

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
КАФЕДРА ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
канд. техн. наук, доц.
_____ Попов О.В.
«__» _____ 2022 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«МАГІСТР»

ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ
«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І АВІАДВИГУНІВ»

Тема: «Діагностика авіаційних ГТД з використанням інформаційного потенціалу параметрів, що контролюються»

Виконав: _____ **Везденецька О.П.**

Керівник: канд. техн. наук, доц. _____ **Молодцов М.Ф.**

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: ст. викладач _____ **Козлітін О.О.**

охорона навколишнього середовища:
канд. біолог. наук, доц. _____ **Падун А.О.**

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. техн. наук, доц.

_____ Попов О.В.

«__» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи ВЕЗДЕНЕЦЬКОЇ ОЛЕКСАНДРИ ПЕТРІВНИ

1. Тема роботи: «**Діагностика авіаційних ГТД з використанням інформаційного потенціалу параметрів, що контролюються**»

Затверджена наказом ректора від 29 вересня 2022 року № 1786/ап.

2. Терміни виконання роботи: з 26.09.2022 р. по 30.11.2022 р.

3. Вихідні данні до роботи: аналіз неруйнівних методів контролю проточної частини ГТД, формування діагнозів з урахуванням цінності інформації параметрів, що контролюються, теорія інформації в рішенні задач діагностики ГТД, аналіз методів та засобів діагностування ГТД, інформативність методів діагностики.

4. Зміст пояснювальної записки: можливі несправності при експлуатації ГТД, основні інформаційні закони, використання інформаційного потенціалу параметрів, що контролюються на прикладі двигуна Д-30КП, розробка питань з охорони праці та охорони оточуючого середовища.

5. Графічний (ілюстративний) матеріал виконано з використанням Microsoft Office Excel, Power Point і представлено у вигляді презентацій.

6. Календарний план-графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
Анализ досвіду використання неруйнівних методів контролю	26.09.22 – 05.10.22	
Робота над матеріалами розділу 1	06.10.22 – 14.10.22	
Робота над матеріалами розділу 2	15.10.22 – 05.11.22	
Виконання окремих розділів роботи: охорона праці, охорона оточуючого середовища	06.11.22 – 14.11.22	
Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу	15.11.22 – 25.11.22	
Попередній захист магістерської роботи	26.11.22 – 30.11.22	

7. Консультанти по окремих розділах

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Ст. викладач Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	Канд. біолог. наук, доцент Падун А.О.		

8. Дата видачі завдання: «___» _____ 2022 року.

Керівник дипломної роботи _____ Молодцов М.Ф.

Завдання до виконання прийняв _____ Везденецька О.П.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Діагностика авіаційних ГТД з використанням інформаційного потенціалу параметрів, що контролюються»:

с., рис., табл., джерел

Об'єкт дослідження – проточна частина ГТД.

Предмет дослідження – пошкодження проточної частини ГТД в процесі експлуатації.

Мета кваліфікаційної роботи – підвищення достовірності діагнозу авіаційних ГТД на основі оптимального вибору методів діагностування з урахуванням інформаційного потенціалу.

Методи дослідження.

Для вирішення поставлених задач в роботі використаний комплексний підхід, що включає методи теорії ймовірностей, математичної статистики, теорії класифікації та статистичних рішень, факторного аналізу, алгебри логіки.

Практичне значення кваліфікаційної роботи – впровадження перспективних методів діагностування авіаційних двигунів на основі оптимального вибору складу параметрів ГТД, що контролюються з урахуванням інформаційних критеріїв.

Розроблені в дипломній роботі рекомендації можуть бути запропоновані для розробки перспективних методів діагностування ГТД.

ГАЗОТУРБІННИЙ ДВИГУН, ДІАГНОСТУВАННЯ, ПРОТОЧНА ЧАСТИНА, ІНФОРМАЦІЙНИЙ КРИТЕРІЙ, ДІАГНОЗ, ВІДМОВА

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ.....	8
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1 ОСНОВНІ НАПРЯМКИ ТЕХНІЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ.....	14
1.1 Завдання технічної діагностики.....	15
1.2 Теоретичні та інформаційні аспекти технічного діагнозу. Основні інформаційні закони.....	19
1.2.1 Закон збереження інформації.....	19
1.2.2 Основний інформаційний закон формування та розвитку матерії.....	21
1.2.3 Основний закон термодинаміки в інформаційному трактуванні.....	22
1.2.4 Принцип мінімуму дисипації.....	23
1.2.5 Ентропія та діагностична інформація.....	24
1.3 Оцінка значущості та цінності інформації у практичних завданнях діагностики..	25
1.4 Застосування інформаційної ентропії Шеннона до завдання розпізнавання. Вибір критеріїв інформативності.....	29
1.5 Методи діагностики авіаційної техніки з позицій інформативності.....	33
1.6 Аналіз методів технічної діагностики АТ з позицій інформативності.....	37
1.6.1 Теплові методи та їх ефективність.....	37
1.6.2 Можливості віброакустичних методів оцінки стану АТ.....	40
1.6.3 Ефективність трибо діагностики елементів ГТД.....	46
1.6.4 Ефективність діагностики ГТД за термогазодинамічними параметрами.....	53

1.6.5	Методи діагностики проточної частини ГТД	56
1.7	Метод узагальненої оцінки стану технічних систем.....	57
1.8	Метод узагальненої оцінки стану технічних систем за інформаційним критерієм.....	64
1.9	Вимоги до інформаційного критерію технічного стану АТ.....	68
	Висновки до розділу	71
РОЗДІЛ 2 ТЕОРІЯ ІНФОРМАЦІЇ У ВИРІШЕННІ ЗАВДАНЬ ТЕХНІЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ.....		72
2.1	Завдання постановки діагнозу.....	77
2.2	Безліч можливих станів ЛА та АТ.....	81
2.3	Параметрична класифікація об'єкта діагностики на прикладі двигуна Д-30КП..	87
2.4	Оцінка середньої умовної ентропії на проміжку напрацювання від 0 до 6000 годин.....	90
	Висновки до розділу 2.....	104
РОЗДІЛ 3 ОХОРОНА ПРАЦІ.....		105
3.1	Аналіз шкідливих та небезпечних факторів при технічному обслуговуванні повітряних суден згідно ГОСТ 112.0.003-74 ССБТ.....	105
3.2	Організаційні та конструктивно-технологічні заходи для зниження впливу шкідливих та небезпечних виробничих факторів при технічному обслуговуванні літаків.....	106
3.2.1	Розрахунок освітлення ділянки з технічного обслуговування.....	107
3.3	Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні літака.....	109

3.4. Основні правила безпеки при технічному обслуговуванні літака.....	113
Висновки до розділу 3.....	117
РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	118
4.1 Діяльність ІСАО в області охорони навколишнього середовища.....	118
4.2 Вплив шумового забруднення на організм людини.....	120
4.3 Заходи та засоби щодо зниження шумового забруднення.....	124
Висновки до розділу 4.....	129
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	130
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	132

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

АТ –	авіаційна техніка
БП –	безпека польотів
ГТД –	газотурбінний двигун
ІК –	інформаційний критерій
КВТ –	компресор високого тиску
ККД –	коефіцієнт корисної дії
КНТ –	компресор низького тиску
ЛА –	літальний апарат
ТО –	технічне обслуговування
ТС –	технічний стан
ФЕП –	фотоелектронний помножувач
ФС –	функціональна система
ЦА –	цивільна авіація

ВСТУП

Пріоритетним напрямом у сфері підвищення безпеки та регулярності польотів авіаційної техніки (АТ) є вдосконалення як структури та логічної організації технічної діагностики, так і її процесів, спрямованих на забезпечення раннього виявлення передвідмовних станів високонавантажених елементів літальних апаратів (ЛА). Безпека використання повітряних суден (ПС) значною мірою визначається надійністю, закладеною при її проектуванні та виробництві, а також ефективністю сучасних методів та засобів діагностики технічного стану ПС.

Планер, двигун, функціональні системи ПС схильні до безперервних, якісних змін. Напрямок цих змін визначається другим законом термодинаміки, який стверджує, що впорядковані системи, а до них належать всі технічні пристрої, мають тенденцію самовільно руйнуватися згодом, тобто. втрачати впорядкованість, закладену у яких під час створення. Ця тенденція проявляється при спільній дії чисельних дезорганізаційних факторів, які не можуть бути враховані при проектуванні та виготовленні ПС, тому процеси зміни якості елементів здаються нерегулярними, випадковими, які наслідки - несподіваними.

При експлуатації ПС за фактичним технічним станом необхідно знайти шлях, який би давав необхідну ефективність технічного обслуговування (ТО). Одним із таких шляхів є рання діагностика авіаційних ГТД, що дозволяє виявити несправні стани з попередженням.

Проте, як показує практика експлуатації, часто важко домогтися «адресності» дефектів, зокрема у такій складній динамічній багатокомпонентній системі, якою є ГТД. Накопичений досвід підтверджує це. Відомі технології контролю, методи математичного моделювання ВМД, напівнатурних випробувань, факторного аналізу, тощо не завжди дають бажаного ефекту.

Застосовуються також фізичні методи діагностики, до яких відносяться неруйнівний контроль, трибодіагностика, аналіз продуктів згоряння, діагностика за віброакустичними параметрами, за результатами аналізу термогазодинамічних

параметрів тощо. Тут виникає питання – при якому поєднанні методів діагностики можна в короткі терміни «адресно» і достовірно попередити відмову? Це питання досі всебічно не розкрито. І зараз мають місце випадки необґрунтованого знімання двигунів або пропуску дефектів через неправильно поставлений діагноз, що пов'язано з похибками обробки діагностичної інформації або збоєм в процесі її аналізу (т.зв. людський фактор). До того ж до кінця не розкрито інформаційний потенціал контрольованих параметрів та методів діагностики.

Тут під «інформаційним потенціалом» розуміється недовикористана можливість обліку інформаційної значущості, як контрольованих параметрів, так і методів діагностики, що дозволяють точніше визначити стан об'єкта, тобто. швидше наблизитися до мети, «адреси» несправності (несправного стану) чи відмови. Раніше такі завдання розглядалися у деяких відомих наукових роботах, проте стосовно конкретних, прикладних завдань діагностики авіаційних ГТД вони не вирішувалися.

Аналіз результатів досліджень, виконаних у різних наукових організаціях, показав, що проблема оптимального поєднання методів діагностики та миттєвих відмов у практиці експлуатації ГТД є досі актуальною.

Актуальність цієї проблеми підтверджується також тим фактом, що за кордоном розробки оптимізації методів технічної діагностики авіадвигунів здійснюються рядом провідних авіаційних фірм (наприклад, найбільшим концерном «Airbus Industry» та ін.). Проте впровадження іноземних розробок не завжди є доцільно переважно через різні контролепригодності ГТД вітчизняного та іноземного виробництва.

На сьогоднішній день існує безліч наукових розробок, присвячених проблемам практичної діагностики АТ і, зокрема, авіаційним ГТД. Більшість цих робіт зводяться до вузько поставлених завдань аналітичної та інструментальної діагностики.

Запропоновані у роботі підходи формування діагнозів з урахуванням цінності отриманої інформації контрольованих параметрів, тобто. недовикористаного їх інформаційного потенціалу, доповняють ці дослідження та покращать ефективність практики технічної експлуатації ГТД.

Основними авіадвигунами, що розглядаються в роботі, є двоконтурні ГТД сімейства Д-30КП, що експлуатуються на літаках Ил-76 в авіакомпаніях більше 30 років.

Запропоновані в роботі алгоритми дослідження і нові шляхи вдосконалення діагностики можуть бути використані в машинобудівних галузях.

Мета роботи і завдання дослідження. Метою роботи є підвищення достовірності діагнозу авіаційних ВМД на основі оптимального вибору (поєднання) методів діагностики з урахуванням інформаційного потенціалу контрольованих параметрів. Для досягнення поставленої мети були вирішені наступні основні завдання:

1. Досліджено та проведено аналіз сучасного стану методів діагностики авіаційних ГТД.

2. Обґрунтовано використання теорії інформації у розв'язанні задач діагностики ВМД.

3. Розроблено методологічні основи діагностування ГТД з урахуванням інформаційної значущості контрольованих параметрів і методів.

4. Розроблено нові принципи класифікації ГТД (т.зв. параметрична класифікація).

5. Проведено вибір критеріїв інформативності контрольованих параметрів та діагностичних ознак ГТД.

6. Обґрунтовано додатковий критерій відносної сумарної ентропії.

7. Розроблено метод оптимального вибору (поєднання) параметрів ГТД з урахуванням інформаційних критеріїв.

8. Розроблено загальну методика оцінки (врахування) інформації при постановці діагнозу для прийняття рішення щодо подальшої експлуатації ГТД.

9. Запропоновано систему інформаційного забезпечення процесів діагностування авіаційних ГТД.

Методи дослідження. У роботі використано комплексний підхід, що включає методи теорії ймовірностей, математичної статистики, теорії класифікації та статистичних рішень, факторного аналізу, алгебри логіки.

Новизна роботи полягає в тому, що в ній:

1. Досліджено та визначено потенціал сучасних методів діагностики ГТД з позицій їх інформаційної значущості.

2. Обґрунтовано принципи використання положень теорії інформації у розв'язанні задач діагностики ГТД.

3. Розроблено методологічні засади вдосконалення діагностування ГТД з урахуванням інформаційної значущості контрольованих параметрів і діагностичних ознак.

4. Розроблено нові принципи т. зв. параметричної класифікації на прикладі аналізу вібрацій ГТД та введено критерій оцінки динаміки її зміни.

5. Обґрунтовано вибір узагальненого інформаційного критерію ефективності діагнозу ГТД, мірою значущості якого є ентропійні характеристики діагностованих об'єктів і систем.

6. Розроблено метод постановки діагнозу ГТД з використанням запропонованих інформаційних критеріїв.

7. Запропоновано систему інформаційного забезпечення процесів діагностування ГТД.

Результати роботи дозволяють правильно класифікувати (групувати) ГТД з метою встановлення об'єктивних зв'язків між системою станів і системою діагностичних признаков; сформулювати рекомендації по вдосконаленню

діагностування складних технічних систем з урахуванням запропонованих інформаційних критеріїв; реалізувати на практиці рекомендації по знаходженню несправних (предвідмовних) станів ГТД з урахуванням максимальної інформативності методів діагностування що в кінцевому результаті дозволить підвищити безпеку польотів та знизити затрати на обслуговування та ремонт.

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНІ НАПРЯМКИ ТЕХНІЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ

Технічна діагностика вивчає методи отримання та оцінки діагностичної інформації, діагностичні моделі та алгоритми прийняття рішень. Технічним діагностуванням називається процес визначення технічного стану (ТС) об'єкта з певною точністю. Метою технічної діагностики є ефективна організація процесів діагностування авіаційної техніки (АТ) при виготовленні, експлуатації, ремонті та зберіганні, а також підвищення її надійності та ресурсу при якісному технічному обслуговуванні (ТО), безпечній та надійній експлуатації.

При діагностуванні визначається стан об'єкта в даний час, на майбутній і минулий періоди роботи.

Планер, двигун, функціональні системи АТ схильні до безперервних, якісних змін. Напрямок цих змін визначається другим законом термодинаміки, який стверджує, що впорядковані системи (до них відносяться всі технічні пристрої) мають тенденцію мимоволі руйнуватися згодом, тобто. втрачати впорядкованість, закладену у яких під час створення. Ця тенденція виявляється при спільній дії численних дезорганізаційних факторів, які не можуть бути враховані при проектуванні та виготовленні АТ, тому процеси зміни якості здаються нерегулярними, випадковими, а їх наслідки – несподіваними.

