

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний авіаційний університет

ЄНЧЕВ Сергій Васильович



УДК 629.7.03:681.5:519.718:004.89(043.3)

**СИНТЕЗ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ
АВІАЦІЙНИМИ ГАЗОТУРБІННИМИ ДВИГУНАМИ**

Спеціальність 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Київ 2020

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Національному авіаційному університеті Міністерства освіти і науки України, м. Київ

Науковий консультант доктор технічних наук, професор
Терещенко Юрій Матвійович,
Лауреат Державної премії в галузі науки і техніки України, Заслужений діяч науки і техніки України, Національний авіаційний університет, завідувач кафедри авіаційних двигунів

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Артюшин Леонід Михайлович,
Лауреат Державної премії в галузі науки і техніки України, Заслужений працівник народної освіти України,
Державний науково-дослідний інститут авіації, головний науковий співробітник

доктор технічних наук, професор
Лисенко Олександр Іванович,
Лауреат Державної премії в галузі науки і техніки України, Заслужений діяч науки і техніки України,
Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського»,
професор кафедри телекомунікацій

доктор технічних наук, с.н.с.
Дихановський Віктор Миколайович,
Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, провідний науковий співробітник

Захист відбудеться « 24 » грудня 2020 р. о 13⁰⁰ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради – Д 26.062.05 Національного авіаційного університету МОН України за адресою: Україна, 03058, м. Київ, пр. Любомира Гузара, 1.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: Україна, 03058, м. Київ, пр. Любомира Гузара, 1.

Автореферат розісланий « 23 » листопада 2020 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради Д26.062.05
к.т.н., доцент



Т. О. Семитківська

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Наразі проблема синтезу систем автоматичного керування (САК) авіаційними газотурбінними двигунами (ГТД) характеризується переходом від концепції адаптивного керування до концепції інтелектуального керування. Це пов'язано як з неперервним ускладненням об'єктів керування – авіаційних ГТД, які є складними динамічними об'єктами, що відрізняються різноманітністю фізичних процесів, багатовимірністю, нелінійністю, нестаціонарністю робочих процесів, суттєвим впливом режимів роботи і зовнішніх умов на характеристики їх функціонування, так і з появою нових класів обчислювальних засобів на борту літака (насамперед розподілених обчислювальних мереж), а також з підвищенням вимог до надійності та ефективності процесів керування в умовах невизначеності.

Фундаментальні наукові дослідження в галузі розробки САК ГТД відображено в роботах А. А. Шевякова, Б. А. Черкасова, О. С. Гуревича, С. В. Єпіфанова, В. Г. Кримського, Р. Л. Лейбова, О. Д. Лянцева, А. Е. Асланяна, М. М. Мітраховича та ін.

До основних факторів, які слід враховувати під час створення САК авіаційними ГТД, належать чинники невизначеності, такі як неповнота інформації, неточність математичних моделей авіаційних ГТД, похибки датчиків і виконавчих механізмів, зміна характеристик двигуна в процесі експлуатації, виникнення можливих відмов функціональних вузлів САК. Врахування вищезазначених факторів є можливим лише на основі переходу від «жорстких» алгоритмів параметричної та структурної адаптації до інтелектуального (антропоморфного) принципу формування керування.

Питання побудови інтелектуальних систем керування авіаційних ГТД досліджено в роботах В. І. Васильєва, Б. Г. Ільєсова, С. С. Валєєва, П. Вербоса, Дж. Сарідіса, С. В. Жернакова, В. І. Петуніна та ін. У працях цих учених показано можливість використання штучних нейронних мереж (НМ) у задачах ідентифікації та керування ГТД.

Водночас аналіз сучасної літератури, присвяченої інтелектуальним системам керування (ІСК) ГТД, засвідчує, що багато завдань, пов'язаних із побудовою нейромережових моделей ГТД, нейромережових і нечітких адаптивних алгоритмів керування, інтелектуальних методів обробки інформації в САК, оптимізацією законів керування ІСК ГТД, застосуванням інтелектуальних методів забезпечення відмовостійкості САК ГТД, залишаються нерозв'язаними.

Дисертаційна робота присвячена створенню науково-методичного апарату для вирішення актуальної науково-прикладної проблеми – синтезу інтелектуальних систем керування авіаційними ГТД як багатоаспектного поняття, що передбачає розв'язання низки наукових завдань. Таким чином,

проблема побудови нейромережових моделей ГТД, нейромережових і нечітких адаптивних алгоритмів керування, інтелектуальних методів обробки інформації в САК, оптимізації законів керування ІСК ГТД, застосування інтелектуальних методів забезпечення відмовостійкості САК ГТД є актуальною і має важливе практичне значення.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.

Дисертаційна робота відповідає основним науковим напрямкам розвитку науки і техніки України на період до 2021 року (відповідно до Закону України «Про пріоритетні напрями інноваційної діяльності в Україні», постанов Кабінету Міністрів України № 294 від 12.03.2012 р., № 980 від 18.10.2017 р. «Про затвердження середньострокових пріоритетних напрямів інноваційної діяльності галузевого рівня на 2012–2016 та 2017–2021 роки).

Роботу виконано на кафедрі авіаційних двигунів Національного авіаційного університету. Дисертація базується на результатах досліджень, пов'язаних з підготовкою низки науково-дослідних робіт, у яких здобувач брав участь як співвиконавець окремих розділів: НДР № 8/07.01.04 «Сучасні концепції підвищення ефективності енергетичних комплексів, процесу їх автоматизації на транспорті»; НДР № 92/07.01.05 «Управління динамічними системами та їх станом»; НДР № 50/07.01.05 «Методи оптимального керування складеними динамічними об'єктами»; НДР № 72/07.01.05 «Управління технічним станом авіаційних енергетичних комплексів на стадіях проектування та експлуатації». Співвиконавцем здобувач є в держбюджетній НДР № 733-ДБ11 «Вдосконалення газодинамічної стійкості багаторежимних газотурбінних двигунів» (2011–2012 рр.).

Робота є складовою частиною досліджень, що проводяться в Національному авіаційному університеті з метою покращення параметрів і характеристик, підвищення газодинамічної стійкості ГТД літаків цивільної та військової авіації в широкому діапазоні експлуатаційних режимів.

Дисертацію виконано відповідно до Стратегії відродження українського авіабудування на період до 2022 р. (розпорядження КМУ № 429-р від 10.05.2018 р.).

Метою дисертаційної роботи є створення науково-методичного апарату для вирішення науково-прикладної проблеми підвищення ефективності функціонування систем автоматичного керування авіаційними ГТД на основі застосування інтелектуальних методів керування складними об'єктами та обробки інформації.

Завдання дослідження.

1. Аналіз принципів побудови, функцій, задач, методів і алгоритмів синтезу інтелектуальних систем керування авіаційними газотурбінними двигунами.

2. Вивчення структури та інформаційних потоків в електронних системах керування авіаційними ГТД, створення комплексу методик і

алгоритмів ідентифікації авіаційних ГТД й обробки інформації в САК ГТД на основі методів інтелектуального керування.

3. Встановлення науково-методичних основ щодо проектування нейромережових регуляторів у структурах ІСК авіаційними ГТД: навчання, алгоритми синтезу та налаштування; формування структури ІСК ГТД та інтелектуального вейвлет-фільтру.

4. Створення методики синтезу нечітких ІСК ГТД за допомогою методу гармонічної лінеаризації та алгоритмічного забезпечення її функціонування.

5. Розробка методу та методик оптимізації законів керування в ІСК ГТД у процесі експлуатації на сталих та перехідних режимах за обраними критеріями: швидкодія, мінімальна витрата палива.

6. Розробка та дослідження алгоритмів забезпечення відмовостійкості інтелектуальних систем керування авіаційними ГТД з використанням нечітких і нейромережових моделей їх елементів.

Об'єкт дослідження - процеси та характеристики систем керування авіаційними ГТД з нейронними та нечіткими регуляторами.

Предмет дослідження - методи та засоби забезпечення оптимального керування та відмовостійкості систем керування авіаційними ГТД на основі інтелектуальних методів керування складними об'єктами та обробки інформації.

Методи дослідження. У роботі використано сучасні теоретичні та експериментальні методи дослідження. Теоретична частина роботи базується на теорії авіаційних двигунів, теорії автоматичного керування, методах нейронних мереж, нечіткої логіки та вейвлет-аналізу.

Експериментальна частина робота ґрунтується на використанні імітаційного комп'ютерного моделювання в середовищі MatLab/Simulink та частково в системі комп'ютерної математики MathCAD.

Наукова новизна.

1. Створено науково-методичний апарат для вирішення науково-технічної проблеми обробки інформації в електронних системах керування авіаційними ГТД як комплексу методик й алгоритмів ідентифікації авіаційних ГТД й обробки інформації в САК ГТД на основі методів інтелектуального керування.

2. Розвинено науково-прикладне застосування теорії нейромережових регуляторів у структурах ІСК авіаційними ГТД та одержано чисельні дані щодо ефективності їх роботи шляхом імітаційного комп'ютерного моделювання в середовищі MatLab/Simulink. Запропонований алгоритм структурного синтезу нейромережового регулятора ІСК ГТД дозволяє обґрунтовано обирати клас одно- чи багатовимірних структур мінімальної складності.

3. Розроблено науково-методичні основи синтезу інтелектуальних систем керування авіаційними ГТД з нечіткими регуляторами на базі комбінації методу гармонічної лінеаризації та чисельних методів.

4. Створено метод оптимізації керування авіаційним ГТД за заданими критеріями і розроблено методику розрахунку функції цілі в ІСК ГТД у процесі експлуатації на сталих та перехідних режимах за обраними критеріями оптимальності (швидкодія, мінімальна витрата палива).

5. Розроблено алгоритми забезпечення відмовостійкості інтелектуальних систем керування авіаційними ГТД з використанням нечітких на нейромережових моделях їх елементів, які відрізняються тим, що виявлення відмов у системі здійснюється шляхом порівняння елементів ІСК ГТД з аналогічними виходами елементів еталонної нейромережової моделі САК або нечіткої експертної бази знань, налаштовуваної в режимі реального часу, що дозволяє підвищити оперативність і достовірність встановлення відмов у широкому діапазоні зміни роботи та характеристик ІСК ГТД.

Практичне значення отриманих результатів полягає в тому, що застосування в практиці створення САК ГТД запропонованого науково-методичного апарату щодо синтезу інтелектуальних систем керування авіаційними ГТД дозволяє з нових позицій забезпечувати ефективність вирішення задач керування, оптимізації, діагностування та відмовостійкості авіаційних ГТД.

Практичне значення роботи підтверджується актами реалізації результатів, одержаних у дисертаційному дослідженні, у практиці підприємств ПАТ «НВО «Київський завод автоматики» від 03.09.2020 р. і ДП «Завод 410 ЦА» від 15.09.2020 р., а також актом про впровадження результатів дисертаційної роботи в навчально-виховний процес Національного авіаційного університету.

Особистий внесок здобувача. Основні результати досліджень отримано автором самостійно. За результатами дисертації опубліковано 13 робіт без співавторів [3, 4, 5, 31, 34, 37, 42, 43, 46, 52, 67, 72, 75]. У працях, опублікованих у співавторстві, постановка завдання виконана спільно, здобувачеві належать: [1] - розроблення підходу до формування системної ефективності процесів програмованої експлуатації авіоніки як об'єкта нової техніки; аналіз інформаційних аспектів і формулювання етапів створення інтегрованої автоматизованої системи управління програмованої експлуатації авіоніки; дослідження моделей, алгоритмів процесів функціонування динамічних і логіко-динамічних систем авіоніки на життєвому циклі; [2] – методологія забезпечення відмовостійкості авіоніки за допомогою інтелектуальних технологій (на прикладі інтелектуальних систем керування авіаційними газотурбінними двигунами); оцінка ефективності функціонування електронних сигналізаторів з мажоритарною логікою; дослідження ефективності функціонування бортових інформаційних систем з

мажоритарною логікою; [6, 7] – результати розрахунку систем; [8] – узагальнена оцінка структури та інформаційних потоків у системах керування ГТД; [9] – структурна схема відмовостійкої САК та результати моделювання САК з відмовами; [10] – структура логіко-ймовірнісної моделі електронної системи керування авіадвигунами; [11, 17] – узагальнення показника якості функціонування САК, що пропонується для оцінки її технічного стану, та методика оцінки технічного стану САК ГТД за аналізом параметрів її стану; [12, 19] – методика прогнозування вібростану авіаційних ГТД за допомогою вейвлет-аналізу; [13] – схема адаптивного регулятора та результати розрахунку і моделювання; [14] – алгоритм структурного синтезу нейромережевого регулятора, результати моделювання отриманої системи; [15] – алгоритм налаштування нейромережевого регулятора авіаційного ГТД, який використовує параметри режимів роботи двигуна як початкових умов навчання; [16] – методика вейвлет-діагностування параметрів ГТД; [18] – архітектура програмного забезпечення для відмовостійких систем авіоніки; [20] – алгоритм ідентифікації помпажних і передпомпажних явищ у компресорах авіаційних ГТД за допомогою вейвлет-аналізу; [21] – методика ідентифікації помпажних і передпомпажних явищ у компресорах авіаційних ГТД з використанням розкладу перехідної функції в ряд Уолша; [22] – обґрунтування застосування функцій Радамахера і Уолша для виявлення імпліцитних послідовностей у сигналах САК ГТД для раннього виявлення помпажу; [23] – загальна схема ідентифікації передпомпажних (помпажних) явищ у компресорах авіаційних ГТД за допомогою інтелектуальної обробки сигналу; [24] – нейромережева ідентифікація елементів авіаційного ГТД; [25] – методика обробки імпульсів у САК ГТД за допомогою вейвлет-аналізу; [26] – аналіз можливості використання комбінованих моделей обробки інформації в інтелектуальних системах керування авіаційними ГТД; [27] – структура нейромережевої моделі паливним насосом ТРДДФ; [28] – структура ІСК ГТД та алгоритм її функціонування; [29] – методика синтезу нечіткої системи керування ГТД (на прикладі ТГВД), що базується на поєднанні нечіткої логіки та методу гармонічної лінеаризації (отримано базу правил і функції приналежності); [30] – обґрунтування використання інтелектуального вейвлет-фільтру для усунення завад у потоках інформації електронних САК ГТД.

Доповіді на 29 конференціях підготовлено і представлено особисто автором, інші – співавторами.

Достовірність отриманих наукових результатів роботи забезпечується коректним застосуванням апробованого математичного апарату для поставлених наукових завдань, а також результатами імітаційного комп'ютерного моделювання.

Апробація результатів дисертації. Основні теоретичні положення, результати та висновки наукового дослідження, представлені автором, було

обговорено і позитивно оцінено на науковому семінарі кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету (30.06.2020 р.); міжкафедральному семінарі Національного авіаційного університету (16.09.2020 р.). Матеріали роботи було представлено на 39 міжнародних науково-технічних конференціях:

- XV, XVI, XVII, XVIII, XIX, XX, XXI, XXII, XXIII, XXIV, XXV Міжнародних конгресів двигунобудівників (с. Рибаче, 2010–2013 рр., с. Коблево, 2014–2020 рр.);

- VII, VIII, IX, X, XI, XIV Міжнародних науково-технічних конференціях «АВІА-2006, 2007, 2009, 2011, 2013, 2019» (м. Київ, 2006, 2007, 2009, 2011, 2013, 2019 рр.);

- V і VIII Всесвітніх конгресів «Aviation in the XXI-st century» (м. Київ, 2012, 2018 рр.);

- I, II, III, IV, V, VI, VIII, X, XI, XII Міжнародних науково-практичних конференціях «Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті» «MINTT-2009, 2010, 2011, 2012, 2013, 2014, 2016, 2018, 2019, 2020» (м. Херсон, 2009-2014, 2016, 2018, 2019, 2020 рр.);

- Міжнародних науково-практичних конференціях «Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту» «ISDMCI-2010, 2012, 2013, 2014, 2018, 2019» (с. Залізний Порт, 2010, 2012–2014, 2018, 2019 рр.);

- IV Всеукраїнській науково-практичній конференції «СЕУТТОО-2013. Сучасні енергетичні установки на транспорті, технології та обладнання для їх обслуговування» (м. Херсон, 2013 р.);

- Міжнародній науково-практичній конференції «The development of technical sciences: problems and solutions» (The Czech Republic, Brno, 2018 р.);

- Міжнародній науково-практичній конференції «Перспективи розвитку технічних наук в країнах ЄС та в Україні» (The Poland Republic, Wloclawek, 2018 р.);

- XIII Міжнародній науково-практичній конференції «ІРТК-2020. Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси», (м. Київ, 2020 р.).

