

РОЗДІЛ III. КОМП'ЮТЕРНІ НАУКИ

УДК 004.67:629.7

DOI <https://doi.org/10.26661/2786-6254-2024-2-03>

ПЕРСПЕКТИВИ ЗАСТОСУВАННЯ МІКРОПРОЦЕСОРНОГО КЕРУВАННЯ У СИСТЕМАХ ЗАПАЛЮВАННЯ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Бабич Г. О.

аспірант

Запорізький національний університет

вул. Університетська, 66, Запоріжжя, Україна

orcid.org/0009-0007-9062-611C

annababich333@gmail.com

Шило Г. М.

доктор технічних наук,

завідувач кафедри комп'ютерних наук

Запорізький національний університет

вул. Університетська, 66, Запоріжжя, Україна

orcid.org/0000-0002-5020-6707

shilo.gn@gmail.com

Ключові слова:

*автоматизація систем
запалювання, свічки
напівпровідникові,
частота іскроутворення,
мікропроцесорне адаптивне
керування, газотурбінний
двигун.*

У статті наведено огляд існуючих систем запалювання газотурбінних двигунів. Визначена класифікація систем запалювання за принципом дії. Надано розгорнутий опис основних властивостей та аналіз особливостей кожної системи. З усіх розглянутих систем запалювання в даний час у авіаційній галузі найбільш широкое розповсюдження отримали ємнісні системи запалювання з напівпровідниковими свічками, які мають значні переваги над іншими системами, а саме можливість створення розрядних імпульсів великої енергії на свічках. Проаналізовано перспективні напрямки розвитку ємнісних систем запалювання та визначений найбільш сучасний напрямок розвитку – розробка систем запалювання з мікропроцесорним адаптивним керуванням частотою іскроутворення для стабілізації вихідної потужності. Докладно зазначені головні вимоги та особливості роботи мікропроцесорних елементів у складі систем запалювання авіаційних газотурбінних двигунів: висока зовнішня температура, вібрація, механічні удари, вимоги до електромагнітної сумісності, а саме, стійкої роботи в умовах впливу електромагнітних полів високої інтенсивності – HIRF (high-intensity radiated fields). Основним підходом до автоматизації системи запалювання має стати розробка ємнісних систем запалювання, параметрами роботи яких можна автоматично керувати у залежності від режимів та умов кожного конкретного запуску газотурбінного двигуна. У цьому випадку необхідні параметри іскрових розрядів для надійного займання суміші, наприклад в умовах висотного запуску, задаються вбудованою мікропроцесорною адаптивною системою керування, яка аналізує та вибирає режими з оптимальними параметрами іскрових розрядів, що мають різні енергії, частоту слідування та тривалість. Наведена базова структурна схема системи запалювання з вбудованою мікропроцесорною адаптивною системою керування. Описані задачі алгоритму адаптивного керування параметрами іскрових розрядів у системі запалювання газотурбінних двигунів.

PERSPECTIVES FOR THE APPLICATION OF MICROPROCESSOR CONTROL IN IGNITION SYSTEMS OF GAS TURBINE ENGINE

Babich G. O.

*Postgraduate Student
Zaporizhzhia National University
Universytetska str., 66, Zaporizhzhia, Ukraine
orcid.org/0009-0007-9062-611C
annababich333@gmail.com*

Shilo G. M.

*Doctor of Technical Sciences,
Head of the Department of Computer Science
Zaporizhzhia National University
Universytetska str., 66, Zaporizhzhia, Ukraine
orcid.org/0000-0002-5020-6707
shilo.gn@gmail.com*

Key words: *automated ignition system, semiconductor spark plugs, spark frequency, microprocessor adaptive control, gas turbine engine.*

The article provides an overview of existing ignition systems for gas turbine engines. The classification of ignition systems by the operating principle is determined. A detailed description of the main properties and an analysis of the features of each system are presented. Of all the ignition systems considered, capacitive ignition systems with semiconductor spark plugs are currently the most widely used in the aviation industry. They have significant advantages over other systems, namely, the ability to create high-energy discharge pulses on the spark plugs. Promising areas of development of capacitive ignition systems are analyzed and the most modern direction of development is determined – the development of ignition systems with microprocessor adaptive control of the spark frequency to stabilize the output power. The main requirements and features of the operation of microprocessor elements in the ignition systems of aircraft gas turbine engines are noted in detail: high ambient temperature, vibration, mechanical shocks, requirements for electromagnetic compatibility, namely, stable operation under the influence of high-intensity radiated fields – HIRF. The main approach to the automation of ignition systems should be the development of capacitive ignition systems, the operating parameters of which can be automatically controlled depending on the modes and conditions of each specific start of a gas turbine engine. In this case, the necessary parameters of spark discharges for reliable ignition of the mixture, for example, under high-altitude start conditions, are set by a built-in microprocessor adaptive control system, which analyzes and selects modes with optimal parameters of spark discharges that have different energy, repetition frequency and duration. The article presents a basic structural diagram of an ignition system with a built-in microprocessor control system. The tasks of the algorithm for adaptive control of spark discharge parameters in the ignition system of gas turbine engines are described.