Під час експлуатації АТ за фактичним технічним станом важливо забезпечити необхідну ефективність технічного обслуговування. Для цієї мети служить рання діагностика, що дозволяє виявити несправності АТ із запобіганням у такій стадії їх розвитку, яка допускає хоч і обмежене, але безпечне продовження експлуатації. Завдяки ранньому виявленню дефектів та несправностей технічна діагностика дозволяє усунути відмови у процесі ТО, що підвищує надійність та ефективність експлуатації АТ. Це означає, що діагностика удосконалюючись і розвиваючись переростає в прогнозування станів АТ, що є одним із напрямків галузі технічної

діагностики. Тут рішення мають ґрунтуватися на моделях відмов, що вивчаються в теорії надійності. При прогнозуванні дуже важливий вибір виду моделі та її обґрунтування, оскільки прогноз, здійснюваний за різними моделям, дає суттєво різні результати. Слід зазначити, що прогнозування з використанням діагностичних моделей може здійснюватися не тільки шляхом екстраполяції, а й у напрямку зменшення напрацювання-інтерполяції. Таке передбачення минулого стану називається генезом. Генез необхідний в оцінці стану об'єкта, що передував відмові.

Таким чином, підводячи рису під вищесказаним, слід акцентувати увагу на трьох основних напрямках, навколо яких і базуються уявлення про класичні та прикладні завдання в галузі теоретичної та практичної діагностики, її інформаційні складові - генез, діагноз, прогноз.

1.1 Завдання технічної діагностики

Технічна діагностика АТ вирішує широке коло завдань, але основний – є розпізнавання станів технічних систем за умов обмеженої інформації. Рішення діагностичних завдань (віднесення об'єкта до справного чи несправного стану) завжди пов'язані з ризиком помилкової тривоги чи пропуску дефекту.

Слід зазначити, що загрозові у своїй розвитку руйнацією об'єктів АТ несправності можна укрупнено розділити на три групи:

1) несправності дуже швидко (протягом часток секунди або кількох секунд) переходять в аварію, або, що майже те саме, несправності, що занадто пізно виявляються за допомогою доступних засобів діагностики;

2) несправності, здатні розвиватися в аварію протягом декількох хвилин, а також несправності, характер та темп розвитку яких не можна достовірно передбачити на основі досягнутого рівня знань. Виникнення подібних несправностей повинно супроводжуватися негайною видачею сигналу екіпажу літака (або персоналу

випробувального стенду) для привернення уваги, оцінки ситуації та вжиття необхідних заходів;

3) несправності, що розвиваються досить повільно чи виявлені готівковими діагностичними засобами на настільки ранній стадії, що перехід в аварію протягом даного польоту вважатимуться практично виключеним. Раннє виявлення саме таких несправностей і є основою прогнозування станів АТ.

Інтервал часу від появи першого симптому несправності до небезпечного її розвитку є не стільки фізичною властивістю конкретної несправності, скільки мірилом рівня наших знань про її причини, ознаки та процеси розвитку.

Одне з практичних завдань досліджень діагностики в галузі динаміки розвитку несправностей АТ полягає в тому, щоб максимально скорочувати число несправностей першої та другої груп і поступово «перекладати» їх у третю, розширюючи таким чином можливість раннього діагностування та довгострокового прогнозування станів АТ. Високий ступінь запобігання діагнозу не тільки підвищує безпеку польотів (БП), а й сприяє суттєвому зниженню експлуатаційних витрат, пов'язаних із порушенням регулярності польотів, ремонтом АТ.

Досвід експлуатації АТ для вирішення задач діагностики показує, щоб правильно поставити діагноз, необхідно на першому етапі заздалегідь знати всі можливі стани, виходячи з апіорних статистичних даних та ймовірностей прояву ситуацій, а також масив діагностичних ознак, що реагують на ці стани. Як зазначалося, процес якісного зміни технічних властивостей АТ відбувається безперервно, а це означає, що безліч можливих її станів нескінченно і навіть незліченно. Одне із завдань діагностики полягає в тому, щоб розбити безліч станів на кінцеве та невелике число класів. У кожному класі поєднуються стани, що мають однакові властивості, обрані як ознаки класифікації. При цьому статистична база параметрів, отриманих переліченими вище методами діагностики, має бути неупередженою та реальною.

Не всі параметри, які можуть бути використані в діагностиці, рівноцінні за змістовністю відомостей про функціонуючі системи АТ. Одні з них приносять інформацію відразу про багато властивостей працюючих модулів, інші, навпаки, вкрай бідні. Безумовно, перевагу слід надавати діагностичним параметрам, що мають флюктууючий характер, а не тим, які постійні або змінюються дуже повільно. Наприклад, шум авіадвигуна та його вібрація за кількістю інформації, що приноситься, мають велику перевагу перед такими стійкими інертними сигналами, як температура охолоджуючої рідини, швидкість обертання валу та ін., хоча ці параметри так само як шум і вібрація залежать від стану працюючого авіадвигуна. Тому на другому етапі цікавим є розглянути завдання взаємозв'язку діагностичних параметрів, їх зміна та можливий вплив один на одного, а також оцінити значущість ознак різних функціональних параметрів АТ.

Відомо, що теорія постановки діагнозу досить добре описується загальною теорією зв'язку, що є одним із розділів теорії управління. На службу діагностики можна поставити математичний та логічний апарати, систему освоєних понять та термінологію. Необхідно лише знайти фізичну інтерпретацію абстрактних формул і шляхи практичного здійснення підходів, що ними наказуються. Таким чином, на третьому етапі необхідно підтвердити, скориставшись відомими принципами інформаційної теорії, значимість діагностичних ознак і з урахуванням цього сформулювати діагноз, а надалі здійснити прогноз передвідмовних станів. Ця частина роботи пов'язана з найбільшими труднощами, тому що функціональні системи АТ є багатопараметричними, але не всі параметри однаково істотні (інформативні) у тих чи інших конкретних умовах.

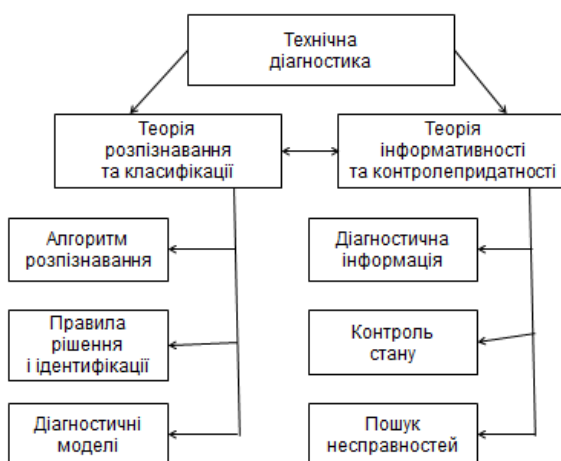


Рисунок 1.1 - Структура технічної діагностики

Представлена укрупнена структура характеризується двома взаємозалежними напрямками: теорією розпізнавання та теорією інформативності. Теорія розпізнавання доповнена новими елементами класифікації та включає розділи, пов'язані з побудовою алгоритмів розпізнавання, вирішальних правил при ідентифікації об'єктів контролю та діагностичних моделей та їх класифікацію. Теорія інформативності в даному контексті має на увазі отримання діагностичної інформації за допомогою відомих методів та засобів діагностики, автоматизований контроль із розробкою алгоритмів пошуку несправностей, мінімізацію процесу встановлення діагнозу.

Ще одне коло завдань у галузі технічної діагностики пов'язане з безперервним впровадженням систем діагностування у практику експлуатаційних підприємств ЦА. Умовою їхнього впровадження є наявність спеціальних методик і програм діагностування, і навіть алгоритмів прийняття рішень щодо подальшої експлуатації АТ. При цьому необхідні умови є наявність сучасного приладового, метрологічно атестованого обладнання та кадрів відповідного рівня кваліфікації.

1.2 Теоретичні та інформаційні аспекти технічного діагнозу. Основні інформаційні закони

Загальна теорія інформації формулює чотири найважливіші інформаційні закони, які визначають інформаційну сторону взаємодії матерії та суб'єкта (рисунки 1.1-1.4).

1.2.1 Закон збереження інформації

«Інформація зберігає своє значення в незмінному вигляді поки залишається в незмінному вигляді носій інформації - матеріальний об'єкт». Закон збереження інформації - це, передусім, прояв однієї з найважливіших властивостей інформації – незалежність інформації від часу. Будучи нематеріальною стороною матерії, інформація може існувати як така без матеріальної боку. Однак має місце розподіл первинної та вторинної інформацій за шкалою часу. Вторинна інформація, зазвичай, переважає зі збільшенням віку об'єкта, але при цьому зберігається незмінність сумарної інформації.

Ця властивість забезпечується під впливом спеціальних фізичних сил. Фізичні сили – це основа сучасної фізичної науки. Саме з вивчення сил і розпочалося становлення фізики як науки. Основоположник фізичної науки І. Ньютон висловився з цього питання цілком виразно, вважаючи що всі труднощі фізики, як буде видно, полягає в тому, щоб за явищами руху розпізнати сили природи, а потім по цих силах пояснити інші явища.



Рисунок 1.2 - Основні інформаційні закони

Цікаво відзначити, що ще XVII ст. Лейбніц назвав математичний вираз для вимірювання кількості руху, сформульоване Ньютоном ($p = mV$), «законом збереження напрямку», або «законом збереження руху вперед». Те саме можна сказати і про силу інерції: сила інерції зберігає спрямованість рівномірного і прямолінійного руху речових тіл. Причому зберігає як швидкість, але, передусім, спрямованість руху. Сила інерції – це сила збереження інформації.

У фізиці існує велика кількість сил збереження інформації. Одні зберігають площину кругового руху, інші спрямованість осі гіроскопа, треті форму і структуру речових тіл, але вони розглядаються розрізнено, без розуміння їхнього загального призначення та механізму дії.

Розгляд дії різних сил – традиційна галузь наукових інтересів сучасної фізики і ті труднощі, які ця галузь зазнає сьогодні, пояснюються насамперед нерозумінням інформаційної сторони дії цих сил та незнанням інформаційних законів.

Закон збереження інформації – це багатогранний і складний закон, теорія якого перебуває у стадії формування. Але вже сьогодні можна з упевненістю сказати: «Будь-яка інформація, у всіх її формах та структурах має сили збереження, що оберігають її існування».

1.2.2 Основний інформаційний закон формоутворення та розвитку матерії

Цей закон логічно випливає із сутності інформаційного дуалізму. Поява будь-яких нових матеріальних форм є завжди результатом енергоінформаційної взаємодії, але сама нова форма (структура) матерії визначається лише інформаційною стороною цієї взаємодії.

Вище показано, що будь-якій людській праці передуює створення вторинної інформації, яка також створюється виходячи з інформації – людських знань. Але в процесі самої праці у формоутворенні бере участь і контактна взаємодія різних видів первинної інформації.

Коли в пресі штампується виріб певної форми, всі розуміють, що форма ця залежить немає від потужності преса, як від форми штампу. Звичайно, отримання форми під тиском багато в чому визначається твердістю, пластичністю матеріалу, що використовується, його здатністю зберігати задану форму. Але це властивості не форми, а носія цієї форми, що визначають наявність «пам'яті» і параметрів цієї пам'яті. Носій завжди матеріал і його матеріальні властивості визначають властивості пам'яті, але з інформації. А сама форма – не матеріальна.

Загальна теорія інформації показує, що інформація залежить від часу, але характеризується простором. Енергія залежить від простору, але характеризується часом.

Наприклад, будь-яке фізичне коливання - механічне або електромагнітне - має дві незалежні, але спільно діючі сторони: енергетичну, пов'язану зі швидкістю руху матерії, що характеризується часом, та інформаційну, пов'язану з просторовою дією коливань, просторовим розмахом. Швидкість руху механічного маятника, як відомо при однаковому періоді коливань, може бути різною і визначається енергією. А період коливань цього маятника, як визначив Ньютон, залежить лише від його довжини.

1.2.3 Основний закон термодинаміки в інформаційному трактуванні

Одним із найважливіших принципів, що впливають із другого початку термодинаміки, є принцип деградації енергії. При цьому енергія поділяється на енергію високої якості – механічну та електричну, середньої якості – хімічну та низької якості – теплову енергію. Така класифікація визначає здатність енергії виконувати роботу, а це означає, що теплова енергія в порівнянні з іншими дає найнижчий коефіцієнт корисної дії.

Енергія механічної системи має найвищий ККД саме тому, що в механічній системі всі молекули жорстко пов'язані і в процесі виконання роботи рухаються односпрямовано.

Все це означає, що для виконання роботи енергетичні можливості повинні супроводжуватися інформаційними можливостями і всякий процес здійснення роботи є процес інформаційної взаємодії, в якому інформація виступає у вигляді властивості, керуючого спрямованістю руху.

Нове тлумачення другого початку термодинаміки дозволяє визначити її зв'язок з класичною механікою, яка здавалася втраченою через відсутність у термодинаміці поняття траєкторії: всякий процес виконання роботи є процес інформаційного взаємодії, у якому інформація виступає як спрямованість руху, виконуючи керуючу роль.

Інформаційне трактування другого початку стверджує, що в замкнутій системі будь-який односпрямований колективний рух складових цю систему елементів не може тривати скільки завгодно довго і повинен перейти в хаотичний рух.

Але оскільки сама інформація не залежить від часу, то доцільно наголосити, що друге початок у загальній теорії інформації пов'язане з матеріальною властивістю нематеріальної інформації, з носієм інформації, з тією властивістю, яка називається образом (видом).

Другий початок термодинаміки – це загальний закон природи, який поширюється будь-яку фізичну систему, зокрема і стаціонарні форми існування матерії. Адже стаціонарна форма існування матерії – це результат інформаційної взаємодії. Спрямований рух матеріальної точки, одиничного об'єкта – це найпростіший вид існування інформації, але він є основою виникнення будь-якої іншої форми матеріального світу.

1.2.4 Принцип мінімуму дисипації

«При інформаційній взаємодії спрямованість руху забезпечує мінімум дисипації енергії».

У термодинаміці сформульовано принцип найменшого розсіювання енергії. Цей принцип ґрунтується на теоремі американського фізика Л.А.Онсагера - однією з основних теорем термодинаміки нерівноважних процесів.

Сама сутність досліджень, що проводяться в цій галузі: формування потоку і рух потоку, переміщення матеріальної точки в потенційному полі, дія сил, що визначають спрямований рух, - все це говорить про те, що слід розглядати саме інформаційний бік взаємодії матерії. Саме інформація управляє і спрямованістю руху речовини та спрямованістю руху енергії.

Загальна теорія інформації стверджує, що існує інформаційна сторона взаємодії матерії, що визначає спрямованість руху і природним критерієм вибору спрямованості руху є мінімум дисипації енергії.

Поняття мінімуму дисипації енергії, що використовується, виходить за рамки сьогоденного розуміння у фізиці, більше того, енергетична сторона енергоінформаційної взаємодії матерії з урахуванням керуючого інформаційного впливу вимагає серйозного фізичного уточнення, але це вже виходить за рамки загальної теорії інформації. Принцип мінімуму дисипації енергії – універсальний

закон інформаційної взаємодії, що пояснюється лише з позицій загальної теорії інформації.

1.2.5 Ентропія та діагностична інформація

У статистичній теорії відкритих систем ентропія є однією з найважливіших характеристик і може грати три різні ролі: служити мірою невизначеності при статистичному описі; мірою відносного ступеня впорядкованості нерівноважних станів відкритих систем; мірою різноманітності в інформаційному потоці.

На різних етапах розвитку статистичної теорії інформації були запропоновані різні за формою та ступенем спільності визначення ентропії.

Вперше зв'язок введеної раніше термодинаміки ентропії з функцією розподілу координат і імпульсів частинок $f(r,p,t)$ була встановлена Больцманом на прикладі розрідженого газу $f(x,t)$:

$$S_b = -kn \int_{-\infty}^{+\infty} f(x,t) \ln f(x,t) dx + S_0 \quad (1.1)$$

Значення константи S_0 залежить від вибору розміру осередку у фазовому просторі $x=(r,p)$, проте це значення не відіграє ролі, оскільки для всіх наведених нижче критеріїв використовують різницю ентропій двох різних станів.

Розглянемо n -мірний фазовий простір $x=(r_1, \dots, r_n; p_1, \dots, p_n)$.

