

# МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

## НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Кафедра підтримання льотної придатності повітряних суден

**ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ**

Завідувач кафедри  
канд. техн. наук, доц.

\_\_\_\_\_ О. В. Попов

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

## **КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА**

**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

«МАГІСТР»

ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ

«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І  
АВІАДВИГУНІВ»

**Тема: «Методичні аспекти діагностування газотурбінного двигуна за параметрами робочого процесу зареєстрованих на сталих режимах його роботи»**

**Виконав:** \_\_\_\_\_ **І. Ю. Москаленко**

**Керівник:** канд. техн. наук, доц. \_\_\_\_\_ **О. В. Попов**

**Консультанти з окремих підрозділів пояснювальної записки:**

**охорона праці:** ст. викладач \_\_\_\_\_ **О. О. Козлітін**

**охорона навколишнього**

**середовища:** канд. біол. наук, доц. \_\_\_\_\_ **А. О. Падун**

**Нормоконтролер:** \_\_\_\_\_

**Київ 2022**

## НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет

Кафедра підтримання льотної придатності повітряних суден

Освітній ступінь «Магістр»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

Освітньо-професійна програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

### ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

канд. тех. наук, доц

\_\_\_\_\_ О. В. Попов

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

### ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

МОСКАЛЕНКА ІГОРЯ ЮРІЙОВИЧА

1. Тема роботи: **«Методичні аспекти діагностування газотурбінного двигуна за параметрами робочого процесу зареєстрованих на сталих режимах його роботи»**

затверджено наказом від 29 вересня 2022 року № 1786/ст.

2. Термін виконання роботи: з 29 вересня 2022 р. по 30 листопада 2022 р.

3. Вихідні данні до роботи: статистичні данні досвіду експлуатації повітряних суден та їх двигунів за типами, результати досліджень: математичних моделей робочого процесу газотурбінного двигуна, методів та засобів параметричного оцінювання технічного стану конструктивних вузлів проточної частини газотурбінного двигуна.

4. Зміст пояснювальної записки: аналіз досвіду експлуатації газотурбінних двигунів, аналіз методів діагностування проточної частини газотурбінного двигуна, розробка методичних аспектів діагностування проточної частини турбореактивного двоконтурного двигуна., розробка заходів охорони праці та охорони навколишнього середовища.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: схема досліджень, результати аналізу досвіду експлуатації повітряних суден, методи розпізнавання несправностей, пропонується система моніторингу та діагностування газотурбінних двигунів

## 6. Календарний план-графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
Обґрунтування актуальності обраного напрямку на теми досліджень, постановка мети та розробка завдань досліджень	29.09.2022 – 03.10.2022 р.	
Моніторинг результатів експлуатації повітряних суден та їх двигунів за типами	04.10.2022 – 10.10.2022 р.	
Аналіз існуючих та перспективних математичних моделей робочого процесу газотурбінного двигуна	11.10.2022 – 16.10.2022 р.	
Аналіз існуючих та перспективних методів та засобів діагностування газотурбінних двигунів	17.10.2022 – 24.10.2022 р.	
Розробка методичних аспектів діагностування обраного типу газотурбінного двигуна за параметрами робочого процесу зареєстрованих на сталих режимах його роботи	25.10.2022 – 11.11.2022 р.	
Виконання окремих розділів: охорона праці охорона навколишнього середовища	12.11.2022 – 13.11.2022 р.	
Попередній захист кваліфікаційної роботи	14.11.2022 р.	

## 7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	старший викладач О.О. Козлітін		
Охорона навколишнього середовища	канд. біол. наук, доц. А.О. Падун		

## 8. Дата видачі завдання 29 вересня 2022 р.

Керівник кваліфікаційної роботи \_\_\_\_\_

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи: «Методичні аспекти діагностування газотурбінного двигуна за параметрами робочого процесу зареєстрованими на сталих режимах його роботи»:

108 с., 23 рис., 10 табл., 47 джерел.

### ГАЗОТУРБІННИЙ ДВИГУН, ПРОТОЧНА ЧАСТИНА, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, ДІАГНОСТУВАННЯ

Об'єкт дослідження – діагностування конструктивних вузлів проточної частини турбореактивного двоконтурного двигуна.

Предмет дослідження – оцінка технічного стану обраного типу двигуна за параметрами робочого процесу зареєстрованими на сталих режимах його роботи з глибиною локалізації до конструктивного вузла.

Мета роботи – підвищення достовірності технічного діагнозу при оцінки технічного стану проточної частини ТРДД за параметрами робочого процесу з використанням засобів штучного інтелекту на сталих режимах роботи двигуна.

Методи дослідження – використовувалися елементи теорії ГТД; методи: математичного та комп'ютерного моделювання, штучного інтелекту, а саме нейронні мережі.

Достовірність і обґрунтованість висунутих положень, висновків і розроблених методичних аспектів діагностування ТРДД з локалізації до конструктивного вузла підтверджується коректним використанням широковідомого математичного апарату та обчислювальної техніки, базується на узгодженості результатів модельного і натурального експериментів.

Практичне значення результатів досліджень в рамках кваліфікаційної роботи визначається підвищенням ефективності функціонування системи підтримання льотної придатності повітряних суден за рахунок підвищення вірогідності діагнозу при діагностуванні ТРДД з локалізацією до конструктивного вузла.

Отримані автором результати, які підвищують вірогідності діагнозу при діагностуванні ТРДД, можуть бути запропоновані для удосконалення методів і засобів діагностування двигунів з подальшим використанням у складі

автоматизованих систем моніторингу технічного стану двигунів за параметрами робочого процесу.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ.....	7
ВСТУП.....	9
<b>1 АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ТА ПЕРСПЕКТИВНИХ МЕТОДІВ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА .....</b>	<b>17</b>
1.1 Загальні положення.....	17
1.2 Методи розпізнавання несправності .....	20
1.2.1 Стратегія оцінки методу діагностування двигунів.....	20
1.2.2 Питання визначення працездатного стану конструктивного вузла.....	30
Висновки до розділу 1 .....	33
<b>2 МЕТОДИЧНІ ОСНОВИ СТРАТЕГІЇ ОЦІНКИ МЕТОДУ ДІАГНОСТУВАННЯ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА.....</b>	<b>34</b>
2.1 Процес порівняльного аналізу .....	34
2.2 Структура каталогу стратегії оцінки методу діагностування .....	39
2.3 Симулятор парку двигунів .....	40
2.4 Показники ефективності.....	43
2.5 Графічний інтерфейс користувача симулятора парку двигунів.....	44
2.6 Приклад діагностичного рішення.....	50
Висновки до розділу 2 .....	54
<b>3 ПРОПОНОВАНА СИСТЕМА МОНІТОРИНГУ ТА ДІАГНОСТУВАННЯ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ.....</b>	<b>55</b>
3.1 Усереднена базова модель для парку двигунів.....	55
3.2 Корекція базової моделі та формування класу .....	58
3.3 Підхід класифікації гібридних несправностей.....	60
3.4 Виявлення аномалій та ідентифікація несправностей як загальний процес. 65	65
3.5 Етапи порівняння діагностичних систем.....	67
Етап 1: Порівняння з іншими діагностичними системами за допомогою ProDiMES Cruise Dataset.....	67

Етап 2: Порівняння з іншими діагностичними системами з використанням самостійно створеного набору даних круїзу. ....	70
Етап 3: Порівняння з іншими діагностичними системами з використанням набору даних ProDiMES і багатоточковий аналіз. ....	73
Етап 4: Blind Test Case (багатоточковий аналіз). ....	76
Висновки до розділу 3 .....	81
<b>4 ОХОРОНА ПРАЦІ</b> .....	<b>82</b>
4.1 Організація робочого місця.....	82
4.2 Шкідливі та небезпечні чинники.....	82
4.3 Технічне та організаційні заходи обслуговування силових установок із зменшенням впливу шкідливих виробничих факторів .....	83
4.4 Пожежна безпека при технічному обслуговуванні двигуна повітряного судна в ангарі.....	86
4.5 Розрахунок штучного освітлення ангарного приміщення.....	88
Висновки до розділу 4 .....	91
<b>5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА</b> .....	<b>92</b>
5.1 Загальні питання.....	92
5.2 Основні проблеми навколишнього середовища .....	92
Висновки до розділу 5 .....	100
<b>ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ</b> .....	<b>101</b>
<b>СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....</b>	<b>102</b>

**ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ**

АД	– авіаційні двигуни
АТ	– авіаційна техніка
АШ	– авіаційний шум
БТО	– базове технічне обслуговування
ГТД	– газотурбінний двигун
ДМ	– діагностичні моделі
ДО	– діагностичні ознаки
ЗР	– забруднюючі речовини
КВ	– конструктивний вузол
КЗ	– камера згоряння
ЛТО	– лінійне технічне обслуговування
ММ	– математична модель
НМ	– нейронна мережа
НС	– навколишнє середовище
ПГ	– повітряний гвинт
ПРП	– параметри робочого процесу
ПС	– повітряне судно
ПЧ	– проточна частина
СУ	– силова установка
ТО	– технічне обслуговування
ТС	– технічний стан
ТРДД	– турбореактивний двоконтурний двигун
ТГВД	– турбогвинтовий двигун
ЦА	– цивільна авіація
ШІ	– штучний інтелект
CBM	– Condition-Based Maintenance – Технічне обслуговування за станом
EFS	– Engine Fleet Simulator – Симулятор парку двигунів
EHM	– Engine Health Management – Керуванням справністю двигуна

- GUI – Graphical User Interface – Графічний інтерфейс користувача
- GPA – Gas-Path Analysis – Аналіз проточної частини двигуна
- MLP – Multi-Layer Perceptron – Багатошаровий перцептрон
- MRO – Maintenance, Repair and Overhaul Systems – Технічне обслуговування, ремонт та капітальний ремонт
- PNN – Probabilistic Neural Network – Імовірнісна нейронна мережа
- SVM – Support Vector Machines – Опорні векторні методи
- RELM – Regularized Extreme Learning Machine – Регуляризована машина екстремального навчання
- SRC – Sparse Representation Classification – Блок класифікації розрідженого представлення



## ВСТУП

На сьогоднішній день удосконалення організації процесу технічного обслуговування (ТО) задля підвищення ефективності функціонування системи підтримання льотної придатності повітряних суден (ПС) та забезпечення заданого рівня безпеки польотів у цілому є найважливішим та пріоритетним напрямом в галузі ЦА, завдяки якому будуть значно оптимізуватися деякі складові ТО впливаючи на збільшення ефективності та регулярності авіаційних перевезень. Оптимізація процесів ТО також спрямована на оцінку технічного стану (ТС) газотурбінного двигуна (ГТД).

На сучасному етапі двигунобудування та розвитку системи MRO (Maintenance, Repair and Overhaul) найбільш застосованим та перспективним є параметричне діагностування ГТД, тобто за параметрами робочого процесу (ПП) ГТД (йдеться про оцінку ТС конструктивних вузлів (КВ) проточної частини (ПЧ) двигуна) або діагностування систем, які забезпечують надійне функціонування двигуна на всіх висотах та режимах його роботи.

Також слід зазначати, що виявлення на ранніх стадіях прояву ймовірних несправностей та відмов виконують за допомогою систем дистанційного моніторингу життєдіяльності двигуна та силової установки (СУ) в цілому.

Авіаційний двигун – це складний технічний об’єкт, аеротермодинамічна система зі складною структурою і міцною нелінійністю. Він працює в суворих умовах з високими температурами, високим тиском і високі швидкості обертання роторів газогенератора протягом тривалих періодів часу, що призводить до неминучого деградація компонентів.

Несправність, відмова, пошкодження СУ – це саме ті стани або події які впливають на рівень безпеки польотів та завдають значних економічних збитків у таких об’єктів авіаційної діяльності як: розробник, виробник та експлуатант ПС.

Тому, удосконалення системи MRO має важливе значення для підтримання високого рівня експлуатаційної надійності авіаційних двигунів. Розробка

технологій моніторингу працездатності двигуна, діагностування несправностей КВ ПЧ є актуальним напрямом наукових досліджень.

Параметричне діагностування ПЧ ГТД базується на застосуванні математичних моделей (ММ) робочого процесу, наприклад: лінійних, нелінійних, статистичних, динамічних тощо, також використовують діагностичні моделі (ДМ).

Адекватна ММ робочого процесу відіграє життєво важливу роль у успішній діагностиці ПЧ, тому, що за допомогою цієї ММ визначають, розраховують діагностичні ознаки.

Висока оперативність та достовірність технічного діагнозу при параметричному діагностуванні не можлива без використання автоматизованих систем.

Враховуючи важливість постійного вдосконалення алгоритмів у системах діагностики авіаційних двигунів, у цій кваліфікаційній роботі пропонується та порівнюється контроль газового тракту та діагностика двигуна через програмне забезпечення ProDiMES, розроблене NASA. Алгоритм використовує середнє для парку та індивідуальне базове значення двигуна моделі для обчислення векторів ознак, які формують класифікацію несправностей із класами справних і несправних двигунів.

Використовуючи цю класифікацію, гібридний метод розпізнавання помилок, заснований на регуляризованому екстремумі навчальні машини та класифікацію розрідженого представлення було навчено та перевірено для виконання як виявлення несправностей, так і ідентифікації несправностей як загального процесу.

Продуктивність системи аналізувалася разом з результатами інших діагностичних систем за допомогою чотирьох етапів порівняння на основі різних умов, таких як режими роботи, дані тестування та показники (виявлення, класифікація та затримка виявлення).

Перші три етапи були присвячені розробці незалежного алгоритму та самооцінці, а останній етап був пов'язаний із сліпим тестуванням, оціненим

NASA. Порівняльний аналіз на всіх етапах показує, що запропонований алгоритм перевершує всі інші діагностичні рішення, опубліковані до цього часу. Враховуючи переваги та отримані результати, FRAMEWORK є перспективним інструментом для систем моніторингу та діагностики авіаційних двигунів.

Приймаючи до уваги данні Державного реєстру [avia.gov.ua] цивільних ПС розглянемо загальну картину розподілу за типами двигунів у складі СУ з урахуванням також типу ПС, слід зазначити що до уваги взято данні за 20221 рік включно.

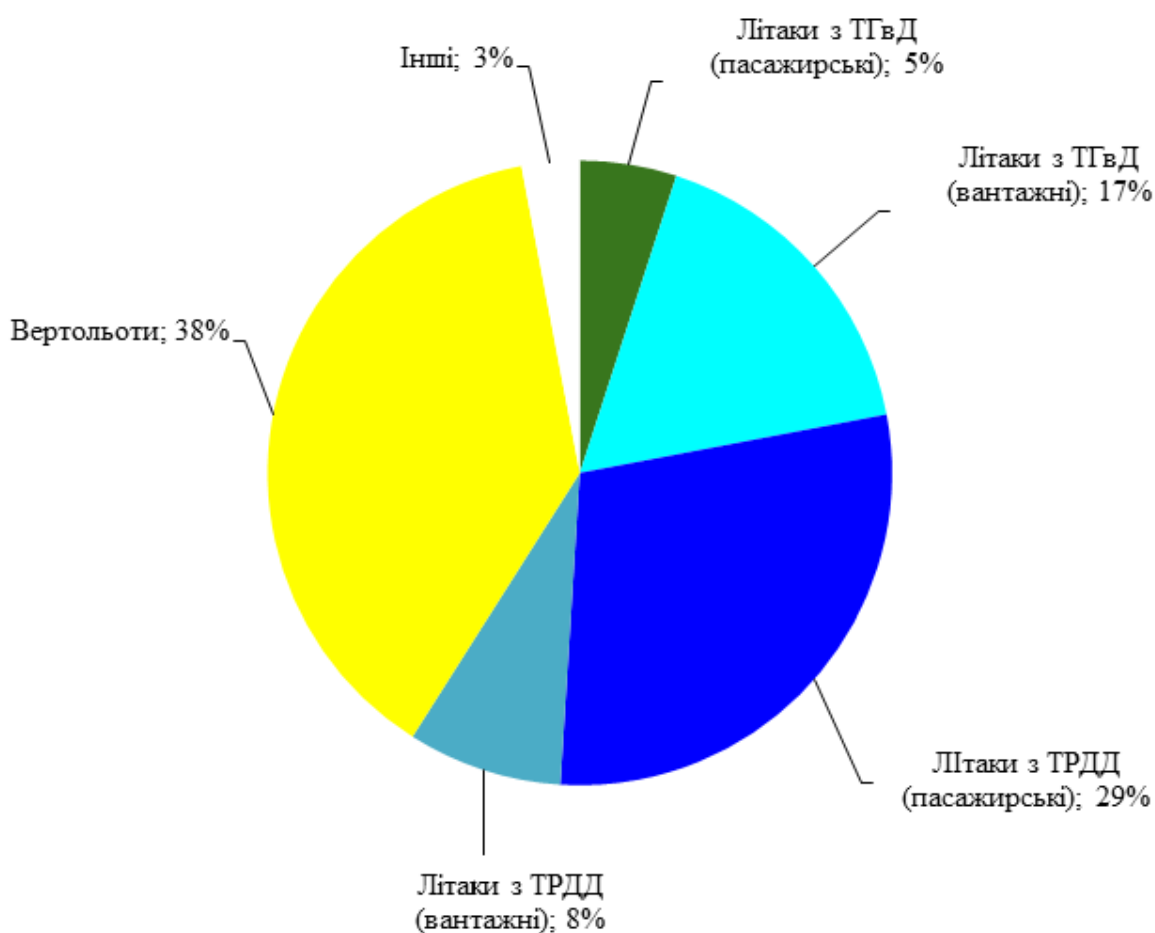


Рисунок 1 – Розподіл ПС за типами двигунів у складі СУ

Отже, за даними рисунка 1 можна зробити висновки про наступне: левову частку двигунів ПС що виконують авіаційні перевезення складають саме турбореактивні двоконтурні двигуни (ТРДД). Проаналізуємо далі склад реєстрового парку ПС пасажирських та вантажних перевезень з урахуванням держави виробника ПС та двигуна.

Близько 110 ПС задіяно в пасажирських перевезеннях, з них – 98 суден закордонної розробки та виробництва, та лише 12 літаків розробки сімейства Антонова та Яковлева, отже 91 % ПС – закордонні.

На рисунку 2 наведемо розподіл частки авіаційних пасажирських перевезень літаками закордонної розробки та виробництва [avia.gov.ua].

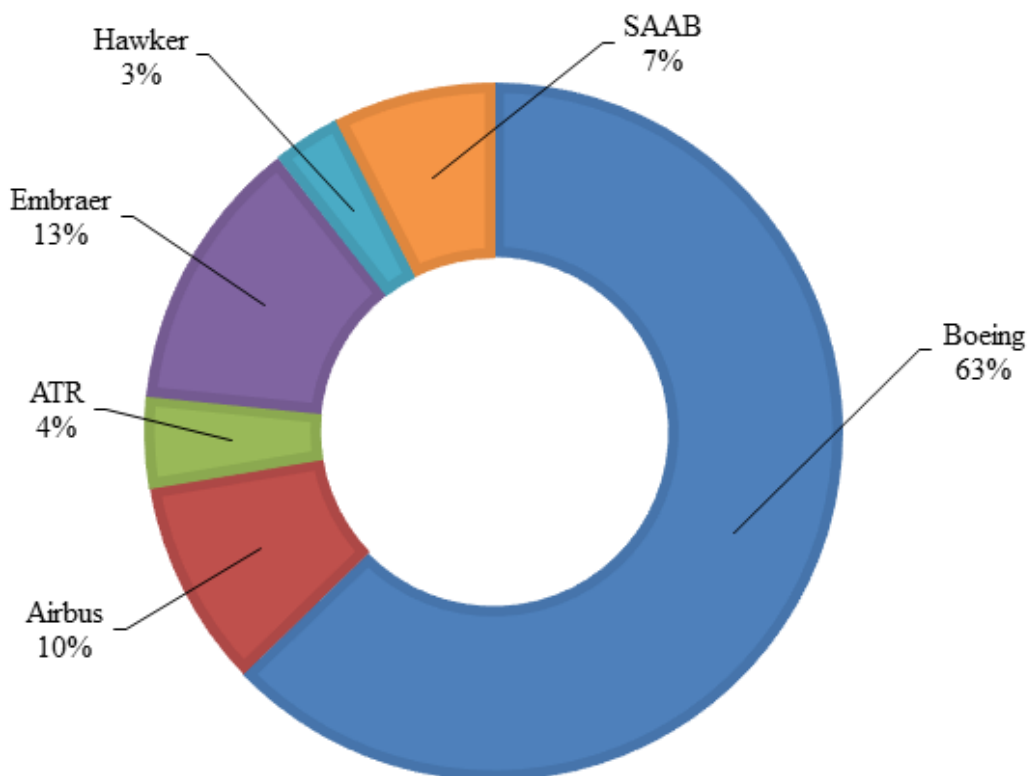


Рисунок 2 – Відсотковий розподіл ПС закордонного виробництва

Також за даними виявлено, що у вантажних перевезеннях задіяно в основному літаки сімейства Антонов у кількості 65 одиниць, переважна більшість яких це: Ан-12, Ан-26, Іл-76, Ан-124 (рисунок 3) [avia.gov.ua].

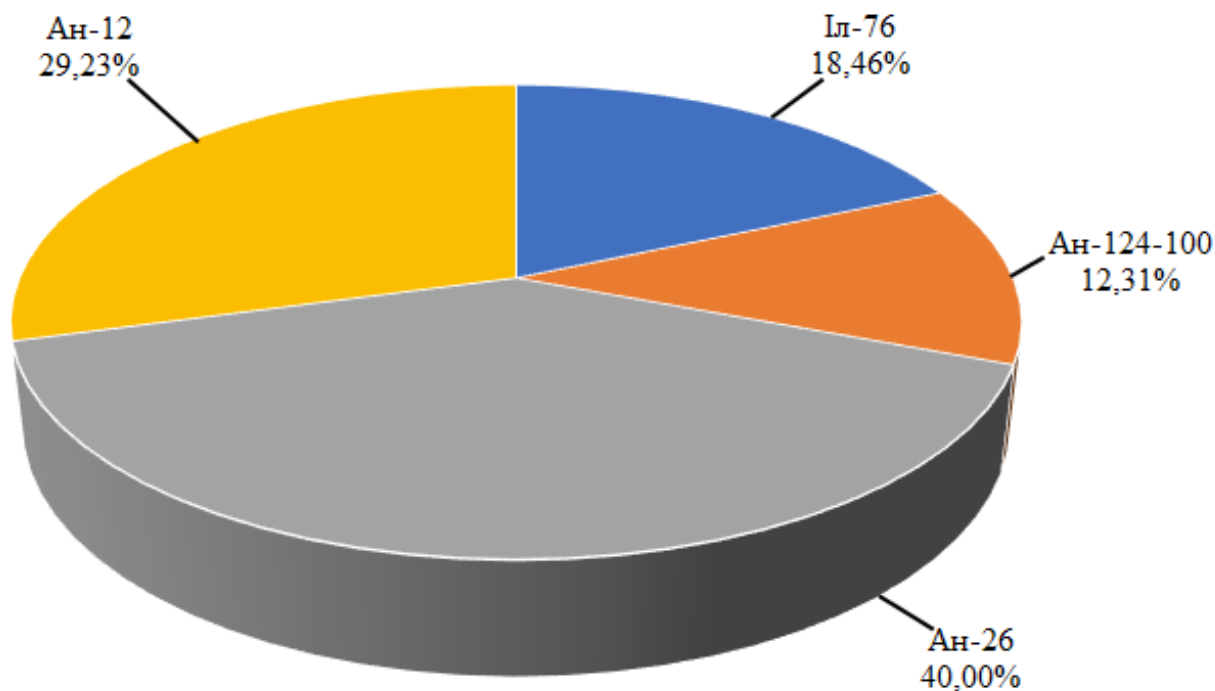


Рисунок 3 – Відсотковий розподіл вітчизняних вантажних ПС

Аналізуючи данні рисунка 3 бачимо зовсім іншу картину – у вантажних перевезеннях домінують літаки з турбогвинтовим двигуном (ТГВД). Однак слід приймати до уваги відмінність у кількості СУ та річне напрацювання двигунів. За даними Центру експлуатаційної надійності, сумарне напрацювання, наприклад, за період 2010-2015 років у ПС з ТРДД більше ніж у літаків з ТГВД.

У підсумку, на попередньому етапі актуалізації обраного напрямку та тематики кваліфікаційної роботи можна стверджувати, що саме ТРДД слід приділяти більше уваги задля підтримання їх надійності в умовах експлуатації шляхом впровадження в систему MRO модернізованих та перспективних методів та засобів оцінки їх ТС.

За даними Центру експлуатаційної надійності авіаційної техніки НАУ, які отримано за результатами обробки статистичних даних досвіду експлуатації реєстрового парку ПС України, можна стверджувати, що біля 25–33 % інцидентів реєстрового парку ПС України припадає саме з причин відмов або несправностей СУ, де 50–60 % є частка саме двигуна.

Зазначимо специфіку застосування параметричного діагностування в умовах реальної експлуатації газотурбінного двигуна, а саме:

- завдання обґрунтування, визначення параметрів контролю робочого процесу (у тому числі безпосередньо ПРП);
- завдання обґрунтування, визначення діагностичних ознак (ДО);
- формування ДМ;
- синтез алгоритмів оцінки ТС ТРДД.

— обґрунтування та визначення режиму діагностування двигуна. Багатьма науковцями вже доведена ефективність оцінки ТС ГТД за ПРП на несталих режимах його роботи, тому що використання певного математичного апарату та ДО вказують на достатньо високу інформативність (відгук) обраних параметрів. Однак, широкого використання методів діагностування на не сталих режимах роботи двигуна в умовах експлуатації поки що не впроваджено, досі тривають дослідження.

— перехід на використання штучного інтелекту (ШІ), які прискорює швидкість визначення технічного діагнозу, але це вимагає процесу навчання системи, що обумовлено великим обсягом вихідної інформації, що призводить до певних проблем, пов'язаних насамперед з великим обсягом стендових досліджень з моделювання заздалегідь визначених несправностей, пошкоджень або відмов КВ ПЧ двигуна. Ці дослідження дозволяють отримати так звані портрети станів об'єкту.

Для вирішення задач, пов'язаних з аналізом даних за наявності стохастичності, необхідне використання методів математичної статистики і розпізнавання образів, нейронних мереж (НМ) і теорії прийняття рішень, що достатньо обґрунтовано проведеними багатьма науковцями дослідженнями.

Ці методи дозволяють робити обґрунтовані висновки і прогнози.

Тому, на мій погляд ця робота, яка спрямована на розробку методичних аспектів оцінки ТС ТРДД з використанням елементів ШІ, є актуальною.

Мета досліджень – підвищення достовірності технічного діагнозу при оцінці технічного стану проточної частини ТРДД за ПРП з використанням засобів ШІ на сталих режимах роботи двигуна.

Для реалізації поставленої мети в роботі поставлені наступні завдання:

- виконати аналіз досвіду експлуатації газотурбінних двигунів та дослідити вплив геометричних характеристик КВ ПЧ на ПРП обраного типу двигуна;
- провести аналіз існуючих і перспективних методів діагностування обраного типу двигуна;
- вибір і обґрунтування ДО, ММ робочого процесу для обраного типу двигуна з урахуванням рівня його контролепридатності;
- розробити методичні аспекти діагностування обраного типу газотурбінного двигуна за ПРП зареєстрованих на сталих режимах його роботи.

Об'єкт дослідження – діагностування КВ ПЧ ТРДД.

Предмет дослідження – оцінка ТС обраного типу двигуна за ПРП зареєстрованих на сталих режимах його роботи з глибиною локалізації до КВ.

Методи дослідження – елементи теорії ГТД; методи: математичного та комп'ютерного моделювання, ШІ, а саме НМ.

Достовірність і обґрунтованість висунутих положень, висновків і розроблених методичних аспектів діагностування ТРДД з глибиною локалізації несправності до КВ підтверджується коректним використанням широковідомого математичного апарату та обчислювальної техніки, базується на узгодженості результатів модельного і натурального експериментів.

Практичне значення отриманих результатів досліджень в рамках кваліфікаційної роботи визначається підвищенням ефективності функціонування системи підтримання льотної придатності ПС за рахунок підвищення вірогідності діагнозу при оцінці ТС ТРДД з локалізацією до КВ.

Отримані автором результати, які підвищують вірогідності діагнозу при діагностуванні ТРДД, можуть бути запропоновані для удосконалення методів і засобів діагностування двигунів з подальшим використанням у складі автоматизованих систем моніторингу ТС двигунів за ПРП.

Схему, за якою виконано дослідження наведено на рисунку 4.

