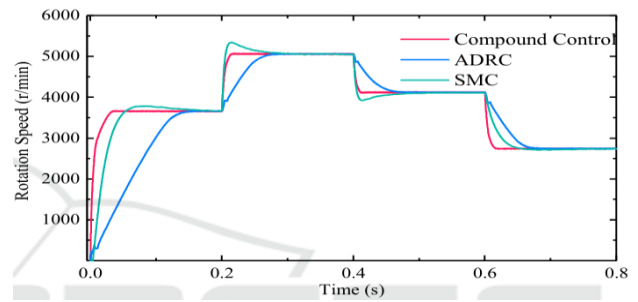


Рис. 5. Сравнение результатов исследования в работе [10]

В исследовании ученых Meng Xiangshuo, Xiao Lingfei и Ma Leiming [11] разработан предварительный контроллер для АЭТН на основе адаптивного скользящего режима с линейной обратной связью (рис. 6). Сначала авторы упростили проектирование контроллера, используя метод линеаризации обратной связи, который преобразует нелинейную модель в эквивалентную линейную модель. Затем авторы объединили две системы управления: адаптивное скользящее управление и прогнозирующее управление.

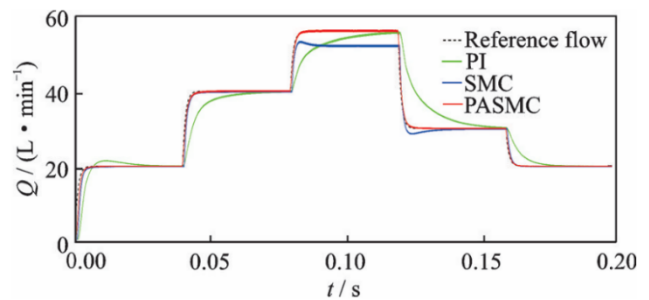


Рис. 6. Сравнение результатов исследования в работе [11]

Адаптивное скользящее управление используется для обработки ошибок модели и возмущений нагрузки, вызванных неопределенностями в системе. Прогнозирующий контроллер используется для использования предварительной информации с целью улучшения скорости отклика системы. Результаты моделирования показали, что время стабилизации для этого метода составляет 0,02 с, что быстрее, чем у ПИ-регулятора (0,09 с) и скользящего режима управления (0,023 с) (рис. 6). Ошибка в установившемся режиме составляет 0,439 %, что ниже, чем у ПИ-регулятора (0,89 %) и скользящего управления (2,13 %). Эффективность системы управления была продемонстрирована благодаря быстрому времени отклика, высокой точности и хорошей устойчивости к помехам. Однако сочетание нескольких методов управления делает систему более сложной для реализации на практике.

В научной статье [3] за 2024 год ученые Xiao Lingfei, Zirui Han, Ma Leiming и Jiang Bin представили интеллектуальную и устойчивую систему управления для электрического топливного насоса, сочетающую скользящее управление второго порядка, оценку помех оценщика неопределенностей и возмущений и алгоритм оптимизации роя частиц с перменной скоростью для многокритериальных задач. По сравнению с научной статьей [6] за 2020 год той же группы авторов, данное исследование представляет собой

усовершенствованную версию, делающую систему более интеллектуальной и гибкой. Ученые использовали алгоритм оптимизации роя частиц с переменной скоростью для автоматической настройки и оптимизации параметров управления. Это обеспечивает лучшую устойчивость к помехам, снижение колебаний и более энергоэффективную работу системы.

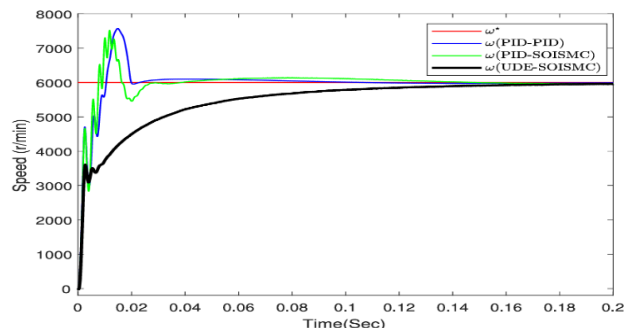


Рис. 7. Сравнение результатов исследования в работе [3]

Результаты экспериментов показали, что предложенный метод управления обладает высокой устойчивостью, обеспечивает стабильную производительность в установившемся режиме и потребляет меньше энергии.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ систем управления электрическими топливными насосами авиации выявляет их важную роль в реализации концепции «более электрического самолета» (МЕА). Исследования методов управления, таких как ПИД-регулятор, адаптивный алгоритм, скользящий режим и комбинированная стратегия, подтверждают их эффективность в поддержании стабильности и скорости реагирования. Современные подходы, такие как интегральное скользящее управление второго порядка и активное подавление помех, демонстрируют ошибку менее 0,5 % и время стабилизации до 0,2 секунды. Однако их применение ограничено необходимостью точных математических моделей и высокой вычислительной нагрузкой, что усложняет реализацию в условиях динамически меняющихся внешних факторов. Данная работа создает основу для разработки других современных систем управления для данного направления исследований,

чтобы в будущем они могли стать еще более совершенными.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] M.J. Provost, The more electric aero-engine: A general overview from an engine manufacturer, in: 2002 International Conference on Power Electronics, Machines and Drives (Conf. Publ. No. 487), IET, 2002, pp. 246–25. Doi: <https://doi.org/10.1049/cp:20020122>
- [2] 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>
- [3] 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
- [4] Seki, Naoki & Morioka, Noriko & Oyori, Hitoshi & Yamamoto, Yasuhiko. (2015). Development of Fuel Control System for More Electric Engine. Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. V006T05A020. DOI: 10.1115/GT2015-43213
- [5] Ding, R., Xiao, L. & Jin, X. Robust Control for Electric Fuel Pump with Variant Nonlinear Loads Based on a New Combined Sliding Mode Surface. Int. J. Control Autom. Syst. 17, 716–728 (2019). <https://doi.org/10.1007/s12555-018-0444-8>
- [6] Патент: CN202010001361.3A / Сяо Линфэй, Ма Леймин, Сюй Минмэн, Чжунсян, Линь Цун, Е Чжифэн "Direct-drive aviation electric fuel pump robust controller" 2020-01-02.
- [7] X. Lingfei, W. Guoqiang and M. Xiangshuo, "Sensorless fault-tolerant control of aviation electric fuel pump based on arc tangent function sliding mode observer," 2022 34th Chinese Control and Decision Conference (CCDC), Hefei, China, 2022, pp. 4225-4230, doi: <http://dx.doi.org/10.1109/CCDC55256.2022.10033993>
- [8] 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>
- [9] 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>
- [10] Zhang H., Wang B., Ye Z., Ma T. and Zhang H. (2022). Hybrid Control Based on Backstepping Sliding Mode Control for Flow Modulation of Electric Fuel Pump. In Proceedings of the 3rd International Symposium on Automation, Information and Computing - Volume 1: ISAIC; ISBN 978-989-758-622-4, SciTePress, pages 766-775. DOI: <https://doi.org/10.5220/0012046800003612>
- [11] MENG Xiangshuo, XIAO Lingfei, MA Leiming. Design of Preview Controller for Aviation Electric Fuel Pump Based on Adaptive Sliding Mode Feedback Linearization[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, (1):47-59 DOI: <http://dx.doi.org/10.16356/j.1005-1120.2023.01.005>