Вступ. Предметом дослідження є електричні системи запалювання, що становлять одну з найбільш відповідальних частин комплексу електрообладнання двигунів літальних апаратів. Вони використовуються для займання паливо-повітряної суміші в камері згоряння при запуску газотурбінних двигунів як на землі, так і в польоті. Від частоти іскроутворення на свічці, яка характеризує вихідну потужність системи запалювання,

залежить надійність запуску та експлуатації газотурбінних двигунів [1].

Значний зріст швидкостей та висот польоту, збільшення потужності двигунів приводять до ускладнення функцій, які виконують літальні апарати, та посилення вимог, пред'явлених до силових установок. Тому існує необхідність удосконалення електричних систем запалювання та пошуку нових рішень, що направлені на підви-

щення їх енергетичної ефективності, надійності у роботі та збільшення ресурсних показників, що і становить **мету** дослідження.

Існуючі традиційні методи підвищення ефективності систем запалювання практично вичерпані. Тож особливо актуальним є пошук нових можливостей удосконалення систем запалювання.

Отже, **завданням** роботи є проведення досліджень, спрямованих на розробку нових систем запалювання з мікропроцесорним адаптивним керуванням [2], заснованих на нових підходах до підвищення ефективності, впровадження сучасних інформаційних технологій, що в даний час є особливо актуальним.

Огляд літератури. У науково-технічній літературі системи запалювання авіаційних двигунів класифікуються як **ємнісні** та **індукційні** [3; 4]. Класифікація заснована на використанні відповідного накопичувача енергії. У системах запалювання ємнісного типу енергія накопичується у електричному полі накопичувальних конденсаторів, в індуктивних системах – у магнітному полі вібраційного перетворювача або трансформатора одноконтурного транзисторного перетворювача.

Рівень вихідної напруги визначає тип системи запалювання. За цією ознакою системи запалювання розподіляються на **високовольтні** та **низьковольтні**. В індуктивних системах запалювання використовують іскрові свічки. При цьому вихідна напруга змінюється в інтервалі 15-25 кВ. Індуктивні системи запалювання можуть бути низьковольтними; в них використовують свічки поверхневого розряду – ерозійні, напруга не перевищує 5-7 кВ. У ємнісних системах запалювання низьковольтного типу рівень робочих напруг складає 2,5-3,5 кВ. Вихідна напруга високовольтних ємнісних систем запалювання може перевищувати 20 кВ. Для ємнісних систем запалювання характерні, як правило, напівпровідникові свічки: відкриті, напівзакриті та стріляючі. Ці системи запалювання принципово можуть працювати і з іскровими свічками, надійний пробій яких забезпечується з використанням високовольтних імпульсних трансформаторів, в складі спеціальних блоків – активаторів.

У авіаційних двигунах різного призначення можуть використовуватися і інші типи електричних систем запалювання. Це – **плазмові**, **лазерні**, **п'єзоелектричні** та **калійні** [5]. Плазмові системи запалювання, на відміну від класичних імпульсних, створюють у плазмовій свічці безперервну дугу постійного або змінного струму [6]. Подібні системи запалювання потребують потужних джерел живлення для створення дуги, що безперервно горить. Перевагою плазмових систем є висока енергія [7], що виділяється, та значна протяжність плазмового викиду, що особливо важ-

ливо у випадках, коли у камері згоряння газотурбінного двигуна циркуляційна зона при висотному запуску змінює своє положення і робочий торець свічки може опинитись у зоні прямих високих швидкостей потоку. У цьому випадку плазмовий викид може досягти межі циркуляційної зони для забезпечення надійного займання суміші. Плазмові системи запалювання не знайшли широкого застосування у авіаційних двигунах. Порівняльні випробування плазмових та класичних ємнісних систем запалювання не показали значних переваг плазмових систем. Вочевидь, це пов'язано з тим, що швидкість виділення енергії у ємнісних системах запалювання імпульсного типу відчутно вище, що дуже важливо з точки зору займання паливо-повітряних сумішей на основі відомих теорій займання. Плазмові системи запалювання доцільно використовувати у газотурбінних приводах наземного застосування, де умови для займання суміші є достатньо комфортними. Такі системи запалювання використовують, наприклад, в газотурбінних двигунах газоперекачувальних агрегатів.