Публікації. За темою дисертації опубліковано 76 робіт, зокрема 2 колективні монографії, 38 статей у фахових журналах та збірниках наукових праць (з них 7 односібні), 36 тез доповідей на конференціях. З опублікованих робіт 1 надрукована в закордонному журналі, 28 індексовані в міжнародних наукометричних базах Index Copernicus, Cite Factor, AcademicKeys, Infobase Index, WordCat, Google Scholar.

Структура та обсяг роботи. Дисертаційна робота складається зі вступу, шести розділів, висновків і 3 додатків. Обсяг роботи – 326 сторінок, список використаної літератури нараховує 266 джерел на 29 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі розкрито сутність і стан наукової проблеми, обґрунтовано актуальність теми дисертації, сформульовано мету і завдання дослідження, визначено наукову новизну, з'ясовано теоретичну і практичну значущість отриманих результатів наукових досліджень, встановлено особистий внесок здобувача в досягненні наукових результатів і впровадженні їх у роботу.

У першому розділі здійснено аналіз сучасного стану наукових досліджень у галузі синтезу інтелектуальних систем керування авіаційними газотурбінними двигунами. Визначено динаміку зміни визначальних параметрів авіаційних двигунів за останні 60 років (рис. 1): питома витрата палива зменшилася у 2 рази, ступінь стиснення в компресорі – у 15...20 разів, температура газів за турбіною зростає в 2 рази.

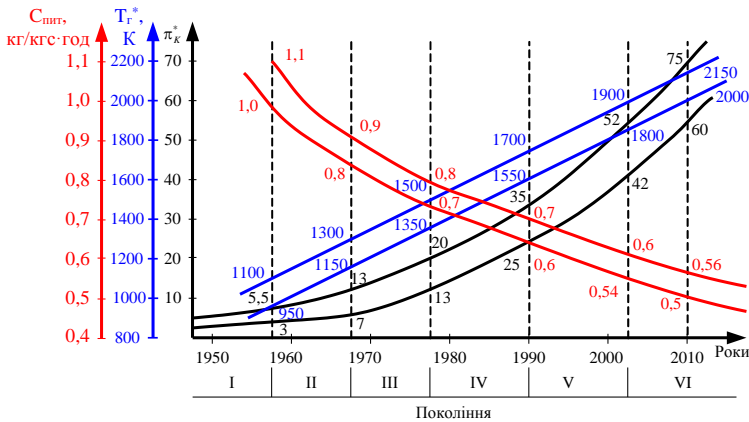


Рис. 1. Динаміка зміни визначальних параметрів авіаційних ГТД: $C_{пит}$ - питома витрата палива; $T_{г*}$ - температура газів за турбіною; π_K - ступінь стиснення в компресорі

Динаміка зміни визначальних параметрів авіаційних двигунів стала можливою завдяки поліпшенню газодинамічних схем, застосуванню матеріалів, а також покращенню якості керування газодинамічними параметрами, переходу до адаптивного і згодом до інтелектуального керування. Проаналізовано основні засоби штучного інтелекту: нейронні мережі, продукційні правила, еволюційні (генетичні) алгоритми, об'єктно-орієнтовані, логічні та об'єктно-логічні. Визначено їхні переваги та недоліки (рис. 2).

У подальшому в роботі розглядаються нейронні мережі та продукційні (нечіткі) системи. Виконано декомпозицію рівнів керування САК ГТД за рівнями – програмне, позиційне, ідентифікаційне, адаптивне, інтелектуальне та інтелектуальне.

	Нейронні мережі	Продукційні	Еволюційні	Об'єктно-орієнтовні	Логічні	Об'єктно-логічні
Переваги	1. Багатофакторне засгосування. 2. Висока швидкість. 3. Здатність до навчання	1. Можливість представлення дескриптивно-конструктивних знань і рефлексів. 2. Природність правил «якщо-то»	Висока ступінь розпаралелення (швидкодія)	1. Структурованість. 2. Висока швидкодія механізмів наслідування властивостей, замовчування тощо	1. Висока виразність. 2. Коректність. 3. Висока складність вирішуваних офлайн-задач	Поєднання переваг об'єктно-орієнтованих і логічних
Недоліки	1. Потреба у навчальній виборці. 2. Повільність навчання	1. Складність виконання великих баз правил, недостатня структурованість. 2. Складність забезпечення коректності виводів	1. Невідома ступінь ефективності. 2. Самоорганізація природної стихії, а не інтелектуальний процес	1. Складність програмування. 2. Недостатня виразність	1. Недостатня швидкодія. 2. Погана сумісність з евристичними досвідом. 3. Невирішуваність багатих логік. 4. Недостатність	1. Недоліки логічних моделей. 2. Складність програмування

Рис. 2. Порівняльний аналіз засобів штучного інтелекту

Сформульовано основні вимоги до проєктованих ІСК ГТД:

- забезпечення відмовостійкості комплексу «ІСК–ГТД»;
- інтеграція керування ГТД та повітряним судном;
- оптимізація алгоритмів керування ІСК відповідно до індивідуальних особливостей конкретного ГТД у змінному середовищі;
- збільшення запасів газодинамічної стійкості та ресурсу ГТД;
- зменшення часу прийомистості та кількості регулювань у процесі експлуатації.

Проаналізовано наявні моделі ГТД та їх зв'язок за рівнями невизначеності (недостатності знань) (рис. 3): моделі, що використовуються та розробляються в роботі, функціонують на середньому та достатньо високому рівні невизначеності.

У результаті дослідження визначено, що застосування інтелектуальних технологій для підвищення ефективності функціонування САК ГТД є актуальним. Встановлено, що є потреба в здійсненні комплексної автоматизації та інтелектуалізації процесів керування, оптимізації та забезпечення відмовостійкості у САК ГТД.

З'ясовано, що багато питань, пов'язаних із відпрацюванням ефективних методів керування і діагностики САК ГТД, розробкою інженерних методик проєктування НМ-моделей, алгоритмів керування на основі інтелектуальних технологій, залишаються неопрацьованими та малодослідженими.

	Детермінована (Д-модель)	Інтервальна (І-модель)	Ймовірнісна (Й-модель)	Нейромережева (НМ-модель)	Лінгвістична (Л-модель)	Експертна (Е-модель)
Доступна інформація про поведінку ГТД	Є повна інформація	Не повна інформація	Статистична інформація про процеси (наявність великої вибірки)	Статистична інформація про процеси (наявність малої вибірки)	Якісна інформація про поведінку ГТД	Знання експертів
Реалізація	Рівняння, поелементна модель	Рівняння з інтервальними коефіцієнтами	Стохастичні рівняння	Нейромережеві моделі	Нечіткі моделі	База знань, машина логічного виводу
Рівень невизначеності (недостатність знань)	Відсутній	Низький	Середній	Середній	Достатньо високий	Високий

Рис. 3. Взаємозв'язок типів авіаційних моделей та рівнів невизначеності

Таким чином, подальший розвиток методів синтезу систем керування авіаційних ГТД із застосуванням інтелектуальних технологій, а також дослідження ефективності їх використання в складі САК ГТД є актуальним завданням сучасного авіадвигунобудування.

У другому розділі роботи розглядається запропонована проф. Валесвим С. С. та розвинена у роботі, узагальнена модель ІСК ГТД, яка представлена у вигляді трирівневої ієрархічної структури (рис. 4), що дозволяє забезпечити гнучке та оперативне вирішення задач керування ГТД при внутрішніх і зовнішніх впливах для реалізації основної мети - забезпечення максимальної інформаційної пропускну здатності за умови високого рівня завад.

Таким чином, існує така взаємодія (рис. 4):

$$\langle \text{Комплекс } S_K \rangle \leftrightarrow \langle \text{Система } S_S \rangle \leftrightarrow \langle \text{Підсистема } S_I \rangle \dots,$$

де знак « \leftrightarrow » означає міжрівневий інформаційний обмін; $S_0 = \cup S_i$ - об'єднання ієрархічної системи та її зовнішнього середовища; $f_i, i = \overline{1,3}$ - вплив зовнішнього середовища на різні рівні ієрархічної системи; v_i - вплив ієрархічної ІСК на зовнішнє середовище; C_I, C_S, C_K - цілі системи на різних рівнях керування; L_I, L_S - інформація зворотних зв'язків, що отримана на основі відповідних

інформаційних протоколів; f_i , $i = \overline{1,3}$ - збурення з боку зовнішнього середовища на різні рівні ієрархічної ІСК; S_j^i - i -та підсистема j -того рівня керування; O_j^i - i -тий об'єкт керування на j -тому рівні керування; R_j^i - i -тий регулятор на j -тому рівні керування ІСК.

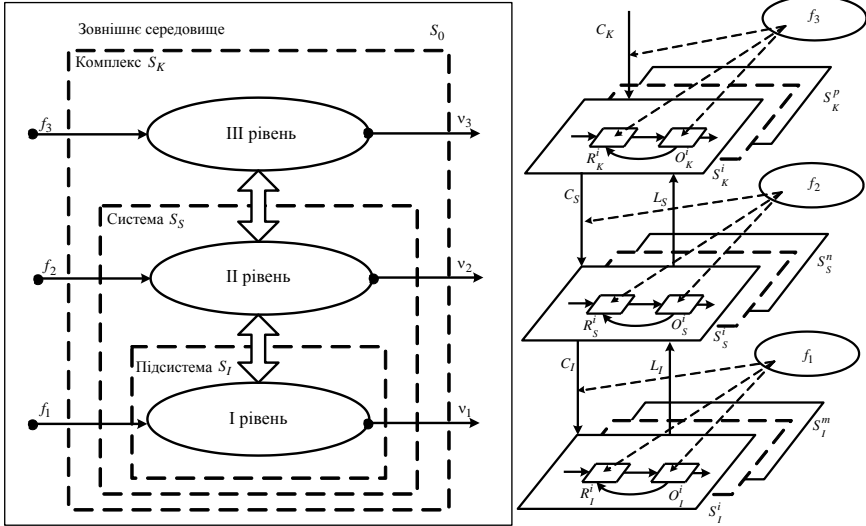


Рис. 4. Концептуальна модель ієрархічної ІСК ГТД на основі вертикально-горизонтальної декомпозиції задач керування

У результаті аналізу структури та інформаційних потоків у сучасних електронних системах автоматичного керування ГТД (на прикладі системи САК-90) встановлено, що основними їхніми недоліками є невисока надійність та недостатня гнучкість законів керування для забезпечення оптимальних значень вихідних параметрів ГТД, близьких до оптимальних при зміні великого числа зовнішніх дій та внутрішніх параметрів двигуна. Досліджено застосування в ІСК ГТД сучасних методів інтелектуальної обробки інформації.

Визначено, що пріоритетними напрямками для побудови інтелектуальних САК ГТД є системи з нейронними та нечіткими регуляторами, а для аналізу інформації важливим є метод вейвлет-аналізу. Кожен із методів інтелектуальних систем має свої переваги і недоліки, що окремо дозволяє з їх допомогою ефективно вирішувати різні задачі. Останнім часом спостерігається тенденція до об'єднання різних підходів у створенні гібридних інтелектуальних систем, що уможливорює посилення ефективності застосування.

На перетині цих концепцій з'явилися нові конструкції, що отримали назву нечітких нейронних мереж (НМ) та вейвлет-нейронних мереж (рис. 5). Вони поєднують у собі гнучкість і здатність до навчання нейронних мереж, можливості компактного опису сигналів, властиві вейвлетам, і можливість побудови прозорих правил виведення рішень на основі апарату нечіткої логіки.

Для задач синтезу ІСК ГТД створено методику ідентифікації НМ-моделі ГТД. Ідентифікація ГТД за допомогою нейронних мереж полягає в побудові оптимальної нейромережевої моделі за результатами спостережень над вхідними та вихідними змінними ГТД.

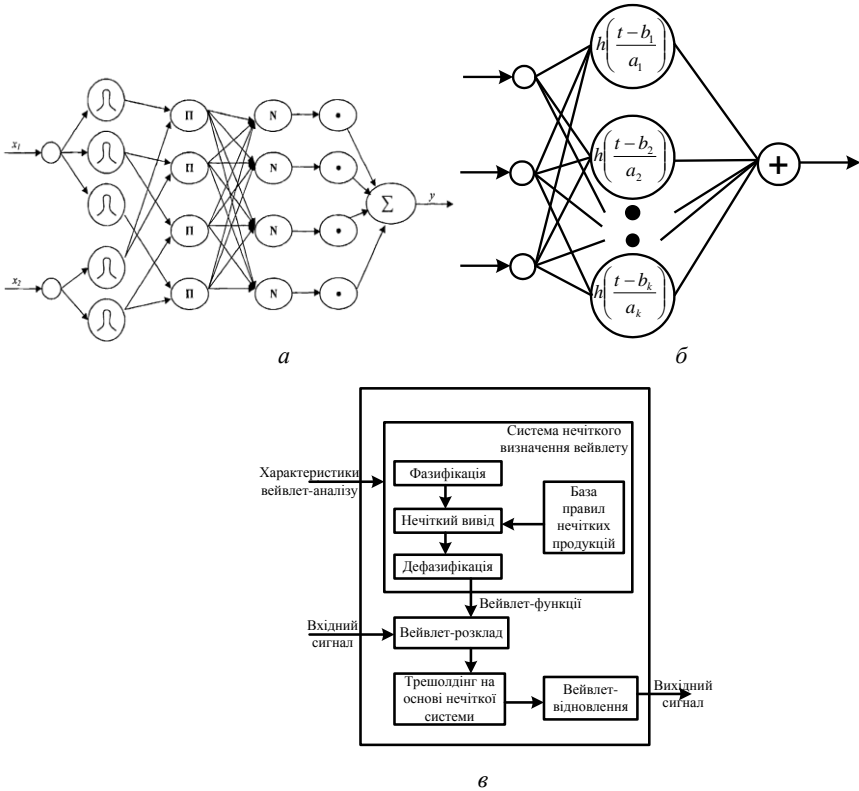


Рис. 5. Комбіновані методи обробки інформації в ІСК ГТД: а – нейронечітка мережа; б – вейвлет-нейронна мережа; в – вейвлет-аналіз з нечітким виведенням

Схема рішення задачі ідентифікації набуває такого вигляду: порівнюються вектор виходів об'єкта y і вектор виходів НМ $u_{\text{НМ}}$ при одному і тому ж векторі вхідних впливів u . Процедура навчання НМ полягає

в зміні ваги її зв'язків таким чином, щоб зменшити суму квадратів нев'язок до прийнятної (досить малої) величини:

$$E = \sum_{ij} \varepsilon_{ij}^2 < E_{\text{доп.}},$$

де $E_i = y_i - y_{i1}$ нев'язка на i -му кроці; $E_{\text{доп.}}$ – допустима величина похибки навчання.

Основні етапи методики ідентифікації ГТД та її елементів з допомогою нейромережових структур такі:

1. Постановка завдання ідентифікації. Визначаються ідентифіковані параметри ГТД, вид моделі (динамічна або статична), точність НМ-моделі, вибір частоти дискретизації, спосіб реалізації (апаратний, програмний).

2. Планування (проведення) експерименту. Основне завдання цього етапу - отримання безлічі даних про функціонування ГТД, необхідних для подальшої параметричної оптимізації обраної НМ-моделі.

3. Попередня обробка даних (фільтрація, видалення надлишкових даних і викидів сигналів).

4. Вибір структури моделі. Статична НМ-модель ГТД створюється на основі багат шарової нейронної мережі без зворотних зв'язків; динамічна НМ-модель ГТД – на основі рекурентної багат шарової нейронної мережі.

5. Оптимізація параметрів НМ-моделі. Процедура навчання НМ-моделей ГТД використовує комбінацію алгоритмів швидкого та зворотного поширення. Цим досягається необхідна точність процесу навчання, швидка збіжність до точки мінімуму цільової функції.