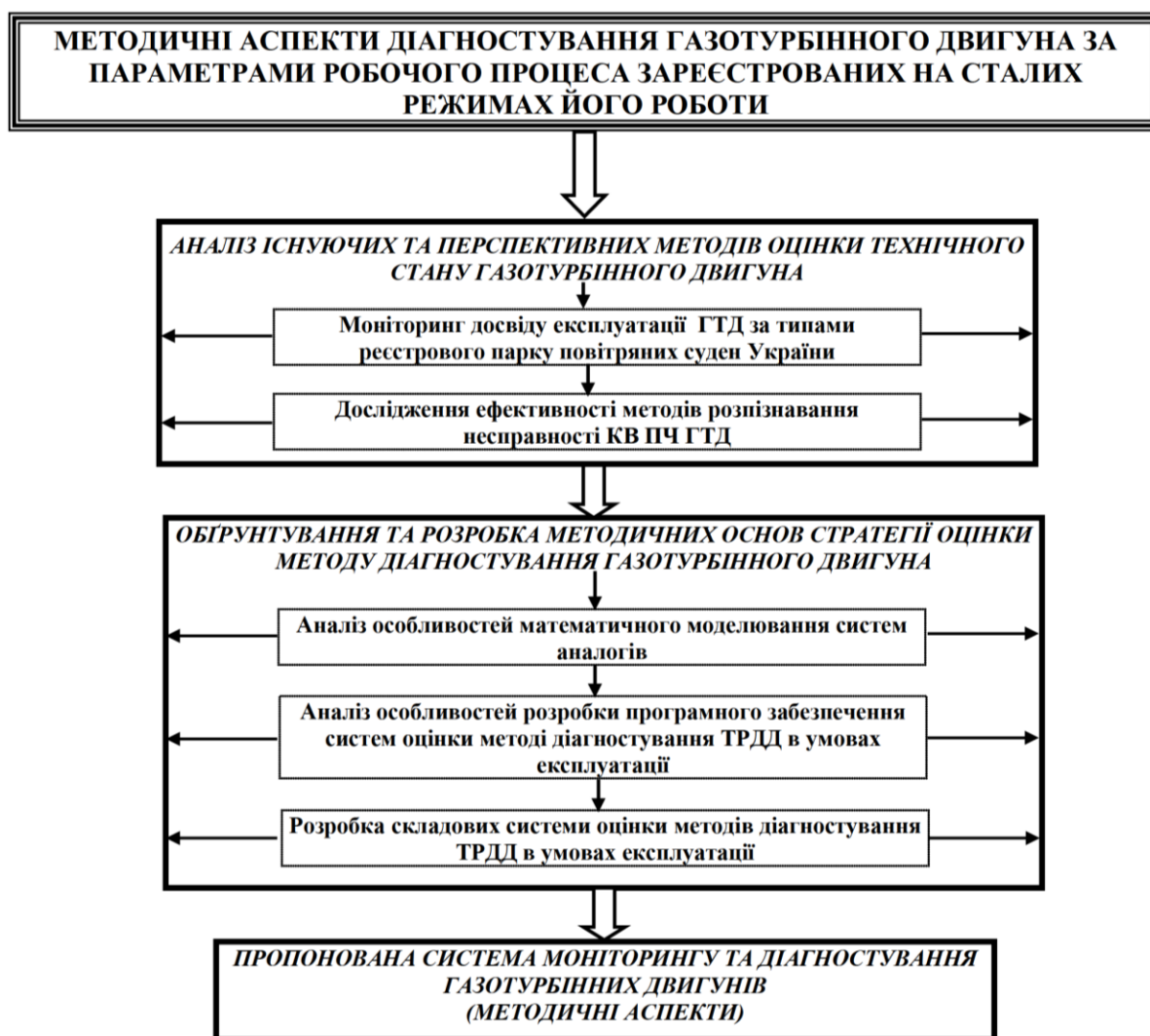


Рисунок 4 – Запропонована схема досліджень

Наукова новизна полягає у наступному:

- отримав подальший розвиток метод діагностування конструктивних вузлів ПЧ ТРДД з локалізацією до КВ;
- отримала подальший розвиток теорія застосування ШІ а саме НМ при вирішенні задач дослідження методів та засобів діагностування авіаційних двигунів;
- розроблено методичні основи діагностування ТРДД, як при по вузлових пошкодженнях так і при спільно пошкоджених.



# 1 АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ТА ПЕРСПЕКТИВНИХ МЕТОДІВ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

## 1.1 Загальні положення

Протягом десятиліть програми ТО ГТД еволюціонували від простих до більш складних та повних стратегій, таких як ТО на основі стану (CBM – Condition-Based Maintenance). Ця стратегія допомагає виявити проблеми ГТД, продовжити термін служби, підтримувати високу надійність, зменшити витрати на експлуатацію та ТО та навіть уникнути катастрофічних ситуацій використання систем моніторингу та діагностування [1].

Це життєво важливо, як підтверджено за результатами попереднього дослідження [2, с. 4], яке показало, що всі причини пригод за категоріями комерційних польотів у світі, що відбулися з 1990 по 2006 роки, було визнано відповідальним за пошкодження обладнання 23 % пригод, і з цієї частки 64 % пригод були пов'язані з несправностями ГТД.

Основна концепція ТО ГТД полягає в тому, що виконується два рівні ТО:

- лінійне технічне обслуговування (ЛТО);
- базове (цехове) технічне обслуговування (БТО).

У редакції, яка відповідає керівним та нормативним документам (нормативно-правовому базису) ICAO, EASA та Державної авіаційної адміністрації України термін «Технічне обслуговування» це будь-яка дія щодо капітального ремонту, поточного ремонту, огляду, заміни, модифікації чи ректифікації ПС чи його компонента, або сукупність таких дій, за винятком передпольотного огляду.

Водночас наведемо визначення термінів «лінійне ТО» та «базове ТО», «передпольотний огляд» та «ремонт».

Лінійне технічне обслуговування – будь-яке ТО, яке виконується перед польотом для гарантування того, що ПС придатне до назначеного польоту.

Лінійне технічне обслуговування передбачає:

а) пошук і усунення несправностей, виправлення дефектів, заміну компонентів із застосуванням, якщо вимагається, зовнішньої перевіркої апаратури;

б) заміну компонентів, наприклад, двигунів і повітряних гвинтів (ПГ);

в) планове ТО та / або перевірку, включно з візуальними оглядами, які дають змогу виявити незадовільний стан/невідповідність, але яке не потребує докладної інспекції. Воно може також включати внутрішню структуру, системи і елементи СУ, які видно через швидкодоступні панелі / люки;

г) прості ремонти і модифікації, які не потребують детального демонтажу і можуть бути виконані з використанням звичайних засобів.

Базове ТО – технічне обслуговування поза межами ЛТО.

Передпольотний огляд – огляд, що виконується перед вильотом для того, щоб переконатися, що ПС придатне до запланованого польоту.

Ремонт – усунення пошкодження та/або відновлення стану льотної придатності після первинного передавання в експлуатацію виробником будь-якого виробу, компонента або обладнання.

Усунення пошкодження шляхом заміни компонентів або обладнання без потреби розроблення конструкторської документації розглядається як завдання ТО.

Незважаючи на те, що сьогодні актуально проводити більше ЛТО, але БТО виконується на двигунах, знятих з літака, і в цехових приміщеннях для ТО. Технічне обслуговування цеху також називають «важким» або капітальним ремонтом.

Технічне обслуговування охоплює всі види перевірки літака та СУ. Заміну та ремонт вузлів агрегатів, запчастин, які можуть бути на ПС так і демонтовані з нього.

Програма ремонту авіакомпанії може включати заміну модулів у категорію ЛТО. Інші можуть мати окрему категорію ТО для модульного ТО, яке вписується між поточним і цеховим обслуговуванням. Усунення несправностей є основною частиною як лінійного, так і «важкого» ТО.

Внутрішня несправність двигуна, ймовірно, буде завданням з усунення несправностей для техніків ЛТО або цеху, а в багатьох випадках менеджерів, інженерів і представників заводу.

Спеціаліст з усунення несправностей у будь-якому випадку повинен застосувати розумну послідовність процедур, щоб забезпечити ефективно усунення проблеми. Надто часто переважає філософія видалення та заміни, тому

що наявна проблема двигуна виглядає схожою на ту, яка була в минулому, і спеціаліст з усунення несправностей робить миттєве рішення, яке є неповним або неправильним.

Є дві категорії параметрів тенденції, доступних під час роботи двигуна, механічні та робочі характеристики:

1) Механічний моніторинг. Традиційні показання приладів у кабіні: тиск масла, температура масла, кількість масла, вібрація, а також попереджувальні лампи низького тиску масла та лампи обходу фільтра,

2) Моніторинг продуктивності. Показання приладів, які вказують на те, наскільки сильно двигун працює для вироблення потужності, наприклад: коефіцієнт тиску двигуна, швидкість, температура вихлопних газів і витрата палива.

Успіх аналізу приладів залежить від здатність оператора спостерігати за невеликими змінами робочих параметрів на одному або кількох манометрах і точно порівнювати ці дані зі стандартними або базовими даними, наданими виробником.

Наприклад: незначний зсув тільки в одному показанні манометра може бути проблемою в самому манометрі, тоді як численні невеликі зсуви можуть вказувати на зміну продуктивності двигуна та можливе забруднення, знос або пошкодження двигуна.

В останні роки методи машинного навчання викликають великий інтерес у сфері сучасних методів моніторингу стану, які реалізуються для зниження витрат на ТО двигунів, підвищення безпеки ПС і зниження витрати палива. Ці методи також корисні для моделювання динамічної поведінки складних нелінійних систем.

Через підвищення стандартів безпеки в авіації потрібні системи моніторингу стану, які постійно будуть вдосконалюватися для правильного виявлення та ідентифікації потенційних несправностей двигуна літака, створення запитів на дослідження з акцентом на вдосконалення алгоритмів і програмного забезпечення на різних етапах діагностування. Етапами діагностичної системи зазвичай є:

- збір (реєстрація) даних і їх обробка;

- моніторинг (виявлення аномалій);
- діагностування (ідентифікація несправностей);
- прогнозування.

Кожен із цих етапів залежить від незалежних і складних алгоритмів, які вимагають років роботи, а їх інтеграція в повну, ефективну та надійну систему необхідна одна з найважливіших цілей ГТД – управління працездатністю [4, с. 12].

Оскільки не справності та поступове погіршення надзвичайно сильно впливають на надійність і витрати на ТО, ГТД потребують вдосконалення системи моніторингу стану, щоб забезпечити надійне функціонування двигуна, та оптимізувати форми робіт з ними.

Успіх цих систем залежить на пряму від удосконалення програмного забезпечення моніторингу, збільшити точність та якість ступеня діагностування критичних елементів двигуна.

У даний час розроблено багато методів з різними алгоритмами діагностування ГТД, щоб найточніше визначити умови стану основних КВ двигуна та прилеглих до нього агрегатів, які з часом можуть призвести до серйозних відмов або несправностей.

## **1.2 Методи розпізнавання несправності**

### **1.2.1 Стратегія оцінки методу діагностування двигунів**

У сучасних ГТД використовуються різні типи технологій моніторингу ТС такі як аналіз вібрації, термографія, аналіз мастильних матеріалів, акустична емісія та аналіз ТС ПЧ (GPA – Gas-Path Analysis), і вони можуть бути реалізовані окремо або інтегровано за допомогою методів інформаційного синтезу [5, с. 4]. Аналіз ТС ПЧ є однією з найпоширеніших стратегій діагностування лопатевих машин (осьові компресори, турбіни). Він використовує вимірювання, отримані та зібрані вздовж шляху потоку повітря/газу в компресорі або турбіни (температури, тиск, швидкість обертання тощо), щоб постійно контролювати, діагностувати та прогнозувати загальний стан двигуна без зупинки його роботи [4, с. 17].

У поєднанні з машинним навчанням і методами розпізнавання шаблонів підхід GRA може бути ефективним інструментом для діагностування складних і прихованих несправностей двигуна. Багато методів машинного навчання використовувалися для діагностування компресорів та турбін, наприклад, опорні векторні методи (SVM – support vector machines) [8], генетичні алгоритми [9], нечітка логіка [10] і нейронечіткі системи висновку [11], багатошаровий перцептрон (MLP – Multi-Layer Perceptron) [12], імовірнісна НМ (PNN – Probabilistic Neural Network) та метод екстремального навчання (ELM) [13, 14, 15].

У будь-якому методі машинного навчання необхідно враховувати компроміс між точністю та обчислювальною складністю.

Це означає, що важко розробити метод, який би був швидким і водночас мав найкращу продуктивність. Щоб вирішити цю проблему, були розроблені гібридні підходи, які ефективно поєднують найкращі характеристики різних методів. Таким чином, обмеження одного методу можна подолати перевагами іншого.

Незважаючи на прогрес у розробці різних методів розпізнавання несправностей компресорів та турбін, вони застосовувалися до різних типів умов, двигунів, систем, підсистем, сценаріїв несправностей, показників тощо. Це унеможливило правильне порівняння діагностичних методологій.

Щоб вирішити цю проблему, дослідницький центр NASA Glenn розробив платформу порівняльного аналізу під назвою ProDiMES (стратегія оцінки методу діагностики двигунів), яка дає змогу фахівцям розробляти та оцінювати об'єктивно та справедливо різними способами діагностування ПЧ двигуна [19].

Базуючись на фізичній термодинамічній моделі, інструмент симулює парк комерційних авіаційних двигунів (АД) які виробляють стаціонарні вимірювання ПРП ПЧ, зареєстровані для кожного польоту для справних і несправних двигунів за змінних умов польоту.

Діагностична основа аналізує зареєстровані дані, виробляючи діагностичні рішення. Ефективність діагностичної системи можна виміряти за допомогою різних показників ефективності. Нижче наведено короткий огляд опублікованих

на даний момент результатів щодо різних систем моніторингу та діагностування ПЧ АД, розроблених і підтверджених у програмному забезпеченні ProDiMES.

Нещодавні огляди технологій показали, що хоча дослідження та розробки, пов'язані з керуванням справністю двигуна (Engine Health Management – EHM), значно зросли за останні роки, існує фундаментальна непослідовність у визначенні та представленні проблем EHM.

В даний час багато рішень EHM, опублікованих у відкритій літературі, застосовуються до різних платформ, з різними рівнями складності, вирішуючи різні проблеми та використовуючи різні показники для оцінки продуктивності.

Таким чином, важко виконати однозначне порівняння підходів-кандидатів. Крім того, ці невідповідності створюють перешкоди для ефективної розробки нових алгоритмів та обміну ідеями та результатами, пов'язаними з EHM. Щоб допомогти вирішити ці проблеми, програмний інструмент ProDiMES був спеціально розроблений з наміром зробити його загальнодоступним.

У такому вигляді він може служити довідником або тематичною проблемою для допомоги в розробці та оцінці технології діагностування двигуна. Загальна мета полягає в тому, щоб надати інструмент, який слугуватиме галузевим стандартом і справді сприятиме розробці та оцінці значних можливостей EHM.

Саймон та ін. [19, с. 10] оцінили ефективність прикладу діагностичного рішення, що складається з трьох кроків, пов'язаних із моніторингом трендів, виявленням аномалій та ізоляцією подій.

Саймон та ін. [21, с. 23] представили чотири діагностичні підходи:

1. Зважений алгоритм на основі найменших квадратів (WLS), який використовує корекцію даних вимірювань і обчислює згладжені залишки на основі середньостатистичної моделі двигуна для моніторингу тенденцій. Алгоритм зворотної різниці для обчислення залишкових градієнтів і порогу використовуються для виявлення аномалії.

Після отримання векторів сигнатур аномалії проблема ізоляції несправності вирішується шляхом вибору несправності, яка, швидше за все, є причиною

спостережуваної аномалії. Це досягається за допомогою методу зваженої оцінки найменших квадратів і застосування матриці коефіцієнтів впливу несправностей;

2. Алгоритм на основі PNN, який застосовує ті ж три кроки, що й у WLS, але PNN із векторами сигнатур аномалії як вхідні дані навчений замість цього для ізоляції несправностей;

3. Інструмент аналізу продуктивності з фільтром Калмана (PATKF) складається з трьох модулів:

а) відстеження прогресуючої деградації за допомогою розширеного фільтра Калмана з постійним посиленням, який оцінює параметри стану;

б) етап виявлення аномалії, який послідовно аналізує залишки за припущеннями, що сталася раптова помилка чи ні. Порівняння між максимальним значенням відношення ймовірності за ковзним вікном польоту та порогом визначає подію несправності або справний стан;

в) етап ізоляції несправності, який працює з регуляризованим WLS.

4. Узагальнений оцінювач (GE).

Він складається з три етапної процедури з лінійним представленням моделі двигуна в просторі станів, а оцінювач виявлення несправності на основі порівняння відфільтрованих залишкових компонентів і попередньо визначеного порогу для виявлення наявності несправності, а також оцінювач ізоляції несправностей на основі адаптивних методів оцінки.

У роботі [8, с. 3] порівнювали сім методів машинного навчання в три етапи для бінарних і багатокласових проблем:

1. Вірогідний Байєс (NB), який оцінює ймовірність кожного класу помилок на основі тестової вибірки,

2. Дерево рішень (DT), яке вибирає клас шляхом прийняття послідовності рішень, організованих у вигляді дерева,

3. К-найближчих сусідів (KNN), які вибирають клас більшістю звчень k-найближчих навчальних елементів тестової вибірки,

4. Лінійний опорний векторний метод (LSVM), який знаходить гіперплощину з максимальним запасом для кращої класифікації зразків.

5. Нелінійний опорний векторний метод (NSVM), який відображає простір вхідних векторів у простір більшої розмірності для виконання розділення класів.

6. Ієрархічний лінійний метод (SVM) з ядром зрізаної зворотної регресії (kSIR), яка називається HSVMkSIR, яка зменшує розмірність даних для навчання кількох класифікаторів та ієрархічної ідентифікації помилок.

7. Ієрархічний нелінійний метод з версією kSIR, якій має назву NSVMkSIR.

У роботі [22] розробили регресійний підхід для моделювання парку реактивних двигунів на основі історичних експлуатаційних даних з урахуванням варіацій від двигуна до двигуна. Моделі оцінюються кількісно з визначенням коефіцієнта, а потім застосовуються до парку турбовентиляторних двигунів ProDiMES для виявлення аномалій. Використовуючи різні діагностичні аналізи та дані перевірки, порівняли керувану даними методологію діагностування турбіни, засновану на трьох добре відомих методах [23, с. 10]:

1. Багатошаровий перцептрон (MLP), процес навчання якого складається з пошуку таких коефіцієнтів ваги та зміщення, які мінімізують помилку через зворотне поширення алгоритм. Вихід є мірою близькості вхідної вибірки та класу. На етапі прийняття рішення вибирається клас, який має максимальний вихід;

2. Ймовірнісна нейронна мережа (PNN), чия прихована нейрони на основі радіальних базисних функцій виробляють відповіді, які вказують, наскільки близько вхідний вектор до навчальних зразків. Ці приховані нейрони підключені лише до одного вихідного нейрона. Вихідний нейрон отримує суму (імовірність класу) відповідей, пов'язаних з навчальними векторами відповідного класу та конкурентною передатною функцією вибирає клас, який створює максимальну ймовірність;

3. Нелінійний SVM.

Косколетос та ін. у роботі [13] запропонували діагностичну структуру, яка об'єднує етапи обробки даних, виявлення несправностей на основі алгоритму накопиченої суми та ідентифікацію несправностей, призначену для оцінки шести різних методів ПЧ:

1) PNN;



- 2) KNN;
- 3) оцінка параметрів працездатності за допомогою алгоритму оптимізації;
- 4) комбінаторний підхід шляхом вивчення всіх можливих комбінацій параметрів станів та вимірювань;
- 5) метод, заснований на адаптивній моделі двигуна;
- 6) гібридний метод з використанням PNN і адаптивної моделі.

Цей останній гібридний підхід використовує адаптивну модель двигуна та апріорну інформацію про появу несправності КВ двигуна. Він застосовується лише тоді, коли PNN видає несправність КВ як найбільш ймовірну, а адаптивний метод створює остаточну класифікацію.

Для несправностей приводу та датчика PNN виконує класифікацію. Методи тестуються в три етапи з урахуванням спрощеного сценарію з помилками модуля; складніший сценарій із несправностями модуля, приводу та датчика, а також сліпий тест.

Кальдерано та ін. [24] реалізували та оцінили розширений діагностичний метод, заснований на системі нечіткої логіки верхнього та нижнього однотонного типу (ULST2-FLS), який працює з модулем попередньої обробки, включаючи корекцію параметрів, обчислення залишків для моніторингу трендів, зворотних відмінностей і нормалізації; а також модулі виявлення та класифікації аномалій, які використовують ULST2-FLS. Метод класифікації спочатку отримує чіткі вхідні дані, які проходять через блок фазифікатора, утворюючи нечіткі набори.

Застосовуючи правила в механізмі логічного висновку, набори нечітких виводів подають блок обробки виводу, утворений набором редуцентів типів і дефазифікатором, який, нарешті, повертає чіткі виходи.

Тейшейра та ін. [25] запропонував систему нечіткої логіки Ванга-Менделя (WMFLS), яка має процедуру, подібну до ULST2-FLS, з тією основною різницею, що перша використовує нечітку логіку типу система, яка автоматично витягує правила за допомогою методу Ванга–Менделя.

Враховуючи переваги ProDiMES, основною метою цієї роботи є продовження вдосконалення алгоритмів, пропонуючи гібридний підхід до

моніторингу та діагностування АД.

Динамічне моделювання є корисним інструментом для моделювання систем керування двигуном; фактично, завдяки прогресу в інформатиці, елементи керування авіадвигуном переживають еволюцію від сенсорного типу до модельного. Вбудовану динамічну модель двигуна можна використовувати для оперативної оцінки продуктивності та діагностики несправностей ПЧ та контролю погіршення.

Однак АД є багатопараметричною, нелінійною та дуже складною термогазодинамічною системою, яка працює зі змінним середовищем. Крім того, продуктивність його КВ зазвичай погіршується протягом терміну служби авіадвигуна. Тому дуже важливо точно змодельовати поведінку двигуна у всій його зоні польоту.

Моделі двигунів зазвичай використовуються для імітації поведінки двигуна в стаціонарних і не сталих режимах роботи. У процесі розробки двигуна таке моделювання використовується для підтримки конструкції КВ, оцінки продуктивності, працездатності та даних тестування, а також для розробки та оптимізації елементів керування двигуном. Останні вдосконалення підвищили інтерес до моделювання процесів запуску турбовентиляторних двигунів, щоб підтримати визначення достатніх законів керування двигуном. Це означає, що моделювання починається за умов, коли вали двигуна є статичними, а температури та тиски рівні навколишньому.

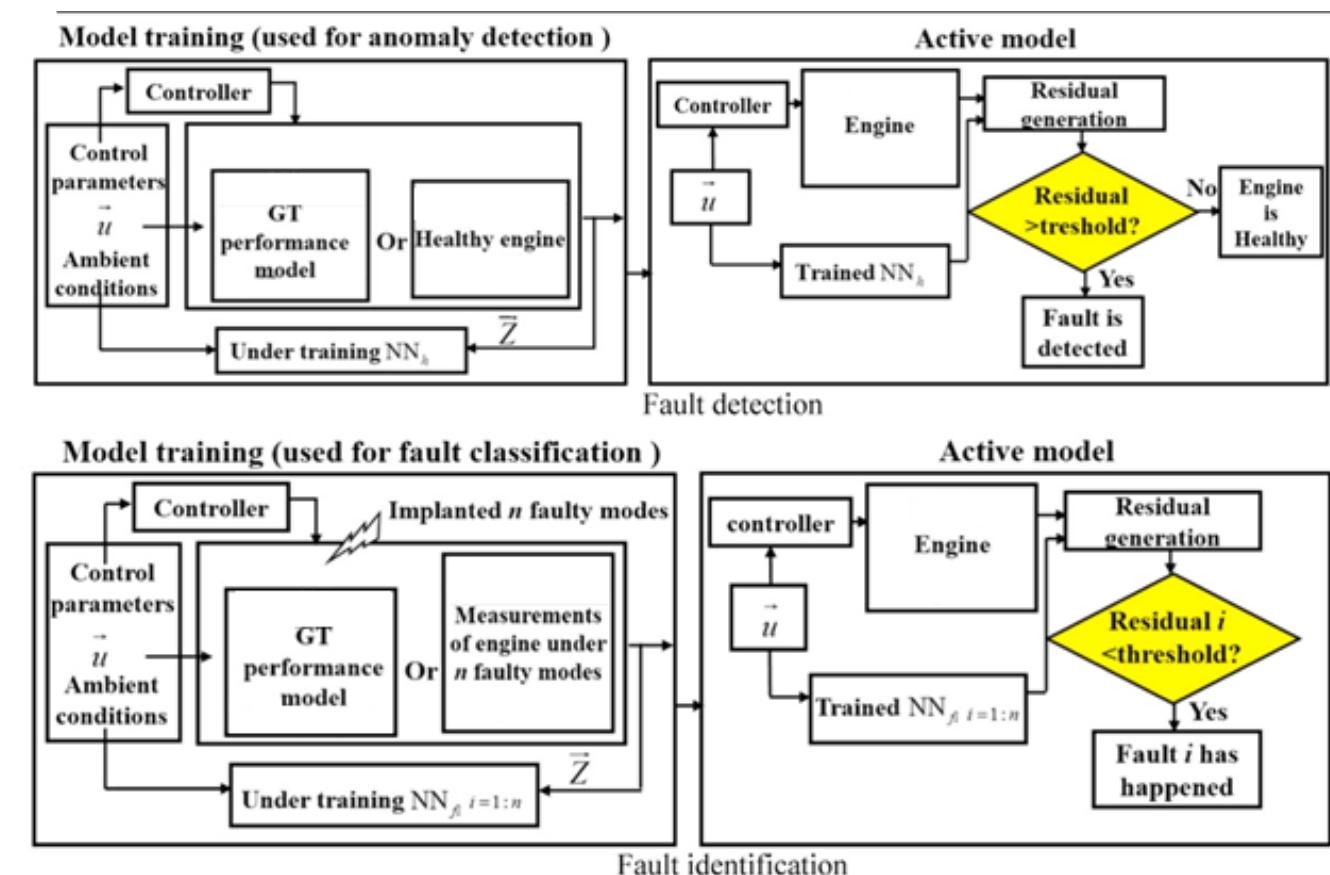
Авіаційні двигуни стикаються з серйозними проблемами доступності та надійності у зростанні і традиційні діагностичні методи фільтрації ПЧ мають обмеження, обмежені різними такими факторами, як сильна нелінійність системи та відсутність критичної інформації датчиків. Метод на основі аеротермодинамічної зворотної моделі (AIM) пропонується покращити адаптацію точність і діагностування несправностей, динамічна оцінка швидкості відповіді в цьому документі. Термодинамічні механізми використовуються для розробки зворотної моделі, а коефіцієнти масштабування призначені для ітераційного розрахунку при наявності корекції вимірювання. Крім того, запропонований спосіб реалізований в поєднанні з компенсацією нелінійного фільтра для оцінки

параметрів працездатності в реальному часі за гіпотезою оціненого зменшення розмірності.

Щоб продовжити термін служби, підвищити готовність і зменшити витрати на ТО ГТД, вчені запропонували багато підходів до діагностування несправностей ПЧ на основі стабільних умов експлуатації. Однак газогенератор все частіше повинні працювати більш гнучко в режимах, що підтримуються мережею. У не сталому режимі роботи термін служби газогенератору витрачається швидше, ніж у режимі базового навантаження (сталого режиму).

Ефективність і надійність запропонованого методу перевіряються як тестом моделювання, так і тестом фактичної роботи з високою точністю та продуктивністю в режимі реального часу для діагностики погіршення продуктивності одного чи кількох КВ, а також раптової несправності КВ.

Штучні НМ, [10, 11] байєсівські мережі [12] і нечітка логіка [13, 14] є поширеними методами на основі ШІ, а НМ, які використовуються для виявлення та ідентифікації несправностей, проілюстровано на рисунку 1.1



### Рисунок 1.1 – Алгоритми ШІ при діагностуванні двигуна

На рисунку 1.1 ми бачимо, що методи на основі ШІ часто будуються відповідно до наявного набору зразків несправностей, отриманих із історії даних про роботу двигуна.

Однак для типів несправностей, які не включені, цим методам важко забезпечити точні результати діагностики. Низька дослідників запропонували гібридний інтелектуальний метод діагностування ГТД шляхом інтеграції автоасоціативної НМ, багатошарового перцептрона та класифікатора машинного навчання [15].

По-перше, автоасоціативна НМ використовується як модуль попередньої обробки даних для зменшення шуму та початкового виділення ознак несправності для візуалізації та діагностики, а потім функція несправності додатково виділяється модулем аналізу нелінійних головних компонентів.

Крім того, модуль класифікатора машинного навчання використовується для класифікації та ідентифікації несправності КВ, датчиків, і, нарешті, багатошаровий перцептрон використовується для кількісного аналізу серйозності несправностей ізольованих КВ. Тест моделювання демонструє, що цей гібридний інтелектуальний метод може підвищити діагностичну надійність порівняно з одним інтелектуальним методом діагностики.

Також низькою дослідників було запропоновано метод виявлення аномалій для турбіни із залученням байєсівської ієрархічної моделі на основі сигналу часової послідовності, а тест моделювання демонструє ефективність методу у виявленні несправностей датчика удару та несправностей фіксованого відхилення [12].

Також, було порівняно та проаналізовано переваги та недоліки методів на основі моделі продуктивності та методів на основі ШІ та заявили, що метод діагностики ШІ та його гібридний метод діагностики мають більший потенціал застосування [16].

Перелічимо де які аспекти та результати досліджень закордонними вченими:

– досліджено різні методи злиття інформації та прийняття рішень, припущено, що діагностичну надійність можна покращити шляхом об'єднання діагностичної інформації, отриманої з різних методів діагностики. З успішним застосуванням методів глибокого навчання в різних галузях техніки деякі вчені почали впроваджувати методи глибокого навчання, в діагностику несправностей і прогнозування ТС;

– запропоновано підхід до виявлення та ідентифікації несправностей для КВ на основі глибокої НМ [18] Автокодер використовується як блок обробки інженерних ознак у модулі глибокого вилучення ознак, а ефективність методу для розпізнавання чотирьох типів несправностей демонструється за допомогою імітаційних тестів;

– розроблено методику діагностики ПЧ на основі перенесення на основі навчання для турбовентиляторних двигунів, і тест моделювання продемонстровано, що порівняно з традиційними методами діагностики ШІ запропонований метод може значно підвищити діагностичну точність [19] Націлені на проблему відсутності вибірки даних про несправності;

– запропоновано метод діагностики несправностей для турбовентиляторного двигуна, заснований на навчанні, на основі згорткової НМ [20]. Спочатку збирають відкалібрований набір вхідних даних для навчання згорткової НМ, а навчена мережа береться як модуль глибокого вилучення ознак, а потім машина опорного вектора як модуль класифікації несправностей підключається послідовно для діагностики несправностей. Дані вимірювань підтверджують, що метод підходить для ситуації, коли вибірка даних про несправності невелика.

– Шен і Хорасані запропонували метод діагностики несправностей для авіадвигуна на основі гібридного багаторежимного машинного навчання. Повторювана НМ використовується як модуль глибокого виділення ДО, а НМ, що самоорганізується, використовується як модуль багаторежимної діагностики та класифікації, а ефективність методу демонструється за допомогою імітаційних тестів.

– Чжоу та інші запропонували підхід діагностики ПЧ на основі згортової нейронної мережі [22]. Спочатку матриця даних, що складається з багатовимірних часових рядів вимірюваних параметрів ПЧ, перетворюється на двовимірне кольорове зображення, і по-друге, локальні особливості структури простору кольорового зображення сприймаються згортовою НМ для досягнення глибокого виділення ДО і класифікації станів.