Калійні системи запалювання у авіаційних двигунах практичного використання не знаходять в силу низької швидкості підводу тепла до паливо-повітряної суміші.

Певні переваги мають лазерні системи запалювання. В цих системах лазерний промінь фокусується у потрібній точці камери згоряння, тим самим забезпечуючи високу надійність займання паливо-повітряної суміші, коли зі змінами тиску середовища (запуск в польоті), межі циркуляційної зони відрізняються від меж при наземному запуску двигунів. До очевидних недоліків лазерної системи може бути віднесено наявність оптичної системи, яка схильна до відкладень нагару при не повному згорянні палива. Відомі випадки використання лазерних систем запалювання в газотурбінних двигунах наземного застосування.

П'єзоелектричні системи запалювання використання у авіаційних двигунах не знаходять в силу малої енергії одиничного імпульсу. Однак ці системи запалювання можуть використовуватися у ракетних двигунах з невисокою потрібною величиною енергії для надійного займання високоефективної горючої суміші.

З усіх вищезгаданих систем запалювання в даний час у авіаційній галузі найбільш широке розповсюдження отримали **ємнісні системи запалювання з напівпровідниковими свічками**, які мають значні переваги над іншими системами, а саме можливість створення розрядних імпульсів великої енергії на свічках. Тому удосконалення саме ємнісних систем запалювання з використанням мікропроцесорного керування має найбільший практичний та прикладний інтерес.

Але використання вбудованої мікропроцесорної адаптивної системи керування системою запалювання у складі авіаційного газотурбінного двигуна має особливі вимоги до стійкості напівпровідникових елементів до зовнішніх факторів, що впливають: висока температурах (100...120 °С), вібрація (5...2000 Гц, з амплітудою до 1 мм), механічні удари (до 15g) та інші. Також особливі вимоги пред'являються до електромагнітної сумісності, а саме, стійкої роботи в умовах впливу електромагнітних полів високої інтенсивності - HIRF (частотою до 40 ГГц, напруженістю до 200 В/м).

Методи. Основним підходом до автоматизації системи запалювання має стати розробка ємнісних систем запалювання, параметрами роботи яких можна автоматично керувати у залежності від режимів та умов кожного конкретного запуску газотурбінного двигуна [8–19]. У цьому випадку необхідні параметри іскрових розрядів для надійного займання суміші, наприклад в умовах висотного запуску, задаються вбудованою мікропроцесорною адаптивною системою керування, яка аналізує та вибирає режими з оптимальними параметрами іскрових розрядів, що мають різні енергії, частоту слідування та тривалість.

Для адаптивного керування частотою іскроутворення необхідно розробити алгоритм, який виконує аналіз часу між послідовними розрядами, аналіз зовнішніх факторів, що впливають на швидкість формування розрядів та корегує швидкість накопичення енергії для формування чергового розряду у всіх можливих умовах експлуатації газотурбінного двигуна.

Результати. Удосконалення існуючих систем запалювання пов'язано з необхідністю підвищення їх займистої властивості для розширення меж пускових характеристик камер згоряння та пускових запальників.

Розробниками ємнісних систем запалювання ведеться постійна робота по їх вдосконаленню з метою підвищення показників якості для розширення меж пускових характеристик камер згоряння та пускових запальників, при цьому одночасно вирішуються завдання зниження маси, габаритів, споживаної потужності та збільшення ресурсних показників елементів системи запалювання двигунів. З точки зору вдосконалення систем запалювання певний науковий інтерес представляють наступні напрямки [20–24]:

1. Використання ємнісних систем запалювання з одне полярним імпульсом (системи запалювання аперіодичного розряду).

2. Розробка імпульсно-плазмових систем запалювання, які за ефективністю близькі до ємнісних та плазмових систем.

3. Використання у системах запалювання «пакетного» режиму утворення іскрових роз-

рядів. Цей режим роботи систем запалювання описаний у ряді наукових публікацій та може викликати певний інтерес.

4. Використання розробок у сфері створення ємнісних систем запалювання з керованою черговістю іскрових розрядів.

Ідея створення таких систем запалювання заснована на результатах дослідження процесів іскрового займання паливо-повітряних сумішей закордонними авторами.

5. Розробка ємнісних систем з поєднанням у свічках іскрових розрядів різної тривалості. Ефект від застосування іскрових розрядів різної тривалості широко використовується в індуктивних системах запалювання, в яких розряд у свічці містить коротку ємнісну та довгу індуктивну стадії розряду.

6. Розробка та впровадження керованих систем запалювання, в яких параметри іскрових розрядів залежать від умов займання паливо-повітряних сумішей в різних умовах висотних запусків.