6. Прийняття рішення про адекватність моделі. Дієздатність моделі підтверджувалася оцінкою середньої похибки навчання $\varepsilon_{\text{зад}}$.

7. Реалізація НМ-моделі ГТД.

У роботі вирішуються дві тестові задачі:

1. Формування НМ-моделі каналу регулювання основного палива САК ГТД для турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою (ТРДДФ), з електронним регулятором з повною відповідальністю FADEC. Структурну схему САК ТРДДФ наведено на рис. 6.

2. Формування НМ-моделі каналу керування гвинтовентилятора САК ГТД для турбогвинтовентиляторного двигуна (ТГВД).

Вхідними величинами каналу регулювання подачі палива в основну камеру згоряння є: $\alpha_{\text{ВКД}}$ - кут встановлення ВКД (режим роботи); n_1 - частота обертання ротора компресора низького тиску; n_2 - частота обертання ротора компресора низького тиску; π_{κ} - ступінь підвищення тиску в компресорі; T^* - температура загальмованого потоку газу за турбіною, вихідною – кількість робочого палива $G_{\text{П}}$, що подається до основної камери згоряння.

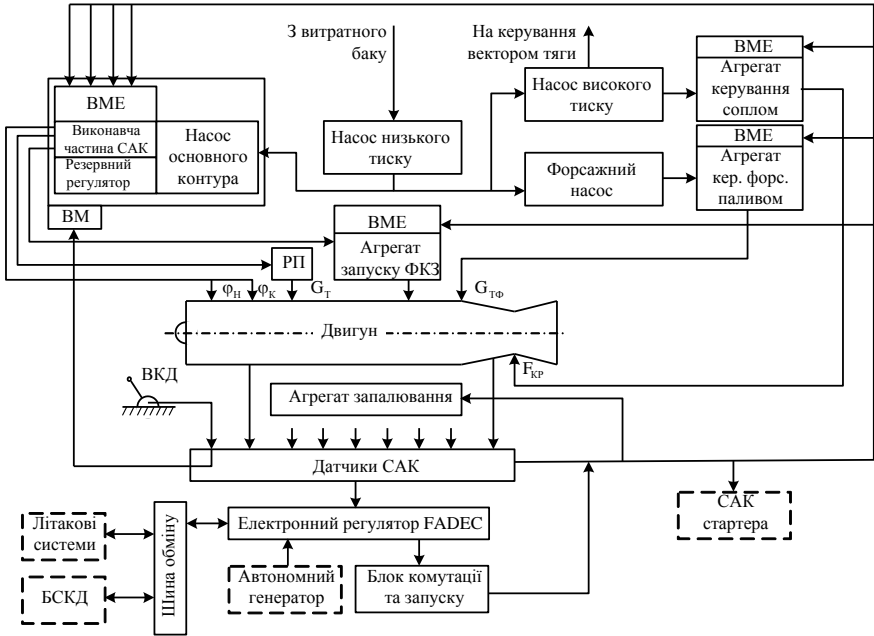


Рис. 6. Структурна схема САК ТРДДФ

Нейромережева модель каналу регулювання подачі палива наведено на рис. 7. Наступним етапом розробки НМ є ідентифікація вагових коефіцієнтів НМ та їхня оптимізація. Навчання НМ таке. На входи НМ подаються «відрізки» часового ряду

$$y_1(t), \dots, y_N(t), t \in (t_i, t_{i+1}),$$

що належать наперед відомим класам (режимам роботи) двигуна S_{α} , $(\alpha = 1, 2, \dots, k)$.

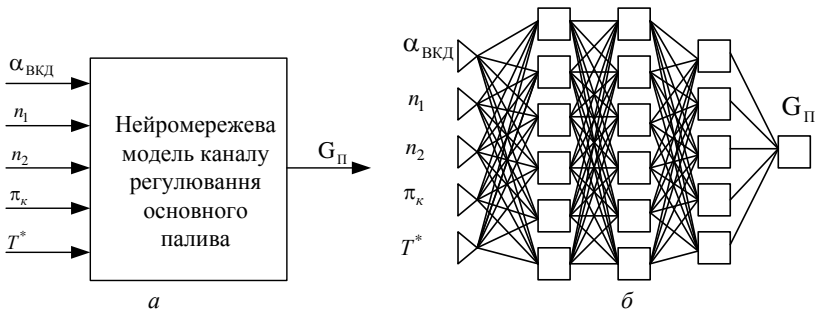


Рис. 7. Нейромережева модель каналу регулювання основного палива (а) та її топологія (б)

Бажаною реакцією НМ в кожному випадку буде значення, рівне одиниці на одному з виходів нейронної мережі, що відповідає розпізаному режиму. Наприклад, класу сталих режимів ГТД відповідає вихід 1, класу перехідних режимів - вихід номер 2, класу несталіх режимів - вихід номер 3.

Мінімуму похибки відповідає навчена мережа, яка вирішує задачу розпізнання (ідентифікації) режимів роботи ГТД і його елементів.

Розглянемо приклад побудови нейронної мережі для вирішення задачі ідентифікації динамічних характеристик ТГВД за каналом керування гвинтовентилятором. Цей двигун виконаний за тривальною схемою з приводом співвісних повітряних гвинтів протилежного обертання через диференційний редуктор.

Вхідними параметрами моделі є:

- частоти обертання гвинтовентиляторів $n_{\text{ПГ}}$ та $n_{\text{ЗГ}}$;

- кути установки лопатей гвинтовентиляторів $\phi_{\text{ПГ}}$ і $\phi_{\text{ЗГ}}$;

- потужність на валу вільної турбіни $N_{\text{ВТ}}$;

- параметри польоту: швидкість $V_{\text{П}}$; число Маха $M_{\text{П}}$, густина повітря ρ , крок інтегрування Δt .

Вихідними параметрами моделі є частоти обертання гвинтовентиляторів $n_{\text{ПГ}}$, $n_{\text{ЗГ}}$ на наступному $(i+1)$ -му кроці інтегрування і сумарна тяга гвинтовентиляторів $R_{\text{ГВ}}$. Визначаються емпіричні характеристики $\alpha_{\text{ПГ}}$, $\alpha_{\text{ЗГ}}$, $\beta_{\text{ПГ}}$, $\beta_{\text{ЗГ}}$ гвинтовентиляторів

$$\alpha_{\text{ПГ}}(\phi_{\text{В}}, \Delta\phi_{\text{В}}, \lambda_{\text{В}}, M_{\text{П}}), \alpha_{\text{ЗГ}}(\phi_{\text{В}}, \Delta\phi_{\text{В}}, \lambda_{\text{В}}, M_{\text{П}}),$$

$$\beta_{\text{ЗГ}}(\phi_{\text{В}}, \Delta\phi_{\text{В}}, \lambda_{\text{В}}, M_{\text{П}}), \beta_{\text{ПГ}}(\phi_{\text{В}}, \Delta\phi_{\text{В}}, \lambda_{\text{В}}, M_{\text{П}}).$$

Для обчислення коефіцієнтів α і β передніх та задніх гвинтів гвинтовентилятора на вхід НМ будуть надходити значення $M_{\text{П}}$, $\Delta\phi$, λ , ϕ .

Застосування нейронних мереж дозволяє побудувати ефективний алгоритм ідентифікації ГТД та їхніх елементів на основі великих масивів експериментальних даних. Вибір структури і параметрів нейромережевої моделі при цьому має проводитися на основі принципу декомпозиції моделі, що сприяє модульній організації НМ та підвищенню якості її навчання з урахуванням заданих вимог до точності ідентифікації.

У третьому розділі досліджено методи навчання і синтезу НМР для задач проектування нейромережевих ІСК ГТД. Побудова НМ-моделі авіаційного ГТД заснована на використанні апріорної інформації або експериментальних даних «вхід-вихід» ГТД. Отже, єдиним прийнятним варіантом навчання НМ є «навчання з учителем». Процес навчання складається з таких етапів:

1. Ініціалізація, або присвоєння початкових значень ваг НМ. Як початкові значення ваг вибирають розподілені випадковим чином числа порядку $\pm 0,01$.

2. Вибір першої навчальної пари $\langle X^{(1)}, D^{(1)} \rangle$, де $X^{(1)} = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ - вектор змінних, що подаються на вхід НМ; $n = (1 \dots N)$ - число нейронів у вхідному шарі НМ; $D^{(1)} = (d_1, d_2, \dots, d_m)$ - вектори бажаних значень змінних, що знімаються з вихідного шару НМ; m - число нейронів у вихідному шарі НМ.

3. Подача вхідного вектору $X^{(1)}$, визначення вихідних реакцій нейронної мережі.

4. Обчислення різниці між фактичним виходом мережі та її бажаною реакцією

$$E^{(1)} = Y^{(1)} - D^{(1)},$$

де $D^{(1)}$ – бажана реакція НМ на вхідну змінну $X^{(1)}$.

5. Аналогічне обчислення значення похибки на всі наступні приклади навчальної вибірки $E^{(2)}, \dots, E^{(R)}$, а також сумарної квадратичної похибки НМ, що представляє собою похибку навчання НМ.

6. Корегування ваг НМ у бік зменшення похибки навчання нейронної мережі E .

Найбільшого поширення в навчанні набув алгоритм зворотного поширення похибки, який являє собою узагальнені дельта-правила:

$$W_{n+1} = W_n - \alpha \left(\frac{\partial E}{\partial W} \right)_n,$$

Для налаштування параметрів НМ використовується алгоритм Левенберга-Марквардта

$$W_{n+1} = W_n - (Z^T Z + \lambda I)^{-1} Z^T E,$$

де E - вектор похибок, Z - матриця частинних похідних цих похибок щодо ваг мережі.

Вважаємо, що динаміка ГТД як об'єкта управління описується диференціальним рівнянням «вхід-вихід», заданим у неявному вигляді:

$$\Phi(y^{(n)}, y^{(n-1)}, \dots, y; u^{(m)}, u^{(m-1)}, \dots, u) = 0,$$

де $u = u(t)$ і $y = y(t)$ - відповідно вхід і вихід досліджуваного об'єкта; m і n - максимальні порядки похідних $u^{(i)}, y^{(j)}$ для вхідної і вихідної змінних $u(t)$ і $y(t)$, ($m \leq n$). На цьому етапі передбачається, що об'єкт є одновимірним, повністю керованим і спостережуваним.

Потрібно побудувати такий регулятор (у класі нейромережових структур), який забезпечував би управління об'єктом при дотриманні таких вимог до синтезованої САК:

- астатизм (нульова статична похибка);
- фізична реалізація регулятора;

– стійкість і задана якість процесів управління на фіксованій множині $M = \{M_1, \dots, M_R\}$ режимів об'єктів керування - ГТД;

– мінімальна складність регулятора.

У функції НМ у загальному випадку прийнята динамічна (рекурентна) нейронна мережа на базі персептрона. Досліджувана НМ включає в себе $(p + q + 1)$ нейронів у вхідному шарі, σ нейронів в прихованому шарі й один нейрон у вихідному шарі, зв'язки між якими здійснюються за допомогою налаштовуваних (навчальних) вагів $W_{\alpha\beta}$,

$$W_{\beta}(\alpha = 1, 2, \dots, p + q + 1; \beta = 1, 2, \dots, \sigma).$$

Динаміка даної мережі описується різницеvim рівнянням:

$$u[k] = F(u[k-1], \dots, u[k-q], v[k], \dots, v[k-p]),$$

де $F(\cdot)$ - нелінійна функція щодо зазначених $(p+q+1)$ аргументів

$$u[k-1], \dots, u[k-q], v[k], \dots, v[k-p].$$

У роботі досліджуються три варіанти побудови НМР (рис. 8): a – адаптивний ПІ-регулятор; b – схема з еталонною моделлю; v – схема з еталонною моделлю в неявному вигляді.

Розглянемо як приклад одновальний ГТД, керувальним впливом для якого є G_{Π} - витрата палива в камері згоряння, а керованою величиною n - частота обертання ротора турбокомпресора. Для опису зміни режимів роботи ГТД використаємо нелінійну динамічну модель двигуна. Проаналізуємо систему керування одновального одноконтурного ТРД із нерегульованим реактивним соплом, де задавальний вплив визначається як \bar{n}_3 - необхідне (задане) значення частоти обертання \bar{n} ; $\bar{n}, \bar{G}_{\Pi}, \bar{u}$ - нормовані (безрозмірні) значення координат n, G_{Π}, u .

Передавальна функція ГТД як об'єкта управління в такому разі має вигляд

$$W_{\text{ГТД}}(p) = \frac{\Delta \bar{n}(p)}{\Delta \bar{G}_{\Pi}(p)} = \frac{k_D}{T_D p + 1},$$

де K_D і T_D залежать від вибору координат базового режиму $n_0, G_{\Pi 0}$.

Передавальна функція виконавчого механізму - паливного насоса – має такий вигляд:

$$W_{\text{ПН}}(p) = \frac{\Delta \bar{G}_{\Pi}(p)}{\Delta \bar{u}(p)} = \frac{1}{\tau_{\text{ПН}} p + 1}.$$

Передавальна функція датчика частоти обертання: $K_D(p) = 1$.

Як базові режими роботи ГТД приймемо статичні режими I, II і III. Значення координат \bar{n} , \bar{G}_{Π} і коефіцієнтів K_D , T_D наведено в табл. 1.

Режими роботи авіаційного ГТД

Режим	\bar{n}	\bar{G}_{II}	T_D, c	K_D
I	1	1	0,7	0,3
II	0,6	0,25	1,5	1,5
III	0,8	0,37	1,2	0,9

Знаходимо числа p, q, σ , що забезпечують мінімальне значення параметру КП = 6, відповідно до нерівності $(p+2) \cdot \sigma + q \cdot (\sigma-3) \geq 6$.

Варіанти досліджуваних регуляторів наведено на рис. 9, а і б.

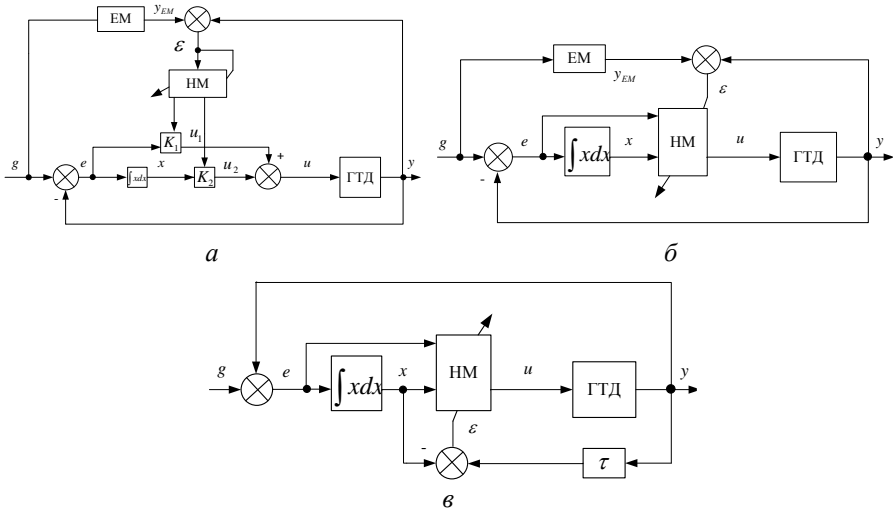


Рис. 8. Варіанти побудови адаптивних регуляторів

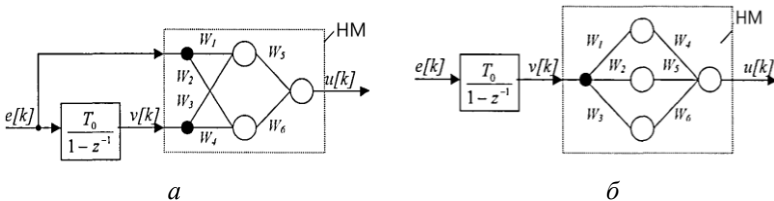


Рис. 9. Варіанти побудови НМ регулятора САК ГТД

У табл. 2 наведено передавальні функції НМР для кожного з розглянутих режимів I, II, III. За відомої передавальної функції НМР можна знайти значення входів (e_0, v_0) і виходу u_0 складових навчальної вибірки НМ (табл. 3).