Нарешті, тест на симуляцію продемонстрував ефективність методу у виявленні несправностей КВ і датчиків. Ян запропонували підхід до напівконтрольованого виявлення аномалій для камер згоряння (КЗ), заснований на глибокому представленні [23]. Спочатку метод глибокого вилучення ДО використовується для виконання глибокого навчання представлення параметрів вимірювання синхронізації датчика, а потім модель напівконтрольованого виявлення аномалій встановлюється за допомогою екстремального навчання машина. Ефективність методу для виявлення аномалій або несправностей у КЗ демонструється за допомогою даних вимірювань.

Однак у практичній експлуатації ГТД, через відсутність каліброваного набору зразків даних і всіляких наборів даних про несправності, застосування вищезазначених методів на основі ШІ обмежене. Крім того, для вищевказаних методів на основі ШІ важко кількісно оцінити серйозність несправності КВ.

### **1.2.2 Питання визначення працездатного стану конструктивного вузла**

Стан працездатності КВ зазвичай можна виразити кожним основним параметром працездатності КВ, наприклад, індексом пропускної здатності КВ, к.п.д, та к.п.д згоряння, наприклад для КЗ [24] (рисунок 1.2).

Порівняно з методами на основі штучного інтелекту характеристики методів на основі моделі продуктивності полягають у тому, що немає потреби у всіх видах каліброваних наборів даних про помилки, і вони можуть кількісно оцінити серйозність помилки КВ. Крім того, вони можуть діагностувати прогресуюче погіршення КВ.

Згідно з характеристиками термодинамічної моделі існує два типи методів: один тип – це метод лінеаризації малого відхилення, а інший тип – нелінійний метод, Через порушення граничних умов і шум датчика значно впливає на надійність методу лінеаризації малого відхилення більшу увагу привернули нелінійні методи.

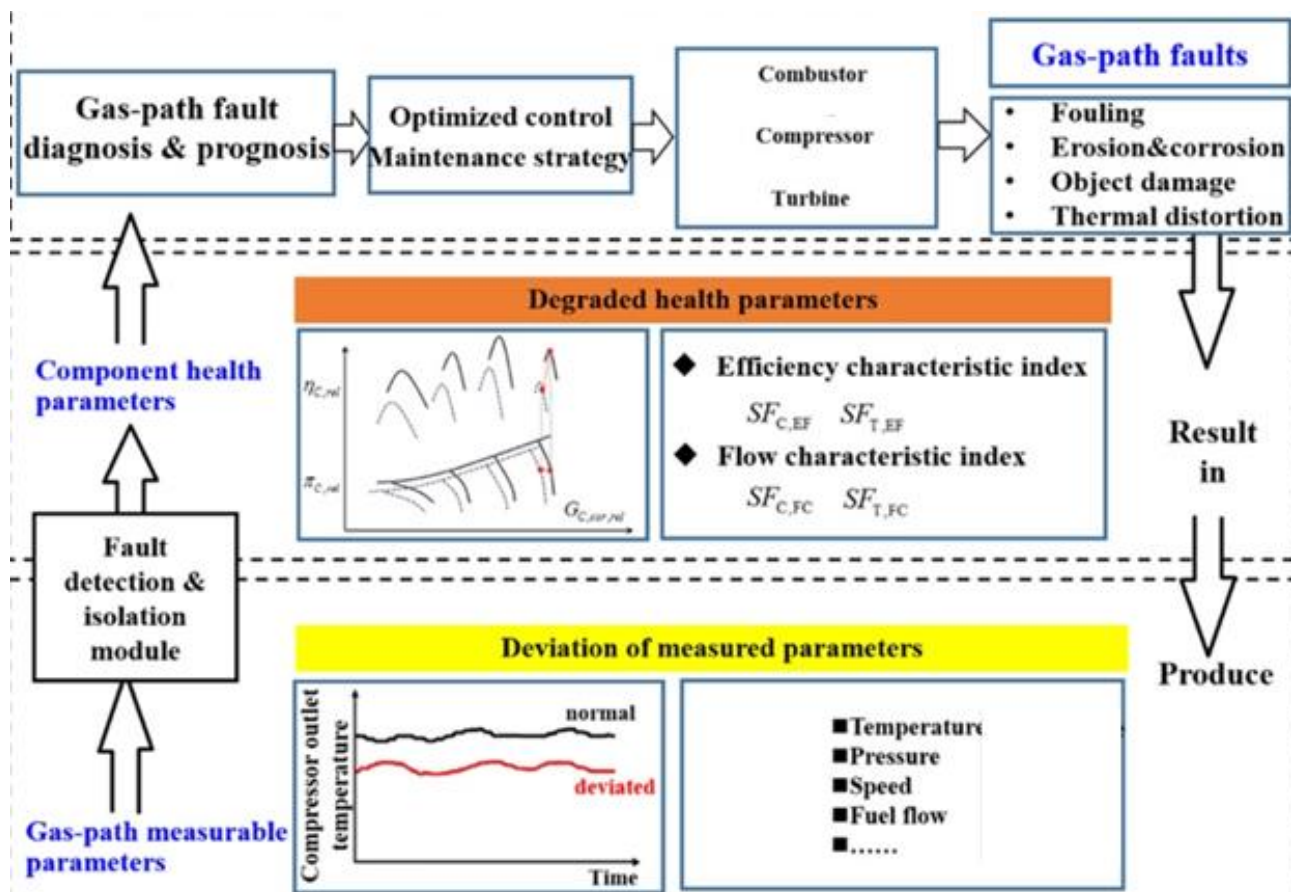


Рисунок 1.2 – Схема визначення стану ГТД (КВ)

Алгоритми розв'язування нелінійних методів – це алгоритми локальної оптимізації, наприклад, алгоритм Ньютона–Рафсона, алгоритм фільтра Калмана, та алгоритм фільтра часток, або алгоритми глобальної оптимізації, наприклад, генетичний алгоритм та алгоритм оптимізації рою частинок для керування рішенням. параметрів стану КВ.

Незважаючи на те, що алгоритми розв'язання нелінійних методів на основі алгоритмів глобальної оптимізації можуть підвищити точність діагностики, час обчислення надто довгий, і він не підходить для додатків діагностики в режимі реального часу.

Вчені доклали багато зусиль, щоб вирішити проблему того, що точність і надійність методів, заснованих на моделях продуктивності, чутливі до шуму датчика та відхилення [32] вибору вимірюваних параметрів ПЧ [33] та порушення граничних умов. Найджар та інші змоделювали погіршення продуктивності турбіни під основним навантаженням і різними частковими навантаженнями за допомогою термодинамічного моделювання та симуляції та кількісно проаналізували його вплив на всю систему та кожен КВ за різних навантажень і різних умов навколишнього середовища. Чжоу запропонував метод діагностики лінеаризації малого відхилення на основі просторової трансформаторної мережі для усунення впливу збурень граничних умов на надійність діагностики несправності [36].

За допомогою аналізу моделювання доведено, що діагностична точність традиційної лінеаризації газу малого відхилення Метод діагностики шляхів можна певною мірою покращити за допомогою підходу.

Таким чином, підходи до діагностики несправності ПЧ дали багато діагностичних результатів за допомогою теоретичного моделювання на основі умов роботи газогенератору на сталому режимі. На не сталому режимі роботи термін служби лопатевих машин витрачається швидше, ніж на сталому режимі. Однак, ТО газогенератору все ще здійснюється в суворій відповідності до періоду часу, зазначеного в технічній документації та відповідних специфікаціях, наданих виробником ГТД, а вартість ТО надзвичайно висока. Крім того, прогрес у технології охолодження турбін і дедалі складніші системи керування збільшили складність термодинамічного моделювання. Щоб продовжити термін служби, підвищити готовність і знизити витрати на ТО турбін, велику увагу слід приділяти вивченню діагностики несправностей турбін на не сталих режимах роботи двигуна.

Розділ 2 кваліфікаційної роботи надає загальний процес порівняльного аналізу в ProDiMES, представляє запропоновану діагностичну структуру, презентує результати порівняння з іншими діагностичними підходами:

– запропоновано математичну залежність впливу положення впускної направляючої лопатки компресора на характеристики потоку та характеристики ефективності компресора.



– запропоновано термодинамічну модель для зручності діагностики несправності КВ ПЧ, яка всебічно враховує вищевказані фактори перешкод і включає параметри працездатності основних КВ ПЧ.

### **Висновки до розділу 1**

У даному розділі розглянуть та зазначено основні питання з сучасного підходу щодо ТО ГТД в системі підтримання льотної придатності ПС.

Проведено моніторинг результатів досліджень закордонних науковців щодо впровадження сучасних методів оцінки технічного стану КВ ГТД.

Зазначено, що найбільш перспективним є синтез різноманітних методів діагностування та прогнозування ТС ГТД, які базуються на методах ШІ.

## 2 МЕТОДИЧНІ ОСНОВИ СТРАТЕГІЇ ОЦІНКИ МЕТОДУ ДІАГНОСТУВАННЯ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

### 2.1 Процес порівняльного аналізу

Стратегія оцінки методу діагностування ГТД (ProDiMES) надає стандартну задачу порівняльного аналізу та набір показників оцінки, щоб уможливити порівняння потенційних методів діагностики ПЧ двигуна ПС.

Процес оцінки характеристик парку АД через ProDiMES має дві функції:

1. Незалежний випадок оцінки, який допомагає в розробці діагностичних алгоритмів і самооцінки шляхом генерації даних двигуна користувачем, знання справжньої несправності/відсутності несправності (також відомої як «істинна інформація про землю») та обчислення показників ефективності діагностики

2. Призначений сліпий тестовий приклад щоб виконати чесне порівняння між різними оптимізованими методологіями діагностики від інших дослідників, використовуючи унікальний набір даних (доступний у папці ProDiMES), згенерований NASA, який приховує інформацію про «основу правду» на основі сліпих тестів.

NASA отримує та оцінює діагностичні оцінки, повертаючи показники разом з анонімними результатами інших учасників.

На рисунку 2.1 продемонстровано ці дві функції з відповідними блоками та вихідною інформацією (файли mat або електронні таблиці Excel), створені платформою ProDiMES, діагностичним алгоритмом користувача або NASA.

Стратегія оцінки методу діагностування було створено на основі відгуків, наданих різними особами в спільноті управління справністю АД.

Ключовим проектним рішенням у розробці цієї стратегії було рішення побудувати інструмент навколо симуляції АД. Для розробки та перевірки алгоритму діагностики ПЧ потрібен доступ до моделей і даних двигуна. В ідеалі це включало б багату базу даних інформації, зібраної з двигунів у широкому діапазоні робочих умов, рівнів зносу та відомих несправностей та умов відсутності несправностей.

Однак, щоб полегшити публічний підхід до порівняльного аналізу, було вирішено створити змодельовані дані двигуна з використанням стаціонарної версії моделювання комерційної модульної аеромоторної системи NASA (C-MAPSS) моделі ТРДД з високою ступеню двоконтурності, називається C-MAPSS Steady-State.

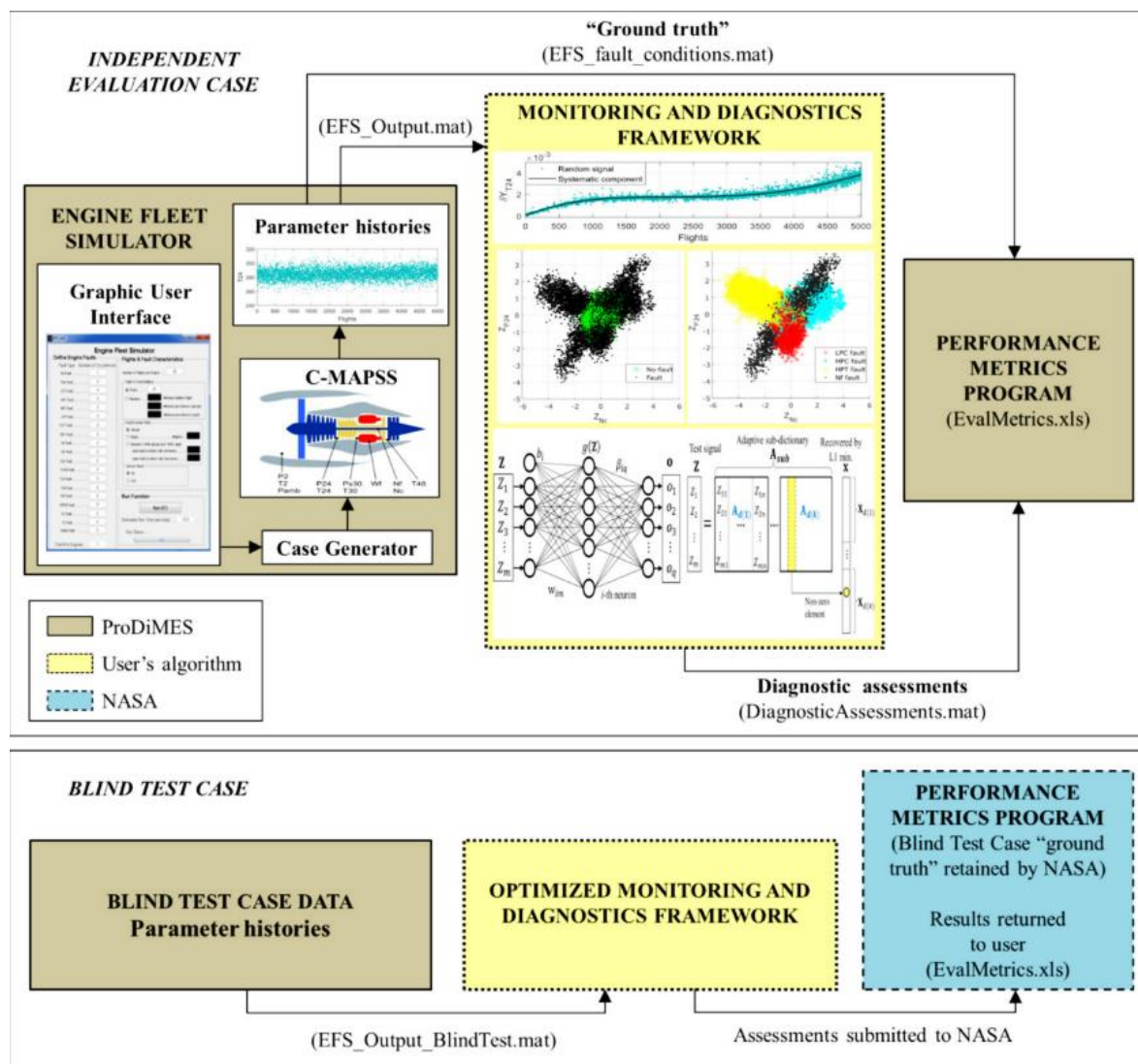


Рисунок 2.1 – Процес оцінки характеристик парку АД

C-MAPSS Steady-State застосовує звичайні методи моделювання аеротермічного циклу для побудови нелінійної моделі на рівні КВ типового ТРДД. Їого використання в ProDiMES дозволяє уникнути використання даних двигуна та аналітичних моделей, які містять конфіденційну інформацію. Хоча симуляція двигуна ніколи не зможе повністю охопити всі нюанси, що містяться у фактичних даних двигуна, вона надає деякі переваги.

Наприклад, це дозволить моделювати ширший діапазон типів і величин несправностей, що виникають у ширшому діапазоні умов роботи двигуна. Це також забезпечить однозначну інформацію про справжню несправність/відсутність несправності двигуна або стан «основної істинності».

Однак змодельовані тестові випадки несправності ПЧ, згенеровані ProDiMES, не були перевірені на фактичні дані про несправності двигуна. Вони просто є репрезентативними, а не ідентичними, типам несправностей, які можуть виникати у справжньому двигуні літака.

Таким чином, ProDiMES служить інструментом для початкової розробки та оцінки потенційних методологій діагностування ПЧ. Охоче, визнається, що для подальшого вдосконалення методів ПЧ до рівня практичного впровадження буде потрібно додаткове «дозрівання та розвиток».

Архітектура ProDiMES для порівняльного аналізу методологій діагностики ПЧ АД представлена вище на рисунку 2.1. Вона закодована в середовищі Matlab (The MathWorks, Inc.) і спеціально зосереджена на діагностичних методах, застосованих до «миттєвого знімка» або дискретних вимірювань двигуна, зібраних кожного польоту в робочих точках зльоту та крейсерського польоту.

Мета полягає в тому, щоб надати користувачам загальнодоступний набір інструментів для розробки, оцінки та порівняння потенційних діагностичних рішень. Це включає надання функціональних можливостей для оцінки аналітичних та/або емпіричних діагностичних підходів.

У верхній половині рисунка 2.2 показано можливості, надані ProDiMES, які дозволяють кінцевим користувачам самостійно розробляти та оцінювати діагностичні рішення. Це включає в себе симулятор двигуна, надані користувачем алгоритми діагностичних рішень і процедуру оцінки показників.

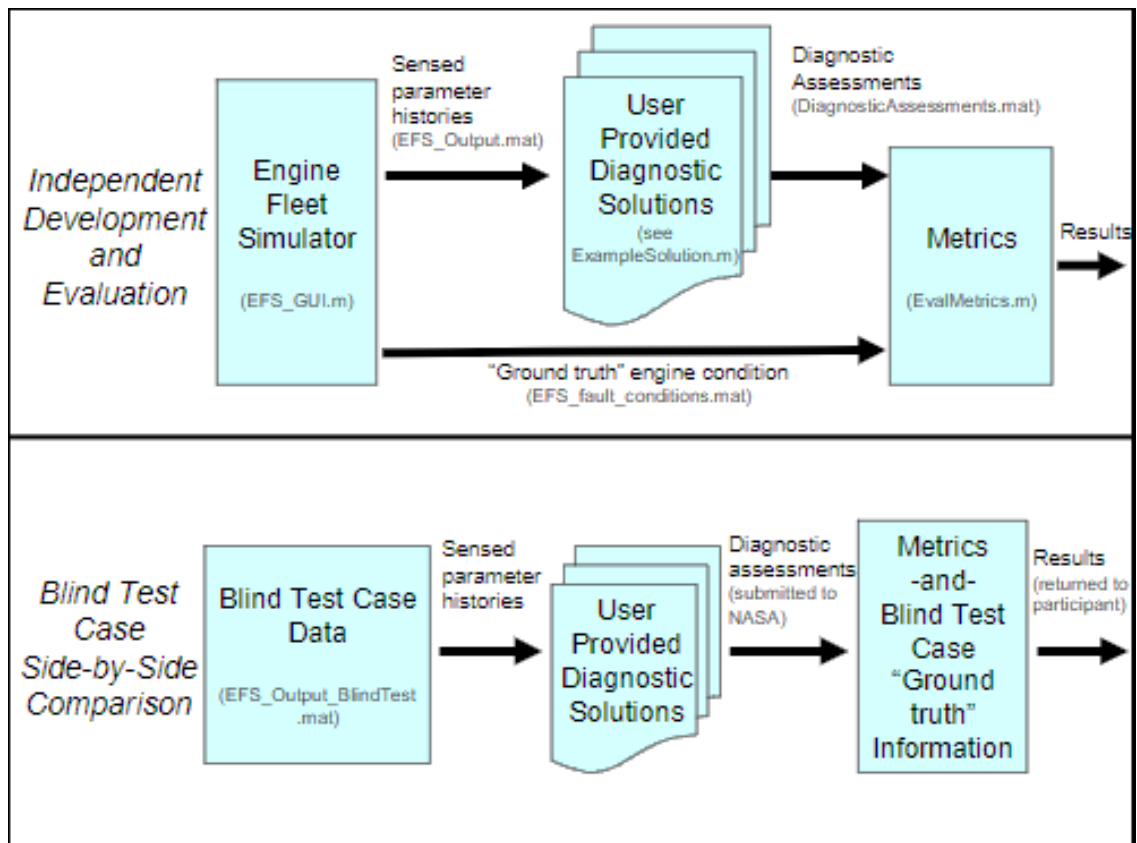


Рисунок 2.2 – Архітектура ProDiMES

Нижче наведено короткий підсумок кожного:

1. Симулятор парку двигунів (Engine Fleet Simulator-EFS): EFS генерує та архівує історію визначених параметрів, наче зібрану з парку двигунів за кілька польотів. За допомогою пов'язаного графічного інтерфейсу користувача (Matlab Graphical User Interface – GUI) Matlab користувачі можуть вказати тип і кількість даних моделювання двигуна, створених EFS.

Це включає в себе вибір кількості двигунів у парку, кількість рейсів, для яких збиратимуться дані, кількість випадків 18 різних типів несправностей ПЧ, політ ініціювання несправності та швидкість розвитку (поширення) несправності. Симулятор парку двигунів включає стохастичні елементи, які призведуть до випадкової генерації репрезентативних умов роботи двигуна, профілів погіршення, величини несправності та шуму датчика. Після створення та архівації історії параметрів EFS служать діагностичними тестами для розробки та оцінки наданих користувачем діагностичних рішень.

2. Діагностичні рішення, надані користувачем: діагностичні рішення, розроблені користувачем. Вони призначені для інтерпретації згенерованих EFS історій параметрів і діагностики появи будь-яких несправностей.

3. Метрики: передбачена процедура для автоматичної оцінки діагностичної продуктивності потенційних діагностичних рішень за попередньо визначеним набором показників. Сюди входять показники виявлення (тобто частота справді позитивних результатів, частота справді негативних результатів, частота помилкових позитивних результатів і частота помилкових негативних результатів), показники класифікації (тобто частота правильної класифікації та частота неправильної класифікації) та діагностичні показники затримки.

Усі показники генеруються шляхом порівняння діагностичних оцінок із станом дійсної несправності/відсутності несправності (також відомий як умова «основної істинності») двигунів, згенерованих EFS. Результати показників автоматично архівуються в електронну таблицю Microsoft Excel (Microsoft Corporation).

Після того, як діагностичні методи будуть розроблені та оцінені незалежно, користувачам буде запропоновано застосувати свої діагностичні методи до наданого набору даних сліпих тестів, які також поширюються як частина ProDiMES.

Це уможливить паралельне порівняння діагностичних рішень, розроблених декількома користувачами, як показано в нижній половині рисунка 2.1. Дані «сліпого» тесту також генеруються за допомогою EFS, і всі користувачі отримують однаковий ідентичний набір сліпих даних тестового випадку.

Однак, користувачам не буде надано пов'язану інформацію про помилку правдивості заземлення, пов'язану з даними «сліпого тесту». Діагностичні оцінки, створені на основі даних «сліпого» тестування, мають бути подані до NASA, яке оцінить результати порівняно з наземною інформацією, а натомість надасть результати метрики кінцевому користувачеві разом з анонімними результатами інших учасників.

## 2.2 Структура каталогу стратегії оцінки методу діагностування

У загальному випадку, каталог зазначеної стратегії виглядає наступним чином (рисунок 2.3).

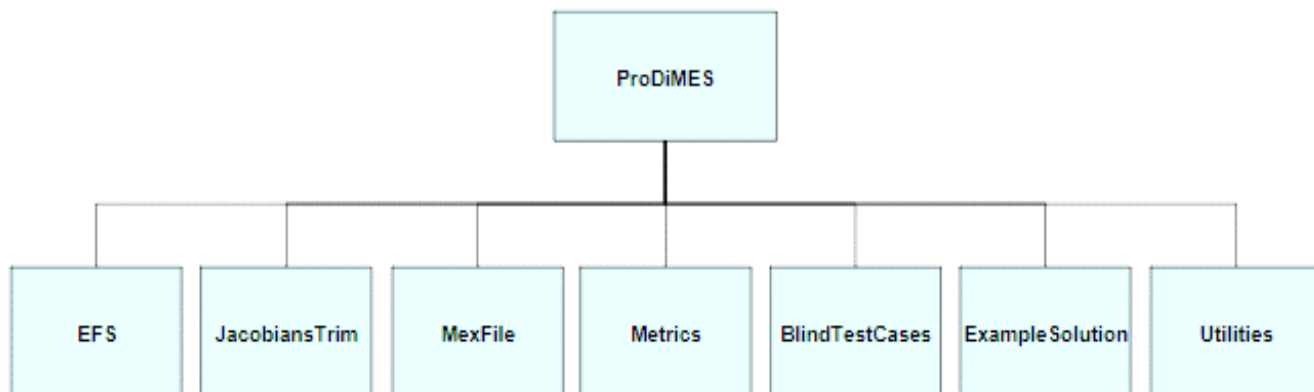


Рисунок 2.3 – Структура каталогу стратегії оцінки методу діагностування

Нижче наведено короткий опис вмісту кожного підкаталогу:

**ProDiMES:** каталог верхнього рівня.

**Engine Fleet Simulator Matlab (EFS):** програмне забезпечення. Основна програма міститься в `EFS_GUI.m`. Після виконання він створює історію визначених параметрів (`EFS_Output.mat`) і інформацію про помилку істинності землі (`EFS_fault_conditions.mat`).

**JacobiansTrim:** містить матриці та файли корекції робочої точки, необхідні для роботи моделі двигуна.

**MexFile:** вихідний код C, файл `make` та файл `*.mex` Matlab моделі C-MAPSS Steady-State Engine.

**Metrics:** Matlabroutine Evaluation Metrics (`EvalMetrics.m`), яка порівнює діагностичні оцінки з інформацією про помилку правдивості на землі для оцінки показників ефективності діагностики. Ця процедура архівує результати показників у електронну таблицю Microsoft Excel (`EvalMetrics.xls`).

**BlindTestCases:** містить набір даних сліпого тесту (`EFS_Output_BlindTest.mat`).

**ExampleSolution:** містить приклад діагностичного рішення, наданого користувачем (`ExampleSolution.m`). Ця процедура ілюструє, як отримати та

проаналізувати створені EFS історії параметрів (EFS\_Output.mat), обробити дані та архівувати діагностичні рішення в потрібному форматі (Diagnostic Assessments.mat).

Utilities: містить підпрограми, які допомагають користувачеві виправляти та будувати графіки історій параметрів, згенерованих EFS (plot\_corrected\_data.m), а також графіки порівняння справжньої та діагностованої інформації про умови несправності двигуна (plot\_true\_vs\_diagnosed\_condition.m).

### 2.3 Симулятор парку двигунів

Ядром платформи є EFS, який працює в стаціонарному режимі версія моделювання комерційної модульної аерорушійної системи (C-MAPSS) [20, с.9], програмне забезпечення, яке забезпечує реалістичне моделювання великого комерційного ТРДД (рисунок 2.4).

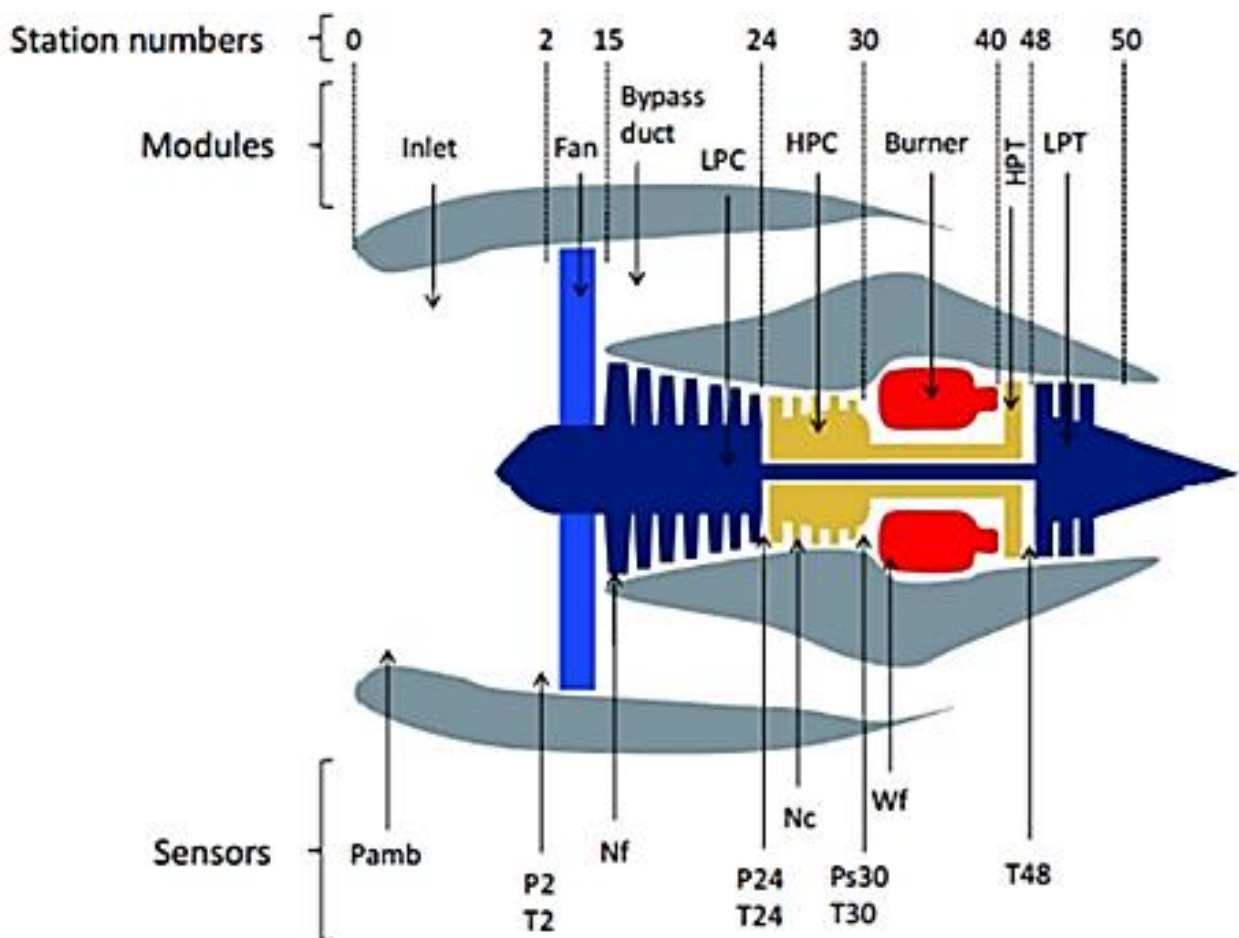


Рисунок 2.4 – Схема двоконтурного турбовентиляторного двигуна



На першому кроці учасники повинні встановити GUI усі необхідні характеристики моделювання, які включають сценарій несправності, кількість випадків за сценарієм, кількість польотів, протягом яких історія відстежуваного параметра буде зібрано в двигуні (з максимумом 5000 циклів польоту), розвиток несправності швидкість (раптова, швидка або випадкова), потік ініціації несправності (постійний або випадковий) з мінімальним стійкість для раптових і швидких несправностей, а також селектор шуму датчика (увімкнено або вимкнено). ProDiMES працює з малими, середніми та великими несправностями. Крім того, є середнє значення всіх трьох несправностей, яке розглядається.