7. Удосконалення систем запалювання з підвищенням стабільності вихідних параметрів.

Проаналізуємо зміст названих напрямків розвитку ємнісних систем запалювання.

На основі аналізу сучасних розробок в галузі удосконалення систем запалювання з одне полярним імпульсом (системи запалювання аперіодичного розряду) виявлені наступні особливості [20].

Котушка індуктивності, що підключена послідовно з напівпровідниковою свічкою, містить сердечник, що насичується та дозволяє отримати розрядний струм специфічної форми. По мірі збільшення струму сердечник насичується, що зменшує індуктивність дроселю та збільшує швидкість наростання струму. Такий характер змінення струму дозволяє досягти певних ефектів. По-перше, створюється ефективний захист напівпровідникового ключа – тиристор, який виконує роль комутуючого елементу. За рахунок малої швидкості зміни струму поблизу нульових значень, забезпечується захист тиристорного ключа. По-друге, при такій формі струму відбувається підвищення займистої здібності за рахунок зростання di/dt після насичення сердечника дроселя. Висока швидкість зростання струму забезпечує збільшення миттєвої потужності іскрових розрядів, що у відповідності до теплової теорії займання дозволяє підвищити надійність займання паливо-повітряної суміші. А малі швидкості зміни струму при переході струму через нуль знижують навантаження на напівпровідникову свічку, тим самим збільшуючи строк її служби та скорочуючи теплові втрати. Однак, при використанні дроселю, який забезпечує описаний вище закон зміни струму, виникає невідповідність між вимогою до зниження швидкості зростання струму для збіль-

шення строку експлуатації напівпровідникового ключа та вимогою до зростання струму для оптимального займання паливо-повітряної суміші, які дуже складно збалансувати.

Відомі роботи [21], в яких аналізуються процеси у системах запалювання, які мають одночасно переваги ємнісних та плазмових систем. Такі системи запалювання відносяться до імпульсно-плазмового типу. Головна відмінна особливість цих систем запалювання полягає в наступному: у свічці одночасно утворюються два розряди, кожний з яких утворюється конденсаторами різної ємності: при цьому основний конденсатор має велику ємність, але знижену напругу, недостатню для пробою свічки або розряднику. Поєднання короткого та довгого розрядів, як відомо, забезпечує підвищення займистої здатної свічки, так само, як це відбувається, наприклад, у високовольтних індуктивних системах запалювання двигунів внутрішнього згорання, де поєднуються ємнісний та індуктивний типи розрядів.

Недоліком цієї системи є те, що вона розрахована на роботу з іскровими свічками. Напівпровідникові свічки в подібних системах використовуватися не можуть, оскільки процес заряджання конденсатора великої ємності буде супроводжуватися великим струмом витоку через напівпровідниковий елемент.

Збільшення частоти слідування розрядів у свічці запалювання за певних умов запуску двигунів розглядається як один з можливих способів підвищення ефективності процесу займання. Зокрема, вказується на загальну перевагу високої частоти слідування розрядів у важких для займання умовах, коли склад паливо-повітряної суміші поблизу свічки запалювання далекий від оптимального. На основі цього ефекту в літературі описаний можливий спосіб підвищення ефективності ємнісних систем запалювання, що полягає в організації «пакетного» режиму генерування іскрових розрядів.

Важливим напрямком розвитку ємнісних систем запалювання є реалізація в розрядних ланцюгах послідовності іскрових розрядів; окрім того, створення систем, в яких у напівпровідникових свічках створюються іскрові розряди, що мають різну тривалість [22–24].

Перераховані вище способи вдосконалення систем запалювання мають багато традиційних електротехнічних схем реалізації, але **найбільш перспективним напрямком** є розробка ємнісних систем запалювання, параметрами роботи яких можна керувати [25] у залежності від режимів та умов кожного конкретного запуску газотурбінного двигуна. У цьому випадку необхідні параметри іскрових розрядів для надійного займання суміші, наприклад, в умовах висотного запуску,

задаються вбудованою мікропроцесорною адаптивною системою керування, яка аналізує та вибирає режими з оптимальними параметрами іскрових розрядів, що мають різні енергії, частоту слідування та тривалість.

Розробка та реалізація системи запалювання такого напрямку потребує:

1) поглибленого дослідження особливостей робочих процесів займання паливо-повітряної суміші у конкретних типах камер згорання та пускових запальників, що надасть розуміння базових параметрів процесу для створення ефективного алгоритму;

2) використання елементів апаратної частини системи запалювання (мікроконтролер, напівпровідникові елементи), що відповідають особливим вимогам до стійкості відносно зовнішнього впливу високої температури (100...120 °C), вібрації (5...2000 Гц, з амплітудою до 1 мм), механічних ударів (до 15g) та інші;

3) особливого конструктивного виконання корпусу та схемних рішень для забезпечення підвищених вимог до електромагнітної сумісності, а саме, стійкої роботи в умовах впливу електромагнітних полів високої інтенсивності – HIRF (частотою до 40 ГГц, напруженістю до 200 В/м).