Введемо функцію розподілу в n -мірному фазовому просторі $f_n(x,t)$. Через цю функцію виражається ентропія Гіббса:

$$S_b = -kn \int_{-\infty}^{+\infty} f_n(x,t) \ln f_n(x,t) dx + S_0 \quad (1.2)$$

Константу S_0 можна вибрати таким чином, щоб у відсутності кореляцій, коли розподіл $f_n(x,t)$ виражається через добутки розподілів окремих частинок, ентропії Больцмана та Гіббса збігалися: $S_b = S_g$. Природно, що вираз (1.1) є загальним, ніж вираз (1.2), оскільки він справедливий і за наявності кореляцій координат та імпульсів

частинок. При обліку кореляцій рівність $Sb = Sg$ порушується та замінюється нерівністю $Sb \leq Sg$.

1.3 Оцінка значущості та цінності інформації у практичних завданнях діагностики

У теоретико-інформаційних дослідженнях можна назвати два підходи до визначення поняття цінної (корисної) інформації, тобто. інформації, що допомагає досягненню мети. Якщо можливість досягнення мети велика, то цінність інформації визначається за критерієм мінімізації витрат на її отримання. Якщо ж досягнення мети малоімовірне, то мірою цінності (корисності) інформації може бути певна функція відношення ймовірності досягнення мети після і до отримання інформації.

Інформація, одержувана системою контролю про об'єкт A , характеризує його стан. Отже, якщо поставити за мету діагностування отримання інформації про час можливої відмови об'єкта, то отриманий інформаційний критерій може бути узагальненим показником залишкової працездатності об'єкта. При цьому важливим завданням є вибір найбільш істотних діагностичних параметрів. Він може бути здійснений за допомогою інформаційних оцінок (рисунок 1.2). Відомо, що певні симптоми та його комбінації адекватно характеризують технічний стан об'єкта діагностування. Таким чином, розглядають дві залежні системи: технічні стани об'єкта та симптоми цих станів (діагностичних ознак).

Введемо тут низку важливих понять. Будемо називати простою ознакою результат обстеження, який може бути виражений одним із двох символів або двійковим числом (наприклад, 1 і 0; «так» і «ні»; «+» та «-» тощо). З погляду теорії інформації простий ознака можна як систему, має одне із двох можливих станів. Для цілей діагностики область можливих значень параметра, що вимірюється, часто розбивається на інтервали і характерним є наявність параметра в даному інтервалі. У зв'язку з цим результат кількісного обстеження може розглядатися як ознака, яка приймає декілька можливих станів.

Умовимося називати складною ознакою (розряду m) результатом спостереження (обстеження), який може бути виражений одним з m символів. Розглянемо докладніше деякі ознаки.

Однорозрядна ознака ($m=1$) має лише один можливий стан. Така ознака не несе будь-якої діагностичної інформації та її слід виключити з розгляду.

Дворозрядна ознака ($m=2$) має два можливі стани. Ці стани альтернативні, оскільки реалізується лише одне з них. Очевидно, що дворозрядна ознака може бути замінений простою ознакою, наприклад, V_j .

Трирозрядна ознака ($m=3$) має три можливі значення і т.д.

З урахуванням викладеного звернемося тепер до теорії інформації. Нехай у процесі діагностування спостерігають ознаки, тобто. визначають стан системи A . Інформація, яку у своїй отримують, зменшує ентропію системи A , тобто..

$$I_A(B) = H(A) - H(A/B), \quad (1.3)$$

де $H(A/B)$ – повна умовна ентропія системи A щодо системи B .

Ця інформація характеризує ступінь невизначеності системи A , що залишається після того, як система повністю визначилася.

У випадку ознака V_j m -го розряду має m можливих альтернативних значень $V_{1j}, V_{2j}, \dots, V_{mj}$. У інженерній практиці зазвичай користуються обстеженням за двома, трирозрядними ознаками, тобто. ознаками, що мають два-три можливі стани. Зазвичай є ознакою 3-го розряду у вигляді комплексу простих альтернативних ознак. Якщо виявлено, що ознака B для цього стану об'єкта значення V_{js} , це значення називають реалізацією ознаки V_j . Як діагностична вага реалізації V_j для стану A_i приймають величину

$$Z_{Ai}(B_{js}) = \log \left[\frac{P(B_{js}/A_i)}{P(B_{js})} \right] \quad (1.4)$$

де $P(B_{js}/A_i)$ - ймовірність появи B_{js} реалізації ознаки B для об'єктів, що мають стан A_i ; $P(B_{js})$ – ймовірність появи значення B_{js} для всієї сукупності досліджуваних об'єктів.

Величину $Z_{Ai}(B_{js})$ називають діагностичною вагою реалізації. Її вважають також показником цінності інформації та інформаційним заходом ознаки. За формулою (1.4) розраховують діагностичну вагу реалізацій дворозрядних параметрів за двома можливими станами. Діагностичною цінністю обстеження за ознакою B_j для стану A_i вважають величину інформації, внесену ознакою B_j визначення стану A_i . Для m – розрядної ознаки

$$Z_{Ai}(B_j) = \sum_{s=1}^m P(B_{js}/A_i) \cdot Z_{Ai}(B_{js}) \quad (1.5)$$

У окремому випадку діагностична цінність обстеження простої дворозрядної ознаки обчислюється за формулою

$$Z_{Ai}(B_j) = 2 \cdot P(B_j/A_i) \cdot \log \left[\frac{P(B_j/A_i)}{P(B_j)} \right] \quad (1.6)$$

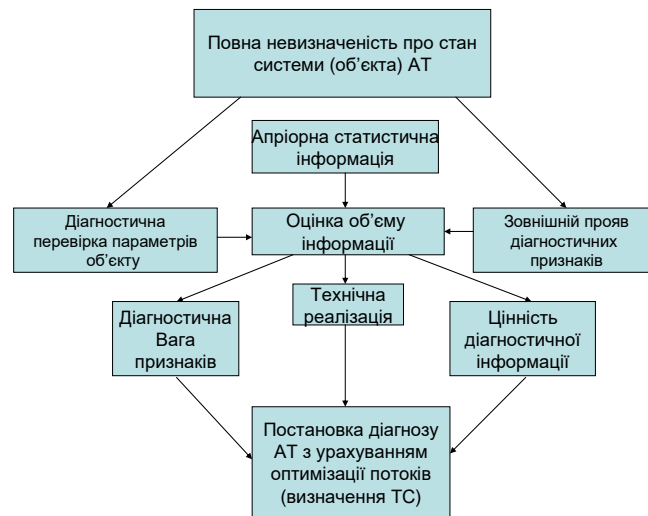


Рисунок 1.3 - Інформаційна оцінка процесів діагностування АТ

Реалізації однієї й тієї ж діагностичної ознаки в загальному випадку не рівнозначні за їх внеском в інформацію про різні стани об'єкта. Діагностична цінність обстеження враховує всі можливі реалізації ознаки і є математичним очікуванням величини інформації, що вноситься окремими реалізаціями. За формулою (1.6) визначають діагностичну цінність обстежень обраних станів. Діагностична цінність обстежень B_j для одного стану не показує істинної загальної діагностичної цінності ознаки B_j для всього об'єкта. Обстеження, що має невелику цінність для одного стану, може мати значну цінність для іншого. Тому вводять поняття загальної діагностичної цінності обстеження за ознакою B_j для всієї сукупності станів, що діагностується.

$$Z_A(J_{B_j}) = \sum_{i=1}^n P(A_i) \cdot Z_{A_i}(B_j) \quad (1.7)$$

Величина $Z_A(J_{B_j})$ є очікуване (середнє) значення інформації, яке може бути внесено обстеженням у різні, заздалегідь невідомі діагнози. Вона може бути використана не лише для оцінки ефективності обстеження, але й доцільності вибору величини діагностичних інтервалів (числа розрядів). Для визначення загальної діагностичної цінності обстеження використовують формулу (1.7). При визначенні комбінації ознак, за допомогою яких обрана їхня сукупність була б віднесена до одного з можливих станів об'єкта, складається алгоритм на основі формули Байєса

$$P(A_i/B) = \frac{P(A_i) \cdot P(B/A_i)}{\sum_{i=1}^n P(A_s) \cdot P(B/A_s)} \quad (1.8)$$

де $P(A_i/B)$ - ймовірність стану A_i за наявності комплексу ознак; $P(A_i)$ - апріорна ймовірність стану A_i ; $P(B/A_i)$ - ймовірність появи комплексу ознак при стані об'єкта A_i .

Таким чином, встановлюється зв'язок між певним набором діагностичних ознак і станом об'єкта, що відповідає цьому набору (рисунок 1.2). Стан об'єкта може визначатися кількістю інформації, одержуваної системою контролю, залежно від смислового призначення цієї інформації. Істотність параметрів контролю також визначається за кількістю інформації, яку можна отримати за їх допомогою. Цінність обстеження визначається мірою ймовірності даного стану, а чи не ймовірністю відмови, за контрольованим параметром.

Важливо зазначити таке, що з реалізації розглянутих принципів необхідно розбити простір можливих станів елементів АТ деяку детерміновану сукупність, що становить певні труднощі з безперервності зміни їх станів і відповідних параметрів. Отримання інформації про стан об'єкта пов'язане з подією, результат якої не було визначено, і чим очікуванішою (ймовірною) є подія, тим менше інформації ми отримуємо. Саме на таких раціональних уявленнях про те, як зменшується невизначеність при отриманні тих чи інших відомостей, базуються наукові концепції інформації та кількісні (ймовірнісні) заходи щодо її оцінки.

1.4 Застосування інформаційної ентропії Шеннона до завдання розпізнавання. Вибір критеріїв інформативності

З розглянутих вище положень, наукових підходів у теорію інформації, і навіть видів ентропії, що характеризує основне властивість невизначеності складних систем, можна назвати групи ентропії і зарахувати їх до наступним категоріям (таблиця 1.1): термодинамічна, статистична та інформаційна ентропії.

Як уже згадувалося вище, Дж. Нейман зазначив, що для інформаційного опису двох різних процесів – статистичних та динамічних – необхідно два принципово різні підходи. Однак у реальному світі, а не у світі моделей, суворо розмежувати ці два типи процесів неможливо, це різні способи опису тих самих фізичних об'єктів. Більш чітко цей дуалізм був сформульований ще А. Розенблютом і Н. Вінером вченими, які запропонували розрізняти функціональний та поведінковий опис відкритої системи, що взаємодіє із зовнішнім світом. При функціональному підході вивчають внутрішній пристрій системи та з'ясовують, які функції виконують ті чи інші її підсистеми, а при поведінковому – способи її взаємодії із зовнішнім світом, закономірності її реакцій на ті чи інші зовнішні дії (тести).

Таблиця 1.1 - Порівняльні характеристики різних ентропій

№	Види ентропії		Придатність для вирішення поставлених задач
	Найменування	Вираз	
1	Класична термодинамічна ентропія Р.Клаузиуса	$S=\Delta Q/T$	Можливо використовувати тільки для оцінки стану речовини в різних температурних умовах
2	Ентропія Л.Больцмана	$S_b=k \ln P$	Оцінюється потенційна зміна об'єкта(системи)

3	Ентропія Дж. Гиббса	$S_g = -k \int_{-\infty}^{+\infty} fn(x,t) \ln fn(x,t) dx + S_0$	Оцінюється стан об'єкта (системи) у n-мірному фазовому просторі на основі кореляційного аналізу
4	Ентропія Кульбака	$S_k = -kT \int_{-\infty}^{+\infty} fn(x,t) \ln(f/f_0) dv \geq 0$	Оцінюється стан відкритих систем із позицій обміну енергією частинок речовини
5	Ентропія Крилова-Колмогорова-Сина	$K = \sum_i \lambda_i (\lambda_i > 0)$	Служить критерієм динамічної нестійкості руху частинок речовини
6	Інформаційна ентропія К. Шеннона	$H_0 = -\sum_{j=0}^r P(D_j) \cdot \ln P(D_j)$	Служить універсальним заходом для оцінки ступеня невизначеності (упорядкованості) об'єкта (системи)

«Класична» шеннонівська теорія інформації дозволяє вимірювати інформацію текстів і повідомлень, досліджувати та розробляти прийоми її кодування в передавачі та декодування в приймачі, вимірювати пропускну здатність каналу зв'язку між ними, обчислювати рівень шуму в каналі та мінімізувати його вплив. Розвиток теорії інформації обумовлено уявленнями про різні системи як про орієнтовані графи - блок-схеми, що складаються з елементів, з'єднаних між собою стійкими зв'язками; термодинамічна інформація розглядалася як наповнювач цих блок-елементів. Вважали, що інформація як універсальна міра складності та гетерогенності будь-яких систем,

аналіз кодів, каналів зв'язку та шумів стануть компонентами майбутньої загальнонаукової методології.

Таблиця 1.2 - Вибір критеріїв інформативності

Інформаційний критерій	Розрахункова формула (символ)
Діагностичний признак (параметр) K , при зміні якого можна зробити припущення про стан системи (поставити діагноз).	K
Статистична вага P – число можливих перетинів станів системи (способів існування).	$P = m^n$
Діагностична вага Z – інформація про стан, який має конкретний признак K_j .	$Z = \log_2 \frac{P(k_j / D)}{P(k_j)}$
Діагностична цінність обстеження Z_D - кількість інформації, що вноситься обстеженням в систему діагнозів.	$Z_D(K_j) = \sum_{i=1}^n P(D) \cdot Z_{Di}(k_j)$
Ентропія Шеннона H – ступінь невизначеності системи або ступінь її потенційної інформації.	$H = - \sum_{i=1}^r P(D_j) \ln P(D_j)$
Об'єм інформації признака I - кількість інформації, що вноситься признаком в систему діагнозів.	$I = H_0 - H(\zeta)$

Як згадувалося, в теорії зв'язку використовуються два визначення К. Шеннона поняття «інформація». Один із них збігається з ентропією Больцмана і є фактично мірою невизначеності системи при статистичному описі. Друге виражається через різницю значень безумовної та умовної ентропії. Конкретизація другого визначення

дозволяє ввести міру інформації для систем АТ залежно від значень параметрів, що управляють. Тут з метою оцінки інформативності конкретного, проявляється діагностичного ознаки необхідно зробити вибір інформаційного критерію з урахуванням зміни ентропії аналізованої системи (таблиця 1.2).

Міра, запропонована К. Шенноном для аналізу повідомлень, що передаються каналами зв'язку, надзвичайно зручна через простоту її обчислення, адитивності по відношенню до повідомлень, що послідовно надходять, і подібності з важливою фізичною величиною - термодинамічної ентропією. Стосовно елементів і систем АТ вона стає єдиною та універсальною мірою кількості інформації.

Однак поняття статистичної ентропії Больцмана і втрачає первісний зміст, характерний для класичної термодинаміки, в інформаційних процесах АТ цей параметр може бути використаний в дещо іншій якості, не стільки як жорстке обмеження, скільки як оціночний параметр, а саме, ентропія К. Шеннона (інформаційна ентропія) може бути використана для оцінки відносного ступеня впорядкованості технічних станів систем АТ як у процесі технічного обслуговування, так і при її ремонті.

1.5 Методи діагностики авіаційної техніки з позицій інформативності

У процесі діагностування авіаційної техніки при її експлуатації станом можна виділити три основні етапи. Перший з них – оперативна діагностика, завдання якої полягає у визначенні, чи можна продовжувати нормальну експлуатацію даного об'єкта АТ («система справна») або цей об'єкт повинен бути підданий до чергового польоту будь-яким процедурам обслуговування («система несправна»).

Таке завдання в тому чи іншому обсязі для всіх об'єктів АТ, що спостерігаються, має вирішуватися, як правило, наприкінці кожного польотного дня, «на завтра». Оперативність досягається належною організацією потоку інформації та застосуванням комп'ютерної техніки для її обробки.

Другий етап - додатковий діагностичний аналіз, результатом якого є перелік процедур обслуговування елементів і систем, визнаних несправними, без зняття їх з літака («на крилі»).

Третій етап — виконання зазначених процедур обслуговування, після чого приймається рішення про подальшу експлуатацію об'єкта АТ або зняття його з літака та направлення в ремонт.