Таблиця 2

Передавальні функції НМР авіаційного ГТД

Режим	I	II	III
$W_{\text{рег}}(p)$	$\frac{0,59p+1}{p}$	$\frac{1,43p+1}{p}$	$\frac{1,23p+1}{p}$

Таблиця 3

Навчальна вибірка нейронної мережі

Режим	I	II	III
e_0	0,07	0,04	0,05
v_0	0,26	0,29	0,24
u_0	1,36	0,43	0,53

Розглянуто два підходи до завдання навчальної вибірки $\left[v_0^{(r)}, u_0^{(r)} \right]$ з

метою попереднього навчання НМ.

Перший підхід полягає в такому завданні навчальної вибірки, щоб коефіцієнти підсилення навченої НМ брали задані значення для уникнення сильних «сплесків» сигналів у системі при її подальшому навчанні та досягнення необхідної точності навчання характеристик САК.

Другий підхід полягає у встановленні наближених значень сталих значень входів і виходу НМ у складі САК на кожному з заданих R режимів роботи системи і використанні цих значень як навчальної вибірки.

На рис. 10, *а* показано графік зміни сумарної квадратичної похибки навчання мережі при попередньому навчанні для навчальної вибірки, отриманої першим способом. Чисельні значення ваг НМ наведено в табл. 4. На рис. 10, *б* показано графік зміни СКП при попередньому навчанні (ініціалізації) НМ методом градієнтного спуску з моментом при другому способі отримання навчальної вибірки.

Похибка навчання E при цьому досягає значення 0,00135 і більше не змінюється (це пов'язано з вибором величини кроку пошуку). Для досягнення оптимуму необхідно зробити не менше 10 кроків навчання, що цілком узгоджується з отриманим результатом. Результати моделювання САК ГТД з навченим НМР для зазначених в табл. 1 трьох режимів роботи двигуна наведено на рис. 11, *а-в*.

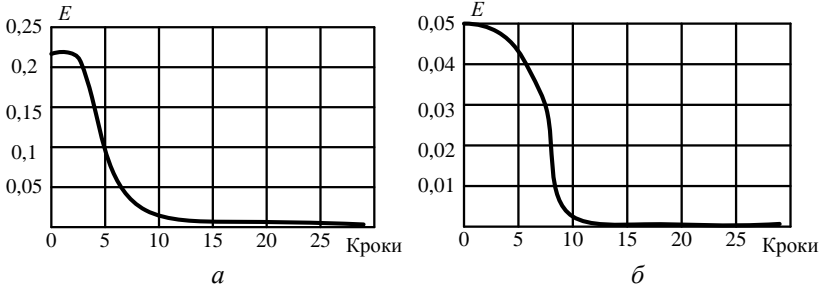


Рис. 10. Графік зміни СКП навчання НМ при ініціалізації: *a* – перший спосіб; *б* – другий спосіб

Таблиця 4

Значення ваг НМ після попереднього навчання

№ ваги зв'язку	W_1	W_2	W_3	W_4	W_5	W_6
Варіант 1	0,52	0,48	0,52	0,42	0,47	0,52
Варіант 2	0,35	0,32	0,39	0,36	0,43	0,47

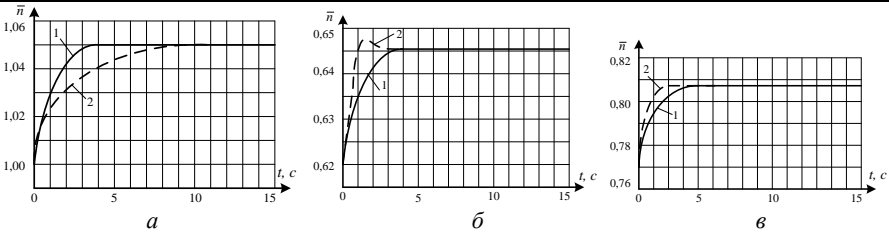


Рис. 11. Результати моделювання САК ГТД з навченим НМР

Другою тестовою задачею є синтез НМР для двовального ГТД, вектор входів (керуючих впливів) для якого набуває вигляду $U = (G_{II}, F_C)^T$, а вектор стану і вектор виходів (керованих змінних) ГТД записуються, відповідно, як $X = (n_1, n_2)^T$ і $Y = (n_1, T_4^*)^T$. Структурну схему ІСК двовального ГТД наведено на рис.12. Прийємо в ролі базових режимів статичні режими роботи ГТД, які наведені в табл. 5.

Таблиця 5

Базові параметри двовального авіаційного двигуна

Режим роботи	$n_1^{(1)}$	$n_2^{(1)}$	$T_T^{*(1)}$	$G_{II}^{(1)}$	$F_C^{(1)}$
M_1 (номінальний режим)	0.75	1.25	0.12	0.15	0.22
M_2 (максимальний режим)	1.15	1.51	0.27	0.48	0.28

Визначено мінімально допустиму структуру НМ, параметри ваг синаптичних зв'язків. Результати моделювання адаптивної САК двовального ГТД (рис. 13) такі: 1 – бажані перехідні процеси (з виходу ЕМ); 2 – перехідні процеси після попереднього навчання (ініціалізації) параметрів НМ; 3 – перехідні процеси для режиму онлайн-навчання НМ (де $\Delta t = 1c$, $T_0 = 0,1 c$).

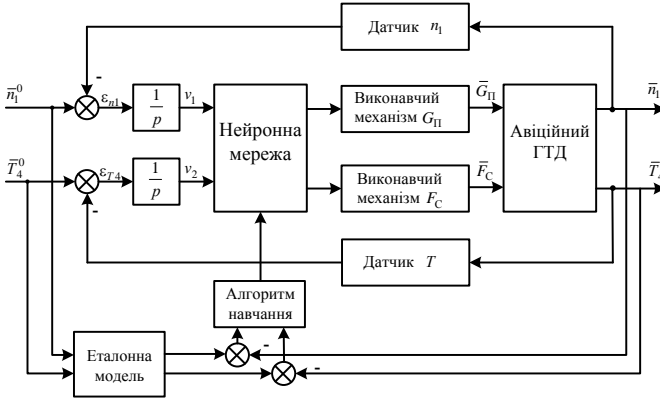


Рис. 12. Структурна схема ІСК двовального ГТД з НМ

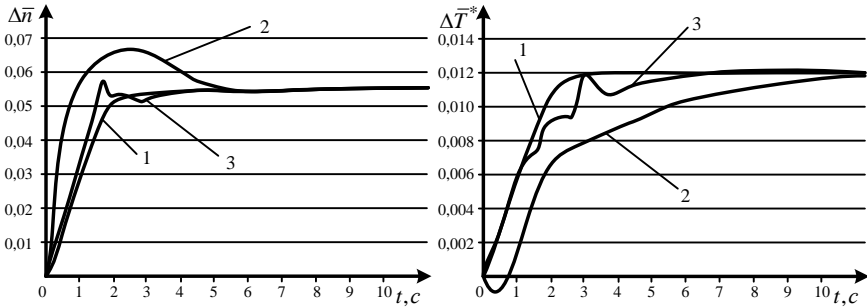


Рис. 13. Результати моделювання ІСК двовального ГТД з НМР

Розглянуто питання апаратної реалізації НМР на базі спеціалізованого нейропроцесора NeuroMatrix та програмованих логічних схем типу ISP.

Отримані дані з реальних двигунів найчастіше зашумлені, тому виникає питання обробки даних, виділення корисного сигналу. У роботі пропонується новий підхід, заснований на перевагах вейвлет-аналізу зашумленого сигналу з перешкодою і використанням адаптивно-порогової техніки, що дає можливість встановити поріг на основі параметрів, які характеризують статистичні властивості сигналу з шумом.

На рис. 14 показана запропонована блок-схема інтелектуальної вейвлет-фільтрації.



Рис. 14. Блок-схема інтелектуальної вейвлет-обробки сигналу

Фільтрація сигналу виконується таким чином:

- збір даних зразкового сигналу, розклад (декомпозиція) сигналу за базисними вейвлет-функціями;
- обчислення порогів функції для кожної смуги розкладу залежно від статистичних властивостей сигналу за даними дисперсії відповідно до формули $T_{адн,j} = \sigma_j \sqrt{2 \log n}$, де $\sigma_j^2 = Dx_j$ – дисперсія вейвлет-коефіцієнтів у j -й смугі;
- порогова обробка коефіцієнтів;
- зворотнє вейвлет-перетворення.

У четвертому розділі сформульовано основні теоретичні положення щодо застосування нечіткої логіки, що забезпечує новий підхід до синтезу САК ГТД, який гарантує можливість вирішення широкого кола проблем в умовах невизначеності, коли дані, цілі та обмеження є складними або недостатньо визначеними й не піддаються точному математичному опису.

На рис. 15 наведено узагальнену блок-схему нечіткого регулятора (НР).



Рис. 15. Структура нечіткого регулятора

Всі сигнали з датчиків внаслідок процесу фазифікації перетворюються в лінгвістичні змінні. Входи і виходи НР ГТД описуються за допомогою лінгвістичних змінних такого виду:

$$LV_j = (c_j, T_{c_j}, U_{c_j}, M_{c_j}, G_{c_j}),$$

де c_j - складове ім'я ЛЗ, записане звичайною мовою; $T_{c_j} = \{t_0, t_1, \dots, t_N\}$ - множина значень – термів; U_{c_j} - множина припустимих значень носія ЛЗ;

$M_{c_j} = \{M_{c_j,0}, M_{c_j,1}, \dots, M_{c_j,N}\}$ - множина функцій приналежності;

$G_{c_j} = \{G_{c_j}[t_i] = M_{c_j,i} \mid i = 1, \dots, N\}$ - нечітка множина, що зв'язує терми ЛЗ з відповідними функціями приналежності.

Розглядається структурна схема САК ГТД з нечітким ПД-регулятором (рис. 16). На рис. 16 для фазифікації вхідних величин $\varepsilon(t)$ і $\dot{\varepsilon}(t)$ регулятора використовуються дві вхідні лінгвістичні змінні LV_1 та LV_2 , а для вихідної величини керувального впливу $u(t)$ - LV_3 .

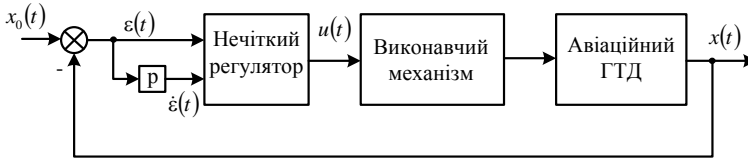


Рис. 16. Структурна схема САК ГТД з нечітким ПД-регулятором

Для опису ЛЗ введемо LV_1 , LV_2 та LV_3 такі терми: *PV* - «позитивне велике»; *PM* - «позитивне мале»; *Z* - «близьке до нуля, оптимальне»; *NM* - «негативне мале»; *NV* - «негативне велике». Тоді для нечіткого ПД-регулятора ГТД зв'язок між вихідною ЛЗ LV_3 та вхідними ЛЗ LV_1 , LV_2 можна представити у вигляді бази правил, наведеної у табл. 6.

Таблиця 6

База правил нечіткого ПД-регулятора ГТД

$\varepsilon \backslash \dot{\varepsilon}$	<i>PV</i>	<i>PM</i>	<i>Z</i>	<i>NM</i>	<i>NV</i>
<i>PV</i>	<i>PV</i>	<i>PV</i>	<i>PV</i>	<i>PV</i>	<i>PV</i>
<i>PM</i>	<i>PV</i>	<i>PM</i>	<i>PM</i>	<i>PM</i>	<i>PM</i>
<i>Z</i>	<i>PM</i>	<i>PM</i>	<i>Z</i>	<i>NM</i>	<i>NM</i>
<i>NM</i>	<i>NM</i>	<i>NM</i>	<i>NM</i>	<i>NV</i>	<i>NV</i>
<i>NV</i>	<i>NV</i>	<i>NV</i>	<i>NV</i>	<i>NV</i>	<i>NV</i>

САК ГТД з нечіткими регуляторами є нелінійними системами, у яких можливі стійкі автоколивання. Для лінеаризації функції нечіткого регулятора пропонується використовувати метод гармонічної лінеаризації. Наближений вираз передатної функції НР має вигляд

$$W_{HP}(a, p) = q(a, \omega) + \frac{q'(a, \omega)}{\omega} p,$$

де $q(a, \omega)$, $q'(a, \omega)$ - коефіцієнти гармонічної лінеаризації, які визначаються за формулами:

$$q(a, \omega) = \frac{1}{\pi a} \int_0^{2\pi} F(a \sin \phi, a \omega \cos \phi) \sin \phi d\phi,$$

$$q'(a, \omega) = \frac{1}{\pi a} \int_0^{2\pi} F(a \sin \phi, a\omega \cos \phi) \cos \phi d\phi.$$

Умова автоколивань в нечіткій САК ГТД:

$$1 + W(i\omega)W_H(a) = 0.$$

Задача синтезу НР така. За заданої лінійної частини САК ГТД, заданої бази правил НР, критеріїв якості до перехідних процесів і критерію стійкості або заданого показника коливальності (забороненої зони для АФЧХ лінійної частини САК) необхідно налаштувати параметри функцій приналежності НР.

Шляхом моделювання було виявлено такі залежності якості перехідного процесу від параметрів функцій приналежності для замкнених САК ГТД з нечіткими ПІ- та ПД-регуляторами:

1. Розтяг / стиснення діапазону вихідної функції приналежності НР призводить до збільшення / зменшення початкової швидкості перехідного процесу.

2. Розтяг / стиснення діапазону функції приналежності на першому вході НР призводить до зменшення / збільшення часу перехідного процесу.

3. Розтяг / стиснення діапазону функції приналежності на другому вході НР призводить до збільшення / зменшення перерегулювання перехідного процесу.

Виявлені залежності можна використовувати для формування бази правил експертної системи, яка дозволяє налаштувати НР з умови виконання заданих критеріїв якості (рис. 17).

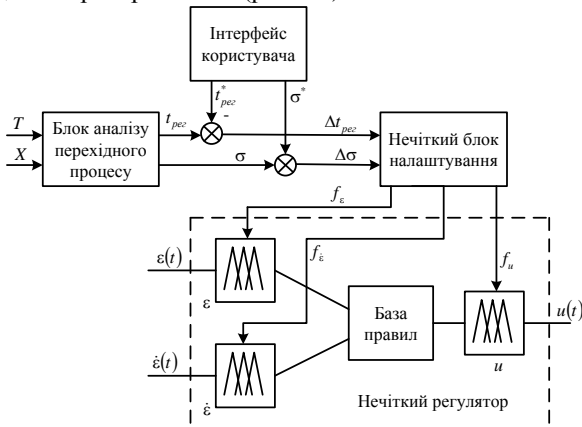


Рис. 17. Схема налаштування нечіткого регулятора ГТД

На входи схеми налаштування подаються відхилення від бажаних значень величини перерегулювання $\Delta \sigma$ і часу регулювання Δt_{reg} перехідного процесу

проектованої системи. Безпосереднє використання вказаних залежностей у базі правил нечіткого блоку налаштувань потребує попереднього аналізу показників якості за відповідним перехідним процесом на виході синтезованої САК ГТД, що реалізовано блоком аналізу перехідного процесу.

Розглядається тестова задача - синтез нечіткої системи керування гвинтовентилятором ТГВД.

На рис. 18 представлено структурну схему системи керування ТГВД за каналом швидкості обертання гвинтовентилятором.

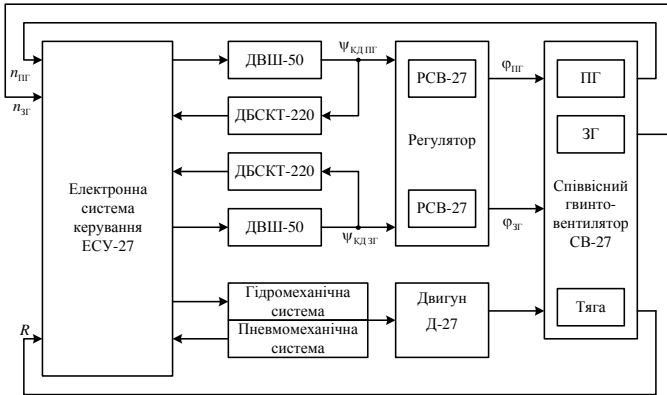


Рис. 18. Канал керування гвинтовентилятором ТГВД

Об'єктом керування є співвісний гвинтовентилятор, призначений для перетворення крутного моменту двигуна в тягу. Співвісний гвинтовентилятор складається з переднього (ПГ) та заднього (ЗГ) гвинтовентиляторів, які за допомогою диференціального редуктора зв'язані з вільною турбіною ТГВД.