Після визначення значень у графічному інтерфейсі користувача Case Generator випадковим чином призначає кожному двигуну в парку реалістичні та унікальні атрибути робочих умов і профілі погіршення. Це включає налаштування потужності в режимі зльоту та крейсерського режиму, міста, де літак злітає та приземляється, умови навколишнього середовища, число Маха тощо.

Програмне забезпечення емулює тривале погіршення роботи двигуна як природну частину терміну служби двигуна через забруднення, ерозія та інші абразивні умови в п'яти основних компонентах: вентилятор, компресор низького тиску (КНТ або LPC), компресор високого тиску (КВТ або НРС), турбіна високого тиску (ТВТ або НРТ) і турбіна низького тиску (ТНТ або LPT). Коефіцієнт корисної дії  $\eta$  і пропускна здатність  $\gamma$  є двома параметрами стану кожного КВ, які змінюють нормальну поведінку двигуна.

Однак ProDiMES також враховує короткочасну деградацію у формі швидких або різких несправностей оскільки вони розвиваються набагато швидше, ніж довгострокова деградація.

Крім випадку відсутності несправностей, у таблиці 2.1 представлено 18 сценаріїв несправностей з рівномірно розподіленими величинами, пов'язаними з несправностями компонентів, приводів і датчиків (в одиницях стандартного відхилення від шуму вимірювання).

Таблиця 2.1 – Типи несправностей

Код несправності	Опис несправності	Відсоток несправності	Несправність $\gamma$ : $\eta$ ratio	$\sigma$ У відсотках %	Середнє значення при злітному режимі (фактичні одиниці)	Середнє значення крейсерського режиму
0	No-Fault	-	-	-	-	-
1	Несправність вентилятора	1–7%	2 до 1	-	-	-
2	Несправність LPC	1–7%	2 до 1	-	-	-
3	Несправність НРС	1–7%	2 до 1	-	-	-
4	Несправність НРТ	1–7%	-0.5 до -1	-	-	-
5	Несправність ЛРТ	1–7%	-0.5 до -1	-	-	-
6	Несправність VSV	1–7%	-	-	-	-
7	Несправність VBV	1–19%	-	-	-	-
8	Несправність сенсору Nf	$\pm 1-10\sigma$	-	0.25	5.59 об/хв	4.67 об/хв
9	Несправність сенсору Nc	$\pm 1-10\sigma$	-	0.17	15.04 об/хв	13.22 об/хв
10	Несправність сенсору P24	$\pm 1-10\sigma$	-	0.50	0.134 PSI	0.040 PSI
11	Несправність сенсору Ps30	$\pm 1-10\sigma$	-	0.20	0.896 PSI	0.224 PSI
12	Несправність сенсору T24	$\pm 1-10\sigma$	-	0.16	1.01 К	0.816 К
13	Несправність сенсору T30	$\pm 1-10\sigma$	-	0.16	2.45 К	1.92 К
14	Несправність сенсору T48	$\pm 1-10\sigma$	-	0.50	10.07 К	7.48 К
15	Несправність сенсору Wf	$\pm 1-10\sigma$	-	0.60	0.035 PPS	0.0069 PPS
16	Несправність сенсору P2	$\pm 1-10\sigma$	-	0.15	0.023 PSI	0.0077 PSI
17	Несправність сенсору T2	$\pm 1-10\sigma$	-	0.16	0.838 К	0.707 К
18	Несправність сенсору Pamb	$\pm 1-19\sigma$	-	0.15	0.022 PSI	0.0052 PSI

Нарешті, C-MAPSS отримує вихідні дані Case Generator і створює історію визначених параметрів для кожного двигуна в парку.

Наведемо тлумачено використаних індексів та скорочень:

Inlet – вхідний пристрій;

Fan – вентилятор;

Bypass duct – перепускний канал;

LPC – Low pressure compressor – КНТ;

НРС – High pressure compressor – КВТ;

Burner – КЗ;

НРТ – High pressure turbine – ТВТ;

ЛРТ – Low pressure turbine – ТНТ;

Wf – Fuel flow – витрата палива;

$N_f$  – Physical fan speed (rpm) – фізична швидкість вентилятора (об/хв);  
 $P_2$  – Total pressure at fan inlet (psia) – загальний тиск на вході вентилятора (psi);  
 $T_2$  – Total temperature at fan inlet – загальна температура на вході вентилятора (K);  
 $P_{amb}$  – Ambient pressure (psia) – тиск навколишнього середовища (psi);  
 $N_c$  – Physical core speed (rpm) – фізична швидкість (об/хв);  
 $P_{24}$  – Total pressure at LPC outlet (psia) – загальний тиск на виході LPC (psi);  
 $P_{s30}$  – Static pressure at HPC outlet (psia) – статичний тиск на виході HPC (psi);  
 $T_{24}$  – Total temperature at LPC outlet (K) – загальна температура на виході LPC (K);  
 $T_{30}$  – Total temperature at HPC outlet (K) – загальна температура на виході HPC (K);  
 $T_{48}$  – Total temperature at HPT outlet (K) – загальна температура на виході HPT (K).

## 2.4 Показники ефективності

Програма оцінки ефективності — це процедура, що міститься в ProDiMES, яка отримує діагностичні оцінки, а потім оцінює можливості виявлення та класифікації діагностичних методів-кандидатів. Щоб обчислити показники, необхідно порівняти діагностичні оцінки та фактичну інформацію. Показники продуктивності ProDiMES згруповані в три категорії:

1. Виявлення: істинно позитивна частота (true-positive rate – TPR), істинно негативна частота (true-negative rate – TNR), помилково негативна частота (FNR) і помилково позитивна частота (false positive rate – FPR).

2. Класифікація: коефіцієнт правильної класифікації (correct classification rate – CCR), коефіцієнт помилкової класифікації (misclassification rate – MCR) і коефіцієнт Каппа (він вказує на здатність діагностичної системи точно класифікувати несправність, враховуючи очікувану кількість правильних класифікацій, які виникають випадково. Якщо Каппа = 1, тоді діагностичний метод дає ідеальну класифікацію;  $f_{\text{каппа}} < 0$ , тоді класифікація гірша, ніж очікувалося).

3. Показники затримки: затримка виявлення як середня кількість польотів, протягом яких несправність зберігається перед справді позитивним виявленням, і затримка класифікації як середня кількість польотів, протягом яких збій має зберігатися до правильної класифікації.

## 2.5 Графічний інтерфейс користувача симулятора парку двигунів

Графічний інтерфейс розроблено для забезпечення гнучкості у створенні наборів даних для розробки діагностики та перевірки. За допомогою цього інтерфейсу тип і кількість несправностей, які виникають у межах парку які виникають у парку двигунів. EFS було розроблено з припущенням, що окремий двигун може мати лише одну несправність — вона не буде імітувати кілька несправностей, що виникають в одному двигуні.

Існує 18 можливих сценаріїв несправності плюс сценарій відсутності несправності. Сума кількості випадків кожного сценарію визначає загальну кількість двигунів у парку, а отже, і кількість тестових прикладів, наданих кінцевому користувачеві.

Інтерфейс також дозволяє користувачеві вказати наступне: кількість польотів, за які будуть збиратися вихідні дані для кожного двигуна; політ ініціювання несправності (або за фіксованим номером рейсу, або випадковим чином у визначеному вікні польотів); швидкість, з якою розломи розвиваються, раптово (миттєво) або швидко (протягом кількох циклів польоту); і шум датчика вмикається або вимикається (рисунок 2.5).

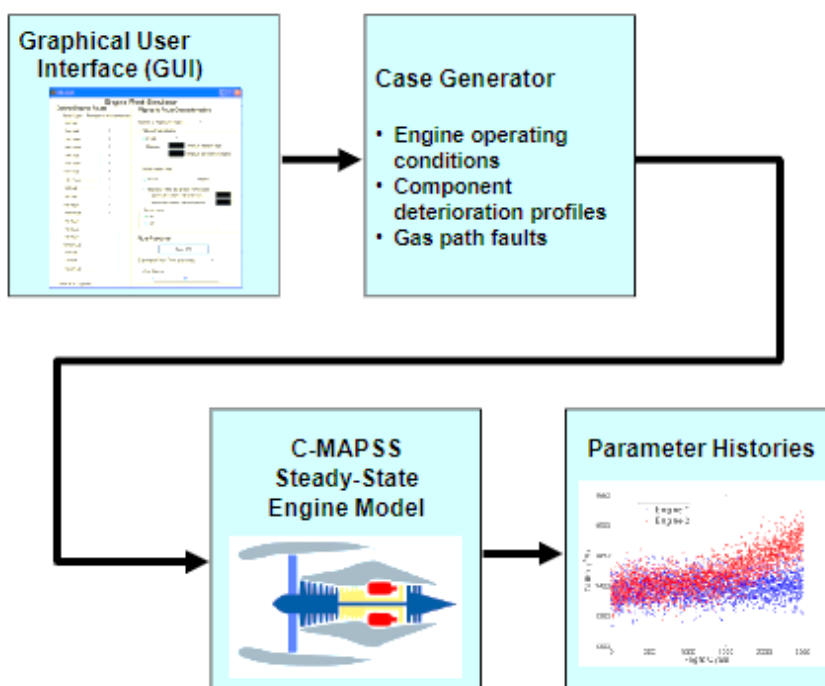


Рисунок 2.5 – Структура симулятора парку двигунів

Після того, як в графічному інтерфейсі вказано вхідні дані EFS, користувач вибирає кнопку «Запустити EFS». Це ініціює процес генерації історії параметрів двигуна відповідно до кількості та типу сценаріїв, указаних користувачем.

Генератор випадків випадковим чином призначає унікальну історію експлуатації та профіль погіршення кожному двигуну в парку. Це включає в себе призначення пар міст, з яких двигун буде чергувати зльоти, і календарної дати, коли почнеться збір даних двигуна.

Барометрична висота, число Маха, температура навколишнього середовища та параметри налаштувань потужності на робочих точках зльоту та крейсерського польоту, де дані збиратимуться під час кожного польоту, генеруються випадковим чином із визначених розподілів, що представляють комерційні операції літаків.

Гістограми, що ілюструють розподіли робочих параметрів, реалізованих у EFS Case Generator, показані на рисунку 2.6 (зліт) і рисунку 2.7 (крейсерський режим).

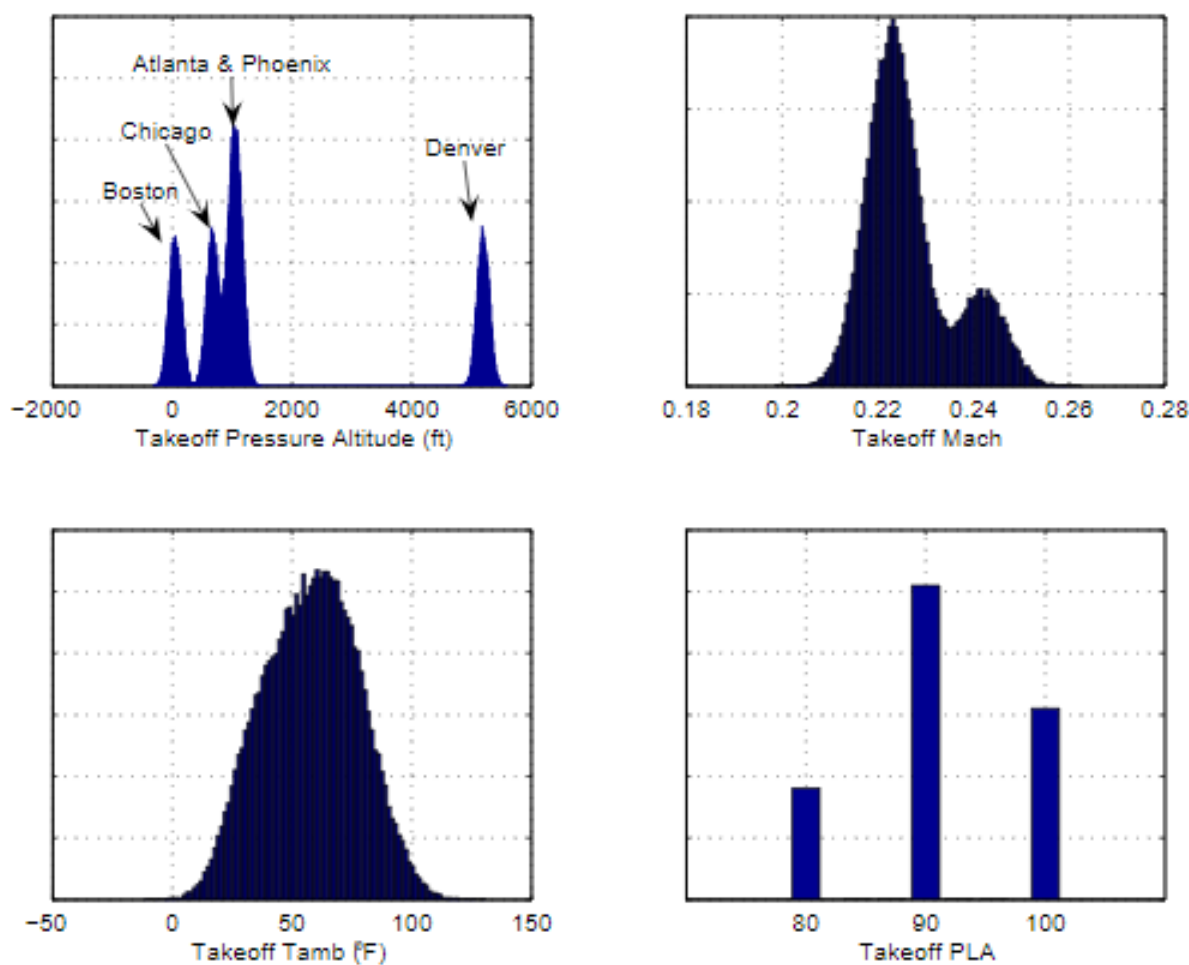


Рисунок 2.6 – Розподіл злітного режиму роботи

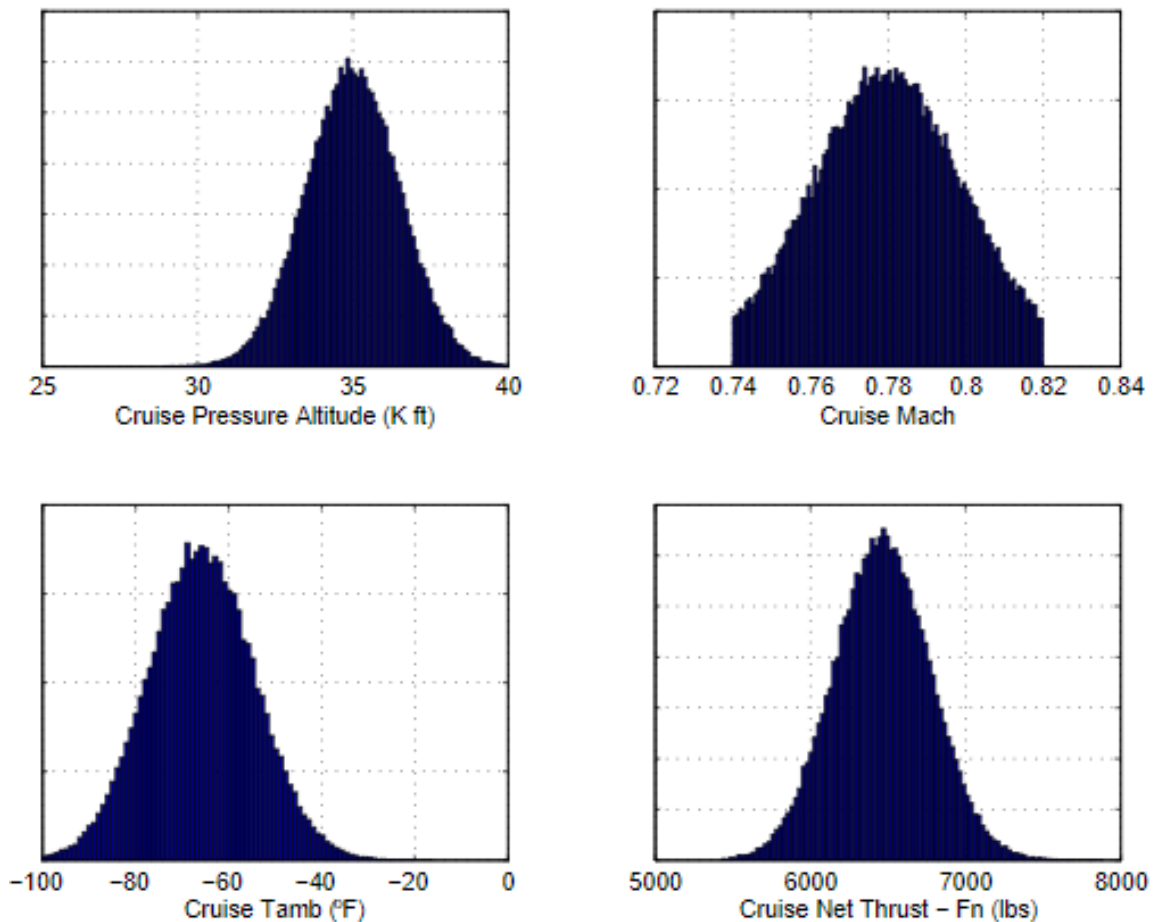


Рисунок 2.7 – Розподіл крейсерського режиму роботи

Під час зльоту контрольний параметр потужності встановлюється кутом важеля потужності (PLA), який становитиме або 100 %, або фіксоване зниження номінальної злітної потужності 90 або 80 %, як зазвичай застосовується в комерційній авіації. Під час крейсерського польоту опорний параметр потужності визначається чистою тягою. EFS Case Generator також визначає рівень і швидкість поступового погіршення продуктивності для кожного двигуна. Ці ефекти включені, щоб імітувати поступове погіршення характеристик ТРДД протягом усього терміну експлуатації через забруднення, ерозію та корозію лопаток і лопаток турбомашин.

Слід підкреслити, що в ProDiMES поступове погіршення продуктивності не вважається несправністю, і воно розвивається набагато повільніше, ніж несправності. Діагностичні методи не будуть потрібні для діагностики поступового погіршення продуктивності, але вони повинні бути розроблені таким чином, щоб бути стійкими до цих ефектів.

У ProDiMES ефекти погіршення моделюються за допомогою коригування 10 параметрів стану в моделюванні двигуна, щоб двигуни постійно погіршувалися з часом.

Ці параметри станів включають модифікатор ефективності та продуктивності для кожного з п'яти основних модулів двигуна (вентилятор, компресор низького тиску (LPC), компресор високого тиску (HPC), турбіна високого тиску (HPT) і турбіна низького тиску (LPT)). Середній профіль погіршення парку, реалізований у EFS, є репрезентативним для інформації, хоча були внесені коригування до параметрів справності турбіни, щоб спричинити їх погіршення в часовому масштабі, що відповідає решті двигуна.

Фактичний ТРДД погіршуватиметься залежно від його використання та середовища, в якому він працює. Отже, жодні два двигуни не погіршуватимуться з однаковою швидкістю або за однаковим профілем. Щоб імітувати це, EFS Case Generator включає варіації середнього профілю зносу парку для створення унікального профілю зносу для кожного окремого двигуна, включаючи:

- 1) більш/менш швидке загальне знос двигуна;
- 2) більш/менш швидкий знос окремого модуля;
- 3) більше/менше погіршення потоку модуля відносно погіршення ефективності;
- 4) початкова варіація виробництва від двигуна до двигуна. На рисунку 2.8 показано базовий або середній профіль погіршення для кожного параметра стану (червоним кольором) і зразки варіацій (блакитним кольором).

Блакитні точки були згенеровані шляхом запуску EFS для генерації даних від 100 двигунів протягом 5000 польотів. 5000 польотів — це максимальна кількість польотних циклів, яку можна визначити для будь-якого двигуна в EFS.

Однак користувач може вибрати менше рейсів. Якщо так, умови запуску двигуна будуть випадковим чином розміщені десь уздовж профілів погіршення, визначених на рисунку 2.8.

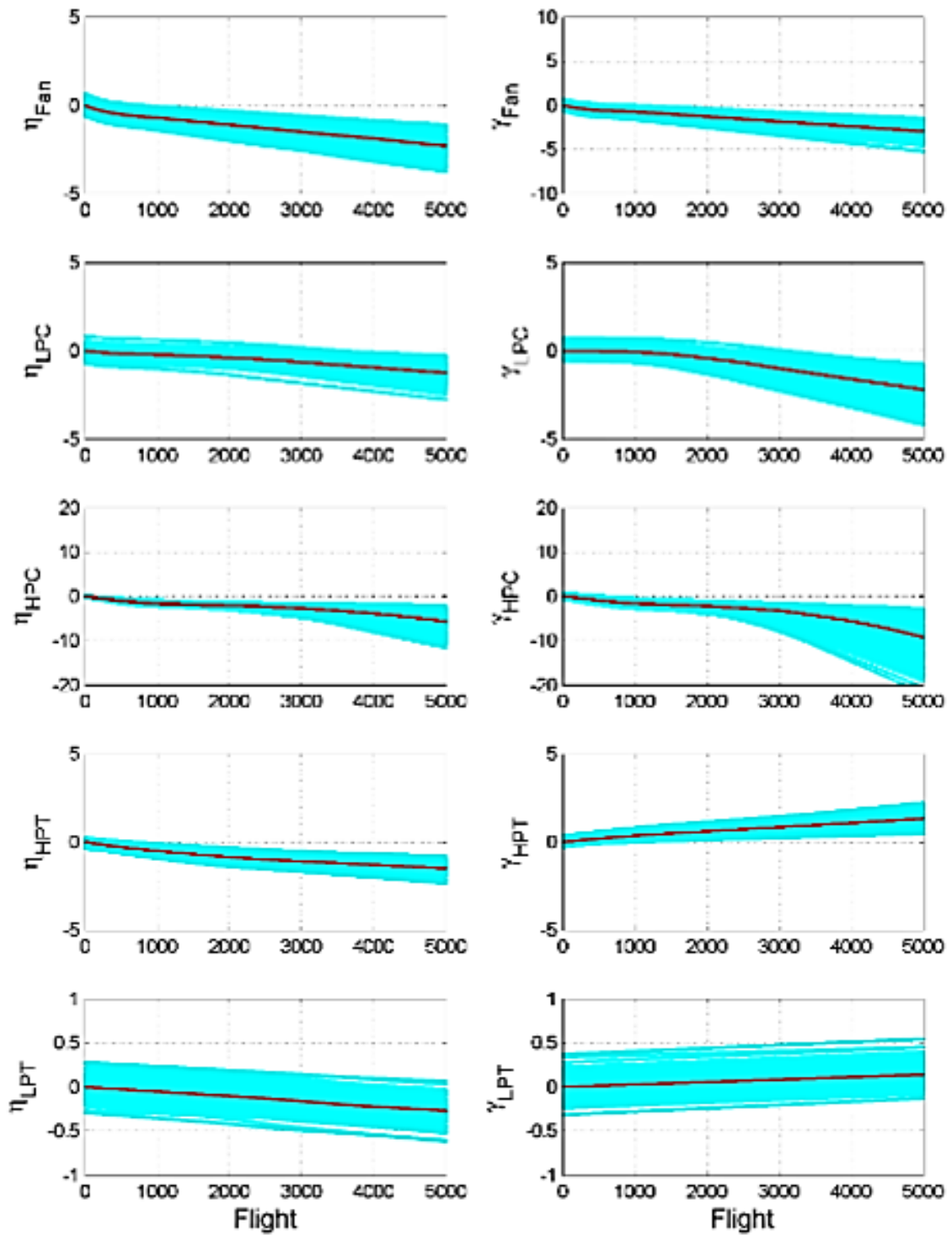


Рисунок 2.8 – Графіки погіршення параметрів стану, середнє (червоний) і розподіл (блакитний)

На додаток до створення історії роботи та профілю погіршення для кожного двигуна, генератор випадків також визначить політ ініціювання несправності, величину несправності та швидкість розвитку несправностей для тих двигунів, у яких виникають несправності.



Підсумок типів несправностей і їх рівномірно розподілених величин несправностей наведено вище в таблиці 2.1. Несправності модулів (тобто ідентифікатори помилок від 1 до 5, що відповідають несправностям вентилятора, LPC, HPC, HPT і LPT) моделюються шляхом одночасного коригування працездатності несправного модуля параметри: ККД  $\eta$  і пропускна здатність  $\gamma$ . Розподіл величини несправності модуля, наведений у таблиці, наведено як корінь-сума-квадрат об'єднаних відхилень  $\eta$  і  $\gamma$ . Також показано рівномірно розподілене співвідношення пропускної здатності потоку до коригування параметра стану ефективності,  $\gamma : \eta$  ratio.

Для несправностей Fan, LPC і HPC як  $\gamma$ , так і  $\eta$  зменшуються. Для несправностей HPT і LPT  $\eta$  зменшується, а  $\gamma$  збільшується. Несправності модуля моделюються шляхом регулювання ефективності та пропускної здатності таким чином:

$$\eta \text{ коригування} = x = \frac{\text{величина несправності}}{\sqrt{1 + (\gamma : \eta \text{ ratio})^2}}$$

$$\gamma \text{ коригування} = \eta \text{ коригування} \cdot (\gamma : \eta \text{ ratio})$$

Несправності приводу в змінних лопатках статора, VSV, або змінному стравлюючому клапані, VBV, (ідентифікатор помилки 6 і 7) призведуть до неправильного розкладу між заданим і фактичним положенням приводу. Несправність виконавчого механізму витрати палива (Wf) конкретно не включена, але несправність датчика витрати палива є. Загальний ефект від несправності приводу або датчика потоку палива буде однаковим — невідповідність між вимірюваною та фактичною витратою палива.

У EFS реалізовано 11 різних несправностей датчика (ідентифікатори несправності від 8 до 18). Величини несправності датчика реалізовані в одиницях середнього стандартного відхилення шуму вимірювання,  $\sigma$ , під час зльоту та крейсерського польоту. Для уточнення слід підкреслити, що якщо в графічному інтерфейсі користувача активовано шум датчика, це спричинить додавання

нормально розподіленого шуму з нульовим середнім до історії виявлених параметрів, створених EFS.

Цей шум застосовується як відсоток від фактично визначеного параметра. Величина несправності датчика не змінюється залежно від фактичного вимірюваного параметра, вона просто визначається як множник середнього шуму в межах вимірюваного параметра під час зльоту чи крейсерського польоту.

У таблиці 1 наведені як відсоткові (%) значення  $\sigma$ , так і середні значення  $\sigma$  в інженерних одиницях при зльоті та крейсерському польоті. Виходячи з цієї таблиці, можна побачити, що несправність датчика швидкості вентилятора ( $N_f$ )  $+1\sigma$  призведе до зміщення  $+5,59$  об/хв між вимірюваним і фактичним  $N_f$  під час зльоту, а також  $+4,67$  об/хв між вимірюваним і фактичним  $N_f$  в круїзі.

Користувачі повинні знати, що несправності певних датчиків зворотного зв'язку також призведуть до неправильного планування приводу.

Зокрема, положення VBV заплановано на основі виправленої швидкості вентилятора, а положення VSV заплановано на основі виправленої швидкості ядра (з поправкою до температури станції 24).

Тому несправність датчика в  $N_f$ ,  $N_c$ , T2 або T24 також призведе до неправильного планування приводу.

Стовпець несправності  $\gamma : \eta$  ratio відображає відношення зміни пропускної здатності, поділеної на зміну ефективності. Для несправностей Dtynbkzn, LPC і HPC як ефективність, так і пропускна здатність знижуються (негативні зміни), і, отже, їх співвідношення завжди позитивне.

І навпаки, для несправностей HPT і LPT пропускна здатність збільшується (позитивно), а ефективність знижується (негативно), таким чином, їх співвідношення завжди негативне.

## 2.6 Приклад діагностичного рішення

Розглянемо основні діагностичні рішення

- 1) корекція параметрів;
- 2) моніторинг тенденцій;

- 3) виявлення аномалії;
- 4) ізоляція подій (несправностей).

1. Як початковий крок у прикладі рішення всі параметри двигуна коригуються до стандартних денних умов експлуатації. Це робиться для зменшення розкиду вихідних сигналів двигуна під час підготовки до наступного аналізу (рисунок 2.9). Корекція параметрів виконується шляхом застосування наступного рівняння корекції параметрів:

$$Parameter_{corrected} = \frac{Parameter}{\theta^a \delta^b} \quad (2.1)$$

Значення корекції температури і тиску,  $\theta$  і  $\delta$  відповідно, визначаються як:

$$\theta = \frac{T2(^{\circ}R)}{518.67}, \quad \delta = \frac{P2(psia)}{14.696}.$$

Показники корекції параметрів і рівняння корекції для окремих параметрів наведено в виразі (2.1).