Базова структурна схема системи запалювання з вбудованою мікропроцесорною адаптивною системою керування наведена на рис. 1.

Алгоритм адаптивного керування параметрами іскрових розрядів повинен виконувати наступні послідовні задачі:

1) на початку запуску (вмикання електроживлення від системи автоматичного керування двигуна) перший проміжок часу (3 секунди) підтримувати постійну частоту іскрових розрядів 15 Гц напругою 3 кВ – режим тренування свічок;

2) наступні 20 секунд запуску підтримувати постійну частоту іскрових розрядів 15 Гц напругою 3 кВ – режим запалювання паливо-повітряної суміші;

3) якщо запуск двигуна не виконано (не вимкнено електроживлення від системи автоматичного керування двигуна) впродовж 20 секунд, виконати підвищення частоти іскроутворення до частоти 25 Гц з динамікою додавання частоти 1 Гц кожен наступну секунду запуску до 30-ї секунди запуску. Напругу розряду не змінювати (3 кВ);

4) якщо запуск двигуна не виконано (не вимкнено електроживлення від системи автоматичного керування двигуна) впродовж 30 секунд, виконати підвищення напруги розряду до 4 кВ з лінійною динамікою додавання напруги до 45-ї секунди. Частоту іскроутворення не змінювати (25 Гц).

5) після кожного запуску виконувати аналіз: тривалості запуску, часу між послідовними розрядами (за даними датчика частоти іскроутворення),

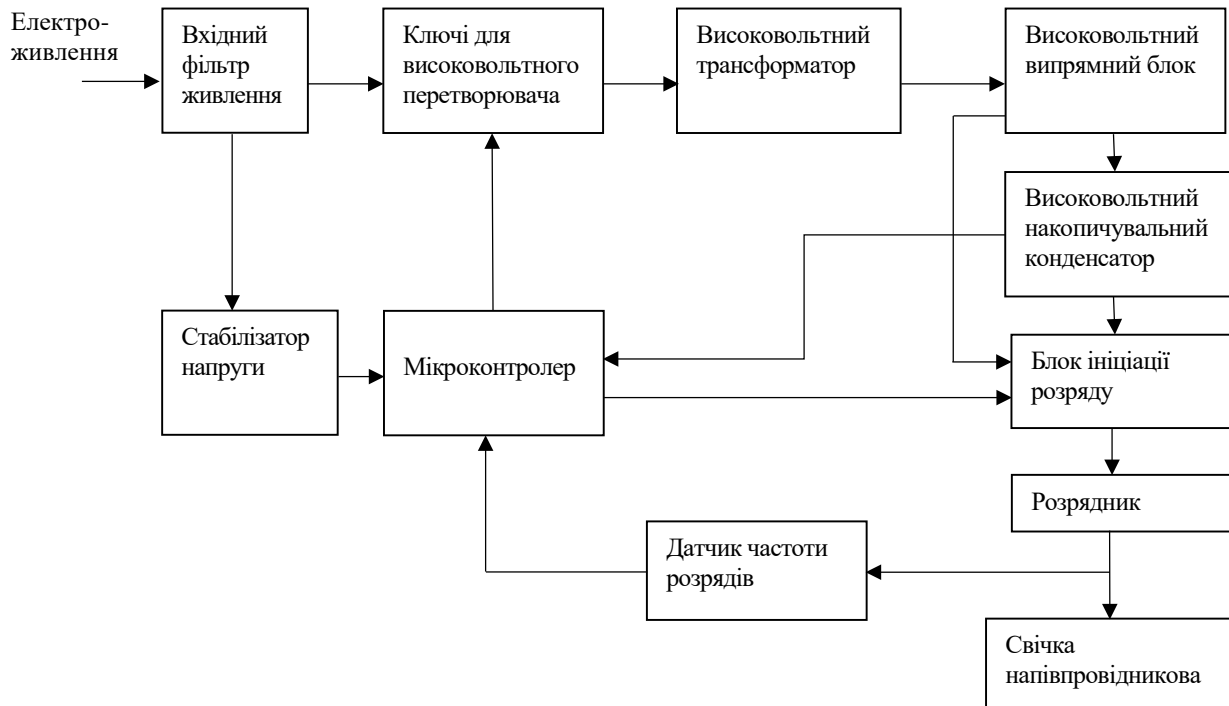


Рис. 1. Структурна схема системи запалювання з вбудованою мікропроцесорною адаптивною системою керування

величини напруги розряду (за даними з високовольтного накопичувального конденсатора) та за статистикою трьох наступних запусків при збільшенні тривалості часу запуску збільшувати початкову частоту іскроутворення та збільшувати динаміку підвищення напруги розряду за заданим законом. При зменшенні тривалості часу запуску зменшувати початкову частоту іскроутворення та зменшувати динаміку підвищення напруги розряду за заданим законом.