На режимах роботи ТГВД вище ЗМГ (земного малого газу) електронна САК автоматично підтримує задані частоти обертання переднього та заднього гвинтовентиляторів, регулюючи кути встановлення лопатей переднього $\phi_{\text{ПГ}}$ і заднього $\phi_{\text{ЗГ}}$ гвинтовентиляторів.

При побудові ІСК гвинтовентилятором була обрано класичну структуру системи нечіткого керування, у якій нечіткий ПД-регулятор використовується для безпосереднього (прямого) керування об'єктом. Структурну схему нечіткої САК гвинтовентилятором наведено на рис. 19, де $n_{\text{ПГ}}^{\text{зад}}(t)$, $n_{\text{ЗГ}}^{\text{зад}}(t)$, $n_{\text{ПГ}}(t)$, $n_{\text{ЗГ}}(t)$, $\varepsilon_{\text{ПГ}}(t)$, $\varepsilon_{\text{ЗГ}}(t)$, $\dot{\varepsilon}_{\text{ПГ}}(t)$, $\dot{\varepsilon}_{\text{ЗГ}}(t)$, $\alpha_{\text{ПГ}}(t)$, $\alpha_{\text{ЗГ}}(t)$, $R(t)$, $R^{\text{зад}}(t)$ - задані та поточні значення частот обертання, розбіжність між заданими та поточними значеннями частот обертання похідних від розбіжності та керувальні впливи переднього та заднього гвинтовентиляторів відповідно; поточне та задане значення тяги ГТД.

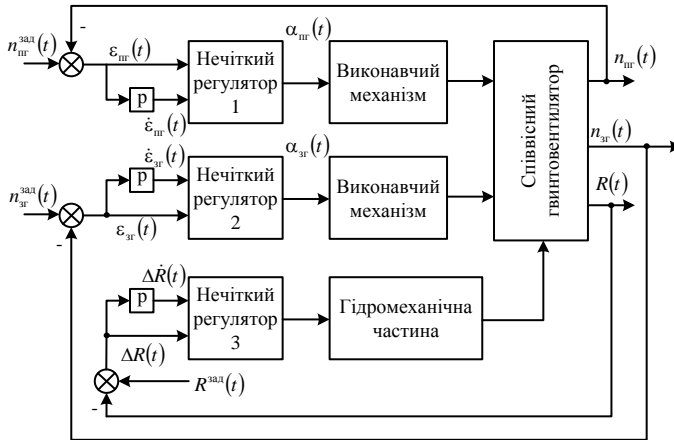


Рис. 19. Структурна схема нечіткої САК гвинтовентилятором ГТД

У ролі алгоритму керування для реалізації в базі правил НР було обрано такий ПД-закон:

1. Якщо $(\varepsilon = PB \text{ і } \dot{\varepsilon} = PB)$, то $\alpha = PB$.
2. Якщо $(\varepsilon = PB \text{ і } \dot{\varepsilon} = Z)$, то $\alpha = PB$.
3. Якщо $(\varepsilon = PB \text{ і } \dot{\varepsilon} = NB)$, то $\alpha = PB$.
4. Якщо $(\varepsilon = Z \text{ і } \dot{\varepsilon} = PB)$, то $\alpha = PB$.
5. Якщо $(\varepsilon = Z \text{ і } \dot{\varepsilon} = Z)$, то $\alpha = Z$.
6. Якщо $(\varepsilon = Z \text{ і } \dot{\varepsilon} = NB)$, то $\alpha = NB$.
7. Якщо $(\varepsilon = NB \text{ і } \dot{\varepsilon} = PB)$, то $\alpha = NB$.
8. Якщо $(\varepsilon = NB \text{ і } \dot{\varepsilon} = Z)$, то $\alpha = NB$.
9. Якщо $(\varepsilon = NB \text{ і } \dot{\varepsilon} = NB)$, то $\alpha = NB$.

Синтез параметрів функцій приналежності лінгвістичних змінних (термів) НР САК гвинтовентилятором авіаційного ГТД проводився з використанням нечіткої експертної системи (рис.18). Функції приналежності представлено на рис. 20.

У п'ятому розділі з позицій системного підходу запропоновано концепцію оптимізації інтелектуальних САК ГТД (рис. 21), керувальна частина якої являє собою єдиний математичний оператор, що перетворює вхідну інформацію в управляючі впливи.

Завдання оптимального управління авіаційного ГТД зводиться до послідовності вирішення задач квадратичного програмування в реальному масштабі часу:

$$J = \sum_{j=1}^m e_j^2 \rightarrow \min, \quad (1)$$

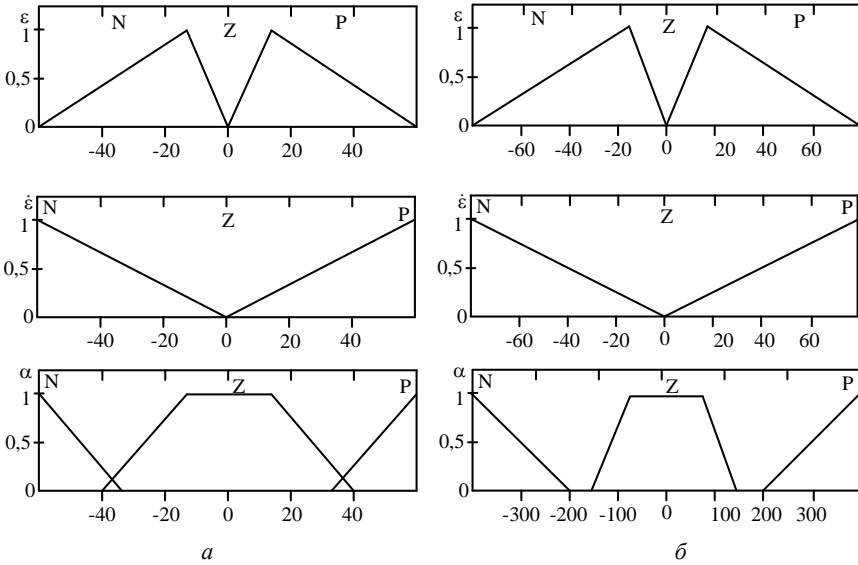


Рис. 20. Функції приналежності НР каналів керування швидкістю обертання гвинтовентиляторів (а) і тягою гвинтовентиляторів (б): ε - похибки керування; $\dot{\varepsilon}$ - похідної похибки керування; α - керувальний вплив

де вектор похибок e складено з безрозмірних координат векторів e_x та e_y :

$$e_x = R_x - H_x B \delta u, \quad e_y = R_y - H_y D \delta u \quad (2)$$

через наявність обмежень на керувальні впливи:

$$\delta u_{1,j}^{lim} \leq \delta u_j \leq \delta u_{2,j}^{lim}, \quad j = 1, \dots, m. \quad (3)$$

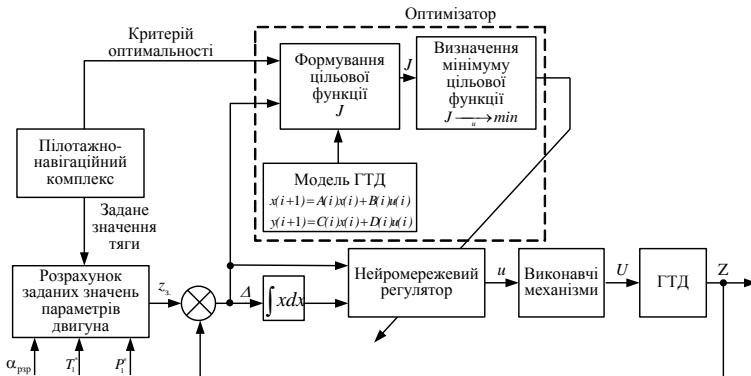


Рис. 21. Концепція інтелектуальної оптимізації САК ГТД

Розглянемо особливості побудови алгоритму для пошуку мінімуму цільової функції J . Шляхом перетворень (1), (2) і (3) поставлене завдання представимо в стандартній формі, прийнятій у теорії нелінійного програмування:

$$J = Q(x) = P^t x + x^t C x, \quad (4)$$

$$Ax - B \leq 0, \quad (5)$$

де $x = \delta u$ - зміна вектора управління за один такт, C - симетрична позитивно визначена m -мірна матриця, P^t і x^t - транспоновані вектор-стовпці. Рішення

$$x^0 = -\frac{1}{2} C^{-1} P \quad (6)$$

є точкою мінімуму $Q(x)$ при відсутності обмежень (5).

З урахуванням обмежень зазначена задача зводиться до пошуку тієї точки допустимого многогранника (5), яка лежить на лінії рівня $Q(x) = P^t x + x^t C x$ з найменшим значенням $Q(x)$, тобто:

$$\min(Q(x) \mid Ax \leq B). \quad (7)$$

Під час вибору методу розв'язання задачі (7) взято до уваги такі фактори:

- забезпечення монотонності перехідних процесів;
- витрати обчислювальної потужності на вирішення завдання;
- точність отриманого рішення і виконання обмежень;
- працездатність при короткочасних збоях обчислювального процесу.

Оскільки функція $Q(x)$ (4) диференційована, то доречним є застосування градієнтних методів для розробки конструктивного алгоритму пошуку мінімуму J , оскільки градієнтні методи дозволяють уникнути розрахунку значень функції, що мінімізується. Зауважимо, що координати безумовного мінімуму квадратичної функції (4), що визначаються виразом (6), можна встановити за допомогою обчислення градієнта $Q(x)$ в будь-якій точці x і зворотної матриці C^{-1} за один крок за формулою:

$$x^0 = x - \frac{1}{2} C^{-1} \nabla Q(x). \quad (8)$$

З огляду на обсяг обчислень у роботі використано метод спряжених градієнтів. Він не вимагає розрахунку зворотних матриць і водночас гарантує відшукання мінімуму квадратичної функції не більше ніж через m ітерацій, де m - розмірність вектора x . Послідовність обчислень за використання цього методу складається з таких етапів.

1. У початковій точці x^0 обчислюється антиградієнт $s^{(0)} = -\nabla Q(x^{(0)})$.
2. На k -му кроці у напрямку s знаходиться мінімум $Q(x)$. Це визначає точку $x^{(k+1)}$.

3. Обчислюється градієнт $\nabla Q(x^{(k+1)})$.

4. Визначається напрямок $s^{(k+1)}$ зі співвідношення:

$$s^{(k+1)} = -\nabla Q(x^{(k+1)}) + s^{(k)} \frac{\nabla^t Q(x^{(k+1)}) \nabla Q(x^{(k+1)})}{\nabla^t Q(x^{(k)}) \nabla Q(x^{(k)})},$$

після $(k+1)$ -ї ітерації процедура циклічно повторюється із заміною $x^{(k)}$ на $x^{(k+1)}$

5. Алгоритм закінчується, коли, $\|s^{(k)}\| \leq \varepsilon$, де ε характеризує точність.

Цей метод має нескладну обчислювальну схему, швидку збіжність і малу кількість арифметичних операцій. Однак для вирішення задачі (7) його безпосередньо застосовувати не можна, бо, як відомо, безумовний екстремум x^0 може взагалі не знаходитися в допустимій області. Тому в роботі цей метод модернізовано на випадок врахування обмежень:

$$h(x) = a_j^t x - b_j \leq 0, \quad j = 1, \dots, 2m. \quad (9)$$

Нехай пошук мінімуму починається з допустимої точки $x^{(0)}$ і йде вздовж променя

$$x = x^{(0)} - g \nabla Q(x^{(0)}), \quad g > 0, \quad (10)$$

поки функція цілі не досягне свого мінімуму чи не буде досягнута межа допустимої області.

Значення g' , при якому промінь перетинає межу допустимої області, визначається як найменше із g_j

$$g' = \min \{g_j \mid g_j > 0\}, \text{ де } g_j = \frac{h_j(x^{(0)})}{a_j^t \nabla Q(x^{(0)})}. \quad (11)$$

Уздовж променя функція цілі змінюється відповідно до виразу

$$Q(x) = Q(x^{(0)} - g \nabla Q(x^{(0)})) = Q(x^{(0)}) - g(P + 2Cx^{(0)})^t \nabla Q(x^{(0)}) + g^2 \nabla^t Q(x^{(0)}) C \nabla Q(x^{(0)}),$$

тому знайдемо її мінімум на промені з умови $\frac{dQ}{dg} = 0$, оскільки C – позитивно-визначена матриця.

Отже, значення параметра g , при якому функція $Q(x)$ досягає мінімуму, на промені (10) дорівнює $g'' = \frac{(P + 2Cx^{(0)})^t \nabla Q(x^{(0)})}{2 \nabla^t Q(x^{(0)}) C \nabla Q(x^{(0)})} > 0$.

Таким чином, значення $g^{(0)}$ для розрахунку наступної ітераційної точки можна вибрати, як

$$g^{(0)} = \min\{g', g''\}, \quad (12)$$

тобто

$$x^{(t)} = x^{(0)} - g^{(0)} \nabla Q(x^{(0)}). \quad (13)$$

Далі, в точці $x^{(t)}$, обчислюється градієнт $\nabla Q(x^{(t)})$ і знову виконуються обчислення (9)-(13). Рішення буде знайдено, коли виконається:

$$(x^{(k+1)} - x^{(k)}) \leq \varepsilon,$$

де ε характеризує точність рішення.

Якщо в числі активних обмежень знаходяться тільки тривіальні обмеження типу (3), то складова градієнта, перпендикулярна до межі, обнулюється і знову застосовується метод спряжених градієнтів. Така модифікація руху по межі дозволяє зменшити до мінімуму обсяг необхідних обчислень. Оскільки цільова функція J (1) є квадратичною, то пошук її безумовного мінімуму цим методом здійснюється за число ітерацій, рівних числу змінних.

Особливість застосування цього алгоритму в бортовій цифровій обчислювальній машині полягає ще в тому, що початкова точка $x^{(0)}$ береться завжди на початку координат, тобто $x^{(0)} = 0$, оскільки ця точка є точкою глобального мінімуму цільової функції J на сталих режимах роботи двигуна. Вибір початку координат як початкової точки різко скорочує обсяг обчислень на цих режимах роботи.

Досягнення в процесі керування одним із регульовальних органів (наприклад, реактивним соплом) своїх фізичних упорів враховуються зміною системи обмежувальних нерівностей (5). Підсумовуючи вищевикладене, можемо сформулювати алгоритм мінімізації цільової функції J , що поєднує високу швидкість знаходження рішення з малими витратами обчислювальної потужності і таких, що забезпечують задану точність рішення і виконання обмежень.

Алгоритм складається з таких основних етапів:

- 1) обчислення антиградієнта в точці $\delta J^{(0)} = 0$;
- 2) рух по антиградієнту до досягнення мінімуму цільової функції або до межі допустимої області;
- 3) рух по межі допустимої області до мінімуму цільової функції;
- 4) перевірка умови знаходження $\delta u^{(k)}$ в допустимій області;
- 5) визначення спряженого градієнта.

Синтез оптимального керування ІСК запропонованої концепції має принципово нові якості порівняно з традиційними підходами:

1) здійснення синтезу системи керування безпосередньо в процесі функціонування;

2) інваріантність порядку та розмірності системи нелінійних диференціальних рівнянь, що описують математичну модель двигуна;

3) орієнтування синтезу на досягнення найкращих показників якості системи (на відміну від класичних, орієнтованих на досягнення заданих показників якості), що дозволяє повністю розкрити потенційні можливості системи в сенсі якості управління;

4) проектування САК різноманітних класів, зокрема багатофункціональних і оптимальних за глобальними критеріями в рамках однієї формалізованої процедури;

5) універсальність використовуваного математичного апарату;

6) застосовність для проектування САК різними об'єктами, а не тільки ГТД.

Розроблено методику синтезу оптимальних САК за заданими критеріями (швидкодія, паливна ефективність).