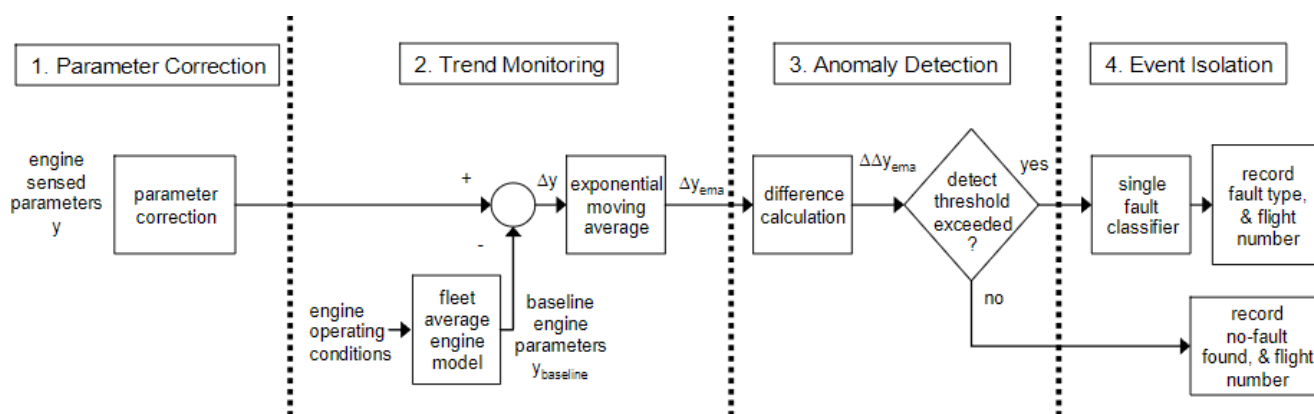


Рисунок 2.9 – Схема прикладу процесу діагностичного рішення

Таблиця 2.2 – Експоненти корекції вхідних параметрів EFS

Параметри	a	b	Корекція параметрів
1	2	3	4
Nf	0.5	0	$NfR = \frac{Nf}{\sqrt{\theta}}$
1	2	3	4
Nc	0.5	0	$NcR = \frac{Nc}{\sqrt{\theta}}$
P24	0	1	$P24R = \frac{P24}{\delta}$
Ps30	0	1	$Ps30R = \frac{Ps30}{\delta}$
T24	1	0	$T24R = \frac{T24}{\theta}$
T30	0.94	0	$T30R = \frac{T30}{\theta^{0.94}}$
T48	1	0	$T48R = \frac{T48}{\theta}$
Wf	0.63	1	$WfR = \frac{Wf}{\theta^{0.63}\delta}$

## 2. Моніторинг стану

ProDiMES було розроблено з припущенням, що зміни продуктивності двигуна можуть проявлятися двома способами:

- а) поступове (тривале) погіршення;
- б) раптові або швидкі (короткочасні) несправності.

Перше пояснюється тим, що всі модулі двигуна повільно псуються з часом, і включено в спробу імітувати фізичні причини, такі як ерозія, корозія, забруднення та збільшення зазорів у турбомашині.

Усі двигуни природно зазнають поступового погіршення продуктивності протягом терміну експлуатації, і це не слід діагностувати як несправність. І навпаки, раптова або швидка зміна продуктивності спричинена єдиною несправністю двигуна, тому її слід діагностувати як несправність.

Ефективне діагностичне рішення ПЧ має бути здатне функціонувати з обома цими процесами, що відбуваються та взаємодіють одночасно, і повинно мати можливість розрізняти два випадки, не порушуючи загальний діагностичний підхід.

У прикладі рішення, наведеному тут, застосовано підхід моніторингу тенденцій, щоб фіксувати поступові зміни продуктивності у формі залишків або дельт вимірювання відносно середнього двигуна парку. Хоча включення функції моніторингу стану у діагностичне рішення користувача не є обов'язковим, очікується, що це покращить загальну продуктивність діагностики, тому включено як частину цього прикладу.

Підхід до моніторингу стану, реалізований у прикладі рішення, використовує тривимірну модель пошуку в таблиці, що представляє середній для парку двигун або 50-відсотковий зношений двигун.

Цю модель було створено шляхом запуску моделі двигуна C-MAPSS Steady-State у діапазоні висоти, числа Маха та виправлених налаштувань швидкості вентилятора, одночасно встановлюючи параметри працездатності модуля, щоб представляти 50-відсотковий двигун.

Вихідні параметри двигуна, отримані в кожній робочій точці, потім використовувалися для створення моделі пошуку.

3. Потім застосовується логіка виявлення аномалії для виявлення дискретних подій, що викликають швидкий зсув у спостережуваних дельтах вимірювань, і для вилучення відповідної дельта-сигнатури цих подій. Важливо визнати, що було б розумно включити час затримки, властивий процесу виявлення, щоб уникнути помилкових тривог, спричинених статистичними викидами в даних вимірювань.

4. Останнім кроком у процесі діагностики є ізоляція події або класифікація першопричини будь-якої виявленої аномалії.

## **Висновки до розділу 2**

Під час розробки даного розділу було обґрунтовано та запропоновано методичні основи стратегії оцінки методу діагностування газотурбінного двигуна, основними складовим якої є:

1. Процес порівняльного аналізу.
2. Каталог стратегій оцінки методу діагностування.
3. Симулятор парку двигунів.
4. Показники ефективності.
5. Графічний інтерфейс користувача симулятора парку двигунів.

За результатами моніторингу досвіду експлуатації показників ефективності даної стратегії встановлено, що її подальше впровадження в умови реальної експлуатації ТРДД призведе до підвищення ефективності ТО за рахунок збільшення вірогідності точного діагноза при діагностуванні до КВ ПЧ ТРДД.

### 3 ПРОПОНОВАНА СИСТЕМА МОНІТОРИНГУ ТА ДІАГНОСТУВАННЯ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

#### 3.1 Усереднена базова модель для парку двигунів

Зазвичай у процесі діагностики ГТД обчислюються ДО справного двигуна. Одним із типових індикаторів є відхилення, яке містить інформацію про поточний стан двигуна та розкриває тенденції деградації двигуна та зміни через несправності. Відхилення можна розрахувати як відносну різницю між фактичними вимірюваннями та значеннями справного двигуна [22].

Враховуючи контрольовану змінну  $Y$  ПЧ, відхилення виражається як:

$$\delta Y^* = \frac{Y^* - Y_0(U)}{Y_0(U)} ;$$

де  $Y^*$  – фактичне виміряне значення;

$Y_0(U)$  – нормальне значення двигуна (також називається базовою функцією) залежно від умов експлуатації.

Поліноми другого порядку є хорошими оцінювачами нормальної роботи двигуна в стаціонарному та перехідному режимах [27]. Для одного контрольована змінна  $Y$  і чотири умови роботи  $U$ , такий поліном має таку структуру:

$$Y_0(U) = c_1 + c_2 N f + c_3 P_2 + c_4 T_2 + c_5 P_{amb} + c_6 N f P_2 + c_7 N f T_2 + c_8 N f P_{amb} + c_9 P_2 T_2 + c_{10} P_2 P_{amb} + c_{11} T_2 P_{amb} + c_{12} N f^2 + c_{13} P_2^2 + c_{14} T_2^2 + c_{15} P_{amb}^2$$

Якщо врахувати всі виміряні змінні на  $n$  польотів, рівняння можна описати у формі лінійної системи  $Y_0 = VC$ , а невідомі коефіцієнти  $c_{ji}$ , які містяться в  $(k \times m)$ -матриці, оцінюються за допомогою найменших квадратів:

$$\hat{C} = (V^T V)^{-1} V^T Y_0;$$

де  $Y_0$  –  $(n \times m)$ -матриця з  $m$  вимірюваних змінних;

$V - (n \times k)$  – матриця з  $k$  елементами  $(1, N f, P_2, \dots, T_2^2, P_{amb}^2)$  від умов експлуатації.

Етапи виявлення аномалій та ідентифікації несправностей значною мірою залежать від якості відхилень, які, у свою чергу, залежать від адекватності базової моделі. Щоб досягти цього, пропонуються два кроки:

- 1) створення базової моделі з відповідним еталонним зразком;
- 2) перевірка моделі за допомогою тестового набору даних. У випадку першого кроку важливо мати репрезентативний набір даних про двигуни та парк даних із значною кількістю рейсів, які демонструють низький рівень погіршення, щоб уникнути помилок підвищеного відхилення.

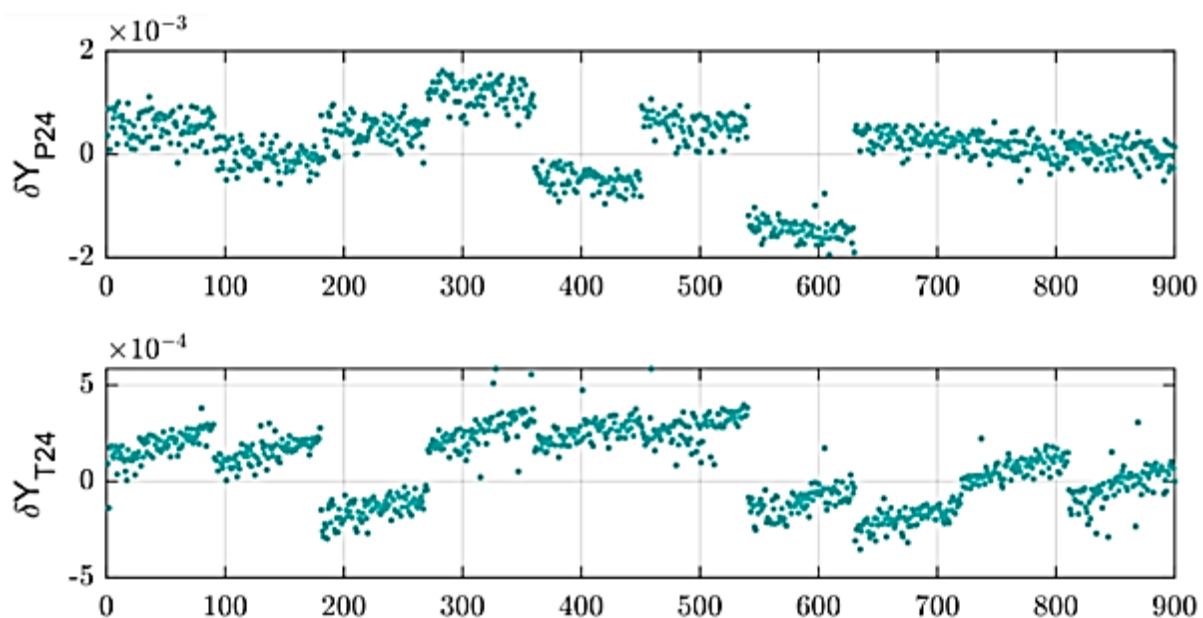
Еталонна вибірка зі 100 двигунів і початкових 90 польотів на двигун є достатньою для отримання адекватної середньої базової моделі [28]. Щоб побачити якість відхилень на основі цього набору даних, за допомогою ProDiMES генерується зразок без шуму за сценарієм без помилок.

На рисунку 3.1, а показано відхилення, отримані для двох вимірних змінних ПЧ (загальний тиск і температура на виході КНТ) і 900 рейсів (від 10 двигунів). Для кожного двигуна видно низьку та прогресуючу деградацію (падіння тиску та підвищення температури) під час перших 90 польотів та невеликі випадкові варіації від польоту до польоту. Унікальна, випадково призначена операція умови та профілі погіршення для кожного двигуна очевидні через ці відхилення.

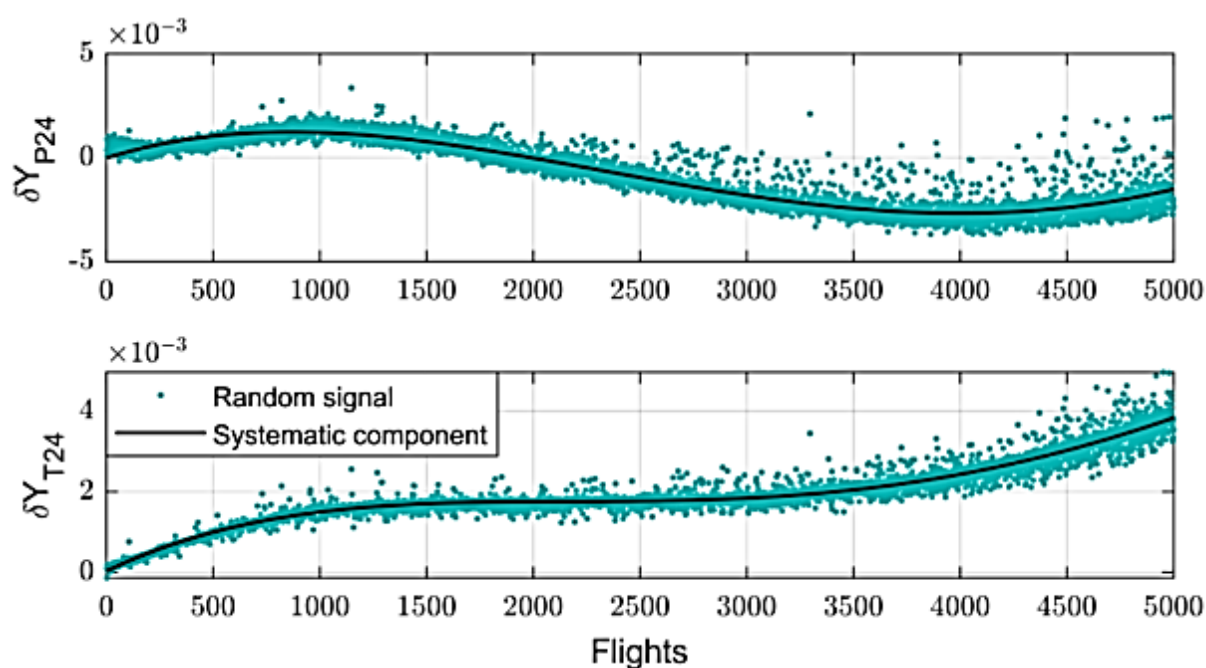
У разі другого кроку аналіз відхилень окремих двигунів може бути використаний для перевірки ефективності базової моделі протягом терміну служби двигуна. На рисунку 3.1, б показано відхилення, обчислені для одного двигуна та всіх його 5000 послідовних польотів і ті самі дві контрольовані змінні, як на рисунку 3.1, а. Поліном 4-го порядку використовується для апроксимації систематичної складової сигналу (загальна зміна без шуму) і більш чіткого визначення тенденції деградації. Помилки відхилень (або шум) можна обчислити як різницю між випадковим сигналом і систематичною складовою. Зі знімка видно, що модель добре фіксує прогресуючий знос двигуна.



Похибки відхилення невеликі на початкових польотах і збільшуються наприкінці терміну служби двигуна. Це пояснюється тим фактом, що вплив робочих умов на контрольовані змінні ПЧ погіршеного двигуна значно відрізняється від базової моделі виробництва все менш точна модель.



а)



б)

а) – для еталонної вибірки з 10 двигунів і їх 90 перших польотів;

б) – для базової лінії перевірка моделі з 1 двигуном протягом терміну служби

### Рисунок 3.1 – Динаміка відхилень

Це слід враховувати при діагностиці застарілого двигуна, щоб не сплутати нормальний знос з несправностями. Важливо зазначити, що ця робота розглядає шум вимірювання для створення базової моделі як вимогу ProDiMES для розробки стійких до шумів діагностичних систем.

### 3.2 Корекція базової моделі та формування класу

Після визначення базової моделі можна обчислити відхилення між нормальними та несправними значеннями. Однак необхідно виправити відхилення шляхом обчислення окремих базових моделей двигуна. Причина полягає в тому, що змодельовані двигуни мають індивідуальні характеристики, такі як певні характеристики та рівні деградації.

Оскільки використовується базова модель середнього парку, це впливає на відхилення, створюючи помилки через неврахування індивідуальних особливостей двигуна. Для вирішення цієї проблеми вноситься виправлення наступним чином. Перші десять польотів без будь-яких несправностей у кожному двигуні використовуються для обчислення середній поправочний коефіцієнт:

$$K_i = \frac{1}{10} \sum_{j=1}^{10} \delta Y^*$$

Цей коефіцієнт визначається як відносна різниця між індивідуальною базовою моделлю  $YI_{0i}$  та базовою моделлю середнього парку  $Y_0$  (U). Таким чином, індивідуальне базове значення визначається як:

$$YI_{0i} = Y_{0i}(1 + K_1)$$

Остаточні відхилення враховують особливості двигуна та нормалізуються за допомогою середньої помилки відхилення  $\sigma_{\delta Y_i}$ , щоб отримати однорідний діагностичний простір:

$$Z_i^* = \frac{Y_i^* - YI_{0i}}{\sigma_{\delta Y_i} YI_{0i}}$$

На рисунку 3.2 показано не виправлені відхилення із застосуванням базової моделі середнього, нанесених на графік для однієї змінної, що контролюється, і 50 рейсів з кожного з 20 різних справних двигунів (1000 зчеплених польотів).

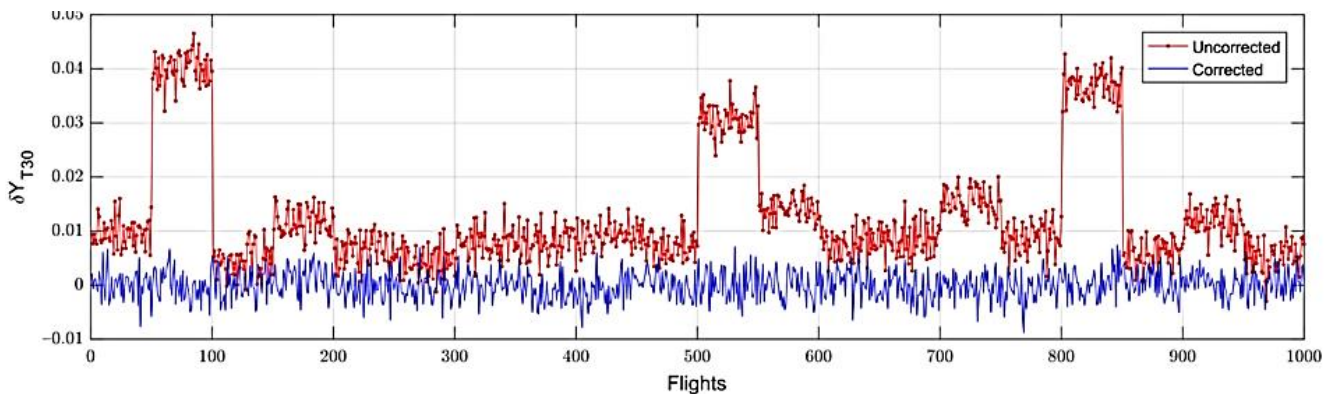


Рисунок 3.2 – Виправлені та не виправлені відхилення для різних справних двигунів

Оскільки жодної несправності не імпантовано, відхилення, які будуть використовуватися для моніторингу та діагностики, повинні залишатися близько нуля без значних змін (за винятком випадкового шуму). Нескориговані відхилення не відповідають цій вимоги, оскільки вони представляють для кожного двигуна різкі зміни та збурення, які можна сплутати з певними несправностями.

Зрозуміло, що обчислення відхилень як різниці між виміряними значеннями конкретного двигуна та узагальненою базовою моделлю середнього парку (яка не відповідає конкретним робочим характеристикам такого конкретного двигуна) призводить до неправильного підходу, який спричинить підвищені діагностичні помилки в подальшому етапі.

Виправлені відхилення вирішують цю проблему за допомогою окремих базових моделей, які правильно відображають продуктивність працездатного двигуна.

Відхилення від рівняння  $Z_i^* = \frac{Y_i^* - YI_{0i}}{\sigma_{\delta Y_i} YI_{0i}}$ ; фільтруються для подальшого аналізу за допомогою експоненціального ковзного середнього наступним чином:

$$Z_{EMAi,j} = \alpha Z_{i,j} + (1 - \alpha) Z_{EMAi,j-1},$$

де  $\alpha$  – коефіцієнт згладжування зі значеннями від 0 до 1,

$j$  – поточний політ у двигуні.

Таким чином, відхилення, обчислені для всіх контрольованих змінних, утворюють вектор ознак  $Z$ . Вектори ознак формують класифікацію несправностей із класами справних і несправних, які розпізнаються за допомогою техніки машинного навчання в багатовимірному діагностичному просторі. З цією метою вимірювання багатьох двигунів і польотів моделюються за допомогою ProDiMES і перетворюються у вектори ознак, щоб мати репрезентативний клас відсутності несправностей, а також 18 класів несправностей. Ці 18 класів несправностей з усіма їхніми відповідними зразками утворюють повну класифікацію несправностей, яка випадковим чином розділена на два набори: один називається набором для навчання  $Z_L$  (80–90 % даних) для навчання техніки розпізнавання несправностей, а інший називається набором перевірки  $Z_v$  (10–20 % даних), щоб перевірити продуктивність навчених моделей для невидимих даних за допомогою  $k$ -кратної перехресної перевірки.

У цьому процесі гіперпараметри також оптимізуються для забезпечення найкращої продуктивності розпізнавання. Таким чином, найкраще навчена модель застосовується до третього набору, який називається тестовим набором  $Z_T$ . У цій роботі цей набір змінюється в залежності від етапу порівняння, і він призначений для порівняння методик.

### 3.3 Підхід класифікації гібридних несправностей

Процедура гібридної класифікації несправностей складається з двох частин: регуляризованої машини екстремального навчання (regularized extreme learning machine RELM) і блоку класифікації розрідженого представлення (sparse representation classification SRC).

На рисунку 3.3 узагальнено кроки в кожному блоці.

Блок 1: ELM спочатку був розроблений як узагальнена нейронна мережа прямого зв'язку з одним прихованим шаром. Завдяки розширеному використанню в

різних програмах існує багато мережових конфігурацій із покращеними функціями. ELM відрізняється від багатьох популярних НМ, таких як багатшаровий перцептрон, такими аспектами: параметри прихованих вузлів вибираються випадковим чином, і обчислюються лише вихідні параметри; алгоритм зворотного поширення замінено зворотною матрицею, яка обчислюється лише один раз; і немає потреби в ітераціях навчання мережі для градієнтного спуску. У результаті тренувальний процес менш складний і швидкий.

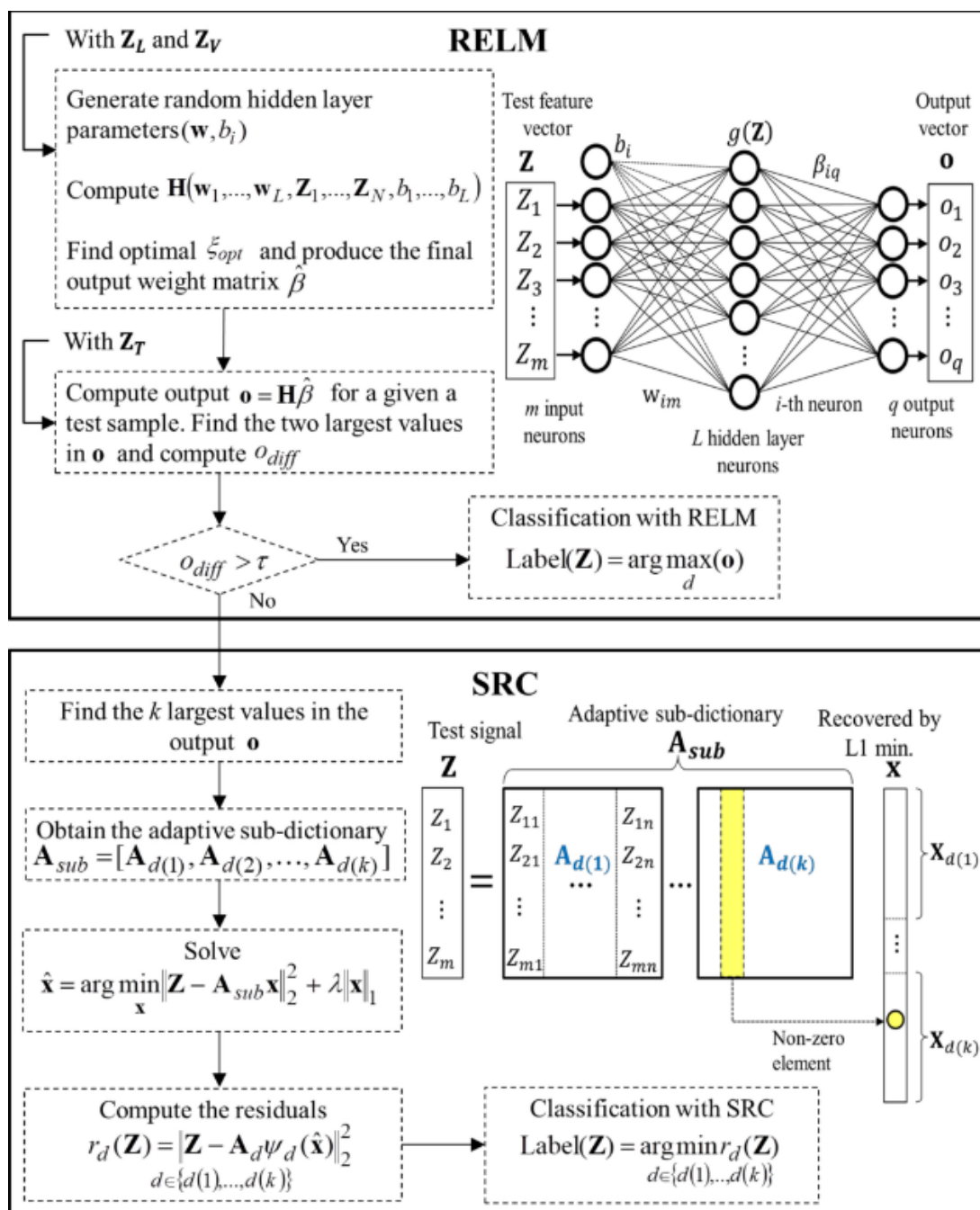


Рисунок 3.3 – Запропонована процедура класифікації гібридних несправностей

Розгляд навчального набору даних  $\{(Z_j t_j)\}_{j=1}^N$ , де  $N$  – загальна кількість навчальних вибірок,  $Z_j = [Z_{j1}, Z_{j2} \dots Z_{jm}]^T$ , де  $m$  – вимірним вектором вхідних ознак, і  $t_j = [t_{j1}, t_{j2} \dots t_{jm}]^T$ , де  $q$ -вимірним цільовим вектором зі значеннями  $-1$  і  $1$ , що вказують на категорію ( $d = 1 \dots q$  класів), до якої належить кожен вектор, структура ELM може бути виражена таким чином:

$$o_j = f(Z_j) = \sum_{i=1}^L g(w_i^T Z_i + b_i) \beta_i, j = 1, 2, \dots, N$$

де  $o_j$  – мережевий вихід або прогноз,

$g(Z_i)$  – є функція активації;

$w_j = [w_{j1}, w_{j2} \dots w_{jm}]^T$  – випадково згенеровані ваги  $i$ -го прихованого вузла, підключеного до вхідних нейронів;

$b_i$  – це упередженість;

$\beta_i = [\beta_{j1}, \beta_{j2} \dots \beta_{jm}]^T$  це ваги вихідного шару, пов'язані з прихованими нейронами.

Оскільки екстремальна навчальна машина намагається вивчити попередньо визначені класи, знаходячи такі параметри вихідного рівня, які мінімізують різницю між виходами та цілями, проблему, яку потрібно вирішити, є представлена як:  $\arg \min_{\beta} \|H\beta - T\|_F$ , де  $\beta = [\beta_1, \dots \beta_L]^T$ , де  $(q \times L)$  вихідна вагова матриця,  $T = [t_1^T, \dots t_n^T]^T$ , де  $(q \times N)$  цільова матриця, а  $H$  є вихідна матриця прихованого шару для  $L$  нейронів прихованого шару.

$$H = \begin{bmatrix} q(w_1^T Z_1 + b_1) & q(w_1^T Z_1 + b_1) \\ q(w_1^T Z_N + b_1) & q(w_L^T Z_N + b_1) \end{bmatrix}$$

Вихідні ваги можна отримати за допомогою LSM у формі  $\beta = H^+T$ . Однак

через проблеми нестабільності в обчисленні оберненої матриці Мура–Пенроуза  $H^+$  замість цього використовується регуляризований метод найменших квадратів (least-squares method LSM).

Підхід перехресної перевірки без одного виходу може бути використаний для вибору моделі для пошуку оптимального  $\xi_{opt}$ , який створює найкращу роздільну гіперплощину [29, с. 189]. Рішення рівняння є:

$$\hat{\beta} = (H^T H + \xi_{opt} I)^{-1} H^T T \text{ якщо } L > N \text{ або}$$

$$\hat{\beta} = H^T (H H^T + \xi_{opt} I)^{-1} T \text{ якщо } L \geq N$$

де  $I$  – одинична матриця. Після визначення  $\hat{\beta}$  вихід може бути обчислений як  $o = H\hat{\beta}$ , а мітці класу нарешті призначається:

$$Label(Z) = \arg \max_d(o)$$

Для оцінки різних мережевих моделей виконується 10-кратна перехресна перевірка. На кожній ітерації нові підмножини  $Z_L$  і  $Z_V$  випадковим чином створюються з попередньо створеної класифікації несправностей.

Усі  $N$  вибірок навчальних даних використовуються для обчислення вихідних ваг. Потім усі перевіірочні зразки по черзі вводяться в мережу для отримання прогнозів, які слугуватимуть для формування матриці плутанини та обчислення діагностичної точності  $\bar{P}$  поточної моделі для невидимих даних. Усереднене значення  $\bar{P}$  з урахуванням усіх ітерацій дає кінцеву ефективність класифікації мережі.

Після того, як процес навчання-перевірки завершено, і вектор тестової ознаки з набору  $Z_T$  вводиться в мережу для генерації вихідного вектора  $o$ , обчислюється різниця  $o_{diff}$  між двома найбільшими значеннями, що містяться в  $o$ . Оскільки рішення щодо класифікації RELM базується на максимальному значенні на виході,  $Label(Z) = \arg \max_d(o)$ , міра близькості між першим і другим значенням може певною мірою відображати, наскільки добре рішення RELM гіперплощинні роботи. Якщо  $o_{diff}$  малий, то мережа буде схильна до

неправильної класифікації. З цієї причини така різниця може бути використана як правило прийняття рішення, щоб відокремити ті зразки з високим рівнем шуму (що призводить до невеликих відмінностей виходу та помилкової класифікації) і класифікувати їх знову, але за допомогою більш стійкого до шуму методу. Таким чином, для запропонованої процедури, якщо значення  $O_{diff}$  перевищує заздалегідь визначене порогове значення  $\tau$ , тоді зразок класифікується за RELM; інакше це розглядається як потенційна неправильна класифікація та перекласифікується за допомогою SCR у наступному блоці.

Блок 2: враховуючи тестовий зразок  $Z$  як вектор-стовпець, метою SRC є реконструкція такого оригінального тестового сигналу якомога більш розрідженого та точного за допомогою лінійної комбінації тренувальних сигналів переважно з того самого класу. Це досягається шляхом отримання ненульових скалярних коефіцієнтів  $x$  у місці розташування відповідного класу. У класичному SRC підхід із надповним словником розглядає всі навчальні класи для реконструкції тестового сигналу.

Однак цей підхід формує унікальний і фіксований словник, який розглядає непотрібні та некорельовані класи, що впливають на оптимальне розріджене представлення та класифікацію [30, с. 4]. Крім того, час тестування збільшується зі збільшенням кількості класів, які розглядаються для формування словника. Для вирішення цих проблем розглядається формування під словників, які містять лише інформацію подібних до тестової вибірки класів [31].