В даний час широко поширені та значно розвинені методи та засоби діагностики, засновані на різних фізичних принципах, що дозволяють охопити контролем найбільш відповідальні вузли, агрегати та системи. Як приклад зупинимося на методах діагностики авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) (рисунок 1.4), що є найбільш відповідальними об'єктами АТ. Умовно їх можна поділити на методи прямих вимірювань структурних та агностичних параметрів, що визначають технічний стан ГТД, та методи безрозбірної (оперативної) діагностики за непрямими параметрами. Як непрямі використовують діагностичні параметри, що містять інформацію про зміну структурних характеристик стану двигуна. Ці методи дозволяють отримати досить точні результати оцінки, наприклад, зношування окремих елементів. Однак їх застосування утруднено низькою технологічністю ГТД і здебільшого викликає необхідність розбирання двигуна. Це знижує достовірність контролю, оскільки стан будь-якого технічного об'єкта після розбирання не адекватний його стану цих процедур. Необхідно відзначити також, що в процесі експлуатації розбирання ГТД у більшості випадків неможливо.

Методи оперативної діагностики за непрямими параметрами позбавлені перелічених недоліків, хоча нині вони завжди дозволяють локалізувати місце дефекту. Використання методів вимірювання структурних характеристик може виявитися необхідним у разі неможливості застосування методів оперативної діагностики або для уточнення результатів контролю.



Рисунок 1.4 - Методи та засоби діагностики ІТД

До основних із використовуваних та перспективних методів оперативної діагностики ІТД відносять:

- діагностику за результатами аналізу термогазодинамічних параметрів;
- діагностику за тепловими параметрами;
- за віброакустичними параметрами;
- трибодіагностику;
- оптико-візуальну діагностику;
- аналіз продуктів згоряння;
- вимірювання вибігу ротора.

Застосування кожного із методів здійснюється за допомогою діагностичного обладнання. Так, наприклад, для аналізу складу домішок в олії використовують різні

за складністю та принципами дії засобу - від найпростіших магнітних пробок, встановлених у магістралях маслосистеми двигуна, до складних спектроаналізаторів.

Діагностика несправностей за тепловими параметрами передбачає отримання інформації від термодатчиків (термоперетворювачів), так і від фотоелектричних пірометрів і тепловізорів, які останнім часом успішно впроваджуються в діагностичній практиці.

Контроль віброакустичних параметрів передбачає застосування різних типів віброперетворювачів та сигнальної апаратури. Розробляються методи оцінки напруженості конструктивних елементів з допомогою голографічних установок (створення т.зв. «вібропортретів»).

Іноді виявлення несправностей згаданими методами потребує створення досить складного математичного апарату, що дозволяє ідентифікувати ознаки з конкретними дефектами.

Відносне різноманіття методів пояснюється тим, що жоден з них не дозволяє врахувати всі вимоги до формування діагнозу зі 100% достовірністю, оскільки вони несуть специфічну інформацію різної цінності. Жоден із методів не дозволяє оцінити стан двигуна з достатнім ступенем деталізації. За допомогою поєднання ряду методів можна здійснити глибший контроль (як правило, на землі), проте це часто вимагає спеціальних умов та тривалого часу.

Отже, для діагностики АТ доцільно використовувати параметри, що мають максимальну інформативність, доповнюють та уточнюють один одного. Таким чином, завдання оцінки інформаційного потенціалу параметрів, що використовуються для цілей діагностики АТ, є на сьогоднішній день дуже актуальним.

1.6 Аналіз методів технічної діагностики АТ з позицій інформативності

Порівняльний аналіз інформативності методів діагностики АТ, представлений нижче, заснований на загальноновизнаному підході, висунутому М. Бонгардом про величину функції ймовірності наближення до мети («адресу» дефекту) при реєстрації значень параметра. Цей взаємозв'язок (інформативність – метод) підтверджено практикою експлуатації, де непрямим критерієм інформативності є безпомилковість діагнозу при прояві ознаки, що реєструється цим методом.

1.6.1 Теплові методи та їх ефективність

Одним із найбільш інформативних методів оцінки стану АТ є методи контролю теплових параметрів. В даний час їх використання в польоті обмежується контролем температури в різних точках, наприклад, проточної частини двигуна, і порівнянням її з допустимими значеннями. Більшого розвитку теплові методи виявили при стендових випробуваннях ГТД. Основною перевагою їх є можливість отримання інформації без суттєвого розбирання авіадвигуна. При термометруванні робочих лопаток турбіни на них встановлюють термопари та загальний струмомірач. Це спричиняє незручності для формування діагнозу внаслідок обмеженої кількості точок контролю.

Методи безконтактного термометрування мають деякі переваги. Об'єктами безконтактної термометричної діагностики можуть бути як двигун загалом, і окремі його агрегати і деталі. Система контролю перетворює інфрачервоне зображення на видиме те щоб розподіл видимої яскравості було пропорційно інфрачервоної яскравості об'єкта, тобто. просторового розподілу температури $T(y,z)$ чи коефіцієнта випромінювання $\varepsilon(y,z)$. Це перетворення зазвичай здійснюють шляхом послідовного аналізу різних точок об'єкта елементарним радіометричним полем зору, що утворює на тілі об'єкта площу S . Миттєве поле вибирають малим і швидко переміщують його об'єктом. Розподіл інфрачервоної яскравості $L(y,z)$ об'єкта при скануванні його майданчиком S формує в приймачі сигнал $S(t)$, амплітуда якого змінюється у часі у

відповідності зі зміною яскравості, що візується. Сигнал $S(t)$ після посилення перетворюється на видимий сигнал. Відтворення інфрачервоного зображення шляхом рядкового аналізу дозволяє отримати теплову карту зони, що спостерігається (зв'язок між теплообміном у середовищі та її будовою).

Одним із інформативних методів виявлення дефектів важкодоступних вузлів ГТД є метод інфрачервоної термографії. Його поділяють на активний та пасивний методи. Активний передбачає попереднє нагрівання об'єкта. Спостереження теплових явищ на поверхні в результаті поширення тепла по матеріалу можуть дати інформацію про його внутрішню структуру. Використовуваний у своїй джерело тепла служить до створення у матеріалі т.зв. термоудару, а приймальна термографічна система аналізує розсіювання та розповсюдження теплових хвиль.

Обмеження сфери застосування методу пов'язані з тим, що спостереження можуть проводитися лише у перехідному режимі, коли визначаються відносні швидкості поширення теплового потоку всередині матеріалу. Після досягнення температурної рівноваги теплові контрасти не спостерігаються. До того ж такі об'єкти, як авіаційні ГТД, мають велику контрольовану поверхню, і здійснити їх рівномірне нагрівання є скрутним. Це стосується й інших функціональних систем літака – гідравлічної, паливної та ін. Складнощі у застосуванні методу пояснюються тим, що він залежить від великої кількості параметрів, які мають бути враховані для кожного застосування. До них відносяться:

- коефіцієнт випромінювання випробуваного матеріалу;
- тип інфрачервоного приймального пристрою;
- поле зору та розміщення приймального пристрою;
- швидкість переміщення приймального пристрою щодо об'єкта;
- природа та інтенсивність нагріву (за допомогою звичайних джерел або лазерів);

- фокусування теплового потоку;
- відстань між джерелом тепла та випробуваним об'єктом;
- відстань між джерелом тепла та інфрачервоною приймальною системою.

Істотним недоліком активного методу в оцінці стану функціональних систем ЛА і АТ можна вважати можливість контролю лише тих деталей, що знаходяться на його поверхні (корпусі). Доступ до інших агрегатів вимагає їх детального розбирання.

Більш широкими можливостями щодо цього має пасивний метод. Він полягає у використанні природного тепла, що виділяється в процесі функціонування ГТД, та у спостереженні за допомогою пасивного приймального інфрачервоного пристрою розподілу температур у часі та у просторі. Порівняння з ідеальною моделлю розсіювання тепла дозволяє визначити всі відхилення температури, важливі для функціонування об'єкта. Різниця температур окремих зон характеризує умови тепловідведення від них, і тим самим фізико-хімічний склад, товщину, структуру, наявність дефектів тощо. Пасивний метод є більш перспективним і може бути використаний для визначення найбільш інформативних точок на поверхні двигуна з метою встановлення в цих зонах вбудованої системи контролю (термодатчиків).

Теплова діагностика передбачає використання широкого спектра коштовних коштів. При візуальному контролі для паралельного знімання інформації використовують електронно-оптичні перетворювачі - евапографи, еджеографи, прилади з рідкими кристалами та фоточутливими плівками, тепловізори (рисунок 1.5) тощо.

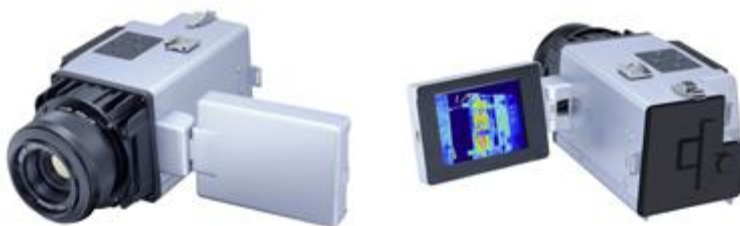


Рисунок 1.5 - Тепловізор TVS-200

Незважаючи на це, безконтактна теплова діагностика є досить перспективною через високу інформативність. Важливо, що розроблені засоби діагностики дозволяють виявляти дефекти і прогнозувати їх розвиток в процесі випробувань ЛА і АТ. Існуючі методи обробки інфрачервоного термометрування дозволяють прогнозувати конкретні несправності.

1.6.2 Можливості віброакустичних методів оцінки стану АТ

Віброакустична діагностика АТ також достатньо інформативна. Вона базується на загальних принципах розпізнавання станів технічних систем за вихідною інформацією, що міститься у віброакустичному сигналі. Як діагностичні ознаки тут використовують характеристики віброакустичного сигналу, що супроводжують функціонування ГТД. Як правило, рівень вібрацій двигуна контролюється за допомогою віброперетворювачів, які сигналізують про можливу несправність у польоті, але не дозволяють визначити конкретне місце її розвитку. При стендових випробуваннях для отримання інформації про вібронпруженість та коливання лопаток робочих коліс компресора використовують безконтактні дискретно-фазові методи. Їх застосування вимагає жорсткого закріплення двигуна на стенді та установки на корпусі та роторі компресора спеціальних віброперетворювачів. В даний час розробляються перспективні пристрої та методи віброакустичного аналізу, які поки не дійшли до стадії масового експлуатаційного застосування. Як згадувалося, голографічні та акустичні методи можуть дозволити визначити найбільш інформативні точки на корпусі двигуна (амплітуда, частота та фазові характеристики вібрації, які пов'язані зі станом окремих вузлів та деталей). При обробці інформації сукупність згаданих параметрів пов'язують зі станом об'єкта $W(t)$ в момент (період) часу t . При цьому безліч можливих станів об'єкта ділять на два підмножини. Підмножина W^* є сукупністю працездатних станів, які мають запас працездатності, що визначає близькість об'єкта до гранично допустимого стану. Підмножина W^{**} включає всі стани, що відповідають появі відмов у роботі двигуна.

Для постановки діагнозу всі можливі стани розбиваються на кілька класів W_i , $i=1,2, \dots, n$, підлягають розпізнаванню. Але якщо число класів у підмножині W^{**} визначається числом можливих відмов, то практично здійснити класифікацію за ступенем працездатності в підмножині W^* не є можливим через безперервність зміни цих станів у просторі діагностичних ознак і часу. Крім того, така класифікація утруднена багатопараметричністю об'єкта, яким є газотурбінний двигун.

Якщо дефект супроводжується підвищеною віброактивністю, важливим тут є локалізація джерел підвищеного рівня коливальної енергії. У цьому розрізняють два можливі варіанти: джерела шуму незалежні чи статистично пов'язані, зумовлений необхідністю поділу впливу джерел, значною мірою знижує інформативність вібродіагностики ГТД. До заходів, що підвищують її інформативність, відносять такі:

- детальний досвід доведення в експлуатацію двигуна з метою виявлення найбільш уразливих місць, чітко розбиття на кінцеве безліч класів станів, що підлягають розпізнаванню - $W = \{W_1, W_2, \dots, W_m\}$;
- обґрунтування еталонних значень вібропараметрів;
- вибір засобів вимірювання та місць їх розміщення на основі фізичних процесів, що протікають у ГТД;
- локалізація джерел випромінювання підвищеної коливальної енергії у досліджуваному двигуні;
- визначення динамічних характеристик окремих вузлів, агрегатів та двигуна в цілому для побудови діагностичної моделі;
- розробка алгоритмів визначення поточного стану ГТД.

Важливим моментом є формування еталонів, що є усередненими для даного класу значення ознак. За допомогою набору функцій, що класифікують, проводиться розпізнавання параметрів віброакустичного сигналу. У підсистемі прийняття рішення визначається фактичний стан об'єкта контролю за поточними значеннями параметрів,

які можуть бути використані як вихідні при побудові алгоритмів прогнозу можливих відмов.

Останнім часом у вібродіагностиці ГТД почав знаходити застосування метод оптичної голографії, що має підвищену інформативність. Умовою його ефективного використання є створення еталонів (бібліотеки вібропортретів дефектних станів ГТД). Спочатку одержують еталонний вібропортрет справного двигуна, а потім, вводячи відомі характерні дефекти, одержують вібропортрети, що відповідають конкретним дефектним станам. Порівняння останніх із еталонним може дозволити визначити інформативні точки на поверхні двигуна, чутливі до певних дефектів. Для встановлення діагнозу достатньо ідентифікувати вібропортрет досліджуваного двигуна з набором, що є в бібліотеці. Однак цей метод поки що мало практично відпрацьований і забезпечений апаратурою.

Менш інформативною, але доступнішою вважається діагностика АТ з урахуванням побудови діагностичних моделей, тобто, зв'язків між простором станів та простором діагностичних ознак. При цьому не надається значення, в якій формі представлено цей зв'язок. Вважають, що діагностична модель відповідає своєму призначенню, якщо вона дозволяє виконати такі умови:

- сформулювати принципи розбиття множини W на дві підмножини - працездатних W^* та непрацездатних W^{**} станів;
- визначити критерій для оцінки ступеня працездатності об'єкта та його приналежності до одного з класів у підмножині W^* ;
- встановити ознаки відмов, що виникли (розрізнити стани в підмножині W^{**}).

Як діагностичні моделі зазвичай використовують диференціальні та алгебраїчні рівняння, логічні співвідношення, матриці вузлових провідностей, функціональні, структурні, регресійні та інші моделі, що дозволяють пов'язати

параметри технічного стану з віброакустичним станом об'єкта. До основних типів моделей можна віднести: структурно-наслідкові; динамічні; регресійні.

Структурно-наслідкова модель об'єкта, що діагностується, створюється на основі інженерного вивчення його пристрою та функціонування, статистичного аналізу показників надійності та діагностичних параметрів. Вона повинна давати наочне уявлення про найбільш уразливі та відповідальні елементи, а також зв'язок структурних параметрів з діагностичними ознаками. Це завдання необхідно вирішувати при побудові моделі будь-якого типу. Вона вирішується на основі статистичного аналізу, що потребує значних витрат часу.

При побудові динамічної моделі діагностування об'єкт розглядають як багатовимірну систему з входами p і n виходами.

Рівняння зв'язку вектора вхідних впливів

$$X(t) = \{x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t)\}$$

та вектора вихідних сигналів

$$Y(t) = \{y_1(t), y_2(t), \dots, y_n(t)\}$$

записують в операторному вигляді $Y(t) = BX(t)$, де B -оператор системи, що містить в неявному вигляді дані про параметри технічного стану системи Z_i . На рисунку 1.6 показана найпростіша модель «чорної скриньки». Зміна параметрів технічного стану може спричинити зміну оператора при постійному $X(t)$. Як критерій працездатності динамічної ланки приймають ступінь відповідності дійсного оператора B_i оператору нормального функціонування механізму B_{i0} , яку можна оцінити значенням нев'язки, де X - вплив, що обурює, Y_0 - реакція номінальної моделі досліджуваного динамічного ланки, ΔY – нев'язка, U - діагностична ознака.



Рисунок 1.6 - Модель «чорна скринька»

За допомогою рівнянь ідентифікації можна сформувати модель «чорної скриньки», діагностичні ознаки, що є значеннями власних частот, декрементом коливань і т.д. Однак їх конкретизація залежить від розуміння фізики процесів, що породжуються дефектом, що розвивається. До цього можна додати, що використання складного математичного апарату, необхідного при побудові моделей даного типу, для вирішення практичних завдань часто представляється скрутним.