Враховуючи, що тривалість запуску залежить від умов експлуатації (висотність, температура, атмосферні опади, наявність нагару на свічці, ступінь вироблення свічки), описаний вище алгоритм дозволить автоматично адаптувати режим запуску до змін умов експлуатації. Такий підхід дозволить максимально ефективно використовувати ресурс свічки запалювання та всіх елементів високовольтного розрядного контуру та підвищити надійність запуску газотурбінного двигуна,

що є основними вимогами до вдосконалення сучасних систем запалювання.

Висновки. Наукова новизна проведеного дослідження полягає в тому, що запропоновано розробку принципово нової системи запалювання з мікропроцесорним адаптивним керуванням параметрами іскрових розрядів для оптимізації процесу запалювання авіаційних газотурбінних двигунів, якої ще не існувало у складі авіаційних двигунів в Україні та немає аналогічних розробок за кордоном (за інформацією з доступних відкритих джерел).

Імплементация та верифікація алгоритмів роботи нової системи запалювання з мікропроцесорним адаптивним керуванням параметрами іскрових розрядів буде виконуватись на дослідному зразку агрегату запалювання, який розробляється та буде виготовлений у рамках наукової роботи, як було вказано у завданні цього дослідження.

ЛІТЕРАТУРА

1. Кравченко І.Ф. Дослідження впливу параметрів пульсацій тиску у камері згорання на стійкість роботи ГТД / І.Ф. Кравченко, В.М. Журавльов, С.А. Борзов. *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. 2013. № 8. С. 136–141.
2. System and method for starting gas turbine engines: patent No. US 10,641,179 B2. МПК F02C 7/262, F05D 2220/32, F05D 2220/323, F05D 2260/85, F05D 2270/092, F05D 2220/3044; заяв. 07.11.2016; опубл. 05.05.2020.
3. Іноземцев А.А., Сандрацький В.Л. Газотурбінні двигуни: ВАТ «Авіадвигун», 2011. 1024 с.