Ідея полягає в тому, щоб взяти до уваги індекси  $k$  найбільших значень у вихідному векторі RELM, які відображають найбільш корельовані класи, і відкинути ті з малими значеннями, які впливають на реконструкцію сигналу. Таким чином, кожного разу, коли тестова вибірка класифікується за допомогою SRC, навчальні атоми (вектори ознак) з тих самих класів  $k$  найбільших вихідних значень вибираються для побудови нового під словника зі структурою  $A_{sub} = [A_{d(1)}, A_{d(2)}, \dots, A_{d(k)}]$ , де  $d(i) \in (1, 2, \dots, q)$  – один з індексів  $k$  найбільших



елементів, а  $A_{d(i)}$  містить усі навчальні вибірки з  $d(i)$ -го класу. Коефіцієнти розрідженого представлення оцінюються шляхом вирішення:

$\hat{x} = \arg \min_x \|Z - A_{sub}x\|_2^2 + \lambda \|x\|_1$ , де  $\lambda$  — скалярний параметр, який контролює компроміс між розрідженістю та реконструкцією сигналу. Тестовий зразок  $Z$  можна класифікувати за атомами з класу  $d$ , які створюють мінімальну залишкову помилку або помилку реконструкції (різниця між вихідним і реконструйованим сигналом),  $r_d(Z) = \|Z - A_{\psi d}(\hat{x})\|_2^2$ , де  $\psi_d(\hat{x})$  є характеристичною функцією, яка вибирає лише коефіцієнти у векторі  $\hat{x}$ , асоційованому з класом  $d \in \{d(1), \dots, d(k)\}$ . Таким чином, класифікація дається виразом:  $Lable(Z) = \arg \min_d r_d(Z)$ .

Щоб мінімізувати помилки класифікації та отримати найкращі результати класифікації в гібридному підході, необхідно шукати методом проб і помилок оптимальні значення інших важливих параметрів, таких як кількість прихованих нейронів  $L$  в RELM, поріг  $\tau$  і значення  $k$  у формуванні адаптивного підсловника.

Цього можна досягти, змінюючи по черзі один параметр і фіксуючи інші. Конфігурація тих параметрів, які виробляють потім вибирається найвища діагностична точність.

### 3.4 Виявлення аномалій та ідентифікація несправностей як загальний процес

Зазвичай у системах діагностики ГТД спочатку виконується виявлення аномалії, щоб дізнатися, чи виникає потенційна проблема в двигуні. Однак багато несправностей важко виявити через їх малу величину та високий рівень шуму вимірювання, що призводить до того, що їх плутають із справними станами. Алгоритм стійкого до шуму виявлення намагатиметься контролювати прогресування таких несправностей, враховуючи ці негативні обставини. Як правило, якщо індикатор справності двигуна значно перевищив встановлений поріг, тоді алгоритм підтверджує виявлення аномалії. Після цього застосовується процедура ідентифікації несправності для локалізації та визначення характеру такої несправності. Усі описані вище процедури призводять до затримок у діагностичних рішеннях, особливо якщо несправність не виявлена вчасно.

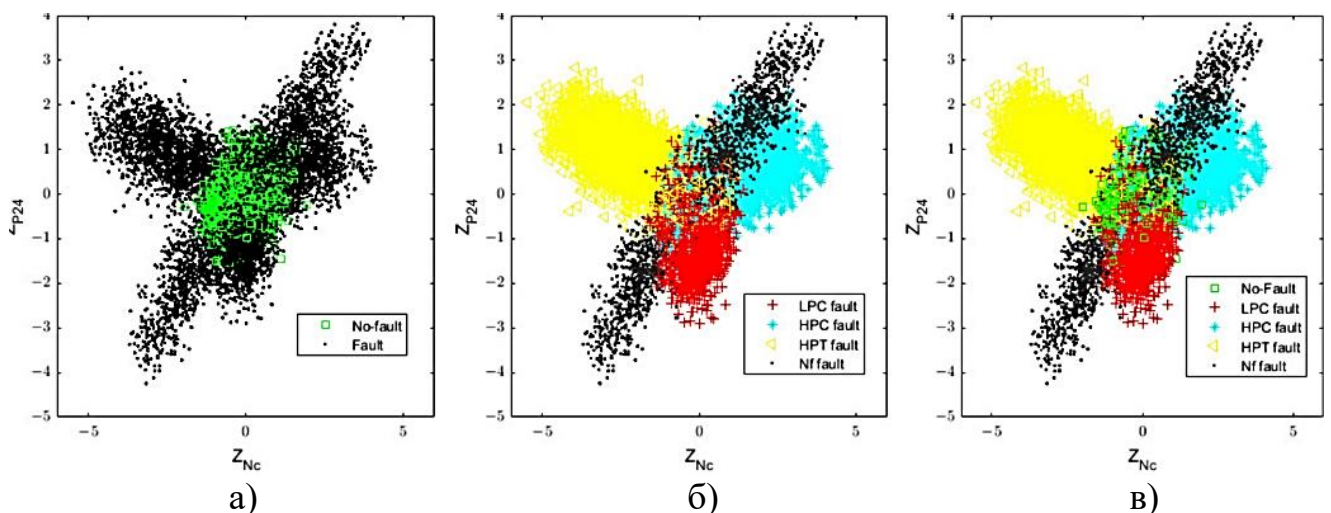
У цій роботі запропоновано іншу схему, в якій етапи виявлення аномалії та ідентифікації несправності розглядаються як проблема розпізнавання в загальному процесі.

На рисунку 3.5 наведено ілюстрацію цієї концепції з векторами ознак у діагностичному просторі  $Z$  для двох контрольованих змінних.

По-перше, на рисунку 3.4, а показано окремий приклад виявлення аномалії, де вектори ознак належать лише до класу відсутності помилок або класу помилок. Таким чином, цей етап можна розглядати як проблему бінарного розпізнавання шляхом навчання класифікатора з двома класами.

Після виявлення аномалії етап ідентифікації несправності виконується як багатокласова проблема, як показано на рисунку 3.4, б. Тут усі зразки різних класів помилок  $q$  використовуються для навчання другого класифікатора та ідентифікації нових зразків. Така послідовна процедура незручна, оскільки для навчання та налаштування двох різних класифікаторів може знадобитися значна кількість часу, що спричиняє затримки у прийнятті рішень.

Замість цього, як показано на рисунку 3.4, в, єдиний класифікатор, навчений на зразках із випадку відсутності помилок і всіх класів помилок, може виявити та ідентифікувати помилку одночасно. Для обчислення показників виявлення аномалії та ідентифікації несправності використовується та сама матриця плутанини розміром  $[(q + 1) \times (q + 1)]$ , щоб отримати відповідну інформацію для кожного завдання.



- а) – етапу виявлення аномалії; б) – етапу ідентифікації несправності;  
в) – обох етапів як загальний процес

Рисунок 3.4 – Результати розпізнавання з використанням векторів ознак

### 3.5 Етапи порівняння діагностичних систем

Порівняльний аналіз поділяється на чотири етапи, які відрізняються умовами порівняння і виконуються один за одним. Перші три призначені для коригування запропонованого алгоритму та пов'язані з функціональністю Independent Evaluation Case, тоді як останній етап стосується сліпого тесту

Кейс, який є кінцевою метою в ProDiMES. Таблиця 3.1 підсумовує умови порівняння, які включають робочі точки двигуна, ДО продуктивності, що використовуються як критерії, і тип даних тестування. Діагностичний метод може використовувати лише дані крейсерського рейсу або дані, зібрані в обох режимах (крейсерський і злітний), або багатоточкова діагностика.

Двома варіантами критеріїв є діагностична точність  $P$  і діагностична метрика, обчислена ProDiMES. Три варіанти тестових даних включають набори, створені користувачами, набір даних, наведений у ProDiMES як приклад, і набір даних для сліпого тестування ProDiMES. У таблиці вказано варіанти, які використовуються на кожному з чотирьох етапів.

Таблиця 3.1 – Умови та етапи порівняння

Порівняння Умови	Порівняння Опції	Етапи порівняння			
		1	2	3	4
Операційна балів	Круїз	X	X		
	Багатоточковий			X	X
Діагностичний метрики	$\bar{P}$	X			
	ProDiMES metrics	X	X	X	X
Дані Тестування	Сформовано авторами		X		
	ProDiMES dataset	X	X	X	
	Набір даних blind test				X

#### Етап 1: Порівняння з іншими діагностичними системами за допомогою ProDiMES Cruise Dataset

На першому етапі розглядається порівняння між запропонованим алгоритмом на основі RELM-SRC (і версією RELM) і трьома найсучаснішими

методами машинного навчання, перевіреними Е. Лободою та ін. [23]: PNN, MLP і нелінійний SVM. Методи аналізуються за однакових умов і з налаштованими гіперпараметрами для справедливого порівняння. За допомогою ProDiMES було створено три навчальні конфігурації для крейсерського режиму, щоб проаналізувати вплив розміру навчального набору даних і згладжування відхилень за допомогою ЕМА на діагностичну точність

На першому етапі розглядається порівняння між запропонованим алгоритмом на основі RELM-SRC (і версією RELM) і трьома найсучаснішими методами машинного навчання, перевіреними Е. Лободою та ін. [23]: PNN, MLP і нелінійний SVM. Методи аналізуються за однакових умов і з налаштованими гіперпараметрами для справедливого порівняння. За допомогою ProDiMES було створено три навчальні конфігурації для крейсерського режиму, щоб проаналізувати вплив розміру навчального набору даних і згладжування відхилень за допомогою ЕМА на діагностичну точність **P**.

ProDiMES містить приклад папки рішення з вихідним файлом, який служить тестовим набором даних для порівняння інших діагностичних рішень. Характеристики цього набору представлені в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 – Специфікації наборів даних для навчання та тестування (Етап 1)

Опис	Навчання конф. 1	Навчання конф. 2	Навчання конф. 3 (ЕМА)	Набір тестування
Сценарії несправностей	19	19	19	19
Двигуни за сценарієм несправності	40	100	100	10
Імітація польотів на двигун	50	50	50	50
Ініціація несправності та швидкість розвитку	Random	Random	Random	Random
Мінімальний початковий політ	11	11	11	11
Швидка еволюція несправностей. швидкість (мін., макс.)	9	9	9	9
Шум вимірювання датчика	On	On	On	On
Загальна кількість двигунів	760	1900	1900	190
Загальні проби для діагностики	30400	76000	76000	7600

Враховуючи, що перші 10 польотів двигуна є безвідмовними та не діагностуються ProDiMES, загальна кількість тестових зразків для діагностики становить 7600 зразків (19 сценаріїв несправності  $\times$  10 двигунів на сценарій  $\times$  40 польотів на двигун). Навчальні конфігурації створюються відповідно до тих

самих специфікацій, що й набір для тестування, з тією різницею, що конфігурація 1 працює з 40 двигунами на сценарій (загалом 30 400 зразків), а конфігурації 2 і 3 включають 100 двигунів на сценарій (76 000 зразків).

Щоб дати уявлення, розміри вихідної ваги та цільової матриці з цими останніми конфігураціями навчання становлять (19 класів  $\times$  4000 прихованих нейронів) і (19 класів  $\times$  76 000 зразків), відповідно. Оскільки ініціювання несправності є випадковим у кожному двигуні, деякі рейси з рейсу 11 не виявляють несправностей.

У процесі формування класифікації несправностей вектори ознак, пов'язані з цими рейсами з усіх сценаріїв несправностей, додаються до справного класу, збільшуючи його розмір. Як останнє зауваження, коли ЕМА застосовується у відхиленнях від навчання, відхилення при тестуванні також згладжуються.

Таблиця 3.3 показує ймовірності  $P$ , отримані для набору тестування. Для першої конфігурації SVM показує найкращі результати, за якими йдуть RELM-SRC і RELM з різницею в 1,03 % і 1,02 % в точності розпізнавання відповідно. PNN дає найнижчі результати.

Для конфігурації 2 SVM продовжує залишатися найкращим варіантом, тоді як запропоновані дві методикі займають останні позиції. Однак різниця в порівнянні з SVM залишається невеликою (0,86 % для RELM і 1,13 % для RELM-SRC). У цьому випадку збільшення кількості навчальних вибірок (з 760 до 1900 двигунів) не призводить до значного покращення  $P$ , оскільки спостерігається загальне збільшення на 0,69 % без урахування PNN (метод було виключено для подальшого аналізу в [23]).

У третій конфігурації гібридний підхід виграє на 1,31 % порівняно з SVM. До цього моменту між RELM-SRC і RELM середня різниця становить лише 0,23 %. Використання ЕМА у відхиленнях допомагає підвищити загальну точність розпізнавання на 6,12 % і до 7,82 % окремо для RELM-SRC.

Показники ProDiMES також обчислюються для трьох найкращих методів у цій останній конфігурації. Усереднені результати для раптових і швидких збоїв

наведено в таблиці 3.4. Тут RELM-SRC забезпечує кращий TPR і затримку виявлення, тоді як RELM представляє найкращий TNR.

Таблиця 3.3 – Точність P для набору даних круїз-тестування ProDiMES, усереднена для раптових і швидких несправностей (Етап 1, порівняння з [23])

Метод	Конфігурація навчання		
	1	2	3
MLP	65.07 %	66.60 %	70.75 %
PNN	64.66 %	-	-
SVM	66.63 %	67.01 %	72.39 %
RELM	65.61 %	66.15 %	73.29 %
RELM-SRC	65.60 %	65.88 %	73.70 %

Цей останній результат можна пояснити тим фактом, що RELM приділяє більше уваги правильному виявленню працездатних станів двигуна, а не помилкових сценаріїв, що призводить до вищого TNR і нижчого TPR порівняно з гібридним підходом, який поводить протилежно. Для коефіцієнта карра, RELM-SRC і RELM мають однакові значення.

Таблиця 3.4 – Показники для набору даних крейсерського тестування ProDiMES, усереднені для раптових і швидких несправностей (Етап 1 і Конфігурація 3, порівняння з [2]).

Метод	TPR	TNR	Затримка	Карра
SVM	60.10 %	94.51 %	3.9	0.58
RELM	58.20 %	96.07 %	3.8	0.60
RELM-SRC	62.10 %	94.16 %	3.7	0.60

### **Етап 2: Порівняння з іншими діагностичними системами з використанням самостійно створеного набору даних круїзу.**

На цьому етапі розглядається порівняння із сімома методами машинного навчання, оціненими Jaw та ін. [8, с. 4]: Naive Bayes (NB), Decision Tree (DT), K-Nearest Neighbors (KNN), Linear Support Vector Machine (LSVM), nelinear SVM

(NSVM), ієрархічна лінійна SVM із зворотною регресією ядра, що називається HSVMkSIR, і нелінійну версію під назвою NSVMkSIR. З цією метою автори створили за допомогою ProDiMES набір даних із 49 900 польотів (998 двигунів × 50 польотів на двигун), працюючи з 10 випадками раптової несправності під час крейсерського польоту та зльоту. Підмножина, що складається з 13 880 точок даних, використовувалася для навчання, а весь набір даних використовувався для перевірки.

Таблиця 3.5 підсумовує метричні результати всіх семи методів і трьох кращих, проаналізованих на етапі 1, конфігурації 3, для крейсерського режиму та раптових несправностей. Для уточнення деякі метрики не наводяться в статті [8, с. 6]. У таблиці наведено найкращі результати для 10 і 19 сценаріїв несправності.

Таблиця 3.5 – Метрики для самостійно створених і тестових наборів даних ProDiMES для раптових несправностей (Етап 2, порівняння з [8,23])

Алгоритм	TPR	TNR	Затримка	CCR	Несправності
NB	31.58 %	80.33 %	-	-	10
DT	37.20 %	92.40 %	-	38.76 %	
KNN	45.30 %	96.10 %	-	44.95 %	
LSVM	23.87 %	85.55 %	-	-	
NSVM	70.50 %	72.80 %	-	53.50 %	
HSVMkSIR	77.06 %	75.70 %	0.70	62.93 %	
NSVMkSIR	58.30 %	96.00 %	1.35	57.83 %	
SVM	68.50 %	94.51 %	1.80	63.81 %	19
RELM	66.50 %	96.07 %	1.70	62.95 %	
RELM-SRC	71.00 %	94.16 %	1.60	65.69 %	

На перший погляд можна сказати, що HSVMkSIR перевершує інших за TPR і затримкою, тоді як KNN є найкращим варіантом для TNR; однак ці підходи враховують лише меншу кількість випадків несправностей. Враховуючи, що продуктивність семи алгоритмів значно погіршиться, коли буде прийнята повна класифікація з 19 сценаріїв, перевага запропонованої системи стає більш очевидною.

На рисунку 3.5 показано правильні показники класифікації для HSVMkSIR і RELM-SRC, і видно, що перший перевершує гібридний підхід лише в 3 із 10 сценаріїв, з яких перші сім класів (ID 0-6) є найбільш помітними. Якщо також

враховувати класи, які важче розпізнати, то складність класифікації зростає, а загальний CCR HSVMkSIR знизиться ще більше, як повідомляється в літературі [21].

Друге порівняння на цьому етапі стосується результатів, отриманих Borguet та ін. [22], який розробив і перевіряв алгоритм виявлення аномалій, використовуючи свій набір даних про круїз, створений з ProDiMES. Цей набір даних працює з 518 конвергентними двигунами, спочатку змодельованими для 250 номінальних двигунів і 270 несправних двигунів, охоплюючи всі 18 сценаріїв для раптових і швидких випадків.

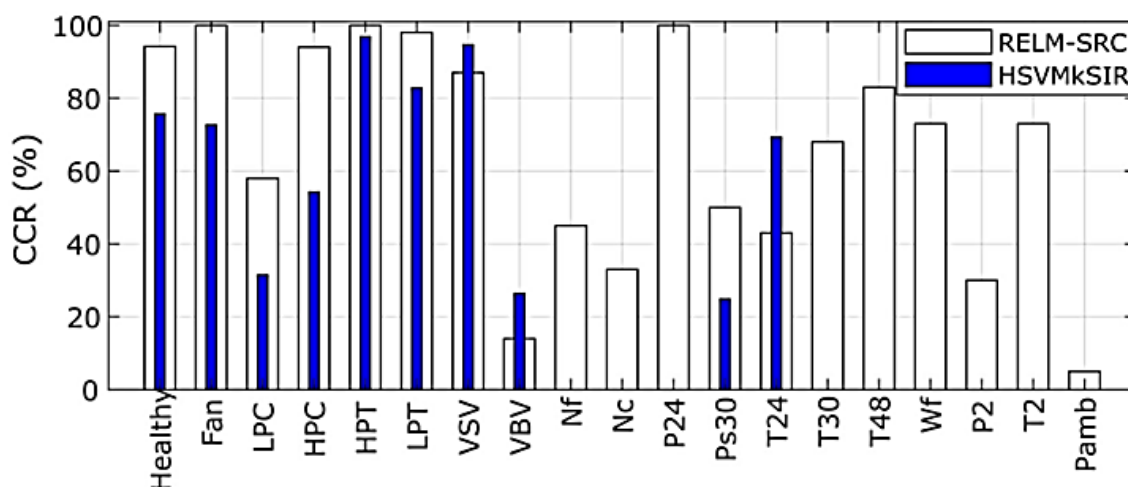


Рисунок 3.5 – Правильні показники класифікації запропонованого гібридного підходу та найкращої техніки з роботи [8] для різних несправностей у крейсерському режимі (Етап 2)

Кожен двигун враховує 300 польотів, що призводить до загальної кількості 155 400 польотів у базі даних. Для створення необхідних моделей польоти 1–50 у кожному двигуні використовуються для навчання (25 900 польотів) і польоти 51–100 для перевірки (25 900 польотів). Помилки виникають випадковим чином після польоту 250. Польоти 201–300 (загалом 103 600 польотів) використовуються для перевірки можливостей моніторингу алгоритму.

У таблиці 3.6 представлені показники порівнюваних алгоритмів для різних і швидких несправностей в крейсерському режимі. Алгоритм виявлення аномалій не перевершує інші за винятком TNR.

Щоб забезпечити умову, встановлену ProDiMES, автори відкоригували поріг виявлення, досягнувши частоти помилкових тривоги/хибно-позитивних



сигналів вище, ніж 1 на 1000 польотів (TNR 99,9 %), але в результаті втратили TPR. Оскільки ця умова не була метою інших трьох методів на цьому етапі, вони мають вищий TPR, і RELM-SRC є найкращим варіантом на основі цього показника.

У всіх випадках швидкі несправності мають нижчий TPR, ніж раптові, оскільки перші важче виявити через повільну швидкість розвитку в багатьох двигунах. З цієї причини значення затримки виявлення для швидких випадків вищі, ніж у раптових збоїв, і залежать від збільшення величини збою. RELM-SRC виявляє швидкі несправності майже на один цикл польоту раніше, ніж алгоритм виявлення аномалії.

### Етап 3: Порівняння з іншими діагностичними системами з використанням набору даних ProDiMES і багатоточковий аналіз.

Таблиця 3.6 – Показники для самостійно створених наборів даних і наборів даних крейсерського тестування ProDiMES, усереднених для різких швидкі розломи (Стадія 2, порівняння з літературою [22,23]).

Алгоритм	Типи несправностей	TPR	TNR	Виявлення затримки
Алгоритм виявлення аномалії	Раптова	45.50 %	<b>99.90 %</b>	1.7
	Швидка	27.10 %	<b>99.90 %</b>	6.7
SVM	Раптова	68.50 %	94.51 %	1.8
	Швидка	51.70 %	94.51 %	6.0
RELM	Раптова	66.50 %	96.07 %	1.7
	Швидка	49.90 %	96.07 %	5.9
RELM-SRC	Раптова	<b>71.00 %</b>	94.16 %	<b>1.6</b>
	Швидка	<b>53.23 %</b>	94.16 %	<b>5.8</b>

До цього моменту для діагностики несправностей двигуна використовувалися лише дані крейсерського режиму; однак автори ProDiMES рекомендують використовувати вимірювання крейсерського та злітного режимів для кращої діагностичної ефективності.

Відповідно до цієї рекомендації запропонований алгоритм був адаптований для роботи з багатоточковим режимом. Алгоритм також розглядає виконання умови, встановленої ProDiMES, згаданої вище, яка полягає у зниженні частоти

помилкових тривог (хибнопозитивного виявлення) один раз на 1000 польотів ( $TNR \geq 99,9\%$ ).

Щоб задовольнити цю вимогу, потрібно збільшити кількість справних двигунів на етапі навчання. Це впливає з ідеї, що на практиці кількість сценаріїв без несправностей у парку двигунів значно перевищує кількість зареєстрованих як несправності.

На рисунку 3.6 показано варіацію кількості тренувальних працездатних двигунів для RELM-SRC та її вплив на показники за допомогою набору даних тестування ProDiMES. Вибір оптимальної точки базується на метриці TNR.

Можна побачити, що перший пункт не задовольняє умову, і збільшення кількості двигунів для отримання TNR 100% погіршує інші показники.

Таким чином, оптимальна кількість справних двигунів – 1200 двигунів (другий пункт). Інші параметри в RELM-SRC також налаштовані: значення коефіцієнта згладжування 0,3, кількість прихованих нейронів L в RELM 1000, поріг  $\tau = 0,1$ , значення k у формуванні адаптивного підсловника 2.

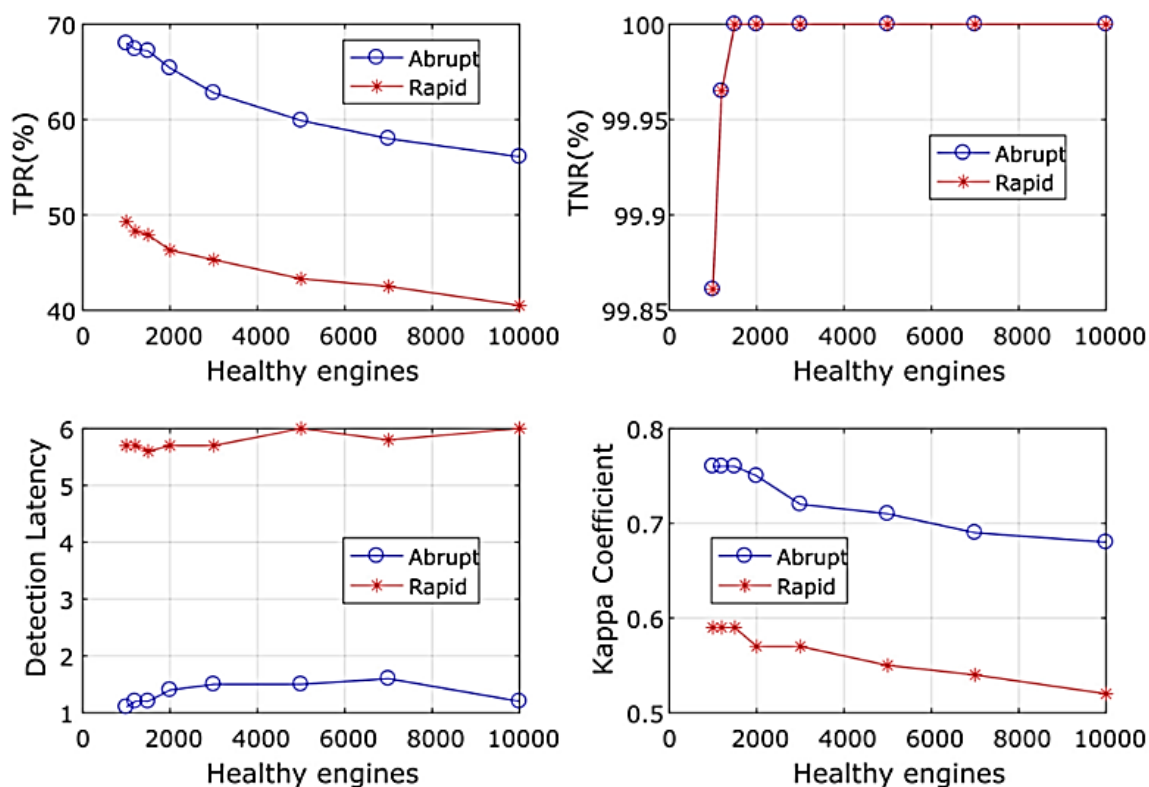


Рисунок 3.6 – Варіація кількості тренувальних працездатних двигунів у RELM-SRC для задоволення  $TNR \geq 99,9 \%$  (Етап 3)

У таблиці 3.7 представлені результати алгоритмів, які використовували той самий набір даних тесту ProDiMES і багатоточкову діагностику як в таблиці 3.5.

Перші два рядки – це метрики з діагностичної системи, наведені як приклад рішення авторами ProDiMES у літературі [19] та посібнику [20]. З таблиці видно, що гібридний підхід перевершує інші методи за трьома з чотирьох показників.

Таблиця 3.7 – Метрики для набору даних тестування ProDiMES і багатоточкового аналізу, усереднені для раптових і швидких несправностей (Етап 3, порівняння з [19,20,23]).

Алгоритм	Несправність	TPR	TNR	Затримка	Карра
ProDiMES рішення	Раптова	50.5 %	99.896 %	2.6	0.29
	Швидка	37.4 %	99.896 %	7.0	0.21
ProDiMES посібник	Раптова	61.0 %	99.997 %	2.5	0.73
	Швидка	41.9 %	99.997 %	6.8	0.56
MLP	Раптова	62.8 %	99.931 %	1.8	0.69
	Швидка	46.6 %	99.931 %	6.0	0.50
SVM	Раптова	61.0 %	99.965 %	1.4	0.71
	Швидка	46.2 %	99.965 %	5.6	0.57
RELM	Раптова	66.6 %	99.965 %	1.3	0.75
	Швидка	46.9 %	99.965 %	5.8	0.57
RELM-SRC	Раптова	67.4 %	99.965 %	1.2	0.76
	Швидка	48.3 %	99.965 %	5.7	0.59

Наприклад, враховуючи раптові несправності, RELM-SRC забезпечує покращення TPR на 6,4% і скорочення майже вдвічі затримки виявлення порівняно з прикладом рішення [19]. Незважаючи на те, що RELM-SRC не є найкращим варіантом у TNR, різниця між першим і другим місцем становить лише 0,032 %, і обидві методики задовольняють умову  $TNR \geq 99,9 \%$ .

Порівнюючи методи в рядках 2–4, жоден із цих алгоритмів не можна вважати найкращим або найгіршим за всіма показниками. Кожен алгоритм виграє за одними показниками, але програє за іншими, і в цілому їхні результати дуже близькі. Оскільки алгоритм на основі SVM трохи програє прикладу рішення за двома показниками (TNR і карра для раптових помилок), але виграє за чотирма

показниками, зрозуміло, що перший трохи перевершує другий. Тому SVM є хорошим варіантом після RELM-SRC і RELM, який стоїть на другому місці.

#### Етап 4: Blind Test Case (багатоточковий аналіз).

На цьому останньому етапі здійснюється більш об'єктивне порівняння між декількома учасниками шляхом вирішення тієї самої проблеми, тих самих умов і тих самих показників за допомогою набору даних для сліпого тестування, який має такі характеристики: не кожен двигун відчуває помилку, відсутність помилки з'являється в перших 10 польотах кожного двигуна, несправності можуть випадково виникати в інтервалі польотів 11–41, розглядаються як швидкі, так і раптові збої, двигун відчуває лише один тип несправності протягом своєї історії, і справжній стан несправності не є доступні для користувачів.

Набір даних відповідає тим самим специфікаціям, наведеним у таблиці 5 для тестового набору ProDiMES, за винятком кількості використаних зразків. Він складається з 9991 двигунів і 50 польотів на двигун, з яких тільки польоти 11–50 розглядаються для діагностики відповідно до ProDiMES. Таким чином, загальна кількість аналізованих рейсів становить 399 640. Враховуючи цей набір даних, було встановлено, що оптимальна кількість справних двигунів у навчальних даних для RELM і RELM-SRC становить 2000. Таблиця 3.8 містить усереднені результати сліпого тестування для раптових і швидких збоїв для порівнюваних методів, а також їхні рейтинги для кожного показника ефективності.