У шостому розділі роботи вирішується наукова задача щодо забезпечення відмовостійкості ІСК ГТД. У загальному випадку відмовостійкість САК ГТД досягається виконанням трьох дій: виявленням відмови, її діагностуванням та відновленням. Розглянемо підхід для забезпечення надійності та відмовостійкості

ІСК ГТД, який базується на парадигмі навчання, адаптації до внутрішніх і зовнішніх факторів; реконфігурації каналів керування (характері взаємодії локальних регуляторів) на основі принципу мінімальної складності. Послідовність етапів синтезу відмовостійкої САК ГТД наведено на рис. 22.

Виконано синтез відмовостійкої нечіткої САК ГТД (рис. 23). База знань нечіткої ІСК авіаційним ГТД містить у собі алгоритми розпізнавання нештатних ситуацій у польоті та правила прийняття рішень у них. Для частинних відмов існує розширена таблиця істинності.

На рис.24 наведено один з можливих виглядів таблиці рішень для двох змінних X_k і X_n , що являє собою набір нечітких правил «якщо – то» для i -го каналу керування САК ГТД.

$$S = \{Z, SP, MP, LP, VLP, SN, MN, LN, VLN\},$$

де Z - «нуль»; SP - «мале додатне»; MP - «середнє додатне»; LP - «велике додатне»; VLP - «дуже велике додатне»; SN - «мале

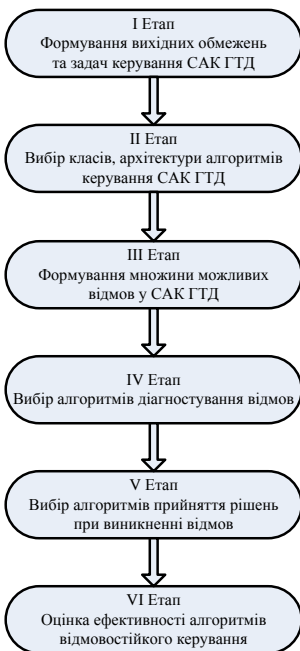


Рис. 22. Етапи методики синтезу відмовостійкої САК ГТД

від'ємне»; MN - «середнє від'ємне»; LN - «велике від'ємне»; VLN - «дуже велике від'ємне».

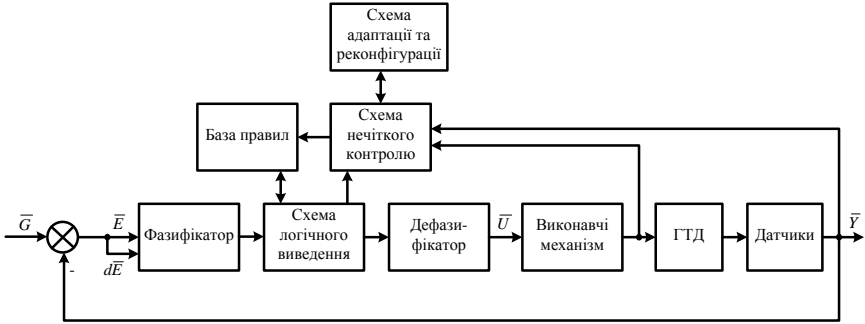


Рис. 23. Структурна схема нечіткої відмовостійкої САК ГТД

Змінні X_k і X_n можуть приймати множину якісних значень:

		X_n										
		VLN	LN	MN	SN	Z	SP	MP	LP	VLP		
X_k	VLN											Область нормального функціонування Область передвідмовного стану Область відмов Область невизначеності
	LN											
	MN											
	SN											
	Z											
	SP											
	MP											
LP												
VLP												

Рис. 24. Розширена таблиця рішень нечіткої САК ГТД

Клітини розширеної таблиці значень заповнюються на основі правил прецедентів, експертних оцінок, які містяться в базі знань. На основі експертних оцінок або експериментальним шляхом визначається допустимий діапазон зміни змінних X_k і X_n САК ГТД і правила поведінки (прийняття рішень) у штатних та особливих ситуаціях у польоті. Відмова в цьому випадку визначається якісними значеннями (термами) сигналів похибок та їх похідних. Якщо вказані якісні значення приймають непередбачені комбінації, то така ситуація визнається особливою й видається сигнал відмови.

Як тестову вирішено задачу синтезу відмовостійкої нечіткої ІСК авіаційного одновального ГТД з вільною турбіною (рис. 25).

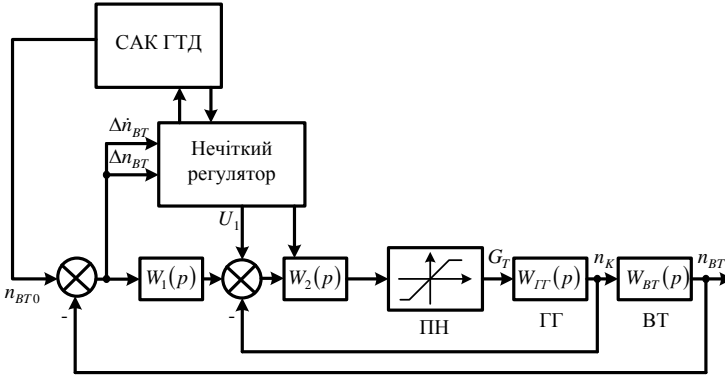


Рис. 25. Структурна схема відмовостійкої нечіткої ІСК ГТД

Інтелектуальний регулятор САК ГТД складається з нечіткого регулятора, який має розширену таблицю рішень (базу знань). Промодельовано роботу САК при відмові датчика n_K (рис. 26). Нечіткий регулятор зменшив коефіцієнт підсилення пропорційної частини другого ПІ-регулятора на 28 % до моменту відновлення сигналу з датчика. Викид за витратою палива став меншим на 8%, ніж для випадків використання лінійних алгоритмів керування.

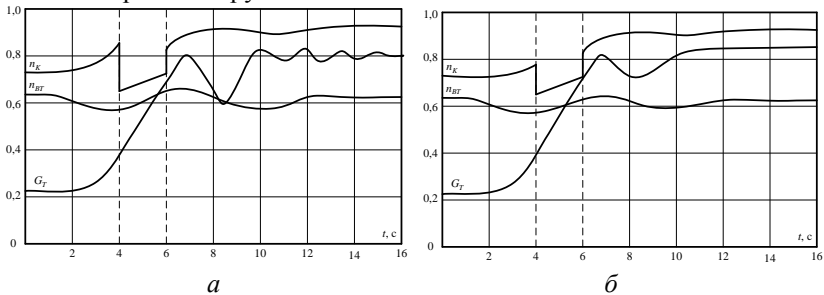


Рис. 26. Результати моделювання відмовостійкої САК ГТД при відмові датчика n_K без нечіткого регулятора (а) та з нечітким регулятором (б)

Розв'язано задачу реалізації FDI-методу з прийняттям рішень на основі нечіткої логіки, заснованого на порівнянні результатів вимірювань газодинамічних параметрів реального ГТД з розрахунковими параметрами, обчисленими за його математичною моделлю.

Сформовано базу нечітких правил на основі діагностичної матриці та базу нечітких експертних правил.

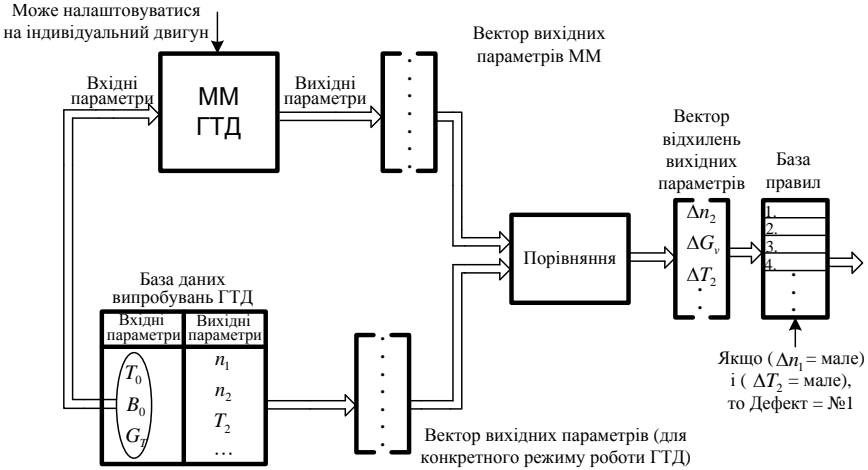


Рис. 27. Реалізація FDI-методу з прийняттям рішень на основі нечіткої логіки

Запропоновано алгоритм синтезу й адаптації нелінійного багаторежимного регулятора ГТД, який ґрунтується на увімкненні НМ у канал керування двигуном. Особливістю його є те, що для компенсації нелінійних характеристик ГТД використовується його нейромережева зворотна модель, яка навчається в режимі реального часу. Ця обставина дозволяє покращити якість процесів керування в широкому діапазоні зміни режимів роботи ГТД. Величина перерегулювання перехідних процесів за частотою обертання зменшилася на 15% порівняно з системою керування з ПД регулятором.

Схема такої відмовостійкої САК показано на рис. 28.

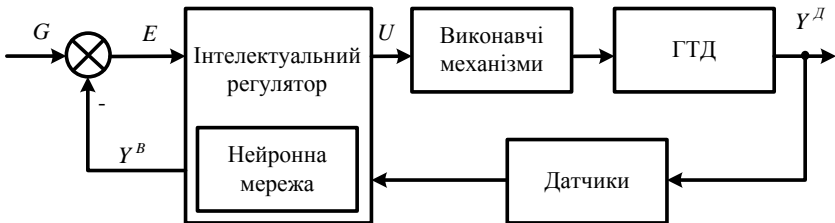


Рис. 28. Структурна схема нейромережевої ІСК ГТД

Змодельовано перехідні процеси в САК ГТД за різних типів відмов датчиків: коротке замикання n_1 (а); обрив n_2 (б); параметрична відмова π_k (в); коротке замикання на вході в регулятор u (г).

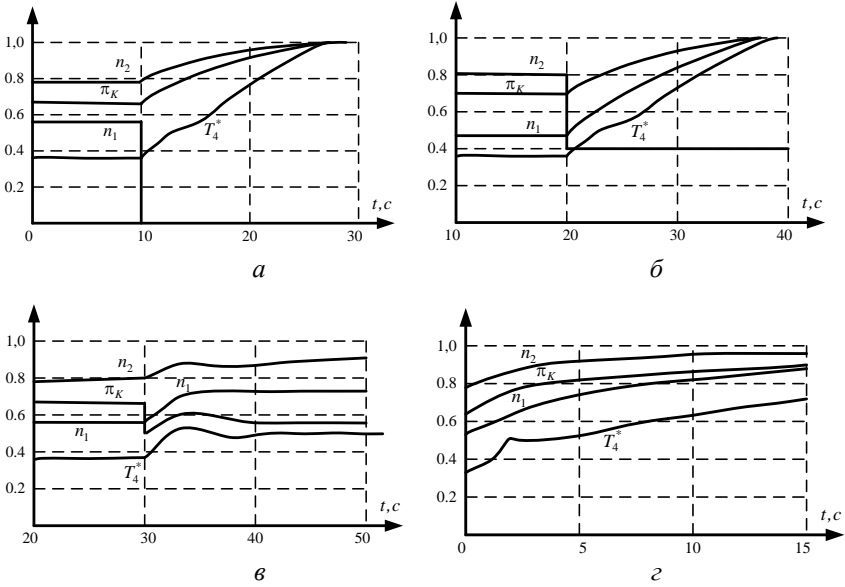


Рис. 29. Перехідні процеси в САК ГТД за різних типів відмов

Розроблено нейромережевий класифікатор, що забезпечує розпізнавання відмов датчиків і цифрового регулятора. Час розпізнавання відмов склав близько 40...60 мс. Реакція нейромережевого класифікатора та перехідні процеси в модельованій ІСК ГТД такі. У момент часу $t=10,05$ с на виході нейромережевого діагностичного блоку з'являється сигнал логічної 1, що відповідає відмові датчика n_1 . У момент часу $t=20,05$ с - обриву датчика n_1 ; $t=30,05$ с - параметрична відмова n_1 ; $t=40,05$ с - коротке замикання на вході в регулятор.

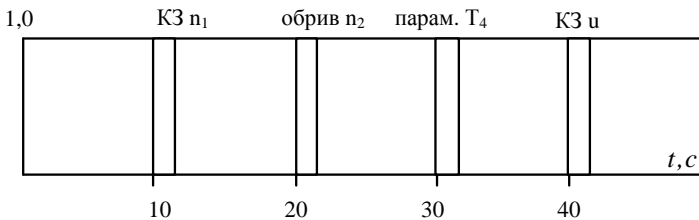


Рис. 30. Вихідні сигнали нейромережевого класифікатора відмов САК ГТД

Після перемикання ІСК на резервний елемент входні параметри ГТД повертаються протягом 1...3 с до своїх номінальних значень.

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ТА ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі на основі проведених досліджень створено науково-методичний апарат для вирішення актуальної науково-прикладної проблеми – синтезу інтелектуальних систем керування авіаційними ГТД. Основні наукові та практичні результати роботи такі:

1. Встановлено, що застосування інтелектуальних технологій для підвищення ефективності функціонування САК ГТД є актуальним. З'ясовано, що є потреба в комплексній автоматизації та інтелектуалізації процесів керування, оптимізації та забезпеченні відмовостійкості в САК ГТД.

2. Розроблено узагальнену модель ІСК ГТД у вигляді тривірневої ієрархічної структури, яка дозволяє забезпечити гнучке та оперативне вирішення задач керування ГТД при внутрішніх і зовнішніх впливах для виконання основного завдання - досягнення максимальної інформаційної пропускну здатності за умови високого рівня завад.

3. Проаналізовано структуру та інформаційні потоки в сучасних електронних системах автоматичного керування ГТД (на прикладі системи САК-90). Встановлено, що основними недоліками є їх невисока надійність та недостатня гнучкість законів керування для забезпечення оптимальних значень вихідних параметрів ГТД, близьких до оптимальних при зміні великого числа зовнішніх дій та внутрішніх параметрів двигуна. Визначено, що пріоритетними напрямками для побудови інтелектуальних САК ГТД є системи з нейронними та нечіткими регуляторами, а для аналізу інформації – метод вейвлет-аналізу.

4. Сформульовано та вирішено задачу нейромережевої ідентифікації ГТД і його елементів (на прикладі підсистеми регулювання основного палива ТРДДФ та підсистеми керування гвинтовентилятором ТГВД). Встановлено, що застосування НМ для побудови моделей реального часу ГТД, призначених для використання в системах керування, контролю і діагностики двигунів, дозволяє забезпечити задану точність визначення параметрів, гнучкість налаштування для конкретного екземпляра АД.

5. Розроблено алгоритм синтезу НМР САК ГТД на основі принципу мінімальної складності структури нейронної мережі та врахування вимог до астаtizму, фізичної реалізованості, стійкості та якості перехідних процесів у замкненій САК ГТД. Запропоновано алгоритм ініціалізації НМ на основі аналізу лінеаризованої моделі першого наближення НМ-регулятора, застосування якого дозволяє гарантувати збіжність процесу навчання параметрів НМ і зменшити похибку навчання порівняно з процедурою випадкового вибору початкових параметрів НМ більше ніж у 2 рази. Дослідження ефективності використання різних алгоритмів навчання НМ-регуляторів показало перевагу методу симплексного пошуку. Результати синтезу та моделювання ІСК ГТД з НМ-регуляторами виявили ефективність

застосування НМ у задачах керування авіаційними двигунами, зокрема зменшення часу регулювання порівняно з ПІ-регулятором у 2 рази.

6. Показано, що застосування нечіткої логіки забезпечує новий підхід до синтезу САК ГТД, який гарантує можливість вирішення широкого кола проблем в умовах невизначеності, у яких дані, цілі та обмеження є складними або недостатньо визначеними і не піддаються точному математичному опису. Встановлено, що нечіткий регулятор як єдиний нелінійний елемент при використанні числових методів інтегрування може бути гармонічно лінеаризований, а це дозволяє проводити дослідження періодичних коливань у нечітких САК. Визначено необхідні та достатні умови стійкості періодичних рухів для нечітких САК ГТД. На основі теоретичних досліджень синтезовано нечіткі алгоритми керування гвинтовентилятором ТГВД. Показано перспективність синтезу нечітких САК для ГТД, які суттєво розширюють діапазон якісного керування в каналах регулювання частотою обертання, синхрофазуванням і тягою гвинтовентиляторів.