4. Capacitive ignition system: patent No. US 10,815,955 B2. МПК F02P 1/08, F02P 11/02; заяв. 16.01.2013; опубл. 27.10.2020.
5. Торба Ю.І. Науково-технічні проблеми підвищення експлуатаційних та технічних характеристик двигунів для авіаційної техніки : Стенограма доповіді на засіданні Президії НАН України (Київ, 20 квітня 2022). *Вісн. НАН України*. 2022. № 6. С. 73–78.
6. Continuous plasma ignition system: patent No. 5,587,630. МПК H05B 37/02; заяв. 28.10.1993; опубл. 24.12.1996.
7. Plasma ignition and combustion assist for gas turbine engines: patent application publication No. US 2024/0159190 A1. МПК F02C 7/266, F23R 3/16; заяв. 18.03.2023; опубл. 16.05.2024.
8. Товкач С.С. Прогнозування міжелементної взаємодії в системах автоматичного керування авіаційних двигунів. *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. 2018. № 8. С. 113–117.
9. Дмитрієв С.О. Перспективи використання автоматизованих систем діагностування газотурбінних двигунів на основі гібридних генетичних алгоритмів / С.О. Дмитрієв, О.В. Попов, В.Е. Потапов. *АВІА-2015*. Т.2, 2015. С. 20.46-20.49.
10. Товкач С.С. Гібридний генетичний підхід до побудови розподіленої системи автоматичного керування авіаційних двигунів. *Вісник двигунобудування*. 2019. № 2. С. 57–62.
11. Панін В.В., Єнчев С.В., Товкач С.С. Комбіновані моделі обробки інформації в електронних системах керування авіаційних двигунів. *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. 2013. № 8. С. 235–239.
12. Єнчев С.В., Таку С.О. Розробка адаптивного нейромережевого регулятора інтелектуальної системи керування авіаційним двигуном. *Вчені записки Таврійського національного університету імені В.І. Вернадського. Серія: Технічні науки*. 2018. № 6. Т. 29(68). С. 34–39.
13. Y. Gao, S. Wang, T. Dragicevic, P. Wheeler. Artificial intelligence techniques for enhancing the performance of controllers in power converter-based systems – an overview. *IEEE Open Journal of Industry Applications*. 2023 Volume 4. С. 366–375.
14. S. Zhao, F. Blaabjerg, H. Wang. An overview of artificial intelligence applications for power electronics. *IEEE Trans. Power Electron.*, 2021 vol. 36, no. 4. С. 4633–4658.
15. J. Liu, T. Wei, N. Chen, W. Liu, J. Wu, P. Xiao. A neural network PID controller with dynamic structure adjustment for DC-DC switching converters // in Proc. IEEE 7th Int. Conf. Integr. Circuits Microsystems, 2022. С. 356–360.
16. M. Jafari, Z. Malekjamshidi. Design, simulation and implementation of an adaptive controller on base of artificial neural networks for a resonant DC-DC converter // in Proc. IEEE 9th Int. Conf. Power Electron. Drive Syst., 2011, С. 1043–1046.
17. J. Liu, T. Wei, N. Chen, W. Liu, J. Wu, P. Xiao. Fuzzy logic PID controller with both coefficient and error modifications for digitally-controlled DC-DC switching converters. *J. Elect. Eng. Technol.*, 2023, vol. 18, С. 2859–2870.
18. S. Hou, Y. Chu, J. Fei. Robust intelligent control for a class of power-electronic converters using neuro-fuzzy learning mechanism. *IEEE Trans. Power Electron.*, 2021, vol. 36, no. 8, С. 9441–9452.
19. H. S. Krishnamoorthy, T. N. Aayer. Machine learning based modeling of power electronic converters // in Proc. IEEE Energy Convers. Congr. Expo., 2019, С. 667–672.
20. Ignition system for a turbine engine: patent No. 5,561,350. МПК H05B 39/02; заяв. 24.02.1995; опубл. 01.10.1996.
21. Dual ignition system for a gas turbine engine: patent No.US 7,509,812 B2. МПК F02C 7/22; заяв. 20.08.2004; опубл. 31.03.2009.
22. Aircraft engine ignition system: patent No. 5,257,500. МПК F02C 7/264; заяв. 27.06.1992; опубл. 02.11.1993.
23. Ignition system for a gas turbine engine: patent No.US 7,595,568 B2. МПК H02J 9/00, H02J 3/38, F23Q 3/00; заяв. 16.02.2007; опубл. 29.09.2009.
24. Turbine engine ignition system and method: patent No. US 11,519,335 B1. МПК F02C 7/26, F02C 7/266, H01F 38/12, F02P 15/00; заяв. 27.08.2021; опубл. 06.12.2022.
25. Ignition system and method of programming an ignition system: patent No. US 6,339,743 B1. МПК G06G 7/70; заяв. 24.02.2000; опубл. 15.01.2002.

REFERENCES

1. Kravchenko I.F. (2013) Doslidzhennya vplyvu parametriv pulsatsiy tysku u kameri zhoryannya na stiykist roboty GTD [Study of the influence of pressure pulsation parameters in the combustion chamber on the stability of the gas turbine engine] *Aviatsiyno-kosmychna tekhnika ta tekhnolohiya*, no. 8, pp. 136-141. (in Ukrainian)