Таблиця 3.8 – Показники для набору даних сліпого тестування ProDiMES і багатоточкового аналізу, усереднені для раптових і швидких несправностей (Етап 4),([13], [21])

Алгоритм	TPR	TNR	CCR	MCR	Затримка	Кappa
WLS	44.7%	99.908%	43.4%	1.35%	4.86	0.588
	9th	3rd	9th	4th	8th	10th
PNN*	44.7%	99.908%	43.7%	1.04%	4.86	0.590
	9th	3rd	8th	3rd	8th	9th
PATKF	50.9%	99.908%	46.7%	4.15%	4.02	0.627
	6th	3rd	4th	9th	3rd	5th
GE	51.9%	99.906%	45.2%	6.78%	4.24	0.617
	5th	4th	6th	10th	4th	6 <sup>th</sup>
PNN**	48.5%	99.908%	45.2%	3.29%	4.70	0.595
	7th	3rd	6th	7th	7th	8th

KNN	48.5%	99.908%	46.1%	3.37%	4.70	0.605
	7th	3rd	5th	5th	7th	7th
PNN-Adapt	48.5%	99.908%	45.0%	3.51%	4.70	0.595
	7th	3rd	7th	8th	7th	8th
ULST2-FLS	52.2%	99.904%	49.4%	2.72%	4.45	0.647
	4 <sup>th</sup>	5 <sup>th</sup>	4 <sup>th</sup>	6 <sup>th</sup>	6 <sup>th</sup>	4 <sup>th</sup>
WMFLS	45.7%	99.902%	-	-	4.30	0.517
	8 <sup>th</sup>	6 <sup>th</sup>			5 <sup>th</sup>	11 <sup>th</sup>
SVM	52.5%	99.904%	52.2%	0.3%	3.30	0.660
	3 <sup>rd</sup>	5 <sup>th</sup>	3 <sup>rd</sup>	2 <sup>nd</sup>	1 <sup>st</sup>	3 <sup>rd</sup>
RELM	53.6%	99.958%	53.6%	0	3.45	0.670
	2 <sup>nd</sup>	1 <sup>st</sup>	2 <sup>nd</sup>	1 <sup>st</sup>	2 <sup>nd</sup>	2 <sup>nd</sup>
RELM-SRC	55.7%	99.916%	55.4%	0.3%	3.30	0.685
	1 <sup>st</sup>	2 <sup>nd</sup>	1 <sup>st</sup>	2 <sup>nd</sup>	1 <sup>st</sup>	1 <sup>st</sup>

З таблиці видно, що запропонований алгоритм, заснований на двох методиках, перевершує всі інші рішення в усіх метриках. RELM-SRC є кращим за чотирма з шести показників, а RELM перемагає за двома показниками (порівняється з SVM за одним показником). Наприклад, RELM-SRC збільшує TPR на 3,5 % (ULST2-FLS), 3,8 % (GE) і 7,2 % (KNN) порівняно з найкращими результатами інших авторів і до 11 % у найгіршому сценарії (WLS)). Для TNR усі аналізовані алгоритми задовольняють вимогу  $TNR \geq 99,9 \%$ , і різниця між ними невелика. У випадку з першим і останнім місцем ця різниця становить лише 0,054 %, що становить половину допустимих помилкових тривог у ProDiMES.

Що стосується CCR, то покращення є більш очевидним, оскільки найкращий результат запропонованого алгоритму займає четверте та дев'яте місця на 6 % та 12 % відповідно. Щоб більш детально побачити поведінку цього показника, на рисунку 3.7 показано подальшу розбивку CCR для всіх раптових і швидких збоїв і кожного з шести найкращих алгоритмів.

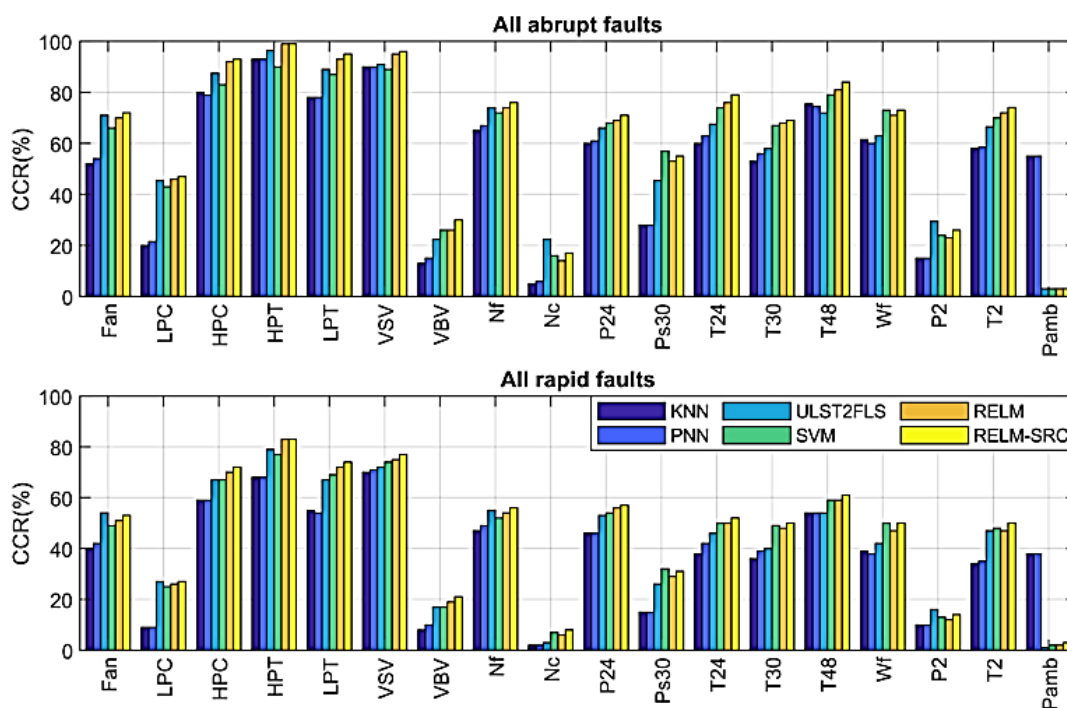


Рисунок 3.7 – Правильні показники класифікації для різких і швидких несправностей (Етап 4)

З цього аналізу можна зробити такі спостереження:

1. Як і у випадку TPR, різкі несправності представляють більший CCR, ніж швидкі, оскільки перші легше виявити.
2. RELM-SRC виграє у 12 сценаріях швидкого та 12 раптових несправностей; решта – нічия та деякі перемоги з RELM, SVM та ULST2-FLS.
3. Алгоритми мають проблеми з ідентифікацією несправностей приводу VBV і трьох несправностей датчиків, пов'язаних з Nc, P2 і Pamb, як також повідомляється в роботах [13, 21]. Деякі мають дещо кращу продуктивність, ніж інші, за винятком PNN і KNN, які ефективно розпізнають помилку Pamb, але в цілому значення CCR низькі, особливо для швидких помилок.

Ця проблема ідентифікації виникає через характер несправностей і можливу комбінацію таких причин:

1. Частота хибнонегативних результатів (FNR або пропущені помилки) і частота хибнопозитивних результатів (FPR або помилкові тривоги) взаємопов'язані, тобто коли FNR зменшується, FPR збільшується.

Це саме той випадок, коли до алгоритму застосовується умова помилкових

тривог ProDiMES (одна помилковий сигнал на 1000 польотів або  $FPR < 0,1 \%$ ), що збільшує ймовірність пропущених несправностей. Іншими словами, стовпець значень FNR у матриці помилок містить велику кількість неправильних діагностичних рішень через великий вплив класу відсутності помилок, демонструючи, що алгоритм неправильно класифікує фактичні помилки як справні випадки. На рисунку 3.9 показано FNR для кожного класу швидкої та раптової несправності, отриманої трьома методами. Видно, що  $N_c$ ,  $P_2$  і особливо  $P_{amb}$  мають найвищі значення FNR (більше 80 %), оскільки їх дуже плутають як справний клас;

2. Низькі величини, призначені цим помилкам у ProDiMES, впливають на завдання розпізнавання, оскільки помилки містяться в тій самій області справного класу, спричиняючи їх неправильну класифікацію як справних випадків;

3. Проблемні несправності представляють низьке співвідношення сигнал/шум, і, згідно з [13], усереднені рівні шуму датчика для парку двигунів і реалізовані в ProDiMES набагато вищі порівняно з іншими зразками, які використовують той самий тип турбовентиляторного двигуна, створюючи серйозна проблема для правильної діагностики. Саймон та ін. [21] повідомили про використання додаткової логіки для покращення діагностики в цих сценаріях несправностей, тоді як у випадку [13] покращення було пов'язано з детектором несправностей на основі моніторингу розрахованого значення Маха. Реалізація обох типів підходів для збільшення ймовірностей цих конкретних несправностей за рахунок інших класів не є метою порівняльного аналізу, а має отримати глобальну ефективність (задовольняючи вимогу  $FPR < 0,1 \%$ ). Таким чином, загалом, це не є ні перевагою для алгоритмів у [13, 21], ні недоліком запропонованої методології;

4. З іншими несправностями, які представляють значення FNR 50 %, це негативно впливає на загальну кількість сценаріїв несправностей, кількість зразків для тестування та загальний рівень точності класифікації несправностей.

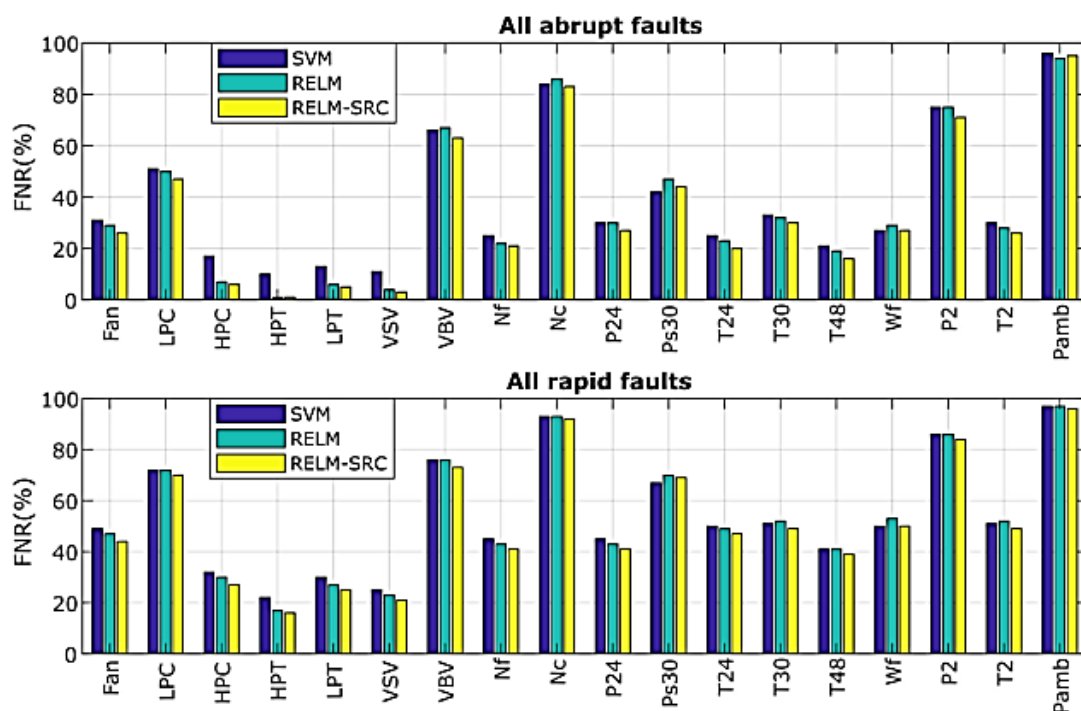


Рисунок 3.8 – Хибнонегативні результати (пропущені помилки) трьох методів для раптових і швидких помилок (Етап 4)

Продовжуючи аналіз таблиці 3.8 MCR розраховується як TPR мінус CCR без урахування неправильних класифікацій через справний клас (пропущені виявлення). З таблиці видно, що запропонований алгоритм знижує рівень помилкової класифікації на 1,04 % у порівнянні з третім найкращим алгоритмом (PNN) і до 6,78 % з останнім місцем (GE). RELM показує MCR 0 (усереднена недиагональна ймовірність незначна), а SVM і RELM-SRC посідають друге місце лише з 0,3%. Автори WMFLS [25] не повідомили жодного значення MCR. Для затримки виявлення різниця між методами невелика.

Проте запропонована система виявляє несправності на 0,72 і 1,5 циклу бою швидше, ніж за третє (PATKF) і останнє місця (WLS, KNN) відповідно. Нарешті, як відображення ефективності глобальної класифікації несправностей, RELM-SRC, RELM і SVM займають перші позиції за коефіцієнтом Каппа.

Наприклад, RELM-SRC покращує продуктивність на 0,038, 0,08 і 0,168 порівняно з ULST2-FLS, KNN, WMFLS відповідно.



### **Висновки до розділу 3**

Під час розробці даного розділу було проведено аналіз існуючих математичних моделей робочого процесу газотурбінних двигунів та визначені їх недоліки та переваги, тому у підсумку, запропоновано усереднену базову модель.

Розроблено та запропоновано підходи щодо корекцію базової моделі та формування класу, класифікації гібридних несправностей, виявлення аномалій та ідентифікація несправностей як загальний процес та запропоновано етапи порівняння діагностичних систем.

У підсумку запропоновано систему моніторингу та діагностування турбореактивного двоконтурного двигуна в умовах реальної експлуатації із застосуванням методів штучного інтелекту.

## **4 ОХОРОНА ПРАЦІ**

### **4.1 Організація робочого місця**

У даному випадку, місцем проведення робіт з ТО ПС являється ангар. Ангарні роботи важчі ніж перонні, та більші за об'ємом робіт, тому потребують особливу увагу та підготовку персоналу, що виконує і засвідчує ТО.

Особливості проведення робіт в агарі:

- а) роботи на висотах з спеціальними підйомниками та механізмами;
- б) робота з небезпечними рідинами та матеріалами;
- в) роботи в замкнених обмежених місцях;
- г) роботи в паливних баках;
- д) особливі форми роботи, які не можна виконати на пероні;
- е) робота з ручним електроінструментом та ін.

### **4.2 Шкідливі та небезпечні чинники**

При роботах в ангарі шкідливими та небезпечними чинниками може бути гучний тривалий шум пневматичних інструментів, для запобігання якого використовують спеціальний спец одяг, в комплекті якого йдуть шумопоглинаючі навушники, які знижують загальний шум сприйняття.

При роботі в баках(кесонах), працівники повинні мати певні допуски на виконання таких робіт. Одна із самих небезпечних ангарних робіт повинна виконуватись суворо із дотриманням правил пожежної безпеки та власного захисту. Суворо виконувати роботу за «check-list». Такий вид роботи повинен обов'язково виконуватись не однією особою, а групою людей.

У разі екстреної ситуації можливо евакуювати та надати першу медичну допомогу постраждалому або постраждалим.

Щоб не отруїтись парами керосину, потрібно використовувати спеціальний респіратор, також мати спеціальний гладкий одяг в якому можливо виконати таку роботу, так як місце виконання роботи проходить в дуже обмеженому просторі.

Роботам на висоті також потрібно приділити увагу. Перед тим як виконувати такі роботи, пройти медогляд та отримати допуск на виконання таких робіт.

Для забезпечення безпечного виконання робіт, де існує ризик падіння працюючого з висоти, в Україні найчастіше використовують запобіжні пояси типу ПБ (безлямковий) та ПЛ (лямковий). Їх виготовляють різних розмірів, з урахуванням кліматичних умов, вони мають певну категорію (за ГОСТ 15150).

#### **4.3 Технічне та організаційні заходи обслуговування силових установок із зменшенням впливу шкідливих виробничих факторів**

У кваліфікаційній роботі запропоновані заходи, які спрямовані на зниження небезпечних і шкідливих виробничих факторів які виникають при обслуговуванні двигуна та його систем.

1. При ТО СУ можуть мати місце такі основні небезпечні і шкідливі виробничі фактори :

- рухомі елементи СУ ПС (повітряні і несучі гвинти, ротори двигунів, вали трансмісій, стулки капотів двигунів, реверсні пристрої);
- підвищена температура поверхонь авіадвигунів;
- підвищене ковзання внаслідок зледеніння, обмороження і замаслювання поверхонь ПС, трапів, стрем'янок, приставних сходів і покриттів місць стоянок, за якими переміщається авіаційний персонал;
- струмені відпрацьованих газів, що витікають із великими швидкостями при запуску і випробуванні авіадвигунів; інші предмети: камені, пісок, що потрапляють у ці струмені;
- струмені газів, що витікають із посудин, агрегатів шасі і трубопроводів, працюючих під тиском;
- повітряні усмоктувальні потоки, що рухаються з великою швидкістю в зоні повітрозабірників авіадвигунів;
- підвищений рівень шуму при працюючих СУ.

2. До ТО СУ дозволяється приступати після повного припинення обертання ПГ і роторів двигунів; установки упорних колодок під колеса шасі; підключення ПС до заземлюючого пристрою та охолодження гарячих частин двигуна і його систем.

3. Перед виконанням робіт на двигуні треба переконатися в надійній фіксації кришок капотів для запобігання їх падіння і можливого травмування авіаційного персоналу.

4. При прокручуванні вручну лопатей ПГ працюючі повинні знаходитися поза площиною його обертання.

5. Перед прокручуванням вручну лопатей несучого гвинта вертольота необхідно переконатися у відсутності людей та устаткування в зоні обертання несучого і хвостового гвинтів.

6. Під час робіт з контролю лопаток компресора і турбіни, пов'язаних із прокручуванням ротора двигуна, дії авіаційного персоналу повинні бути погодженими. При виконанні ремонтних робіт, ротор двигуна повинен бути застопорений, відповідно до технології ТО.

7. Під час роботи в каналі ПЧ двигуна, працюючий, у разі евакуації, повинен бути закріплений страхувальним фалом.

8. При монтажі і демонтажі агрегатів паливної, масляної і гідравлічної систем двигуна під нього треба підкладати піддони.

9. Промивання двигуна слід провадити миючою рідиною, передбаченою технологією, після його повного охолодження з вживанням заходів, що виключають попадання миючої рідини на авіаційний персонал, гумові вироби, електропроводку, агрегати спецобладнання і місце стоянки ПС.

10. При видаленні масла, палива, бруду з деталей СУ необхідно використовувати тільки зазначені в технології ТО промивальні та обтиральні матеріали.

11. Промивання паливних і масляних фільтрів СУ повинна провадитися відповідно до технічних вказівок у спеціально відведеної місці з наступною утилізацією забрудненої промивальної рідини.

12. Ультразвукове очищення фільтрів паливних і масляних систем СУ повинно провадитися з дотриманням вимог безпеки відповідно до ГОСТ 12.1.001-89 (розділ 2, п. 31 цих Правил).

13. Роботи з ультразвуковому контролю лопатей ПГ повинні провадитися при заземлених ПС, дефектоскопів, драбині, із яким провадиться контроль. Перед використанням дефектоскопу необхідно переконатися в надійності ізоляції проводів електроживлення.

14. Монтаж (демонтаж) СУ треба провадити в ангарах, доках або спеціально обладнаних площадках під керівництвом бригадира.

15. Монтаж (демонтаж) АД, допоміжних СУ, інших виробів авіаційної техніки масою більш 20 кг слід провадити з застосуванням засобів механізації відповідно до ГОСТ 12.3.020-80 (розділ 2, п. 41 цих Правил).

16. Запуск двигуна треба провадити не раніше, ніж через 30 хвилин після його розконсервування і промивання при наявності штатних засобів пожежегасіння. Перший запуск двигуна, після його установки, допускається провадити при наявності пожежного автомобіля з командою.

17. Запуск і випробування двигунів слід провадити після припинення інших робіт на ПС. При цьому поблизу ПС дозволяється знаходитися тільки авіаційному персоналу, який приймає особисту участь у підготовці і проведенні запуску. При працюючих двигунах знаходитися в площині обертання ПГ, забороняється.

18. При запуску і випробуванні двигуна підключення джерела електроживлення до ПС допускається тільки за командою особи, яка здійснює запуск.

19. Особи, які контролюють запуск двигунів на землі, повинні бути забезпечені засобами зв'язку з кабіною екіпажу і засобами індивідуального захисту органів слуху, що забезпечують зниження звука до рівня не більш 80 дБА.

20. Перед випробуванням двигуна або його реверсивних пристроїв у літню пору необхідно зробити полив водою площадки запуску, з метою запобігання підвищеного пилоутворення.

21. Проводити регулювальні роботи на працюючому двигуні, забороняється. Контроль герметичності агрегатів, трубопроводів, паливної, масляної і гідравлічної систем, працюючого двигуна, може провадитися при дотриманні необхідних заходів безпеки, що виключають влучення авіаційного персоналу в зону усмоктувальної (вихідної) струмені, а також у зону обертання повітряних (несучих і хвостових) гвинтів .

22. У зоні витікання газової струмені, при працюючому двигуні, не повинні знаходитися люди, устаткування і споруди. Небезпечним є відстані менше 50 м у напрямку виходу газів із двигуна і менше 10 м – перед повітрязбірником двигуна.

23. Продування фільтрів та інших деталей СУ стиснутим повітрям слід виконувати відповідно до технологічних вказівок з виконання робіт на авіаційній техніці, не перевищувати встановленого тиску і направляючи струмінь повітря вбік від працюючих.

24. Огляд сопла і турбіни двигунів із реверсивними пристроями необхідно провадити при цілком стравленому тиску в системі керування реверсом тяги.

#### **4.4 Пожежна безпека при технічному обслуговуванні двигуна повітряного судна в ангарі**

Згідно з правилами пожежної безпеки України:

Для кожного приміщення об'єкта мають бути розроблені та затверджені керівником об'єкта або уповноваженою ним посадовою особою інструкції про заходи пожежної безпеки [Абзац перший пункту 4 розділу II в редакції Наказу Міністерства внутрішніх справ № 657 від 31.07.2017 р.].

У цих інструкціях повинні вказуватися:

- категорія приміщення з вибухопожежної та пожежної небезпеки (для виробничих, складських приміщень та лабораторій);
- вимоги щодо утримання евакуаційних шляхів та виходів;
- спеціальні місця для куріння та вимоги до них;
- порядок утримання приміщень, робочих місць;

- порядок зберігання та застосування легкозаймистих рідин, горючих рідин, пожежовибухонебезпечних речовин і матеріалів;
- порядок прибирання робочих місць, збирання, зберігання та видалення горючих відходів, промасленого ганчір'я;
- порядок утримання та зберігання спецодягу;
- місця, порядок та норми одночасного зберігання в приміщенні сировини, напівфабрикатів та готової продукції;
- порядок проведення зварювальних та інших вогневих робіт;
- порядок огляду, вимкнення електроустановок, приведення в пожежобезпечний стан приміщень та робочих місць, закриття приміщень після закінчення роботи;
- заходи пожежної безпеки при роботі на технологічних установках та апаратах, які мають
  - підвищену пожежну небезпеку;
  - граничні показання контрольно-вимірювальних приладів, відхилення від яких можуть викликати пожежу або вибух;
  - обов'язки та дії працівників у разі виникнення пожежі.

Ці інструкції мають вивчатися під час проведення протипожежних інструктажів, проходження навчання за програмою пожежно-технічного мінімуму, а також в системі виробничого навчання і вивішуватися на видимих місцях.

Інструкції про заходи пожежної безпеки не розробляються для душових, басейнів, мийних, умивалень та санвузлів, а також для коридорів та вестибюлів.

У цій кваліфікаційній роботі з метою запобігання та зниження імовірності виникнення пожежі в ангарі та при ангарній зоні, пропонуються такі заходи:

- стоянки і ангари повинні бути забезпечені централізованою системою пожежогасіння чи спеціальними щитами з протипожежним інвентарем, шухлядами з піском, водоймами [1].
- справність системи пожежогасіння.

- наявність та справність переносних засобів пожежогасіння в ангарі, на самому ПС так і в місцях проведення ТО.

Перед виконанням робіт, всім технічним персоналом обов'язково пройти інструктаж з проти пожежних заходів.

Наявність спеціальних місць відведених для куріння.

Один раз в квартал, перевірка пожежного обладнання а справність.

Для ліквідації пожежі можуть б бути використані:

- порошкові вогнегасники ОПС-10;
- вуглекислотний вогнегасник ВВК-1,4 (ОУ-2);
- хімічні ОП-9ММ і ОХП-10;
- УП-1М ,пересувні вуглекислотні вогнегасники.

Основі характеристики порошкові вогнегасники ОПС-10:

Габаритні розміри, мм – 655×170

Вага, кг – 13,9

Час виходу ОТВ, с – 10

Площа гасіння, м<sup>2</sup> – 100

Температура експлуатації та зберігання від мінус 40 °С до 50 °С

Для запобігання виникнення пожежі при ТО ПС в ангарі потрібно:

- роботи які виконуються виконувати відповідно до технологічних вказівок і регламентів;
- використовувати тільки справний інструмент;
- технічне обслуговування виконувати на підготовленій ділянці;
- робоче місце повинне бути обладнане засобами сигналізації, оповіщення і засобами гасіння пожежі, переносними або стаціонарними.

#### **4.5 Розрахунок штучного освітлення ангарного приміщення**

Освітлення робочого місця нормується згідно з Державними будівельними нормами України: ДБН В.2.5-28-2006 Інженерне обладнання будинків і споруд. Природне і штучне освітлення.



Мінімальна освітленість встановлюється в залежності від розряду виконуваних зорових робіт. Для IV розряду зорових робіт вона складає 300...500 лк.

Для штучного освітлення у приміщенні використовуються люмінесцентні лампи.

Розрахунок штучного освітлення проведемо для кімнати площею 2700 м<sup>2</sup>, ширина якої складає 45м, довжина – 60м, висота – 25м.

Скористаємося методом використання світлового потоку. Для визначення потрібної кількості світильників, які повинні забезпечити нормований рівень освітленості, визначимо світловий потік, що падає на робочу поверхню за формулою:

$$F = \frac{E \cdot K \cdot S \cdot Z}{\eta},$$

де  $F$  – світловий потік, що розраховується, Лм;

$E$  – нормована мінімальна освітленість, Лк;  $E = 500$  Лк;

$S$  – площа освітлюваного приміщення (у нашому випадку  $S = 2700$  м<sup>2</sup>);

$Z$  – відношення середньої освітленості до мінімальної (зазвичай приймається рівним 1,1... 1,2, в нашому випадку  $Z = 1,1$ );

$K$  – коефіцієнт запасу, що враховує зменшення світлового потоку лампи в результаті забруднення світильників в процесі експлуатації (його значення залежить від типу приміщення і характеру робіт, що проводяться в ньому, в нашому випадку  $K = 1,5$ );

$\eta$  – коефіцієнт використання світлового потоку, (виражається відношенням світлового потоку, що падає на розрахункову поверхню, до сумарного потоку всіх ламп, і обчислюється в долях одиниці; залежить від характеристик світильника, розмірів приміщення, забарвлення стін і стелі, що характеризуються коефіцієнтами відбиття від стін ( $\rho_{\text{ст.}}$ ) і стелі ( $\rho_{\text{стелі}}$ )), значення коефіцієнтів дорівнюють  $\rho_{\text{ст.}} = 40\%$  і  $\rho_{\text{стелі}} = 60\%$ .

Обчислимо індекс приміщення за формулою:

$$I = \frac{S}{h(A + B)},$$

де  $S$  – площа приміщення,  $S = 2700$  м<sup>2</sup>;

$h$  – розрахункова висота підвісу,  $h = 20$  м;

$A$  – ширина приміщення,  $A = 45$  м;

$B$  – довжина приміщення,  $B = 60$  м.

Підставивши значення отримаємо:

$$I = \frac{2700}{20(45 + 60)} = 1,28$$

Знаючи індекс приміщення  $I$ , за таблицею 4 [ДБН В.2.5-28-2006] знаходимо  $\eta = 0,30$ .

Підставимо всі значення у формулу для визначення світлового потоку  $F$  :

$$F = \frac{500 \cdot 1,5 \cdot 2700 \cdot 1,1}{0,30} = 5\,490\,000 \text{ Лм}$$

Оскільки в нас ангар із великою площею, потрібно буде встановити лампи із світловим потягом не менше ніж 750 – 1000 лм. Однак якщо про рахувати робочу поверхню в ангарі на якій буде стояти літак, то зможемо більш точно прорахувати скільки треба світла для робочої ділянки.

Тому за приклад візьмемо літак АТR-72-600. Його габарити :

Довжина: 23 м;

Розмах крила: 25 м;

Висота: 8 м;

Проводимо розрахунок і розуміємо що площа робочої поверхні на якій повинен стояти літак повинна бути не менше ніж 600 м<sup>2</sup>. Тоді в ангарі ми зможемо розмістити 4 робочі зони, це означає 4 літака АТR-72-600.

Для освітлення в такій зоні повинно бути не ніж 30 ламп Feron LB-246 9W G13 6400K.

#### **Висновки до розділу 4**

У розділі «Охорона праці» розглянули особливості та умови ангарної роботи. Роботодавець та робітник мають обов'язково знати свої права та обов'язки згідно Закону України "Про охорону праці". Наведено перелік небезпечних та шкідливих факторів при ТО ПС.

Перелічено організаційні і технологічні заходи яких треба дотримуватись щодо зменшення впливу на працюючих небезпечних і шкідливих виробничих факторів при ТО.

Значну роль в охороні праці відіграє пожежна і вибухова безпека при ТО систем ПС. Вся робота пожежної та вибухової безпеки підприємств виконуються відповідно до постанов з пожежної охорони підприємств, організацій та установ ЦА, що передбачає попередження умов утворення пожежних та вибухонебезпечних ситуацій.

## **5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА**

### **5.1 Загальні питання**

На сьогоднішній день, одним із джерелом забруднення атмосфери є авіаційна техніка (АТ). Проблема охорони навколишнього середовища (НС) одна із найважливіших і гострих тем у світі авіаційної промисловості. Забруднення середовища в районі аеропортів, шкідливі викиди АД в атмосферу, використання паливно-мастильних матеріалів та потрапляння їх в ґрунт.

Екологічна безпека та охорона довкілля передбачає зменшення негативного впливу авіаційної діяльності на НС, посилення ролі екологічного управління, удосконалення та розробка національної нормативно-правової бази та адаптація її до міжнародних вимог.

З метою регулювання діяльності з питань охорони НС Державіаслужба розробляє та запроваджує нормативно-правову базу, яка дозволить реалізувати практику та рекомендації ІКАО в політиці охорони навколишнього природного середовища в галузі авіації.