7. З позицій системного підходу запропоновано концепцію оптимізації інтелектуальних САК ГТД, керувальна частина якої являє собою єдиний математичний оператор, що перетворює вхідну інформацію в управляючі впливи. Запропоновано та обґрунтовано структуру локального критерію оптимальності, що являє собою суму квадратів прогнозних відхилень регульованих двигунових параметрів від заданих значень.

8. На основі сформульованих теоретичних положень розроблено оптимальну ІСК ТРДДФ із впливом за витратою палива і площі критичного перерізу сопла на сталих режимах роботи, яка забезпечує монотонність перехідних процесів, оптимальність за швидкодією. Застосування синтезованої системи управління дозволило збільшити коефіцієнти підсилення в 1,5 рази за частотою обертання ротора низького тиску і в 1,2 рази за температурою газу за турбіною низького тиску.

9. Запропоновано метод визначення законів керування ТГВД, оптимальних за критерієм мінімальної питомої витрати палива, який базується на використанні методу нелінійного програмування. На крейсерському режимі польоту (11000 м, швидкість 0,7М) підвищення економічності складало 2,3 %.

10. Запропоновано вирішення задачі синтезу алгоритмів відмовостійкого керування ІСК ГТД на основі нечіткої логіки та нейронних мереж. На основі апарату нечіткої логіки сформульовано розв'язання задачі діагностування технічного стану авіаційних двигунів: побудовано діагностичну матрицю, базу нечітких експертних правил і прийняття рішення діагностичною експертною системою.

11. Запропоновано алгоритм синтезу та адаптації нелінійного багаторежимного регулятора ГТД, який ґрунтується на увімкненні НМ у канал керування двигуном. Особливістю його є те, що для компенсації

нелінійних характеристик ГТД використовується його нейромережева зворотна модель, яка навчається у режимі реального часу. Це дозволило покращити якість процесів керування в широкому діапазоні зміни режимів роботи ГТД. Величина перерегулювання перехідних процесів за частотою обертання зменшилася на 15 % порівняно з системою керування з ПД регулятором.

12. Розроблено алгоритм і методику синтезу НМ-регулятора в складі ІСК ГТД. Досліджено залежність показників якості керування САК від вибору архітектури та структури НМ. Запропоновано алгоритм забезпечення відмовостійкості САК ГТД, базований на використанні методу FDI, який відрізняється тим, що виявлення відмов у системі здійснюється шляхом порівняння елементів САК ГТД з аналогічними виходами елементів еталонної нечіткої бази знань, налаштовуваної у режимі реального часу, що дозволяє підвищити оперативність і достовірність виявлення відмов у широкому діапазоні зміни роботи та характеристик САК ГТД.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Монографії:

1. Захарченко В. П., Єнчев С. В., Товкач С. С., Ільєнко С. С. Системна ефективність програмованої експлуатації авіоніки : монографія / за заг. ред. проф. В. М. Воробйова. Київ : НАУ, 2018. – 192 с.
2. Захарченко В. П., Єнчев С. В., Ільєнко С. С., Товкач С. С., Ільєнко А. В. Методи та засоби резервування авіоніки : монографія / за заг. ред. проф. В. М. Воробйова. Київ : НАУ, 2020. – 292 с.

Фахові публікації:

3. Єнчев С. В. Wavenet-технології в задачах ідентифікації помпажних явищ в компресорах авіаційних ГТД. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2017. № 8 (143). – С. 121–125 (наукометричний).
4. Єнчев С. В. Формирование статистической модели процесса функционирования и эксплуатации электронной системы управления авиадвигателями. *Проблеми інформатизації та управління*. 2009. Вип. 2 (26). – С. 39–44.
5. Єнчев С. В. Динамічна оптимізація системи автоматичного керування авіаційного газотурбінного двигуна. *Вісник двигунобудування*. 2018. № 2. – С. 64–69 (наукометричний).
6. Єнчев С. В., Павелко О. В. Динамічний синтез лінійної двомірної системи регулювання гвинтовентиляторів ТГВД Д-27. *Наукоємні технології*. 2013. № 4 (16). – С. 14–19 (наукометричний).
7. Єнчев С. В., Товкач С. С. Діагностування технічного стану авіаційних двигунів на основі нечіткої логіки. *Науковий вісник Херсонської державної морської академії*. 2013. № 1 (8). – С. 216–224.

8. Єнчев С. В., Товкач С. С. Дослідження структури та інформаційних потоків у електронній системі керування авіаційними газотурбінними двигунами. *Науковий вісник Херсонської державної морської академії*. 2012. №1 (6). – С. 356–361.

9. Єнчев С. В., Таку С. О. Забезпечення відмовостійкості нечіткої інтелектуальної системи керування авіаційними двигунами. *Вчені записки Таврійського національного університету імені В. І. Вернадського. Серія: Технічні науки*. 2019. № 2. Т. 30 (69), ч. 1. – С. 29–34 (наукометричний).

10. Єнчев С. В., Сильнягін А. О. Формування логіко-імовірнісної моделі функціонування електронної системи управління авіадвигунами. *Електроніка та системи управління*. 2007. № 1 (13). – С. 200–205 (наукометричний).

11. Панин В. В., Єнчев С. В. Оценка технического состояния системы автоматического управления винтовентилятором авиадвигателя. *Вісник Центрального наукового центру Транспортної академії України*. 2010. Вип. 13. – С. 136–139.

12. Єнчев С. В., Товкач С. С. Прогнозування вібростану вузлів авіаційних газотурбінних двигунів за параметрами вейвлет-розкладу. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2015. № 9 (126). С. 136–140 (наукометричний).

13. 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 (наукометричний).

14. Єнчев С. В., Гашко А. М. Синтез адаптивного нейромережевого регулятора авіаційного газотурбінного двигуна. *Наукоємні технології*. 2013. № 4 (16). – С. 10–13 (наукометричний).

15. Єнчев С. В., Таку С. О. Синтез алгоритмів налаштування параметрів нейромережевого регулятора авіаційного газотурбінного двигуна. *Наукоємні технології*. 2018. № 4 (40). – С. 535–543 (наукометричний).

16. Єнчев С. В., Товкач С. С. Вейвлет-анализ параметров систем автоматического управления авиационных двигателей. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*. 2014. № 204 (6). – С. 90–96 (закордонний).

17. Єнчев С. В., Олалі М. О., Олалі Н. В. Оценка качества функционирования системы управления авиадвигателями в задачах идентификации ее технического состояния. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2014. № 10 (117). – С. 87–92 (наукометричний).

18. Воробьев В. М., Захарченко В. А., Єнчев С. В. Методология формирования концепции архитектуры программного обеспечения отказоустойчивой авионики перспективных воздушных судов. *Електроніка та системи управління*. 2006. № 2(8). – С. 138–148 (наукометричний).

19. Панин В. В., Енчев С. В., Товкач С. С. Вейвлет-диагностика вибросостояния элементов авиационного газотурбинного двигателя. *Вісник двигунобудування*. 2014. № 2. – С. 86–90 (наукометричний).

20. Панин В. В., Енчев С. В., Попов А. В., Сидоренко А. Ю. Идентификация помпажа в компрессорах авиационных газотурбинных двигателей с помощью вейвлет-анализа. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2011. № 9 (86). – С. 134–138 (наукометричний).

21. Панин В. В., Енчев С. В., Попфалуши О. В. Идентификация помпажных и предпомпажных явлений в компрессорах авиационных газотурбинных двигателей с применением функций Уолша. *Вісник Центрального наукового центру Транспортної академії України*. 2011. Вип. 14. – С. 118–122 (наукометричний).

22. Панин В. В., Енчев С. В., Волянская Л. Г. Использование ортогональных разложений в задачах идентификации помпажных явлений в компрессорах авиационных газотурбинных двигателей. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2010. № 8 (75). – С. 112–116 (наукометричний).

23. Панін В. В., Єнчев С. В., Савчин О. В. Алгоритмічне забезпечення функціонування системи ідентифікації передпомпажних (помпажних) явищ у компресорах авіаційних ГТД. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2013. № 10 (107). – С. 87–91 (наукометричний).

24. Панін В. В., Єнчев С. В., Таку С. О. Ідентифікація авіаційного ГТД і його елементів на основі нейронних мереж. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2012. № 8 (95). – С. 227–231 (наукометричний).

25. Панін В. В. Єнчев С. В., Товкач С. С. Ідентифікація послідовності імпульсів у електронних системах керування авіаційними ГТД за допомогою вейвлет-аналізу. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2012. № 7 (94). – С. 180–184 (наукометричний).

26. Панін В. В., Єнчев С. В., Товкач С. С. Комбіновані моделі обробки інформації в електронних системах керування авіаційних двигунів. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2013. № 8 (105). С. 235–239 (наукометричний).

27. Панін В. В., Єнчев С. В., Таку С. О. Формування нейромережевої моделі гідромеханічної системи автоматичного керування авіаційними двигунами ГТД. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2014. № 9 (116). – С. 86–90 (наукометричний).

28. Панін В. В., Єнчев С. В., Таку С. О. Формування структури інтелектуальної системи автоматичного керування авіаційним ГТД. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2013. № 7 (104). – С. 181–185 (наукометричний).

29. Yenchov S. V., Mazur T. A., Tovkach S. S. Fuzzy Automatic Control System Synthesis of the Propeller Fan the Aviation Gas Turbine Engine. *Electronics and Control Systems*. 2018. № 58. Vol. 4. – P. 56–63 (наукометричний).

30. Yanchev S. V., Tovkach S. S. Wavelet-based algorithm for detection of bearing faults in a gas turbine engine. *Proceedings of the National Aviation University*. 2014. № 2 (59). – P. 88–95 (наукометричний).

Матеріали конференцій:

31. Енчев С. В. Идентификация помпажа в компрессорах газотурбинных двигателей с применением функций Уолша. *MINTT-2016. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. VIII Міжнар. наук.-практ. конф., 24–26 трав. 2016 р., Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. академії, 2016. – С. 156–160.

32. Енчев С. В., Олали М. О., Олали Н. В. Статистическая модель процессов функционирования электронной системы управления авиадвигателями. *ISDMCI-2014. Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту* : матеріали Міжнар. наук. конф., 28–31 трав. 2014 р., Херсон : ХНТУ, 2014. – С. 71–73.

33. Енчев С. В., Киселев А. Д. Алгоритм и архитектура обеспечения отказоустойчивой авионики перспективных воздушных судов. *ABIA-2006* : матеріали VII Міжнар. наук.-тех. конф., 25–27 вересня 2006 р., Київ : НАУ, 2006. Т. 2. – С. 3.33–3.36.

34. Енчев С. В. Вейвлет-идентификация помпажа в компрессорах авиационных газотурбинных двигателей. *MINTT-2018. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. X Міжнар. наук.-практ. конф., 29–31 трав. 2018 р., Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. академії, 2018. – С. 200–203.

35. Енчев С. В., Сильнягин А. А. Вероятностная модель информационно-резервированной системы сигнализации о пожаре внутри авиадвигателя. *ABIA-2011* : матеріали X Міжнар. наук.-тех. конф., 19–21 квітня 2011 р., Київ : Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2011. Т. 2. – С. 16.1–16.4.

36. Енчев С. В., Ильенко С. С., Гавренко К. Н. Динамическая модель системы автоматического управления винтовентилятором авиадвигателя *MINTT-2009. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. Міжнар. наук.-практ. конф., 25–29 трав. 2009 р., Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. ін-ту, 2009. Т. 3. – С. 9–13.

37. Енчев С. В. Оптимізація керування авіаційного газотурбінного двигуна в реальному часу. *The development of technical sciences: problems and solutions* : Proceedings of the international research and practical conference April 27-28, 2018. Brno, The Czech Republic : Baltija Publishing, 2018. – P. 102 – 105.

38. Енчев С. В., Таку С. О. Аналіз методів багаторежимного керування авіаційних ГТД. *ABIA-2013* : матеріали XI Міжнар. наук.-тех. конф., 21-23 травня 2013 р., Київ : Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2013. Т. 3. – С. 18.17–18.20.

39. Єнчев С. В., Товкач С. С. Використання нечіткої логіки для обробки інформації в електронних системах керування авіаційних двигунів. *MINTT-2013. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. V Міжнар. наук.-практ. конф., 28–30 трав. 2013 р., Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. ін-ту, 2013. Т. 1. – С. 55–58.

40. Єнчев С. В., Савчин О. В. Використання ортогональних розкладів в задачах ідентифікації нестационарних процесів у компресорах авіаційних ГТД. *ABIA-2013* : матеріали XI Міжнар. наук.-тех. конф., 21–23 травня 2013 р., Київ: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2013. Т. 3. – С.18.42–18.45.

41. Єнчев С. В., Товкач С. С. Виявлення випадкових послідовностей з використанням регресійного та вейвлет-аналізу в задачах ідентифікації режимів роботи авіаційного ГТД. *ABIA-2013* : матеріали XI Міжнар. наук.-тех. конф., 21–23 травня 2013 р., Київ : Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2013. Т. 3. – С.18.13–18.16.

42. Єнчев С. В. Відмовостійка нечітка система керування авіаційним газотурбінним двигуном з вільною турбіною. *ПРТК-2020. Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси* : тези доп. учасників Міжнар. наук.-практ. конференції, 19–20 травня 2020 р., Київ : Національний авіаційний університет. – С. 54–56.

43. Єнчев С. В. Динамічна модель системи автоматичного керування витратою палива авіадвигуна. *ABIA-2009* : матеріали IX Міжнар. наук.-тех. конф., 21–23 травня 2009 р. Київ : Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2009. Т. 2. – С. 16.34–16.37.

44. Єнчев С. В., Товкач С. С. Дослідження структури та інформаційних потоків в електронній системі керування авіаційними газотурбінними двигунами. *MINTT-2012. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. IV Міжнар. наук.-практ. конф., 29–31 травня 2012 р. Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. ін-ту, 2012. Т. 1. – С. 19–21.

45. Єнчев С. В., Сильнягін А. О., Березовський Б. Н. Забезпечення відмовостійкості системи керування авіадвигунами введенням функціонального резервування. *ABIA-2007* : матеріали VIII Міжнар. наук.-тех. конф., 25-27 квітня 2007 р., Київ : Вид-во Нац. авіац. ун-ту, 2007. Т. 2. – С. 34.25–34.28.

46. Єнчев С. В. Інтелектуальні технології в задачах забезпечення відмовостійкості систем керування авіаційними ГТД. *MINTT-2019. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. XI Міжнар. наук.-практ. конф., 28–30 травня 2019 р., Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. академії, 2019. – С. 15–18.

47. Єнчев С. В., Прохоренко І. В., Тимошенко Н. А. Інформаційна модель інтелектуальної системи керування авіаційними газотурбінними двигунами. *Перспективи розвитку технічних наук в країнах ЄС та в Україні* : Proceedings of the international research and practical conference,

December 21–22, 2018. Vloclavek, The Poland Republic : Baltija Publishing, 2018. – P. 102–105.

48. Єнчев С. В., Товкач С. С. Моделивання зносу вузлів ГТД з використанням вейвлет-перетворення нейронної мережі. *СЕУТТОО-2013. Сучасні енергетичні установки на транспорті, технології та обладнання для їх обслуговування* : тези доп. учасн. IV Всеукр. наук.-практ. конф., 09–11 жовтня 2013 р., Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. академії, 2013. – С. 42–44.

49. Єнчев С. В., Таку С. О. Нейромережевий регулятор одновального авіаційного ГТД. *ISDMCI-2019. Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту* : тези доп. учасн. Міжнар. наук.-практ. конф., 21–25 травня 2019 р., Херсон : Вид-во ФОП Вишемирський В. С., 2019. – С. 64–66.

50. Єнчев С. В., Товкач С. С. Підвищення ефективності функціонування електронних систем керування газотурбінних двигунів на основі Wavenet-регулятора. *MINTT-2014. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. VI Міжнар. наук.-практ. конф., 27–29 травня 2014 р., Херсон: Вид-во Херсонського держ. морськ. академії, 2014. – С. 28–31.