Найбільш ефективним вважають метод побудови регресійної моделі, що базується на використанні математичного апарату планування експерименту. За допомогою цього методу шукають «характерну» діагностичну ознаку, однозначно пов'язану з будь-яким параметром технічного стану. Завдання моделювання зводиться до знаходження коефіцієнтів регресії та оцінки адекватності моделі відповідно до певних правил. У процесі обробки результатів експерименту оцінюють такі величини: дисперсію функції відгуку за результатами паралельних дослідів; дисперсію відтворюваності функції відгуку за наслідками всіх дослідів; однорідність дисперсій за F - критерієм Фішера (коефіцієнти регресії; довірчий інтервал коефіцієнтів регресії; адекватність моделі).

В результаті аналізу визначають характерну діагностичну ознаку, що є функцією одного аргументу. Слід зазначити, що попри значний рівень розвитку вібраційних діагностичних моделей і алгоритмів побудови діагностичних процесів загалом, здебільшого отримують оцінки стану типу «норма-не норма», що у деяких випадках є недостатнім.

При вирішенні завдань локалізації джерел вібрації (підвищення інформативності), а також встановлення зв'язків між структурними параметрами та параметрами сигналу, важливе місце приділяється розшифровці останнього. Віброакустичний сигнал будь-якого механізму має складну структуру, яка залежить від динаміки функціонування та набору комплектуючих вузлів. В даний час отримано ряд залежностей зміни характеристик віброакустичного сигналу від дефектів типових елементів різних механізмів, що виникають, у тому числі і застосовуються в авіаційних двигунах. Спектри вібрації вимірюють на кількох режимах роботи ГТД для більш надійного зіставлення розрахункових частот із реальним частотним спектром вібрації. При виявленні в деякій смузі частот джерела інтенсивної вібрації місце розташування визначають за просторовим розподілом рівня вібрацій конструкції.

Для деяких робочих процесів було знайдено певний зв'язок режимних та віброакустичних параметрів. Наприклад, в компресорах вихоровий шум пропорційний 3,5-5-го ступеня відносної швидкості потоку середовища на лопатці, а суцільний шум підшипників кочення значно меншою мірою залежить від навантаження і частоти обертання ротора. Тому, якщо в даному механізмі при зміні швидкісного режиму інтенсивність шуму наростає пропорційно, наприклад, 4-го ступеня частоти обертання ротора, можна зробити висновок про його аеродинамічному походження. У ряді випадків виявлення джерел визначають форму коливань, тобто. вимірюють амплітуду та фазу, а також розподіл збудливих сил.

Таким чином, методи віброакустичної діагностики ГТД базуються на загальних принципах діагностики технічних систем за непрямыми (загалом малоінформативними) параметрами. До того ж, область їх застосування обмежена можливістю доступу до двигуна, а також недосконалістю засобів діагностування та математичних моделей, що пов'язують структурні параметри з діагностичними ознаками. Тим не менш, у ряді випадків можна отримати кількісну оцінку запасу

працездатності вузлів двигуна за результатами вимірювання віброакустичних сигналів, що дозволяє прогнозувати величини залишкових ресурсів елементів ГТД.

1.6.3 Ефективність трибодіагностики елементів ГТД

Процес руйнування деталей, що зношуються, як правило, починається з руйнування поверхневого шару матеріалу під дією високих динамічних напруг, що проявляється у вигляді відривів частинок матеріалу. Це призводить до підвищеної концентрації напруги в місцях відриву і як наслідок до подальшого розвитку процесу руйнування. При цьому продукти зносу відносяться маслом, що циркулює у двигуні. Їх наявність та накопичення можуть бути сигналом про виникнення несправності.

Олія в даному випадку є носієм інформації про стан пар, що труться. Як показує досвід, відрізок часу від початку процесу руйнування поверхневого шару до моменту повного руйнування деталі, як правило, досить великий, що дає можливість виявляти несправності на початковому етапі процесу зношування.

Кількість та форма продуктів зносу, що надходять у оливу, залежить від швидкості накопичення частинок зносу.

Найбільш поширеними методами трибодіагностики є: магнітний, спектральний аналіз, колориметричний, ферографічний метод радіоактивних ізотопів. Кожен із них більш інформативний, ніж методи вібродіагностики.

Магнітний метод. Метод заснований на вимірі сили взаємодії феромагнітних частинок олії зі штучно створеним зовнішнім магнітним полем. Оскільки кількість феромагнітних металів у працюючій олії двигунів значно більша, ніж інших продуктів зносу, то їх визначення може служити інтегральною оцінкою ступеня зносу пар тертя двигуна.

Електромагнітний метод контролю, як різновид магнітного методу, заснований на взаємодії змінного магнітного поля котушки індуктивності з електромагнітним полем, що виникає від вихрових струмів металевих частинок у

працюючій олії. До недоліків методу слід віднести малу чутливість аналізаторів, їх схильність до впливу зовнішніх змінних полів, а також неможливість визначення немагнітних частинок зносу.

Емісійно-спектральний метод. Цей метод використовує явище свічення газу досліджуваної речовини в результаті нагрівання його до температури понад 1000 °С. При таких температурах енергія руху частинок газу така, що при їх зіткненні відбуваються процеси дисоціації та іонізації, внаслідок яких, поряд з атомами та молекулами, у газі утворюються вільні електричні заряди-іони та електрони. Нагрітий, частково іонізований, що проводить електричний струм, газ-плазма випромінює електромагнітні коливання в оптичному діапазоні спектру. Істотною складовою цього випромінювання є лінійчасті спектри атомів, у яких кожному елементу відповідає своя довжина хвилі випромінювання певної інтенсивності. Досліджуючи спектр, можна визначити хімічний склад утворює його газу, і, отже, склад аналізованої проби.

Інтенсивність аналітичних спектральних ліній (потужність випромінювання одиниці об'єму плазми) пропорційно пов'язана із концентрацією відповідних елементів у пробі. Установка дозволяє визначити як якісний, так і кількісний склад проби. Для проведення кількісного аналізу необхідно вибрати адекватну модель спектроаналітичного процесу (зв'язок між сигналом і концентрацією елемента, що досліджується) і провести з її допомогою градування установки.

Рентгеноспектральний метод. Метод заснований на реєстрації довжини хвилі та інтенсивності характеристичного флуоресцентного випромінювання хімічних елементів, що входять до складу «сухої» масляної проби. Характеристичне випромінювання – це квантове випромінювання з лінійчастим (дискретним) спектром, що виникає за зміни енергетичного стану атома. Довжина хвилі характеристичного випромінювання залежить від атомного номера хімічного елемента і зменшується з його зростання. Явище флуоресценції пов'язані з переходом атомів, молекул чи іонів із збуджених станів у нормальний стан під впливом

характеристичного випромінювання. Випромінювання збуджується рентгенівськими променями, спрямованими на масляну пробу. Характеристичне випромінювання елементів виділяється з вторинного випромінювання зразка кристал-аналізатором і реєструється за допомогою шести селективних рентгенівських фільтрів і шести пропорційних лічильників («Спектроскан»).



Рисунок 1.7 - Енергодисперсійний аналізатор «Спектроскан Макс»

Аналіз починається з установки аналізованої проби в пробо-завантажувальний пристрій спектрометра і продовжується від 10 до 1000 с. залежно від аналізованого матеріалу та необхідної точності аналізу. Кванти випромінювання перетворюються на імпульси напруги, швидкість надходження яких вимірюється і виводиться на дисплей, і зберігаються у пам'яті комп'ютера, значення роздруковуються на принтері. Спектрометр повністю управляється комп'ютером.



Рисунок 1.8 - Рентгеноспектральний аналізатор «ПРИЗМА»

Сцинтиляційний метод. Метод реєстрації заряджених частинок за допомогою рахунку спалахів світла, що виникають при попаданні цих частинок на екран із сірчастого цинку (ZnS), є одним із перших методів реєстрації ядерних випромінювань. Ще 1903р. Крукс та інші вчені показали, що якщо розглядати екран

із сірчистого цинку, що опромінюється частинками через збільшувальне скло у темному приміщенні, то на ньому можна помітити появу окремих короточасних спалахів світла — сцинтиляцій. Було встановлено, що кожна з цих сцинтиляцій створюється окремою частинкою, яка потрапляє на екран. Круксом був побудований простий прилад, названий спінтаріскоп Крукса, призначений для рахунку частинок. Візуальний метод сцинтиляцій був використаний надалі в основному для реєстрації частинок та протонів з енергією в кілька мільйонів електрон-вольт. Окремі швидкі електрони реєструвати не вдалося, оскільки вони викликають дуже слабкі сцинтиляції. Іноді при опроміненні електронами сірчано-цинкового екрану вдавалося спостерігати спалахи, але це відбувалося лише тоді, коли на той самий кристалик сірчистого цинку потрапляло одночасно досить велике число електронів. Гамма-промені ніяких спалахів на екрані не викликають, створюючи лише загальне світіння. Це дозволяє реєструвати частки у присутності сильного випромінювання. Візуальний метод сцинтиляції дозволяє реєструвати дуже невелику кількість частинок в одиницю часу. Найкращі умови для рахунку сцинтиляцій виходять тоді, коли їхня кількість лежить між 20 і 40 за хвилину. Звичайно, метод сцинтиляцій є суб'єктивним, і результати тією чи іншою мірою залежать від індивідуальних якостей експериментатора. Незважаючи на недоліки, візуальний метод сцинтиляцій зіграв велику роль розвитку ядерної та атомної фізики. З допомогою нього Резерфорд реєстрував частки за її розсіювання на атомах. Саме ці дослідження привели Резерфорда до відкриття ядра. Вперше візуальний метод дозволив виявити швидкі протони, які вибиваються з ядер азоту під час бомбардування їх частинками, тобто. перше штучне розщеплення ядра.

Сцинтиляційний спосіб реєстрації відродився наприкінці сорокових років ХХ ст. на новій основі. На цей час були розроблені фотоелектронні помножувачі (ФЕП), що дозволяють реєструвати дуже слабкі спалахи світла. Були створені сцинтиляційні лічильники, за допомогою яких можна збільшити швидкість рахунку в 10^8 і навіть

більше разів порівняно з візуальним методом, а також можна реєструвати та аналізувати за енергією як заряджені частинки, так і нейтрони та гамма-промені.

Сцинтиляційний лічильник є поєднанням сцинтилятора (фосфору) і фотоелектронного помножувача (ФЕП). У комплект лічильника входять також джерело електричного живлення ФЕП та радіотехнічна апаратура, що забезпечує посилення та реєстрацію імпульсів ФЕП. Іноді поєднання фосфору з ФЕП здійснюється через спеціальну оптичну систему (світлопровід). Принцип роботи сцинтиляційного лічильника ось у чому. Заряджена частка, потрапляючи в сцинтилятор, виробляє іонізацію та збудження його молекул, які за дуже короткий час (10^{-6} – 10^{-9} с) переходять у стабільний стан, випромінюючи фотони. Виникає спалах світла (сцинтиляція). Деяка частина фотонів потрапляє на фотокатод ФЕП напруги фокусуються і прямують перший електрод (динод) електронного помножувача. Далі в результаті вторинної електронної емісії число електронів лавиноподібно збільшується, і на виході ФЕП з'являється імпульс напруги, який вже посилюється і реєструється радіотехнічною апаратурою. Амплітуда та тривалість імпульсу на виході визначаються властивостями як сцинтилятора, так і ФЕП. Як фосфори використовуються: органічні кристали, рідкі органічні сцинтилятори, тверді пластмасові сцинтилятори, газові сцинтилятори. Основними характеристиками сцинтиляторів є: світловий вихід, спектральний склад випромінювання та тривалість сцинтиляцій. При проходженні зарядженої частинки через сцинтилятор у ньому виникає кілька фотонів з тією чи іншою енергією. Частина цих фотонів буде поглинена в обсязі самого сцинтилятора, і замість них буде випущено інші фотони з дещо меншою енергією. В результаті процесів реабсорбції назовні виходитимуть фотони, спектр яких характерний для даного сцинтилятора. Дуже важливо, щоб спектр фотонів, що виходять із сцинтилятора, збігався чи хоча б частково перекривався зі спектральною характеристикою ФЕП. Ступінь перекриття зовнішнього спектру сцинтиляції із спектральною характеристикою даного ФЕП визначається коефіцієнтом узгодження.

На теперішній час підприємствами розроблена технологія діагностування за результатами сцинтиляційних вимірів ГТД серій Д-30КП. Фахівцями розроблено експресний кількісний спосіб отримання максимально можливої діагностичної інформації про параметри частинок зносу, що знаходяться в маслі, в змивах з маслофільтра, магнітних пробок, фільтрів-сигналізаторів та ін. авіаційної практики оперативно оцінювати як загальний технічний стан двигуна за критерієм «справний» - «несправний», а й окремо оцінювати технічний стан підшипників трансмісії і коробок приводів авіадвигунів.

Колориметричний метод. В основу методу покладено закон Ламберта-Бера та принцип вимірювання коефіцієнта пропускання світла через досліджуване середовище. На фотоприймач по черзі прямують світлові потоки: повний і пройшов через еталонне і потім масляне середовище, далі визначається відношення цих потоків. Як зразок використовується або дистильована вода, або олива. За значеннями оптико-колірних характеристик досліджуваних проб оливи та судять про стан вузлів тертя, що омиваються оливою.

Відношення світлових потоків, ϵ коефіцієнт пропускання або ступінь прозорості досліджуваного розчину $\tau = (F\lambda/Fm\lambda) \cdot 100\%$. Оптична густина (D) визначається за формулою $D = 2 - \lg \tau$.

Органолептичний метод. При цьому методі ступінь часток зносу виявляється візуально або з використанням будь-яких пристроїв (магнітні пробки, фільтри-сигналізатори). Як відомо, на двигунах застосовуються сигналізатори стружки різного типу (електронні, електромеханічні та ін.). Ці сигналізатори мають один важливий недолік, який пов'язаний з можливістю помилкового спрацьовування через накопичення смолистих речовин в оливі та різного роду сторонніх забруднень, що не мають відношення до розвитку дефекту. Сигналізатори тільки фіксують наявність зношування, але не дозволяють відстежувати швидкість процесу накопичення стружки в оливі. Таким чином, цей метод є недостатньо інформативним з точки зору точності виявлення морфології частинок зносу.

Феррографічний метод. Феррографія – це метод мікроскопічного аналізу частинок, відокремлених від рідин. Метод має низку переваг порівняно з методами, згаданими вище, головним з яких є низька похибка вимірів.

Для оцінки стану пар, що труться, користуються двома типами ферографів. Це аналітичний ферограф і прямопоказуючий ферограф. Останній оцінює масову концентрацію домішок у пробі; за допомогою аналітичного ферографа вивчаються морфологічні ознаки частинок зносу з метою встановлення «адреси» дефекту.

Частинки, які разом з маслом стікають по похилій поверхні пластини, виготовленої з кварцового скла, піддаються впливу градуйованого магнітного поля, під впливом якого Fe-частинки осідають у порядку зменшення свого розміру. Мінімальний розмір часток – 3,0...5,0 мкм.

Концентрація частинок «уловлюється» у двох областях: на вході в зону відкладення та на відстані 4 мм від цієї зони. У цих точках проводиться вимірювання інтенсивності проходження світла через відкладення, яка пропорційна концентрації частинок у пробі.

Метод радіоактивних ізотопів. Використання методу радіоактивних ізотопів полягає у встановленні на двигун активованої деталі, знос якої потрібно визначити. У процесі роботи двигуна радіоактивні частинки разом із іншими продуктами зносу потрапляють у оливу. Ступінь зносу деталі визначають на основі вимірювання радіоактивності оливи. Метод високо інформативний, тому, що безпосередньо вказує «адресу» дефекту. Основними способами активації оливи є: встановлення радіоактивних вставок на заданих ділянках поверхні деталі; опромінення деталей нейтронами; введення ізотопів у метали під час їхнього плавлення; електролітичне покриття деталей радіоактивним елементом.