Україна повністю підтримує політику і практику ІКАО в галузі охорони навколишнього середовища, визначену Резолюцією Асамблеї ІКАО А39-2 і прагне до досягнення глобальної бажаної мети утримання нейтрального росту емісії вуглецю від міжнародної авіації, починаючи з 2020 року, а також запровадження в 2020 році глобального ринкового механізму створеного з метою зменшення викидів від ЦА.

### **5.2 Основні проблеми навколишнього середовища**

Серед основних проблем охорони навколишнього природного середовища від впливу авіації визначають:

- забруднення атмосферного повітря, ґрунтів, водних об'єктів через викиди шкідливих речовин з АД та стаціонарних джерел;
- шумове забруднення;
- нераціональне планування та організація землекористування;
- негативний вплив на довкілля при перевезенні небезпечних і

радіоактивних речовин, у тому числі аварійні забруднення через використання неякісної, застарілої техніки.

Посилаючись на статті 83 та 84 Повітряного кодексу України

Стаття 83. Захист навколишнього природного середовища від шкідливого впливу польотів цивільних ПС.

1. Суб'єкти авіаційної діяльності зобов'язані під час експлуатації ПС на землі та в повітрі дотримуватися встановлених нормативів вмісту забруднюючих речовин (ЗР) у відпрацьованих газах та впливу фізичних факторів і вживати заходів щодо зменшення обсягів викидів (емісії) ЗР і зменшення рівня шуму, електромагнітного та радіаційного випромінювання.

2. Скидання з ПС шкідливих для здоров'я людей та навколишнього природного середовища речовин, відходів і матеріалів забороняється, крім випадків аварійної ситуації та виконання авіаційних хімічних робіт. Винні в таких діях особи несуть відповідальність згідно із законом [38. с. 42].

Стаття 84. Захист населення від шкідливого впливу викидів (емісії) забруднюючих речовин, шуму, електромагнітного випромінювання, ризику авіаційних подій під час експлуатації ПС.

1. Максимальний допустимий рівень шуму під час експлуатації ПС, емісії АД та електромагнітного випромінювання об'єктів авіаційної діяльності не повинен перевищувати гранично допустимого рівня, встановленого авіаційними правилами України.

2. Суб'єкти авіаційної діяльності зобов'язані відшкодувати громадянам шкоду, заподіяну їх здоров'ю та майну внаслідок авіаційної діяльності, відповідно до закону.

3. У разі якщо рівень шуму під час експлуатації цивільного ПС перевищує встановлений гранично допустимий рівень шуму, уповноважений орган з питань ЦА має право обмежити або заборонити польоти такого ПС.

4. Обмеження та заборона встановлюються з урахуванням заходів, спрямованих на зменшення рівня шуму в аеропорту та поблизу нього на основі збалансованого підходу до регулювання авіаційного шуму (АШ), включаючи:

1) технічне зниження рівня шуму від ПС до значень, встановлених авіаційними правилами України;

2) просторове зонування території навколо аеропорту з урахуванням умов АШ та інших несприятливих екологічних факторів (викидів ЗР, електромагнітного випромінювання об'єктів авіаційної діяльності та ризику авіаційних подій), відповідне її планування і забудову;

3) запровадження експлуатаційних заходів під час зльоту і посадки ПС, відповідну організацію повітряного руху з метою зменшення впливу АШ та інших несприятливих екологічних факторів.

5. Фактичні витрати на заходи, спрямовані на зменшення та запобігання негативному впливу шуму та викидів ЗР в аеропорту та на території поблизу нього, що визначаються авіаційними правилами України, здійснюються за рахунок плати (аеропортових зборів) за шум ПС та емісію АД з урахуванням рекомендацій Міжнародної організації ЦА та відповідно до авіаційних правил України тільки в тих аеропортах, де існують проблеми, пов'язані з авіаційною діяльністю.

6. Ринкові заходи щодо обмеження або зменшення емісії, що впливає на глобальну зміну клімату, запроваджуються з урахуванням рекомендацій Міжнародної організації ЦА та відповідно до законодавства України [38, с. 43].

У даній кваліфікаційній роботі, вплив на НС має АД, який працює як і на сталих режимах роботи так і в перехідних. Авіаційний двигун є одним із найбільших та важливіших агрегатів літака. Авіаційний двигун бувають різних типів, але всіх їх пов'язує одна й та сама проблема, а саме при перетворенні з кінетичної енергії в механічну викидається в атмосферу багато шкідливих речовин, також велику роль грає рівень шуму який створює АД.

В багатьох країнах Європи на сьогоднішній день, літаки які перевищують рівень шкідливих викидів та шуму не можуть експлуатуватися або мають обмеження в регіонах використання.

Політика ІКАО з проблеми АШ передбачає розвиток заходів щодо пом'якшення акустичного забруднення: впровадження технологій скорочення

шуму, наземне планування (наприклад, заборони на польоти в нічний час), жорсткість стандартів по шуму для існуючого парку літаків і розробку стандартів для нових типів ПС.

В даний час розробляються принципово нові конструкції ПС і концепції двигунів [43]. Виробники літаків прагнуть до того, щоб їх продукція відповідала найвищим вимогам екологічних стандартів. Стандарти і рекомендована практика щодо АШ викладені в першому томі Додатки 16 [43].

Тут сформульовані допустимі рівні шуму і методика їх вимірювання для ПС різних категорій (враховується рік випуску, кількість двигунів і їх тип, значення максимальної сертифікованої злітної маси ПС).

Для розвитку технологій зниження шуму Група незалежних експертів, (створена САЕР), сформулювала середньострокові (до 2020 року) і довгострокові (до 2030 року) технологічні параметри. Вони являють собою стандарти, які в 2030 році будуть обов'язковими для ПС.

Нормованим параметром АШ літаків є максимальне значення EPN – ефективного рівня сприйманого шуму в дБ (децибелах), що визначається за вимірюваннями шуму при зльоті, наборі висоти і посадці літака. Норми на АШ дозвукових реактивних літаків, заявка на сертифікацію яких прийнята до 6 жовтня 1977 року (з деякими винятками), вказані в Главі 2 і більш жорсткі норми – в Главі 3 томи 1 Додатка 16 (якщо заявка на сертифікацію прийнята після 6 жовтня 1977 р.).

Якість повітря в аеропортах. Інтерес до забруднення повітря в аеропортах почав зростати з початку 1970-х років, коли різко активізувалися комерційні перевезення з використанням турбогвинтових літаків. Хімічне забруднення повітря в аеропортах представлено такими авіаційними емісіями як оксиди вуглецю (CO, CO<sub>2</sub>), азоту (NO<sub>x</sub>), сірки (SO<sub>x</sub>), вуглеводнями (HC) і зваженими частинками, що утворюються в результаті роботи двигунів і спалювання авіаційного палива.

Джерела емісій, які пов'язані з авіацією, здатні поширюватися і приводити до погіршення якості повітря в прилеглих населених пунктах. Ці емісії представляють потенційний ризик здоров'ю людей і HC, оскільки можуть

викликати збільшення концентрації приземного озону, приводити до випадання кислотних дощів.

Національні та міжнародні програми моніторингу якості повітря постійно вимагають від уповноважених авіаційних і урядових організацій проводити контроль якості повітря поблизу аеропортів.

Особливу увагу також приділяється впливу авіації на НС, на якість води, створенню відходів, і впливу на локальну екологію поблизу аеропортів (особливо актуально запобігання витоків палива).

За останні кілька десятиліть були досягнуті значні успіхи в питанні скорочення емісій в зв'язку з підвищенням екологічності авіаційних палив (часткову заміну гасу на скраплений природний газ або біопаливо) і технічними удосконаленнями АД (збільшенням їх тягової ефективності та зменшення споживання палива).

Методи оцінки емісій АД в аеропорту, засновані на врахуванні трьох параметрів. Перший параметр – тривалість у хвилинах, яку ПС витрачає на встановлення одного з режимів злітно-посадкового циклу: при роботі двигуна на режимі малого газу, при Западе на посадку, при наборі висоти та зльоті.

Спалювання основної частини авіаційного палива відбувається не в приземному шарі поблизу аеропортів, а в більш високих шарах атмосфери. Фахівці вважають, що щорічно зростаюча емісія вуглекислого газу, води і метану двигунами комерційних літаків змінює хімічний і радіаційний баланс атмосфери [45–47], що поряд з емісією сажових сульфатних аерозолів може впливати на клімат. Особливе значення мають такі компоненти, як двоокис вуглецю і оксиди азоту. Оксиди азоту беруть участь в хімії озону.

Його збільшення може призводити до нагрівання верхньої тропосфери та збільшення кількості гідроксильних радикалів, основного атмосферного окислювача. Збільшення кількості гідроксильних радикалів призводить до зменшення часу життя метану  $\text{CH}_4$ . Результатом цього може стати охолодження, і навіть скорочення тропосферного озону [45]. Оксиди сірки і сажа призводять до



утворення аерозолів. Аерозолі і їх попередники (сажа та сульфати) збільшують хмарність в формі конденсаційних слідів і перистих хмар.

### **5.3 Системний підхід щодо вирішення екологічних проблем при використанні авіаційної техніки**

Складність і відкритість системи забезпечення екологічної безпеки призводить до того, що в окремих випадках її складові функціонують недостатньо ефективно. Вихід з цього становища пропонується знайти шляхом розробки науково-методичного забезпечення системи підтримки прийняття рішень при управлінні екологічною безпекою [43, с. 197].

Зазначений апарат повинен враховувати особливості моделювання процесів управління еколого-економічними системами, а також ґрунтуватися на результатах порівняльного аналізу даних про стан існуючих екосистем і систем управління екологічною безпекою.

Важливо відзначити, що ефективне функціонування діючих екосистем в ряді випадків виявляється скрутним. При цьому моніторинг і управління екологічною безпекою не в повній мірі відповідають вимогам практики. Тому сьогодні в якості шляхів розв'язання проблем, що виникають при впливі авіаційного транспорту на НС, доцільне визначити наступні:

- використання присадок до палива;
- зменшення числа працюючих двигунів при рулюванні;
- модернізація двигунів;
- розробка альтернативних видів палива;
- адміністративні заходи.

Системний підхід щодо вирішення екологічних проблем при використанні АТ передбачає застосування системи управління екологічною безпекою.

Ця система визначає наступні складові: об'єкт управління, інформаційна підсистема, формувач управління (суб'єкт управління), виконавча підсистема.

1. Об'єкт екологічного управління. У якості об'єкта управління розглядається екологічний стан АТ та при аеродромної території.

2. Інформаційна підсистема в системі екологічного управління повинна виконувати наступні завдання:

а) аналіз джерел забруднення та розмірів техногенного навантаження на НС в районі авіаційних частин.

б) визначення якісного і кількісного складу продуктів емісії АД в процесі запуску, рулювання, зльоту і посадки; аналіз викидів в атмосферу від авіаремонтних заводів, складів пально-мастильних матеріалів і резервуарів для зберігання палива.

в) отримання аналітичних залежностей для визначення категорій джерел викидів і оцінки ступеня впливу двигунів ПС на забруднення атмосферного повітря. Визначення впливу на забруднення природного середовища допоміжного наземного обладнання та спецавтотранспорту.

г) виявлення впливу метеорологічних умов і інтенсивності польотів на забруднення НС;

д) встановлення рівнів АШ і оцінка акустичної обстановки в районі аеродромів.

е) встановлення якісного складу і кількісних співвідношень продуктів вихлопів АД, розрахунок значення емісії ЗР від літальних апаратів в атмосферу авіамістечка.

3. Формувач управління в системі екологічного управління призначений для виконання наступних завдань:

а) проведення комплексного аналізу впливу авіації та об'єктів її обслуговування на НС. Аналіз сучасних напрямків розвитку систем екологічної безпеки повітряного середовища регіону.

б) побудова моделі системи підтримки прийняття рішень щодо забезпечення екологічної безпеки природно-господарських систем, що відрізняється адаптивністю управління до поточних змін еколого-економічних характеристик досліджуваних систем.

в) розробка науково-методичного апарату підтримки прийняття рішень при забезпеченні екологічної безпеки регіону в умовах нечіткої вихідної інформації,

що відрізняється адаптивністю цілей і стратегій поведінки складових природно-господарської системи, що забезпечують необхідний рівень безпеки повітряного середовища регіону.

г) розробка методики прогнозування забруднення повітряного середовища від двигунів повітряних суден.

д) розробка ММ прогнозування забруднення повітряного середовища аеродромів, з урахуванням чинника розсіювання шкідливих речовин, що викидаються двигунами ПС з метою визначення категорії джерел викидів і оцінки ступеня впливу двигунів ПС на забруднення атмосферного повітря

4. Виконавча підсистема в системі екологічного управління. призначена для виконання наступних завдань. Постановка і проведення експерименту по апробації та аналізу отриманих наукових результатів. Розробка заходів щодо зниження шкідливого впливу газоподібних викидів і генерується шуму від літальних апаратів на НС при аеродромній території.

Формування пропозицій щодо здійснення екологічного моніторингу навколишнього повітряного середовища при аеродромній території. Формування пропозицій заходи щодо зниження шкідливого впливу шумів літальних апаратів на навколишнє природне середовище при аеродромній території; а також рекомендацій щодо дотримання мінімальних відстаней від зони посадки і зльоту ПС до будівель поза територією аеродромів, рекомендацій щодо застосування шумозахисних конструкцій будівель і споруд [43, с. 199].

## **Висновки до розділу 5**

Авіація, є відносно «чистим» видом транспорту, в порівнянні з іншими. Вплив авіації вже може відчуватися в найближчому майбутньому через збільшення авіаперевізників, авіакомпаній та самих літаків, що призводить до більшого забруднення. Міжнародна організація ЦА вживає заходів для скорочення негативного впливу авіації на НС.

Для цього розробляються нові стандарти, що посилюють вимоги до експлуатованих літаків з АШ та емісій, а також розширюється список авіаційних емісій, за якими проводиться сертифікація двигунів ПС.

Авіаційна промисловість не стоїть довго на одному місці, кожен день науковці шукають методи боротьби між НС та машинами щоб знизити рівень впливу одного на інше не втрачаючи технологічності виробів, агрегатів, тощо.

## ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Під час виконання досліджень вирішувався широкий спектр задач. Автором розглянуто та зазначено основні питання з сучасного підходу щодо ТО ГТД в системі підтримання льотної придатності ПС.

Проведено моніторинг результатів досліджень закордонних науковців щодо впровадження сучасних методів оцінки технічного стану КВ ГТД.

Зазначено, що найбільш перспективним є синтез різноманітних методів діагностування та прогнозування ТС ГТД, які базуються на методах ШІ.

Також було обґрунтовано та запропоновано методичні основи стратегії оцінки методу діагностування газотурбінного двигуна, основними складовими якої є: процес порівняльного аналізу, каталог стратегій оцінки методу діагностування, симулятор парку двигунів, показники ефективності, графічний інтерфейс користувача симулятора парку двигунів.

За результатами моніторингу досвіду експлуатації показників ефективності даної стратегії встановлено, що її подальше впровадження в умови реальної експлуатації ТРДД призведе до підвищення ефективності ТО за рахунок збільшення вірогідності точного діагноза при діагностуванні до КВ ПЧ ТРДД.

Проведено аналіз існуючих математичних моделей робочого процесу газотурбінних двигунів та визначені їх недоліки та переваги, тому у підсумку, запропоновано усереднену базову модель.

Розроблено та запропоновано підходи щодо корекцію базової моделі та формування класу, класифікації гібридних несправностей, виявлення аномалій та ідентифікація несправностей як загальний процес та запропоновано етапи порівняння діагностичних систем.

У підсумку запропоновано систему моніторингу та діагностування турбореактивного двоконтурного двигуна в умовах реальної експлуатації із застосуванням методів штучного інтелекту.

Також, у рамках кваліфікаційної роботи приділено увагу питання охорони праці та охорони навколишнього середовища.

**СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ**

1. Tahan, M.; Tsoutsanis, E.; Muhammad, M.; Abdul Karim, Z.A. Performance-based health monitoring, diagnostics and prognostics for condition-based maintenance of gas turbines: A review. *Appl. Energy* 2017, 198, 122–144. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0306261917304415?via%3Dihub>.
2. Oster, C.V.; Strong, J.S.; Zorn, K. Why airplanes crash: Causes of accidents worldwide. In *Proceedings of the 51st Annual Transportation Research Forum*, Arlington, VA, USA, 11–13 March 2010.
3. Kahn, M.; Nickelsburg, J. An Economic Analysis of U.S Airline Fuel Economy Dynamics from 1991 to 2015; National Bureau of Economic Research: Cambridge, MA, USA, 2016; pp. 1–34.
4. Zhao, N.; Wen, X.; Li, S. A review on gas turbine anomaly detection for implementing health management. In *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2016*, Seoul, Korea, 13–17 June 2016; p. V001T22A009. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.mdpi.com/2226-4310/6/7/83/htm>.
5. Zaccaria, V.; Rahman, M.; Aslanidou, I.; Kyprianidis, K. A Review of Information Fusion Methods for Gas Turbine Diagnostics. *Sustainability* 2019, 11, 6202. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.mdpi.com/2071-1050/11/22/6202>.
6. Volponi, A.J. Gas Turbine Engine Health Management: Past, Present, and Future Trends. *J. Eng. Gas Turbines Power* 2014, 136, 5. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://asmedigitalcollection.asme.org/gasturbinespower/article-abstract/136/5/051201/373592/Gas-Turbine-Engine-Health-Management-Past-Present?redirectedFrom=fulltext>.
7. Fentaye, A.D.; Baheta, A.T.; Gilani, S.I.; Kyprianidis, K.G. A review on gas turbine gas-path diagnostics: State-of-the-art methods, challenges and opportunities. *Aerospace* 2019, 6, 83. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.mdpi.com/2226-4310/6/7/83>.

8. Jaw, L.C.; Lee, Y.-J. Engine diagnostics in the eyes of machine learning. In Proceedings of the ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, Düsseldorf, Germany, 16–20 June 2014; p. 8. [Электронный ресурс]. –

Режим

доступу:

[https://www.researchgate.net/publication/288203707\\_Engine\\_Diagnostics\\_in\\_the\\_Eyes\\_of\\_Machine\\_Learning](https://www.researchgate.net/publication/288203707_Engine_Diagnostics_in_the_Eyes_of_Machine_Learning).

9. Li, Y.-G. Diagnostics of power setting sensor fault of gas turbine engines using genetic algorithm. *Aeronaut. J.* 2017, 121, 1109–1130. [Электронный ресурс]. –

Режим

доступу:

<https://www.cambridge.org/core/journals/aeronautical-journal/article/abs/diagnostics-of-power-setting-sensor-fault-of-gas-turbine-engines-using-genetic-algorithm/D8A10B2F77E67E3A0A02855B4C6291C8>.

10. Fentaye, A.D.; Gilani, S.I.; Aklilu, B.T.; Mojahid, A. Two-shaft stationary gas turbine engine gas path diagnostics using fuzzy logic. *J. Mech. Sci. Technol.* 2017, 31, 5593–5602.

11. Hanachi, H.; Liu, J.; Mechefske, C. Multi-Mode Diagnosis of a Gas Turbine Engine Using an Adaptive Neuro-Fuzzy System. *Chin. J. Aeronaut.* 2018, 31, 1–9.

[Электронный

ресурс].

–

Режим

доступу:

<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936117302649?via%3Dihub>.

12. Pérez-Ruiz, J.L.; Loboda, I.; Miró-Zárate, L.A.; Toledo-Velázquez, M.; Polupan, G. Evaluation of gas turbine diagnostic techniques under variable fault conditions. *Adv. Mech. Eng.* 2017, 9, 16. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:

<https://journals.sagepub.com/doi/10.1177/1687814017727471>.

13. Koskoletos, A.O.; Aretakis, N.; Alexiou, A.; Romesis, C.; Mathioudakis, K. Evaluation of Aircraft Engine Gas Path Diagnostic Methods Through ProDiMES. *J. Eng. Gas Turbines Power* 2018, 140, 12. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:

<https://asmedigitalcollection.asme.org/gasturbinespower/article-abstract/140/12/121016/457794/Evaluation-of-Aircraft-Engine-Gas-Path-Diagnostic?redirectedFrom=fulltext>.

14. Lu, F.; Jiang, J.; Huang, J.; Qiu, X. Dual reduced kernel extreme learning machine for aero-engine fault diagnosis. *Aerosp. Sci. Technol.* 2017, 71, 742–750.

[Электронный ресурс]. – Режим доступа:  
<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963817309872?via%3Dihub>.

15. Zhao, Y.P.; Huang, G.; Hu, Q.K.; Tan, J.F.; Wang, J.J.; Yang, Z. Soft extreme learning machine for fault detection of aircraft engine. *Aerosp. Sci. Technol.* 2019, 91, 70–81. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:  
<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963818315748?via%3Dihub>.

16. Amare, D.F.; Aklilu, T.B.; Gilani, S.I. Gas path fault diagnostics using a hybrid intelligent method for industrial gas turbine engines. *J. Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.* 2018, 40, 578. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:  
<https://link.springer.com/article/10.1007/s40430-018-1497-6>.

17. Xu, M.; Wang, J.; Liu, J.; Li, M.; Geng, J.; Wu, Y.; Song, Z. An improved hybrid modeling method based on extreme learning machine for gas turbine engine. *Aerosp. Sci. Technol.* 2020, 107, 106333. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:  
<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963820310154?via%3Dihub>.

18. Togni, S.; Nikolaidis, T.; Sampath, S. A combined technique of Kalman filter, artificial neural network and fuzzy logic for gas turbines and signal fault isolation. *Chin. J. Aeronaut.* 2020, 34, 124–135. – Режим доступа:  
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S100093612030193X?via%3Dihub>

19. Simon, D.L.; Bird, J.; Davison, C.; Volponi, A.; Iverson, R.E. Benchmarking gas path diagnostic methods: A public approach. In *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008, Berlin, Germany, 9–13 June 2008*; pp. 325–336. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:  
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20080032563/downloads/20080032563.pdf>.

20. Simon, D.L. *Propulsion Diagnostic Method Evaluation Strategy (ProDiMES) User's Guide*; National Aeronautics and Space Administration: Cleveland, OH, USA, 2010. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:  
<https://ntrs.nasa.gov/citations/20100005639>.

21. Simon, D.L.; Borguet, S.; Léonard, O.; Zhang, X. Aircraft engine gas path diagnostic methods: Public benchmarking results. *J. Eng. Gas Turbines Power* 2014, 136, 4. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:



<https://asmedigitalcollection.asme.org/gasturbinespower/article-abstract/136/4/041201/472269/Aircraft-Engine-Gas-Path-Diagnostic-Methods-Public?redirectedFrom=fulltext>.

22. Borguet, S.; Leonard, O.; Dewallef, P. Regression-Based Modeling of a Fleet of Gas Turbine Engines for Performance Trending. *J. Eng. Gas Turbines Power* 2016, 138, 2. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:

<https://asmedigitalcollection.asme.org/gasturbinespower/article-abstract/138/2/021201/474640/Regression-Based-Modeling-of-a-Fleet-of-Gas?redirectedFrom=fulltext>.

23. Loboda, I.; Pérez-Ruiz, J.L.; Yepifanov, S. A Benchmarking analysis of a data-driven gas turbine diagnostic approach. In *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2018, Oslo, Norway, 11–15 June 2018*; p. V006T05A027.

24. Calderano, P.H.S.; Ribeiro, M.G.C.; Amaral, R.P.F.; Vellasco, M.M.B.R.; Tanscheit, R.; de Aguiar, E.P. An enhanced aircraft engine gas path diagnostic method based on upper and lower singleton type-2 fuzzy logic system. *J. Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.* 2019, 41, 70. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://link.springer.com/article/10.1007/s40430-019-1567-4>.

25. Teixeira, T.; Tanscheit, R.; Vellasco, M. Sistema de inferência fuzzy para diagnóstico de desempenho de turbinas a gás aeronáuticas. In *Proceedings of the Fourth Brazilian Conference on Fuzzy Systems, Campinas, Brazil, 16–18 November 2016*; pp. 242–253.

26. Frederick, D.K.; DeCastro, J.A.; Litt, J.S. *User's Guide for the Commercial Modular Aero-Propulsion System Simulation (C-MAPSS)*; National Aeronautics and Space Administration: Cleveland, OH, USA, 2007.

27. Loboda, I. Gas turbine diagnostics. In *Efficiency, Performance and Robustness of Gas Turbines*; InTech: Rijeka, Croatia, 2012; pp. 191–212.

28. Salvador, F.-A.; Felipe de Jesús, C.-A.; Igor, L.; Juan Luis, P.-R. Gas Turbine Diagnostic Algorithm Testing Using the Software ProDiMES. *Ing. Investig. Tecnol.* 2017, 18, 75–86. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:

[https://www.scielo.org.mx/scielo.php?script=sci\\_arttext&pid=S1405-77432017000100075](https://www.scielo.org.mx/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1405-77432017000100075).

29. Van Heeswijk, M.; Miche, Y. Binary/ternary extreme learning machines. *Neurocomputing* 2015, 149, 187–197. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [https://www.academia.edu/22435570/Binary\\_ternary\\_extreme\\_learning\\_machines](https://www.academia.edu/22435570/Binary_ternary_extreme_learning_machines).

30. Timofte, R.; van Gool, L. Adaptive and Weighted Collaborative Representations for image classification. *Pattern Recognit. Lett.* 2014, 43, 127–135. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://people.ee.ethz.ch/~timofte/publications/Timofte-PRL-2013-preprint.pdf>.

31. Cao, J.; Zhang, K.; Luo, M.; Yin, C.; Lai, X. Extreme learning machine and adaptive sparse representation for image classification. *Neural Netw.* 2016, 81, 91–102. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0893608016300673?via%3Dihub> ; <https://pubmed.ncbi.nlm.nih.gov/27389571/>.

32. Jaw, L.C., (2005), “Recent Advances in Aircraft Engine Health Management (EHM) Technologies and Recommendations for the Next Step,” ASME Paper GT2005-68625.

33. Simon, D.L, Bird, J., Davison, C., Volponi, A., Iverson, R.E., (2008), “Benchmarking Gas Path Diagnostic Methods: A Public Approach,” NASA/TM-2008-215271, ASME GT2008-51360, ASME Turbo Expo 2008, Berlin, Germany.

34. Frederick, D.K., DeCastro, J.A., Litt, J.S., (2007), “User’s Guide for the Commercial Modular Aero-Propulsion System Simulation (C-MAPSS),” NASA Technical Memorandum TM-2007-215026. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [https://www.researchgate.net/publication/265996485\\_User's\\_Guide\\_for\\_the\\_Commercial\\_Modular\\_Aero-Propulsion\\_System\\_Simulation\\_C-MAPSS](https://www.researchgate.net/publication/265996485_User's_Guide_for_the_Commercial_Modular_Aero-Propulsion_System_Simulation_C-MAPSS).

35. Sallee, G.P., (1978) “Performance Deterioration Based on Existing (Historical) Data – JT9D Jet Engine Diagnostics Program,” NASA Contractor Report CR-135448, United Technologies Corporation, Pratt & Whitney Aircraft Group Report PWA-5512-21.

36. Volponi, A.J., (1999), "Gas Turbine Parameter Corrections," Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 121, pp. 613–621.

37. Офіційний сайт ЗАКОНИ УКРАЇНИ «Про охорону праці» [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://dnaop.com/html/2069/doc-zakon-ukrajini-pro-ohoronu-praci>.

38. Офіційний сайт Державної Авіаційної Служби України «Повітряний кодекс України». [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Povitryanij-kodeks-Ukrayini.pdf>.

39. Офіційний сайт Державного Комітету України по нагляду за охороною праці «ДЕРЖАВНИЙ ГАЛУЗЕВИЙ НОРМАТИВНИЙ АКТ ПРО ОХОРОНУ ПРАЦІ ». [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://zakon.isu.net.ua/sites/default/files/pdf/pravila\\_bezpeki\\_praci\\_pri\\_tekhni-3-28616.pdf](https://zakon.isu.net.ua/sites/default/files/pdf/pravila_bezpeki_praci_pri_tekhni-3-28616.pdf).

40. Державні будівельні норми України «Інженерне обладнання будинків і споруд ПРИРОДНЕ І ШТУЧНЕ ОСВІТЛЕННЯ». [Електронний ресурс]. – Режим доступу:

<http://kbu.org.ua/assets/app/documents/dbn2/95.1.%20%D0%94%D0%91%D0%9D%20%D0%92.2.5-28-2006.%20%D0%9F%D1%80%D0%B8%D1%80%D0%BE%D0%B4%D0%BD%D0%B5%20%D1%96%20%D1%88%D1%82%D1%83%D1%87%D0%BD%D0%B5%20%D0%BE%D1%81%D0%B2%D1%96%D1%82%D0%BB%D0%B5%D0%BD%D0%BD%D1%8F.pdf>.

41. Розрахунок освітленості виробничого приміщення [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://cpo.stu.cn.ua/Oksana/rozrah\\_rozd\\_OP\\_DP\\_bak\\_spec\\_mag/80.html](https://cpo.stu.cn.ua/Oksana/rozrah_rozd_OP_DP_bak_spec_mag/80.html).

42. Закон України «Про пожежну безпеку» від 17.12.1993 р.

43. Офіційний сайт «Екологічні науки» Державної академії післядипломної освіти та управління. Системний підхід щодо оцінювання екологічного впливу авіаційної техніки на стан довкілля. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.ecoj.dea.kiev.ua/archives/2020/1/32.pdf>.

44. Охорона довкілля. Том 1. Авіаційний шум: Додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. ІКАО, Видання 3, липень 2008.

45. Lee D., Fahey D.W., Forster P.M. et al. Aviation and global climate change in 21st century // *Atm. Environ.* 2009. Vol. 43. P. 3520–3537.

46. Olsen S.C., Brasseur G.P., Wuebbles D.J., Barret S.R.H. et al. Comparison of model estimates of the effects of aviation emissions on atmospheric ozone and methane // *Geophys. Res. Let.* 2013. Vol. 40. P. 6004–6009. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://agupubs.onlinelibrary.wiley.com/doi/full/10.1002/2013GL057660>.

47. On Board. A sustainable future. Environmental Report. ICAO, 2016. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.icao.int/environmental-protection/pages/env2016.aspx>.