51. Єнчев С. В., Таку С. О. Синтез нейромережевого регулятора авіаційного двигуна. *ISDMCI-2018. Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту* : тези доп. учасн. Міжнар. наук.-практ. конф., 21–27 травня 2018 р., Херсон : ХНТУ, 2018. – С. 55–57.

52. Єнчев С. В. Динамічна оптимізація інтелектуальної системи керування авіаційним ГТД з нейронним регулятором. *MINTT-2020. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. XII Міжнар. наук.-практ. конф., 27–29 травня 2020 р. Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. академії, 2020. – С. 136-139.

53. Єнчев С. В., Таку С. О. Формування алгоритмів навчання нейромережевої моделі авіаційного газотурбінного двигуна. *MINTT-2013. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. V Міжнар. наук.-практ. конф., 28–30 травня 2013 р., Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. ін.-ту, 2013. Т. 1. – С. 54.

54. Єнчев С. В., Таку С. О. Формування нейромережевої моделі гвинтовентилятора двигуна Д-27. *СЕУТТОО-2013. Сучасні енергетичні установки на транспорті, технології та обладнання для їх обслуговування*: тези доп. учасн. IV Всеукр. наук.-практ. конференції, 09–11 жовтня 2013 р., Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. академії, 2013. – С. 39–41.

55. Панин В. В., Єнчев С. В., Попфалуши О. В. Метод ідентифікації помпажа в компресорах авіаційних газотурбінних двигателів з застосуванням функцій Уолша. *ABIA-2011* : матеріали X Міжнар. наук.-тех.

конф., 19-21 квітня 2011 р., Київ : Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2011. Т. 2. – С.16.42–16.45.

56. Панін В. В., Єнчев С. В., Товкач С. С. Wavenet-технологія для аналізу інформації в електронних системах керування авіаційними газотурбінними двигунами. *ISDMCI-2014. Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту* : тези доп. учасн. Міжнар. наук. конф., 28-31 травня 2014 р., Херсон : ХНТУ, 2014. – С. 315–317.

57. Панін В. В., Єнчев С. В. Аналіз методів побудови систем протипомпажного захисту авіаційних газотурбінних двигунів. *ISDMCI-2010. Інтелектуальні системи прийняття рішень та проблеми обчислювального інтелекту* : тези доп. учасн. Міжнар. наук. конференції, 17–21 травня 2010 р., Херсон : ХНТУ, 2010. Т. 1. – С. 484–486.

58. Панін В. В., Єнчев С. В., Таку С. О. Архітектура нейропроцесора адаптивної системи автоматичного керування авіаційного ГТД. *ISDMCI-2013. Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту* : тези доп. учасн. Міжнар. наук. конференції, 20–24 травня 2013 р., Херсон : ХНТУ, 2013. – С. 483–484.

59. Панін В. В., Єнчев С. В. Ідентифікація динамічних характеристик авіаційних газотурбінних двигунів з використанням ортогональних функцій Уолша. *MINTT-2010. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. Міжнар. наук.-практ. конф., 25–27 травня 2010 р., Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. ін-ту, 2010. Т. 1. – С. 189–192.

60. Панін В. В., Єнчев С. В. Класифікація нестационарних процесів у компресорах авіаційних газотурбінних двигунів. *MINTT-2011. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті* : тези доп. учасн. III Міжнар. наук.-практ. конф., 23–25 травня 2011 р. Херсон : Вид-во Херсонського держ. морськ. ін-ту, 2011. Т. 1. – С. 261–262.

61. Панін В. В., Єнчев С. В., Товкач С. С. Обробка інформації в електронних системах керування авіаційними газотурбінними двигунами з використанням вейвлет-нейронних мереж. *ISDMCI-2012. Інтелектуальні системи прийняття рішень та проблеми обчислювального інтелекту* : тези доп. учасн. Міжнар. наук. конференції, 27–30 травня 2012 р., Херсон : ХНТУ, 2012. – С. 514–516.

62. Панін В. В., Єнчев С. В., Товкач С. С. Обробка інформації в електронних системах керування авіаційних двигунів за допомогою штучних нейронних мереж. *ISDMCI-2013. Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту* : тези доп. учасн. Міжнар. наук. конференції, 20–24 травня 2013 р., Херсон : ХНТУ, 2013. – С. 533–535.

63. Tovkach S. S., Yenchew S. V. Wavelet-based algorithm for detection the node faults of aviation engine. *Aviation in the XXI-st century* : proceedings of the

Eighth World congress, October 10–12, 2018. Kyiv : National Aviation University, 2018. P. 1.1.38–1.1.41.

64. Yenchев S. V., Mazur T. A. Algorithm for optimizing the laws of control of aviation gas turbine engine in real time. *AVIA-2019* : Proceedings of the XIV International scientific conference, April 23–25, 2019, Kyiv : National Aviation University. – P. 18.22–18.25.

65. Yenchев S. V., Tovkach S. S. Method of multifractal formalism for analysis information in electronic control systems aircraft gas turbine engines *Aviation in the XXI-st century* : Proceedings of the fifth world congress, September 25–27, 2012, Kiev : National Aviation University, 2012. Volume 1. – P. 1.5.12–1.5.15. proceedings of the Eighth World congress, October 10–12, 2018. Kyiv, 2018. – P. 1.1.38–1.1.41.

66. Yenchев S. V., Tovkach S. S., Mazur T. A., Wavelet-based algorithm for detection the node faults of aviation engine. *AVIA-2019* : Proceedings of the XIV International scientific conference, April 23–25, 2019, Kyiv : National Aviation University. – P. 18.8–18.12.

Наукові праці, які додатково відображають результати дисертації:

67. Енчев С. В. Математическое моделирование системы «САУД-АД» для определения качества функционирования в условиях авиапредприятий. *Наука і молодь. Прикладна серія*. 2006. – С. 33–36.

68. Єнчев С. В., Таку С. О. Інтелектуальна система автоматичного керування авіаційними ГТД з використанням нейронних мереж. *Наука і молодь*. 2012. № 11–12. – С. 16–19.

69. Єнчев С. В., Гуз С. Ю., Вознюк А. П., Олалі М. Комплексний метод діагностування турбогвинтових двигунів. *Вісник Національного авіаційного університету*. 2007. № 1 (31). – С. 139–141 (наукометричний).

70. Єнчев С. В., Кінащук І. Ф., Олалі М. Методи контролю технічного стану газотурбінних двигунів у процесі експлуатації. *Проблеми тертя та зношування*. 2007. Вип. 47. – С. 40–47 (наукометричний).

71. Панин В. В., Енчев С. В., Олалі М. Современный подход к реализации комплексной методики диагностики авиационных газотурбинных двигателей. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2007. № 9 (45). – С. 173–176 (наукометричний).

72. Єнчев С. В. Прямий метод оцінки якості в задачах оцінки технічного стану систем автоматичного керування авіадвигунами. *Проблеми інформатизації та управління*. 2007. Вип. 2 (20). – С. 67–72.

73. Воробйов В. М., Захарченко В. П., Єнчев С. В., Ільєнко С. С. Статистична модель процесу функціонування системи автоматичного керування авіадвигунами. *Транспортні інновації*. 2009. № 3. – С. 36–39.

74. Єнчев С. В., Товкач С. С. Адаптивний вейвлет-фільтр для аналізу інформації в електронних системах керування газотурбінних двигунів. *Наука і молодь*. 2012. № 11–12. – С. 53–56.

75. Енчев С. В. Оценка технического состояния систем автоматического управления логико-динамического класса за обобщенным показателем качества. *Автоматизация технологических и бизнес-процесів*. 2010. № 1. – С. 16–22.

76. Панин В. В., Енчев С. В. Оценка технического состояния системы автоматического управления винтовентилятором авиадвигателя. *Вісник Центрального наукового центру Транспортної академії України*. 2010. Вип. 13. – С. 136–139.

АНОТАЦІЯ

Енчев С. В. Синтез інтелектуальних систем керування авіаційними газотурбінними двигунами. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук зі спеціальності 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки. Національний авіаційний університет МОН України, Київ, 2020.

Проаналізовано принципи побудови, функції, задачі, методи й алгоритми синтезу інтелектуальних систем керування авіаційними газотурбінними двигунами. Досліджено структури та інформаційні потоки в електронних системах керування авіаційними ГТД, створено комплекс методик і алгоритмів ідентифікації авіаційних ГТД й обробки інформації в САК ГТД на основі методів інтелектуального керування.

Сформульовано науково-методичні основи проектування нейромережових регуляторів у структурах ІСК авіаційними ГТД: навчання, алгоритми синтезу та налаштування; формування структури ІСК ГТД та інтелектуального вейвлет-фільтру. Розроблено методику синтезу нечітких ІСК ГТД за допомогою методу гармонічної лінеаризації та алгоритмічне забезпечення їх функціонування.

З позицій системного підходу запропоновано концепцію оптимізації ІСК ГТД, керувальна частина якої являє собою єдиний математичний оператор, що перетворює вхідну інформацію в керувальні впливи. На основі концепції розроблено метод і методику оптимізації законів керування в ІСК ГТД у процесі експлуатації на сталих та перехідних режимах за обраними критеріями: швидкодія, мінімальна витрата палива.

Запропоновано вирішення задачі синтезу алгоритмів відмовостійкого керування ІСК ГТД на основі нечіткої логіки та нейронних мереж. Розроблено алгоритм і методику синтезу НМ-регулятора в складі ІСК ГТД. Досліджено залежність показників якості керування САК від вибору архітектури та структури НМ. Запропоновано алгоритм забезпечення відмовостійкості САК ГТД, базований на використанні методу FDI, який відрізняється тим, що виявлення відмов у системі здійснюється шляхом порівняння елементів САК ГТД з аналогічними виходами елементів еталонної нейромережової моделі САК, налаштовуваній у режимі реального часу, що дозволяє підвищити оперативність і достовірність виявлення відмов у широкому діапазоні зміни роботи та характеристик САК ГТД.

Ключові слова: системи керування, газотурбінний двигун, нейронні мережі, нечітка логіка, оптимізація керування, ефективність, відмовостійкість.

SUMMARY

Yanchev S. V. Synthesis of intelligent control systems for aircraft gas turbine engines. - Manuscript.

A thesis for the Doctor of Technical sciences degree, specialty 05.05.03 – engines and power plants. National Aviation University, Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2020.

The thesis analyses the synthesis of intelligent control systems of aircraft gas turbine engines principles of construction, functions, tasks, methods and algorithms. The thesis studies the structures and information flow in aviation gas turbine engines electronic control systems and establishes the methods and algorithms for identification of aviation gas turbine engines and information processing in the system of automatic control system of gas turbine engines based on intelligent control methods.

The study establishes scientific and methodological bases of designing neural network regulators in the structures of intelligent control systems of aviation gas turbine engines: training, synthesis algorithms and settings; intelligent control systems of gas turbine engines formation and intelligent wavelet filter. The method of synthesis of fuzzy intelligent control systems of gas turbine engines using the method of balanced straight line approximation and algorithmic maintenance of their functioning is developed.

The thesis proposes the concept of intelligent control systems of gas turbine engines optimization in terms of system approach. The control part of the systems is a single mathematical operator that converts input information into control effects. The study provides the method and methodology for the intelligent control systems of the gas turbine engine control laws optimization in the course of operation in stable and transient modes according to the criteria: speed, minimum fuel consumption, based on the abovementioned concept.

The thesis offers the solution to the problem of failure-resistant control algorithms synthesis of intelligent control systems of gas turbine engines on the basis of fuzzy logic and neural networks. The algorithm and method for the synthesis of neural network regulator as a part of intelligent control systems of gas turbine engines are developed. The study analyses the dependence of intelligent control systems management quality on the choice of neuron network architecture and structure. The failure-resistance algorithm for intelligent control systems of gas turbine engines is proposed. The algorithm is based on the use of FDI method, characterized in that the detection of failures in the system is carried out by comparing elements of intelligent control systems of gas turbine engines with the elements of the reference neural network model of intelligent control systems. The reference model is used in real-time mode. Therefore, the reliability of the failures

detection in a wide work and characteristics variation range of intelligent control systems of gas turbine engines.

Key words: control systems, gas turbine engine, neural networks, fuzzy logic, control optimization, efficiency, failure-resistance.

АННОТАЦИЯ

Енчев С. В. Синтез интеллектуальных систем управления авиационными газотурбинными двигателями. – Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.05.03 – двигатели и энергетические установки. Национальный авиационный университет МОН Украины, Киев, 2020.

Проанализированы принципы построения, функции, задачи, методы и алгоритмы синтеза интеллектуальных систем управления авиационными газотурбинными двигателями. В результате исследования установлено, что применение интеллектуальных технологий для повышения эффективности функционирования САУ ГТД является актуальным. Установлено, что существует потребность в осуществлении комплексной автоматизации и интеллектуализации процессов управления, оптимизации и обеспечения отказоустойчивости в САУ ГТД.

ИСУ ГТД представляется в виде иерархической трехуровневой структуры, которая позволяет обеспечивать гибкое и оперативное решение задач управления ГТД при внутренних и внешних воздействиях для выполнения основной задачи – обеспечения максимальной информационной пропускной способности при воздействии высокого уровня помех. Исследованы структуры и информационные потоки в электронных системах управления авиационными ГТД и создан комплекс методик и алгоритмов идентификации авиационных ГТД и обработки информации в САК ГТД на основе методов интеллектуального управления. Применение нейронных сетей позволяет построить эффективный алгоритм идентификации ГТД и их элементов на основе полетных данных. Выбор структуры и параметров нейросетевой модели проводился на основе принципа декомпозиции модели, что способствует модульной организации нейронных сетей и повышению качества ее обучения с учетом заданных требований к точности идентификации.

Исследованы методы обучения и синтеза нейросетевых регуляторов для задач проектирования ИСК ГТД. Созданы научно-методические основы проектирования нейросетевых регуляторов в структурах ИСУ авиационными ГТД: обучение, алгоритмы синтеза и настройки; сформирована структура ИСУ ГТД и интеллектуального вейвлет-фильтра. Исследована эффективность различных алгоритмов обучения и инициализации нейросетевого регулятора ГТД, показана эффективность метода симплекс-поиска.

Разработана методика синтеза нечетких ИСУ ГТД с помощью метода гармоничной линеаризации и алгоритмическое обеспечение их функционирования. Показано, что использование нечеткой логики обеспечивает новый подход для синтеза САУ ГТД, который гарантирует возможность решения задач управления двигателем в условиях неопределенности. На основании теоретических исследований разработана САУ винтовентиляторами ТВВД.

С позиций системного подхода предложена концепция оптимизации ИСУ ГТД, управляющих часть которой представляет собой единый математический оператор, который превращает входную информацию в управляющие воздействия. На основе предложенной концепции разработан метод и методику оптимизации законов управления в ИСУ ГТД в процессе эксплуатации на постоянных и переходных режимах за выбранными критериями: быстродействие, минимальный расход топлива. На основании сформулированных теоретических положений разработана оптимальная ИСК ТРДД с влиянием за расходом топлива и площади критического сечения сопла на установившихся режимах работы, которая обеспечивает монотонность переходных процессов и оптимальность по быстродействию.

Предложено решение задачи синтеза алгоритмов отказоустойчивого управления ИСУ ГТД на основе нечеткой логики и нейронных сетей. Разработан алгоритм и методику синтеза НМ-регулятора в составе ИСУ ГТД. Исследована зависимость показателей качества управления САУ от выбора архитектуры и структуры НС. Решена задача реализации FDI-метода с принятием решений на основе нечеткой логики, основанного на сравнении результатов измерений газодинамических параметров реального ГТД с расчетными параметрами, вычисленными по его математической модели.

Предложен алгоритм обеспечения отказоустойчивости САУ ГТД, основанный на использовании метода FDI, который отличается тем, что обнаружение отказов в системе осуществляется путем сравнения элементов САУ ГТД с аналогичными выходами элементов эталонной нейросетевой модели САУ, которая настраивается в режиме реального времени, что позволяет повысить оперативность и достоверность обнаружения отказов в широком диапазоне изменения работы и характеристик САУ ГТД.

Ключевые слова: системы управления, газотурбинный двигатель, нейронные сети, нечеткая логика, оптимизация управления, эффективность, отказоустойчивость.