Застосування радіоактивних ізотопів для дослідження зносу має низку переваг. Цей метод має високу чутливість і можливість безперервної реєстрації вимірювань безпосередньо при роботі двигуна. З його допомогою можна визначати

зношування заданої ділянки деталі. Крім того, метод дозволяє дослідити низку питань, пов'язаних з роботою та зносом двигуна: приробіток деталей при пусках, характер зношування (корозійний, механічний тощо), витрата оливи та ін.

Однак визначення зносу деталей методом радіоактивних ізотопів становить певну складність. До цього необхідно додати, що застосування методу обмежене необхідністю спеціальної підготовки двигуна перед випробуваннями, а також біологічного захисту обслуговуючого персоналу від випромінювання. Метод дозволяє оцінювати зношування лише однієї деталі (або групи деталей). Одночасне роздільне визначення зносу кількох деталей дуже складно, тому що вимагає застосування ізотопів з різними енергіями випромінювання та спеціальної апаратури для роздільної реєстрації цих випромінювань.

1.6.4 Ефективність діагностики ГТД за термогазодинамічними параметрами

Відповідно до загальноприйнятих концепцій до термогазодинамічних параметрів відносять: тиск, температуру, відношення тисків і температур, швидкість течії, витрата палива та масла, прохідні площі перерізів проточної частини, тягу, а також частоту обертання роторів. Інформативність термогазодинамічної діагностики ГТД невисока.

Загальні підходи тут не відрізняються від підходів, що застосовуються під час вібро- або модельного діагностування, розглянутих вище. Є лише деякі специфічні відмінності. Зазвичай при термогазодинамічному діагностуванні ГТД застосовується метод математичного моделювання «поведінки» перерахованих вище параметрів у процесі роботи двигуна. Розрізняють детерміновані, ймовірнісні та комбіновані моделі ГТД. У детермінованих моделях всі взаємозв'язки, змінні та константи задаються точно (що дуже складно при профілактиці відмов). Ця умова забезпечує можливість однозначного визначення результуючої функції. У моделях ймовірності задаються відповідні закони розподілу випадкових величин, що призводить до ймовірнісної оцінки цієї функції. Найчастіше застосовують

детерміновані моделі. Тут ознаками стану двигуна можуть бути: тяга R , витрата палива C_r , температура газів перед (T) або за турбіною (T_2), параметри робочого тіла трактом, параметри паливної, масляної систем і т.д. Прикладами можливих несправностей можуть бути: прогари лопаток турбіни, жарової частини камер згоряння, деформація елементів проточної частини тощо. Рішення приймають за критичними відхиленнями термогазодинамічних параметрів.

Зміну температури газу за турбіною порівнюють із еталонною математичною моделлю. Еталонна модель будується за вихідними формулярними даними двигуна. Температура контролюється злітному режимі, якому відповідає контрольна температура за турбіною. У деяких випадках температуру T , а також параметри T_n і P_n використовують для підрахунку тяги двигуна і порівнюють її з тією тягою, яка повинна бути в конкретно заданих умовах.

Певні можливості закладено у діагностичний параметр «витрата палива». Досвід показує, що пошкодження проточної частини ГТД збільшує витрату палива на 120...150кг/год за одночасної зміни інших термодинамічних параметрів. Витрата палива досить добре відображає стан камер згоряння та соплових апаратів турбін. Однак точне вимірювання витрати утруднено через похибки витратомірів, викликаних необхідністю обліку щільності гасу при різних температурах.

У певних умовах діагностику ГТД можна здійснювати і по тиску палива перед форсунками P_f , але тут похибки вимірювань можуть грати вирішальну роль.

Для мінімізації похибок оцінки стану ГТД за результатами виміряних термогазодинамічних параметрів значення параметрів призводять до стандартних умов, а їх вимірювання повинно проводитися на одних і тих же висотах і режимах роботи двигуна.

Результати досліджень у галузі термогазодинамічної діагностики ГТД дозволили встановити, що найчутливішим та інформативним показником стану проточної частини двигунів є адіабатичний ККД турбіни η_m . Звичайно,

безпосередньо заміряти η_m неможливо, однак його можна виразити через частоту обертання роторів, ступінь підвищення тиску π_k і температуру газів перед турбіною T_2^* . Ця залежність буде емпіричною та специфічною по відношенню до даного типу двигуна.

Детерміновані моделі діагностування ГТД можуть виражатися через систему рівнянь стану двигуна, вирішивши яку можна сформулювати діагноз, здійснити прогноз і дати рекомендації щодо запобігання або усунення можливої відмови. Діагностичні рівняння є кінцевою множиною виразів, побудованих для збільшення витрати повітря, температури газу перед турбіною, питомої витрати та інших термогазодинамічних параметрів. У правій частині цих рівнянь містяться відхилення параметрів, які визначають порівняння поточних значень з еталонними значеннями (при певному режимі роботи двигуна).

Останнім часом для діагностики ГТД пропонується використовувати комплексні параметри, які в аналітичній формі пов'язують між собою кілька параметрів і тим самим найбільш повно характеризують робочі процеси, що відбуваються в двигуні. Так, для діагностування ГТД у низці підприємств використовують відношення температури газів за турбіною T_2 до тиску оливи у вимірнику крутного моменту $P_{вкм}$. При цьому як критерій оцінки стану двигуна за комплексним параметром використовують відносне відхилення контрольованого параметра від еталонного:

$$\Delta K = B_{зам} - B_e,$$

де $B_{зам} = T_2/P_{вкм}$ - комплексний параметр, наведений до стандартних атмосферних умов. Використання цієї величини для контролю технічного стану ГТД у процесі проведення стендових випробувань, а також в умовах експлуатації виявилось ефективним для оцінки працездатності двигуна.

1.6.5 Методи діагностики проточної частини ГТД

Поряд з описаними вище методами контролю та діагностики АТ найбільш загальну та оперативну інформацію про стан відповідальних вузлів та деталей двигуна, таких як лопатки компресора та турбіни, камери згоряння, диски, зварні шви корпусів тощо, дають оптичні методи контролю з використанням бороскопів, фіброскопів та ендоскопів. Цими приладами успішно виявляється велика група дефектів типу: тріщин, прогарів, короблений (порушення макрогеометрії деталей), корозії, ерозії, вироблення контактних поверхонь, зносу елементів лабіринтних ущільнень, нагароутворення та ін. Існують оптичні прилади для виявлення.

Перша група приладів - це прямі ендоскопи з лінзовою оптикою, торцевим та бічним зором, з прямими та кутовими окулярами. Ці прилади розрізняються по діаметру та довжині робочої частини. У них різні оптичні характеристики та різна механізація. Ендоскопи призначені для огляду та виявлення поверхневих дефектів (тріщин, вибоїн, рисок тощо) на робочих лопатках всіх щаблів компресора та турбіни, форсунок, камер згоряння двигунів в експлуатації. Конструкція приладу дозволяє оператору не змінюючи свого положення, оглядати всі поверхні навколо робочої частини ендоскопа.

До другої групи приладів можна віднести ендоскопи з одним або декількома рухомими ланками, з'єднаними між собою універсальними оптичними шарнірами. Їхньою відмінністю є можливість огляду криволінійних каналів.

До третьої групи діагностичних приладів відносяться волоконно-оптичні ендоскопи з гнучкою робочою частиною.

Такі ендоскопи призначені для огляду та виявлення дефектів практично на всіх елементах турбокомпресора і камери згоряння.

Волоконно-оптична дефектоскопія ґрунтується на перспективних досягненнях технічної фізики, електроніки, радіотехніки, обчислювальної техніки та механіки. Сукупне використання переваг окремих елементів та пристроїв забезпечує більш ефективну реалізацію алгоритмів та програм зі сприйняття та обробки

первинної інформації. Функціональні можливості оптики, важливі властивості елементів оптоелектроніки, класичні методи механіки у поєднанні з унікальними властивостями волоконної оптики та процесорної техніки дозволяють оптимізувати структуру та склад технічних засобів ендоскопії як за якістю, так і за надійністю.

Технічну основу волоконно-оптичної ендоскопії становить безліч різних за виконанням, формами, розмірами та матеріалами елементів традиційної волоконної оптики. Переважне застосування знаходять одиничні одножильні світловоди та багатожильні джгути з циліндричних або конічних моноволокон.

Особливістю гнучких відеоскопів (наприклад, 6 серії Olympus IV6C6, IV8C6, 7 серії Olympus – IPLEX SX) є вставлена мініатюрна телевізійна камера безпосередньо за об'єктивом на дистальному кінці робочої частини світловода. Дана конструкція за сучасного рівня технології виробництва кольорових мініатюрних об'єктивів (350000 – 550000 пікселів) дозволяє різко підвищити (проти фіброскопу однакового діаметра) якість створюваного зображення. При цьому вихідний сигнал обробляється і може бути записаний на штатних накопичувальних пристроях як цифровий знімок, так і в реальному часі на відеомагнітофоні різного формату.

Інформативність розглянутих методів дуже висока. Розглянуті засоби контролю добре зарекомендували себе в експлуатації.

1.7 Методи узагальненої оцінки стану технічних систем

Аналіз існуючих методів безрозбірної діагностики АТ показав, що в даний час кожен з методів має певну область застосування та дозволяє оцінити стан окремих вузлів та агрегатів. Для повного та детального контролю доцільно використовувати сукупність різних методів. При цьому виникає потреба узагальнення діагностичної інформації. Існує низка підходів до узагальненої оцінки стану технічних систем. Вони зводяться виявлення інформативного узагальненого параметра стану об'єкта. Ідея полягає в тому, що процес поступової зміни рівня працездатності, що характеризується багатьма компонентами, описується одномірною функцією,

чисельні значення якої залежить від контрольованих компонентів процесу. Така функція сприймається як узагальнений параметр процесу. У цьому може бути, що узагальнений параметр немає конкретного фізичного сенсу, а є математичним виразом, побудованим штучно з контрольованих компонентів процесу.

Узагальнений параметр має відповідати певним вимогам. Ці вимоги серед інших передбачають обробку приватних параметрів контролю, що включає:

- ранжування за рівнем значущості;
- визначення серед приватних параметрів критерію, що має вирішальне значення при постановці діагнозу об'єкта.

Приватні параметри ранжують на 3 групи: суттєві, другорядні та несуттєві. Для кожної групи визначають за статистичними даними свої вагові коефіцієнти та призначають межі допуску. Серед суттєвих параметрів вибирається один, зміна якого вважають визначальним в оцінці реакції стану об'єкта загалом. Практичне використання такого підходу при підготовці приватних параметрів для включення їх як складових в узагальнений параметр є складним. Оскільки статистичні дані по безлічі ГТД не відображають поточного стану конкретного двигуна, то при експлуатації фактичного стану необхідно використовувати замість них дані контролю. При цьому для різних двигунів у різні моменти часу суттєвість кожного параметра може бути не адекватною. Вона визначається залишковою надійністю двигуна за цим параметром. Отже, розбиття приватних параметрів на групи з їхньої суттєвості для всього періоду експлуатації неможливо. Крім того, у кожному конкретному випадку вирішальне значення для оцінки працездатності ГТД може мати будь-який параметр, догляд якого за межі допуску може призвести до відмови. Таким чином, запропонований підхід до ранжування приватних параметрів більшою мірою орієнтований для використання при організації планово-попереджувальної стратегії експлуатації та не цілком застосовний для експлуатації ГТД за фактичним технічним станом.

До узагальненого параметра пред'являються такі основні вимоги. Параметр повинен:

- максимально характеризувати якість об'єкта;
- бути критичним до зміни приватних параметрів;
- характеризувати настання критичного стану об'єкта.

При згортанні приватних параметрів до узагальненого необхідно вирішити наступні завдання:

- визначити відносні значення приватних параметрів;
- оцінити значимість приватного параметра для оцінки стану об'єкта;
- побудувати математичний вираз для узагальненого параметра.

Визначення відносних значень приватних параметрів вважають за необхідне, оскільки стан об'єкта може характеризуватись параметрами, що мають різну розмірність. Усі контрольовані параметри призводять до єдиної системи вимірювання, де вони можуть бути порівнянними. Однією із таких систем є система безрозмірного (нормованого) відносного обчислення. Для кожного параметра $x_i (i=1, k)$ виділяють допустиме значення x_i^* , при досягненні якого об'єкт втрачає працездатність та оптимальне, з точки зору надійності, значення $x_{i\text{opt}}$ (зазвичай воно дорівнює номінальному значенню x_{in}). Якщо в процесі експлуатації дотримується умова $x_i(t) > x_i^*$, то можна записати безрозмірний (нормований) параметр $x_i'(t)$ у вигляді:

$$x_i'(t) = \frac{x_i(t) - x_i^*}{x_{i\text{opt}} - x_i^*} \quad (1.9)$$

Таким чином, за допомогою виразу (1.9) нормується параметр $x_i(t)$, а безрозмірна нормована величина $x_i'(t)$ змінюється з часом від 1 до 0. Звідси, за величиною $x_i'(t)$ судять про ступінь працездатності об'єкта за цим параметром. Для

вирішення приватних завдань пропонуються й інші нормуючі вирази стосовно конкретних випадків:

$$xi'(t) = xi(t)/xi_0 \quad \text{або} \quad xi'(t) = xi(t)/xi_n ;$$

$$xi'(t) = xi(t)/xi_{max} ;$$

$$xi'(t) = xi(t)/Mxi;$$

$xi'(t) = [xi(t) - xi_{my}] / xi_{my}$, где xi , xi_0 , xi_{max} , xi_{my} , Mxi - відповідно поточне, нульове, максимальне, задане значення та математичне очікування 1-го параметра.

Отже нормування параметрів дозволяє отримати сукупність безрозмірних величин, які характеризують стан об'єкта. Однак кількісно однакова зміна цих величин не є рівнозначною за рівнем впливу на зміну рівня працездатності об'єкта. Тому необхідно диференціювати окремі параметри. Цей процес здійснюється за допомогою вагових коефіцієнтів, величини яких характеризують суттєвість відповідних параметрів. При оцінці стану об'єкта кожному з приватних параметрів x_1, x_2, \dots, x_n ставлять у відповідність вагові коефіцієнти v_1, v_2, \dots, v_n , що задовольняють тим чи іншим заданим критеріям, причому $0 < v_n < 1$.

Ступінь працездатності об'єкта по безлічі контрольованих параметрів оцінюється за допомогою виразу (3.2):

$$Q_{\Sigma}(t) = \frac{\sum_{i=1}^k v_i [x_i(t)]^{v_i}}{\sum_{i=1}^k v_i} \quad (1.10)$$

де $Q_{\Sigma}(t)$ - поточне значення узагальненого параметра. З визначення узагальненого параметра випливає, що чим більші величини $x_i(t)$ і v_i , тим більший внесок і-го параметра $Q_{\Sigma}(t)$. Вагові коефіцієнти вибирають на основі використання статистичних даних про фізичну значущість і-го параметра та з урахуванням

флуктуації у функціях $x_i(t)$ та v_i . Узагальнений параметр можна підрахувати за допомогою виразу виду (3.3)

$$Q_{\Sigma}(t) = \left[\frac{\sum_{i=1}^k [x_i(t)]^{\frac{1}{v_i}}}{k} \right]^{\sum_{i=1}^k v_i} \quad (1.11)$$

яке є нелінійним середнім. Тут $Q_{\Sigma}(t)=1$, якщо всі $x_i(t) = 1$. Крім того, чим більше $x_i(t)$ и v_i , тим більший внесок вносить доданок $[x_i(t)]^{1/v_i}$ у величину $Q_{\Sigma}(t)$.