2. System and method for starting gas turbine engines: patent US 10,641,179 B2. Int. Cl. F02C 7/262, F05D 2220/32, F05D 2220/323, F05D 2260/85, F05D 2270/092, F05D 2220/3044; filed 07.11.2016; date of patent 05.05.2020.
3. Inozemtsev A.A., Sandratskiy V.L. (2011) Gazoturbinni dvyguny [Gas turbine engines]: VAT «Aviadvygun», 1024 p.
4. Capacitive ignition system: patent No. US 10,815,955 B2. Int. Cl. F02P 1/08, F02P 11/02; filed 16.01.2013; date of patent 27.10.2020.
5. Yu. I. Torba (2022) Scientific and technical problems of improving the operational and technical characteristics of aircraft engine : Transcript of the report at the meeting of the Presidium of NAS of Ukraine, April 20, 2022. Visn. Nac. Acad. Nauk Ukr, (6). pp. 73-78.
6. Continuous plasma ignition system: patent No. 5,587,630. Int. Cl. H05B 37/02; filed 28.10.1993; date of patent 24.12.1996.
7. Plasma ignition and combustion assist for gas turbine engines: patent application publication No. US 2024/0159190 A1. Int. Cl. F02C 7/266, F23R 3/16; filed 18.03.2023; pub. Date 16.05.2024.
8. Tovkach S.S. (2018) Prohnozuvannia mizhelementnoi vzaimodii v systemakh avtomatychnoho keruvannia aviatsiinykh dvyhuniv [Prediction of the interelement interaction in the automatic control systems of aviation engines] *Aviatsiyno-kosmychna tekhnika ta tekhnolohyia*, no. 8, pp. 113-117.
9. Dmytriiev S.O., Popov O.V., Potapov V.E. (2015) Perspektyvy vykorystannia avtomatyzovanykh system diahnostuvannia hazoyurbinykh dvyhuniv na osnovi hibrydnykh henetychnykh alhorytmiv [Prospects for automated automation systems for gas turbine engines using new hybrid genetic algorithms]. *AVIA-2015*, issue 2, pp. 20.46-20.49.
10. Tovkach S.S. (2019) Hibrydny henetychny pidhid do pobudovy rozpodilenoj systemy avtomatychnoho keruvannia aviatsiinykh dvyhuniv [Hybrid genetic approach for building the distributed automatic control system of aviation engines]. *Visnyk dvyhunobuduvannia*, no. 2, pp. 57-62.
11. Panin V.V., Yenchev S.V., Tovkach S.S. (2013) Kombinovani modeli obrobky informatsii v elektronnykh systemah keruvannia aviatsiinykh dvyhuniv [Combined models of information processing in electronic control systems of aircraft engines]. *Aviatsiyno-kosmychna tekhnika ta tekhnolohyia*, no. 8, pp. 235-239.
12. Yenchev S.V., Taku S.O. (2018) Rozrobka adaptivnoho neyromerezhevoho rehulyaitora intelektualnoi systemy keruvannia aviatsiinykh dvyhunom [Development of an adaptive neural network controller for an intelligent aircraft engine control system]. *Vcheni zapysky Tavriyskoho natsionalnogo universytetu imeni V.I. Vernadtskoho. Seriya: Tekhnichni nauky*, no. 6, issue 29(68), pp. 34-39.
13. Yuan Gao, Songda Wang, Tomislav Dragicevic, Patrick Wheeler. (2023) Artificial intelligence techniques for enhancing the performance of controllers in power converter-based systems – an overview // *IEEE Open Journal of Industry Applications*. Volume 4. pp. 366-375.
14. S. Zhao, F. Blaabjerg, H. Wang. (2021) An overview of artificial intelligence applications for power electronics // *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 36, no. 4. pp. 4633-4658.
15. J. Liu, T. Wei, N. Chen, W. Liu, J. Wu, P. Xiao. (2022) A neural network PID controller with dynamic structure adjustment for DC-DC switching converters // in *Proc. IEEE 7th Int. Conf. Integr. Circuits Microsystems*, pp. 356-360.
16. M. Jafari, Z. Malekjamshidi (2011) Design, simulation and implementation of an adaptive controller on base of artificial neural networks for a resonant DC-DC converter // in *Proc. IEEE 9th Int. Conf. Power Electron. Drive Syst.*, pp. 1043-1046.
17. J. Liu, T. Wei, N. Chen, W. Liu, J. Wu, P. Xiao. (2023) Fuzzy logic PID controller with both coefficient and error modifications for digitally-controlled DC-DC switching converters // *J. Elect. Eng. Technol.*, vol. 18, pp. 2859-2870.
18. S. Hou, Y. Chu, J. Fei. (2021) Robust intelligent control for a class of power-electronic converters using neuro-fuzzy learning mechanism // *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 36, no. 8, pp. 9441-9452.
19. H. S. Krishnamoorthy, T. N. Aayer. (2019) Machine learning based modeling of power electronic converters // in *Proc. IEEE Energy Convers. Congr. Expo.*, pp. 667-672.
20. Ignition system for a turbine engine: patent No. 5,561,350. Int. Cl. H05B 39/02; filed 24.02.1995; date of patent 01.10.1996.
21. Dual ignition system for a gas turbine engine: patent No. US 7,509,812 B2. Int. Cl. F02C 7/22; filed 20.08.2004; date of patent 31.03.2009.
22. Aircraft engine ignition system: patent No. 5,257,500. Int. Cl. F02C 7/264; filed 27.06.1992; date of patent 02.11.1993.
23. Ignition system for a gas turbine engine: patent No. US 7,595,568 B2. Int. Cl. H02J 9/00, H02J 3/38, F23Q 3/00; filed 16.02.2007; date of patent 29.09.2009.
24. Turbine engine ignition system and method: patent No. US 11,519,335 B1. Int. Cl. F02C 7/26, F02C 7/266, H01F 38/12, F02P 15/00; filed 27.08.2021; date of patent 06.12.2022.
25. Ignition system and method of programming an ignition system: patent No. US 6,339,743 B1. Int. Cl. G06G 7/70; filed 24.02.2000; date of patent 15.01.2002.