Можна використовувати й інший варіант середнього нелінійного:

$$Q_{\Sigma}(t) = \frac{\sum_{i=1}^k v_i [x_i(t)]^{\frac{1}{v_i}}}{\sum_{i=1}^k v_i} \quad (1.12)$$

де при $Q_{\Sigma}(t)=1$, $x_i(t)=1$. Для визначення узагальненого параметра використовується вираз для параметричного середнього, зокрема

$$Q_{\Sigma}(t) = \left[\frac{\sum_{i=1}^k [x_i(t)]^{\frac{p}{v_i}}}{k} \right]^{\frac{1}{p}} \quad (1.13)$$

де $p \geq 1$ підбирається так, щоб критерій давав краще наближення до реальних результатів експериментальним шляхом. При розгляді виразів узагальнених параметрів вважається, що $x_i(t)$ не змінює знака, тобто завжди $x_i(t) \geq x_i^*$. Якщо ж враховувати знак, то кожен доданок у виразах (1.10)-(1.13), що стоїть під знаком суми, додатково множиться на член виду $\text{sign}[x_i(t)-x_i^*]$. У цьому випадку вираз (1.10) набуде вигляду

$$Q_{\Sigma}(t) = \frac{\sum_{i=1}^k \nu_i [x_i(t)]^{\nu_i} \cdot \text{sign}[x_i(t) - x_i]}{\sum_{i=1}^k \nu_i} \quad (1.14)$$

У тих випадках, коли в змінах $x_i(t)$ багато випадкового та похибки вимірів великі, в узагальнені параметри доцільно вводити інтегральні значення безрозмірних параметрів $x_i(t)$:

$$Q_{\Sigma}(t) = \sum_{i=1}^k \nu_i \cdot \int_{t_j}^{t_{j+1}} x_i(t) dt \quad (1.15)$$

де $(t_j \dots t_{j+1})$ – інтервал обробки чи контролю.

Якщо узагальнений параметр подати у вигляді добутку приватних параметрів

$$Q_{\Sigma}(t) = \left[\prod_{i=1}^k [x_i(t)]^{\nu_i} \right]^{\frac{1}{k}} \quad (1.16)$$

то вихід будь-якого параметра за допустимі межі, тобто $x_i(t)=0$, призводить до рівності $Q_{\Sigma}(t)=0$. Отже, вираз (1.10) дозволяє характеризувати настання відмови за будь-яким із контрольованих параметрів. За узагальненими параметрами пропонують визначати поточний рівень працездатності багатопараметричного об'єкта та характер його зміни у часі. Таким чином, завдання зводиться до прогнозування одновимірної часової функції виду $Q_{\Sigma}(t_0), Q_{\Sigma}(t_1) \dots Q_{\Sigma}(t_n)$.

Поряд з очевидними перевагами узагальненої оцінки стану технічних систем, розглянуті підходи до визначення узагальненого параметра мають певні недоліки, що ускладнюють їхнє практичне використання.

Необхідність введення вагових коефіцієнтів для обліку суттєвості нормованих приватних параметрів призводить до зниження об'єктивності загальної оцінки рівня

працездатності об'єкта, оскільки вирішення цього завдання базується на використанні статистичних даних без урахування технологічних та експлуатаційних особливостей конкретного об'єкта. Узагальнені та нормовані приватні параметри позбавлені фізичного сенсу, що також ускладнює оцінку суттєвості їхнього впливу на стан об'єкта. Крім того, всі розглянуті вирази для узагальненого параметра, за винятком (1.10), не дозволяють отримати однозначну характеристику настання об'єкта відмови, що неприпустимо при оцінці стану ГТД. У разі виходу за межі допуску одного з нормованих параметрів узагальнений параметр може мати деяке чисельне значення за рахунок інших приватних параметрів. Таким чином, оцінка стану ГТД за пропонованими узагальненими параметрами не виключає можливості пропуску відмови по одному з приватних параметрів контролю. Отже, оцінити запас працездатності ГТД, визначити терміни профілактичних заходів при розглянутих підходах є складним.

Поруч із розглянутими варіантами визначення узагальненого параметра існують підходи, засновані на використанні як такої ймовірності безвідмовної роботи об'єкта, і навіть деякого функціонала, що описує залежність сумарних вихідних показників об'єкта від вхідних. Однак ці підходи також видаються певною мірою віддаленими від структурних параметрів ГТД. Аналіз зміни величини ймовірності безвідмовної роботи, зазвичай, не дозволяє зробити висновок у тому, з вини якого елемента відбулося її зниження. Крім того, ці підходи ґрунтуються на використанні статистичних даних і не дозволяють врахувати конкретні умови експлуатації та фактичний стан двигуна, а також потребують значного часу для набору даних, протягом якого двигун часто морально застаріває. При організації експлуатації технічних систем за ресурсом як показник працездатності пропонують використовувати величину залишкового ресурсу найменш надійного елемента об'єкта. Це дозволяє визначити час настання критичного стану, отже, і терміни припинення експлуатації двигуна. Проте найменший залишковий ресурс характеризує запас працездатності двигуна за часом, але не рівень працездатності

загалом, що визначається станом всіх вузлів і деталей, здатних призвести до відмови. Отже, така оцінка не може вважатися узагальненою.

1.8 Методи узагальненої оцінки стану технічних систем за інформаційним критерієм

Одним з підходів до узагальненої оцінки стану технічних систем є визначення кількості інформації, що характеризує рівень працездатності об'єкта при його контролі. Це дозволяє встановити однозначний кількісний зв'язок між простором станів, що визначаються структурними параметрами об'єкта і пространством діагностичних ознак цих станів. Тобто ступінь зміни працездатності об'єкта характеризується кількістю інформації, одержуваної при контролі. Істотною перевагою інформаційних оцінок є можливість розгляду досліджуваного об'єкта у його взаємозв'язку із системою контролю.

Нехай $JA(B)$ – очікуване значення інформації, що міститься в системі контролю щодо всіх станів об'єкта A . Позначивши $JA(B)$ як середню інформацію, що міститься в системі контролю щодо стану A_i , отримаємо:

$$J_A(B) = \sum_{i=1}^n P(A_i) \cdot J_{A_i}(B) \quad (1.17)$$

де $P(A_i)$ - ймовірність i -го стану об'єкта A ($i=1, n$); n - виділена кількість станів об'єкта A .

Відповідно до визначення умовної ентропії можна записати:

$$H(A/B) = H(AB) - H(B),$$

де $H(AB)$ - ентропія складної системи (AB) ; $H(B)$ -ентропія системи контролю B .

Використовуючи співвідношення для $J_{A_i}(B)$, виразимо:

$$J_A(B) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m P(A_i) \cdot P(B_j/A_i) \cdot \log \left[\frac{P(B_j/A_i)}{P(B_j)} \right], \quad (1.18)$$

де $P(B_j)$ - ймовірність знаходження системи контролю B у j -м стані ($j=1, m$);
 $P(B_j/A_i)$ - умовна ймовірність j -го стану системи контролю B при знаходженні об'єкта A у i -му стані.

Тепер з урахуванням (1.15) та (1.16) вираз для середньої інформації в системі контролю про стан об'єкта A_i набуде вигляду:

$$J_{A_i}(B) = \sum_{j=1}^m P(B_j/A_i) \cdot \log \left[\frac{P(B_j/A_i)}{P(B_j)} \right] \quad (1.19)$$

або в еквівалентній формі:

$$J_{A_i}(B) = \sum_{j=1}^m P(B_j/A_i) \cdot \log \left[\frac{P(B_j/A_i)}{P(A_i)} \right]. \quad (1.20)$$

Для вирішення практичних завдань:

$$J_{A_i}(B) = \sum_{j=1}^m P(B_j/A_i) \cdot \log \left[\frac{P(A_i/B_j)}{P(B_j) \cdot P(A_i)} \right], \quad (1.21)$$

де $J_{A_i}(B)$ є середнє значення інформації, яку можна отримати від системи контролю про i -му стані об'єкта. Оскільки об'єкт і система контролю взаємопов'язані, то вважають, що кожен із станів B може містити інформацію щодо будь-якого стану об'єкта A . Інформація, яку дає стан B_j про стан A_i визначається з співвідношення:

$$J_{A_i}(B_j) = \log \left[\frac{P(B_j/A_i)}{P(B_j)} \right]. \quad (1.22)$$

Звідси випливає, що $J_{A_i}(B)$ є усереднення цієї інформації за всіма станами системи B за умови, що ця інформація відноситься до стану A_i :

$$J_{A_i}(B) = \sum_{j=1}^m P(B_j/A_i) \cdot J_{A_i}(B_j). \quad (1.23)$$

Величину $J_{A_i}(B_j)$ називають елементарною інформацією станів B_j о стані A_i . Величини $J_{A_i}(B)$ і $J_{A_i}(B_j)$ є усередненням елементарної інформації. Разом з тим елементарної інформації надають конкретний фізичний зміст.

Система контролю B може бути представлена системою ознак, пов'язаних зі станом об'єкта A . Тоді, якщо сигнал B зустрічається однаково часто за наявності стану A_i і за будь-яких інших станах об'єкта A , тобто. $P(B_j/A_i) = P(B_j)$, то очевидно, що такий сигнал не несе інформації про стан A_i . З виразу (1.19) видно, що у разі $J_{A_i}(B_j) = 0$. Якщо апріорна ймовірність стану A_i дорівнює $P(A_i)$, а після отримання сигналу B_j вона зміниться і стане $P(A_i/B_j)$, то за відомим станом можна отримати деяку інформацію щодо A_i :

$$J_{A_i}(B_j) = \log \left[\frac{P(A_i/B_j)}{P(A_i)} \right]. \quad (1.24)$$

Однак ймовірність стану A_i після отримання сигналу може стати більше або менше апріорної ймовірності залежно від характеру зв'язку цих ймовірностей. $J_{A_i}(B_j)$ може бути як позитивною, так і негативною величиною, тоді як $J_{A_i}(B)$ і $J_A(B)$ завжди позитивні чи рівні нулю. Елементарна інформація $J_A(B_j)$ стає негативною, якщо ймовірність стану A_i після отримання сигналу B_j меншується. У виразі (3.9) величина $J_A(B)$ представляється як результат усереднення за інформацією, що міститься в системі контролю B щодо кожного зі станів об'єкта A . Існує й інший шлях усереднення на основі введення поняття про інформацію, якою володіє стан B щодо об'єкта A :

$$J_A(B) = \sum_{j=1}^m P(B_j) \cdot J_A(B_j), \quad (1.25) \quad \text{де}$$

$$J_A(B_j) = \sum_{i=1}^m P(A_i/B_j) \cdot \log \left[\frac{P(A_i/B_j)}{P(A_i)} \right]. \quad (1.26)$$

Істотність чи значимість параметрів контролю також визначається за кількістю інформації, яку можна отримати за їх допомогою.

Розглянуті інформаційні підходи не передбачають зворотний зв'язок зі структурними параметрами об'єкта. Запропоновані інформаційні показники неможливо оцінити рівень працездатності об'єкта, т.к. характеризують лише кількість інформації, одержуваної під час контролю безвідносно до поточного стану об'єкта. Тут важливу роль відіграє мінливість діагностичних ознак, що реагують на множину можливих станів. Вирішальним дією щодо призначення діагностичних перевірок є виділення найбільш значимої інформації у складі многофакторного діагностичного аналізу. На цьому етапі цінність обстеження визначається мірою ймовірності даного стану, а не ймовірністю відмови за контрольованим параметром. Крім того, визначення ймовірностей $P(A_i)$, $P(B/A_i)$, $P(A_s)$, $P(B/A_s)$ з урахуванням особливостей експлуатації та конструкції при діагностуванні об'єктів АТ становить деяку складність, т.к. передбачає використання статистичних даних щодо багатьох ЛА та АТ. Необхідно відзначити, що для реалізації розглянутих підходів слід розбити простір можливих станів АТ на деяку детерміновану сукупність, що в принципі є можливим при зміні технічного стану АТ та відповідних параметрів.

Результатом порівняльного аналізу методів діагностики АТ, в основі якого покладено відомі підходи до теорії впізнавання, а також експертні оцінки з урахуванням накопичених багаторічних статистичних даних та узагальненого досвіду експлуатації є ієрархічна структура інформативності методів (таблиця 1.3). Раніше була проведена оцінка взаємозв'язку – «інформативність-метод» за 10-ти бальною шкалою.

Таблиця 1.3 - Ієрархічна структура та експертна оцінка інформативності основних методів діагностики АТ

№	Методи діагностики ВМД	Експертна оцінка (max – 10 балів)
	<u>Інструментальні</u>	
1	Тепловізійний (інфрачервона термографія)	9,5
2	Трибомоніторинг (аналіз проб авіамасел)	8,5
3	Ендоскопія (фото-відео документування)	8,0
4	Віброакустичний	7,5
6	Термозодинамічна параметрія	6,0
	Неруйнівний контроль (крім теплового)	6,0
9	<u>Аналітичні</u>	
	Класифікаційні	7,0
	Статистичних рішень	6,0
	Прогностичні	5,5

Враховувалася кількість безпомилково поставлених діагнозів («попадання в ціль») за результатами застосування розглянутих вище методів, на основі яких і проводилася експертна рейтингова оцінка. Так як отримувана інформація формувалася від різного обсягу вибірок, будь-яких кількісних характеристик, що дозволяють з математичною точністю оцінити вагомість кожного з методів.

1.9 Вимоги до інформаційного критерію технічного стану АТ

У попередньому розділі було проведено аналіз існуючих підходів до узагальненої оцінки стану технічних систем. На основі проведеного аналізу стосовно об'єктів АТ необхідно врахувати такі вимоги, що пред'являються до інформаційного критерію:

1. Інформаційний критерій (ІК) має максимально характеризувати систему діагностичних ознак АТ, тобто. відповідати мінливості та реагувати на можливі стани, що визначаються нормативно-технічною документацією. Оцінюючи якості АТ

першорядний інтерес з погляду експлуатанта представляє його працездатність, тому інформаційний критерій повинен відбивати саме цей бік якості.

2. Інформаційний критерій має бути критичний стосовно кожного з контрольованих діагностичних параметрів. Зміна рівня працездатності елементів АТ має характеризуватись зміною величини ІК і хоча б одного з діагностичних параметрів контролю. З іншого боку, до ІК не повинні включатися такі діагностичні параметри, зміна яких не відображала зміну рівня працездатності ГТД.

3. Інформаційний критерій та діагностичні параметри повинні мати фізичний зміст, бути пов'язаними функціонально зі структурними параметрами АТ та мати кількісну оцінку.

4. Інформаційний критерій - однозначно відображати ступінь мінливості стану АТ та прояв відмови за будь-яким із контрольованих параметрів.

5. Характер зміни ІК у процесі експлуатації ЛА та АТ – бути незворотнім. Це може дозволити прогнозувати терміни чергового контролю та припинення експлуатації АТ.

6. Інформаційний критерій повинен дозволяти оцінювати стан ЛА та АТ стосовно засобів і методів контролю, що використовуються. У цьому - дозволяти порівнювати ефективність різних систем контролю. Як критерій ефективності доцільно використовувати інформативність контролю.

7. Інформаційний критерій (ІК) - бути придатним для використання як складових приватних параметрів будь-якої розмірності та фізичної природи. При цьому приватні параметри повинні використовуватися без призначення недостатньо обґрунтованих вагових коефіцієнтів.

8. Інформаційний критерій повинен характеризувати рівень працездатності ЛА та АТ на всіх етапах їх експлуатації.

При оцінці можливості реалізації вимог до ІК доцільно розглядати для зручності класифікації безліч можливих станів АТ, як простір цих станів. І тут кожному класу можна поставити у відповідність певний рівень працездатності АТ, до критичного рівня. Оскільки ІК є деякою композицією приватних параметрів контролю, він повинен однозначно відбивати приналежність двигуна тому чи іншому класу станів. Одному й тому чисельному значенню ІК можуть відповідати різні стани, що належать одному класу. Кількість станів у класі визначається кількістю контрольованих приватних параметрів і може бути непрямою характеристикою інформативності системи контролю, що застосовується. Зміна рівня працездатності ЛА та АТ є безперервним процесом переходу об'єктів АТ з одного класу станів до іншого. Задавшись допусковим значенням окремих параметрів можна визначити гранично допустимий рівень працездатності, як критичний клас станів. І, нарешті, ІК повинен відображати перехід об'єкта, що діагностується, від одного класу станів до іншого аж до критичного.

Висновки до розділу 1

В першому розділі роботи розглядається сучасний стан ритання в області діагностування авіадвигунів і дається аналіз методів та засобів діагностики авіаційних ГТД, що використовуються на практиці. Відносно різноманіття методів пояснюється тим, що жоден з них не дозволяє врахувати всі вимоги, що пред'являються до формування діагнозу зі 100% достовірністю, оскільки вони несуть специфічну інформацію різної цінності. Жоден з методів не дозволяє оцінити стан двигуна з достатнім ступенем деталізації.

Для діагностики ГТД необхідно використовувати параметри, що мають максимальну інформативність, які доповнюють та уточнюють один одного. Розглянути існуючі підходи до розроблення узагальнених показників (параметрів) інформативності. Доведена необхідність врахування інформаційного взаємозв'язку системи при знаків і системи станів. Визначені вимоги до узагальненого інформаційного критерію технічного стану ГТД.

РОЗДІЛ 2

ТЕОРІЯ ІНФОРМАЦІЇ У ВИРІШЕННІ ЗАВДАНЬ ТЕХНІЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ

2.1 Завдання постановки діагнозу

Діагностика в цілому поєднує велике коло завдань сучасної техніки, медицини, геофізики та інших прикладних областей. У цих завданнях загальним є необхідність оцінити невідомий стан деякого об'єкта діагностики за результатами непрямих вимірів, які мають не детерміновану, а лише статистичну зв'язок з невідомим станом об'єкта. Ця особливість дозволяє широко використовувати для оптимізації діагностичного процесу методи теорії ймовірностей та математичної статистики.

Як було докладно розглянуто вище, багатокomпонентна діагностична інформація використовується з метою оцінки працездатності АТ, і навіть прогнозування її подальшого стану. Технічна діагностика тісно пов'язана з проблемою надійності, яка доводить, що відмови функціональних вузлів АТ є довільними подіями, тобто, їх характер та момент появи не пов'язані однозначно з будь-якими контрольованими зовнішніми факторами, та їх закономірності потребують імовірнісного розгляду. Стан АТ у певний момент часу t не визначається однозначно значенням t , а залежить від поєднання численних обставин, що складаються як у процесі виготовлення та ремонту ЛА та АТ, так і у процесі їх експлуатації. Кожному моменту часу відповідає не одне, а безліч можливих станів, в одному з яких може перебувати об'єкт діагностики. Ця множина є сукупністю фізичних можливостей, з яких насправді реалізується тільки одна.

Сучасна теорія надійності розрізняє в будь-якій технічній системі зазвичай два класи станів: «система справна», «система несправна» та вивчає розподіл ймовірностей цих станів для різних вузлів та агрегатів АТ, а також умов, у яких вони знаходяться.

До кожного з цих двох класів станів можна встановити кілька градацій, тобто, розбити їх на підкласи. Так, клас станів несправності можна поділити на підкласи залежно від цього, який елемент об'єкта несправний. У свою чергу клас справних станів можна підрозділити на підкласи, наприклад, за часом, протягом якого можна гарантувати, що вузол або агрегат, що знаходиться в даному стані, буде справним протягом T годин з ймовірністю $P(T)$ (з випереджаючим допуском) .

Кожному класу станів $W_i (i=1,2,\dots,r)$ можна поставити у відповідність ймовірність P_i того, що стан механізму в даний момент часу t буде належати цьому класу. Ці ймовірності виявляються при багаторазовому діагнозі механізмів даного виду та характеризують частоту виявлення при цьому стані класу W_i

$$\sum_{i=1}^r P_i = 1.$$

Знаючи можливість P_i , можна оцінити невизначеність стану в момент t , скориставшись визначенням ентропії

$$H(W) = - \sum_{i=1}^n P_i \lg P_i. \quad (2.1)$$

При діагнозі станів ЛА та АТ аналізуються деякі зовнішні ознаки та супроводжуючі процеси. Кожен ознака можна як симптом того чи іншого стану, оскільки з деякими станами АТ він сумісний, коїться з іншими - немає. Після виявлення деякої ознаки V_j ймовірності станів P_i залишаться колишніми, якщо ця ознака не несе інформації про стан об'єкта, або зміняться, причому в цьому випадку ентропія $H(W/V_j)$, тобто, невизначеність стану зменшиться.

Симптом можна оцінити кількістю інформації $J(V_j)$, яку він доставляє про технічну систему:

$$J(V_j) = H(W) - H(W/V_j),$$

де $H(W/V_j)$ - ентропія стану ГТД після виявлення ознаки V_j .

Існують методи перевірки статистичних гіпотез (мінімального ризику, мінімального числа помилкових рішень, найбільшої правдоподібності, метод ітерацій (мінімаксу), Неймана-Пірсона, Байєса), які дозволяють на підставі відомих розподілів ймовірностей станів технічних систем та умовних ймовірностей появи того чи іншого ознаки при різних станах оцінити достовірність припущення, що об'єкт діагностики перебуває у стані W_i , у своїй необхідна достовірна і достатня статистична база. Під статистичними методами діагностики розуміються методи, що дозволяють стохастично організувати оптимальне управління процесами діагностування.

Практика використання статистичної діагностики в авіатехніці та інших галузях призвела до одного загального висновку – її ефективність прямо пропорційна знанню зазначених функцій розподілу ймовірностей тих випадкових величин, які роблять діагностичний процес випадковим (розподіл несправностей, результатів перевірок тощо.). Це призвело до постановки завдань адаптації системи технічної діагностики, до реальної статистичної структури діагностичних даних.

Природно, що діагностування повинні певним чином оптимізуватися. Справді, якщо ці процеси затягнуться, перейти на статистичну діагностику можна буде лише наприкінці життєвого циклу об'єкта. Зрозуміло, що в цьому випадку отримувана вигода буде мінімальною. Разом з тим, якщо перехід на статистичні методи буде передчасним, це не дасть великого виграшу, а іноді може призвести до зайвих втрат. Якщо діагностична вибірка дуже мала, то й достовірність оцінки розподілу буде недостатньою. Тому і статистична оптимізація процесу діагностики за такою оцінкою не буде ефективною.

Необхідно відзначити, що оцінка статистичного розподілу включає оцінку його виду та оцінку відповідних параметрів. Перше завдання вирішується методами непараметричної статистики. Друга - використовує два різновиди методів - байєсовські і не байєсовські підходи. З огляду на досвід експлуатації однотипних об'єктів можна скласти певну думку про сімейства тих розподілів, які зустрічаються в завданнях постановки діагнозу. Як правило, це експонентні сімейства. Проте конкретне значення їхніх параметрів для об'єкта конкретного типу часто невідоме. Саме тому завдання оцінки невідомого, розподілу історії діагнозу (генез) насамперед є завданням оцінки параметрів цього розподілу. Проте необхідно узагальнити деякі види безперервних розподілів, що дасть можливість вирішувати параметричними методами і ряд непараметричних завдань.

До того часу, доки отримано оцінка для невідомого параметра історія діагнозу, не можна статистично оптимізувати алгоритми діагностики. З одного боку, хотілося б таку оцінку отримати якнайшвидше, з іншого — найточніше. Ці суперечливі вимоги створюють основу для запровадження такого критерію оптимізації процесів діагностування, який враховував як наростання траєкторних втрат на збір діагностичної інформації у вигляді історій діагнозу, так і очікуване значення ступеня ризику від переходу на статистичні методи діагностики.

Завдання переходу на статистичні методи діагностики вимагає також вирішення цілого ряду організаційно-методичних питань, таких, як розумний вибір та нормування траєкторією та ступеня ризику складових критерію оптимізації, визначення рамок самого об'єкта діагностування та його контрольованих величин, визначення можливості переходу на статистичну оцінку технічного стану цього об'єкт і т.д. Для вирішення цих питань необхідно врахувати інформаційний аспект під час виборів сукупності контрольованих параметрів (методів) об'єктів АТ.

У загальному вигляді інформація визначена відомостями про фізичну систему (об'єкт), явище, подію, що є об'єктом зберігання, передачі та перетворення. Оскільки мета технічної діагностики – з найменшими витратами отримувати інформацію про

дійсний стан об'єктів, необхідно мати інформаційну оцінку процесів діагностування. При цьому виходять із таких положень. Як зазначалося, перед початком оцінки працездатності об'єкта існує повна невизначеність у судженні про стан об'єкта. Здійснення перевірки кожного показника зменшує ступінь невизначеності через отримання інформації про стан об'єкта. Оцінивши обсяг інформації, що несе кожен показник, можна визначити оптимальну сукупність методів оцінки дійсного стану об'єкта. Тут слід враховувати два аспекти:

- вага кожного з показників, при цьому призначати найбільшу вагу тому показнику, який є найбільш залежним від змін, що відбуваються в об'єкті;
- технічну реалізацію об'єкта, тобто, тип елементів та структуру об'єкта.

З цього погляду об'єкт може характеризуватись ймовірністю безвідмовної роботи елементів, вузлів, блоків чи пристроїв, що визначають формування показників.

Діагноз ґрунтується як на статистиці, так і на припущенні, що технічна система є детермінованою, тобто, кожному стану системи відповідають цілком певні зовнішні прояви і навпаки, кожному діагностичному сигналу відповідає цілком певний технічний стан системи.

Можливі й інші, більш складні залежності, проте будь-яка зміна параметра за часом може бути представлена у вигляді комбінації основних закономірностей (тренд, стрибок, викид, розкид), і подальше ускладнення моделей нічого не додає у сенсі їхнього зв'язку з технічним станом об'єкта.

Найпростіший спосіб використання тенденцій зміни параметра діагностування з напрацювання - візуальне порівняння одержуваних у процесі експлуатації графіків з еталонними кривими, побудованими для даного типу двигуна. Не слід недооцінювати ефективність такого підходу. Однак його успішність визначається точністю ручної реєстрації параметра, наявністю достатньо

підготовленого технічного персоналу, а також організацією всього процесу збору, ручної обробки та систематизації інформації, що виходить від великої кількості різноманітних об'єктів експлуатації.

Опис процесу зміни параметра в середньому не може дати задовільного діагнозу, так як більшої важливості набуває оцінка тенденції зміни параметра в даний момент. Тому модель прогнозування має бути наділена властивостями обліку змін, тобто змін. адаптивними властивостями. В цьому випадку модель «самоналаштовується», враховує діагностичну вагу нової інформації, за винятком застарілих даних.

Очевидно, що зі збільшенням числа контрольованих параметрів повніше буде відображено поточний стан об'єкта, але, з іншого боку, для відстеження великого обсягу параметрів вимірювальна апаратура повинна відповідати підвищеним вимогам, що неминуче призводить до її подорожчання.

Разом з тим, оскільки не всі параметри ЛА та АТ мають однакову інформативність, великого практичного значення набуває завдання виявлення тих з них, які повинні включатися до процедури контролю насамперед..

2.2 Безліч можливих станів ЛА та АТ

У процесі експлуатації, а також при виготовленні та ремонті АТ деякі її фізичні властивості можуть змінюватися. Однією з основних понять теорії технічного діагнозу є поняття – стан аналізованого об'єкта. Під станом маємо на увазі набір дійсних чисел (параметрів стану) x_1, x_2, \dots, x_n , що характеризують суттєві властивості вузлів ФС АТ і способи їх з'єднання один з одним у момент часу t .

Стан об'єкта буде визначено, якщо стане відомо значення кожного параметра x_1, x_2, \dots, x_n . Це і є завданням діагнозу. Сукупність параметрів, що визначають стан АТ, повинна відповідати таким умовам:

1. Кожен параметр x_i може змінюватись незалежно від зміни параметрів $x_j (i \neq j)$. Під незалежністю у разі слід розуміти таке. Наприклад, зміна радіальних зазорів всіх підшипників валів ГТД, взагалі кажучи, залежить від часу його роботи, і в цьому сенсі величина зазору кожного підшипника пов'язана деяким чином з зазорами інших підшипників. Але, якщо взяти до уваги, що цей зв'язок не однозначний, так як знос однієї деталі може істотно відрізнятись від зносу інших, а також, якщо допустити можливість заміни одного підшипника без заміни інших, слід визнати, що зазори підшипників як параметри стану є незалежними величинами. Будемо вважати параметри стану незалежними у тому випадку, якщо не існує функції, яка б дозволяла однозначно визначати параметр x_i за відомими значеннями інших параметрів цієї сукупності. Так, якщо число параметрів стану зносу підшипникового вузла ГТД включені посадковий діаметр валу d , внутрішній діаметр підшипника D і установчий зазор S між валом і підшипником, то ці параметри не можна вважати незалежними, оскільки, знаючи два з них, завжди можна визначити і третій, скориставшись елементарною формулою $S = D - d$.

Система незалежних параметрів мінімальна, оскільки вона містить надлишкових параметрів, запровадження яких додає додаткової інформації про стан об'єкта діагностики.

2. Сукупність параметрів стану x_1, x_2, \dots, x_n має бути повною, тобто. крім цих величин у ФС АТ не повинно існувати інших незалежних параметрів, визначення яких входить у діагностичну задачу та їх зміна призводить до суттєвої варіації діагностичної інформації.

Вимога повноти інформації від системи параметрів технічного стану еквівалентна вимозі рівності числа параметрів, прийнятих для опису стану, числу ступенів свободи об'єкта, що досліджується. Як відомо, спроба опису стану системи кінцевим набором параметрів призводить до ідеалізації, що більш-менш узгоджується з дійсністю. Ця обставина проявляється і під час вирішення діагностичних завдань. Неповний опис технічного стану АТ діагностичними

параметрами – одне з основних джерел помилок (перешкод) під час встановлення діагнозу. При вирішенні питання про включення того чи іншого параметра ЛА та АТ у сукупність діагностичних параметрів необхідно враховувати два види обставин:

1. Деякі діагностичні параметри ФС, як змінні, можуть безпосередньо входити у формулювання діагностичної задачі. Наприклад, можуть бути поставлені завдання – забезпечити визначення зазорів у підшипниках, кута перекосу зачеплення шліцьової пари, тиску та кута упорскування палива форсункою камери згоряння, величини подачі палива тощо. Ці величини, безперечно, слід вважати діагностичними параметрами технічного стану ГТД.

2. При розробці системи діагностики, коли вже вибрано фізичні процеси, які будуть використовуватися як інформаційний діагностичний сигнал, слід розглянути інші діагностичні параметри технічного стану АТ з точки зору їх впливу на параметри первинного діагностичного сигналу. Якщо зміна будь-якого параметра стану не призводить до істотної зміни параметрів діагностичного сигналу, то завдання слід вважати нерозв'язною. Необхідно або змінити завдання, або використовувати для діагностики інший інформаційний сигнал, залежність якого від усіх параметрів стану більш яскраво виражена і піддається контролю наявними технічними засобами. Однак може зустрітися і протилежний випадок, коли кількість діагностичних параметрів, від яких суттєво залежить підсумкова інформація, більша за кількість параметрів, що підлягають визначенню в даній діагностичній задачі. Ці додаткові величини повинні бути включені до числа параметрів визначення стану. Так, при віброакустичній діагностиці необхідно вважати суттєвими всі параметри ГТД, зміна яких призводить до зміни силових взаємодій між деталями (зазори в парах, що труться, ерозійне знос лопаток компресора, розбандажування полиць робочих лопаток компресора низького тиску (КНТ), потрапляння сторонніх предметів у вхід і т.д.). Ця обставина буде враховано з прикладу рішення конкретної діагностичної задачі у наступному розділі посібника. Однією з переваг аналізованої інформаційної діагностики слід вважати те, що силові взаємодії (деформації та

напруги в деталях) є суттєвими з точки зору працездатності АТ, а тому потребують кількісного визначення. Сукупність x, y, z можна як вектор, заданий в тривимірному просторі, а самі числа, як проекції вектора на координатні осі. За аналогією, сукупність n чисел x_1, x_2, \dots, x_n розглядається як вектор n -вимірного простору станів. Технічний стан АТ позначатимемо W або (x_1, x_2, \dots, x_n) . Виникає питання структури векторного простору станів АТ, тобто. про взаємозв'язок її елементів. Для цього простору справедливі операції складання векторів, множення їх на число, а також інші лінійні операції, що зводяться до відповідних операцій над компонентами векторів:

$$w = w' + w'' = (x'_1 + x''_1, x'_2 + x''_2, x'_n + x''_n)$$

$$W = aW' = (ax_1, ax_2, \dots, ax_n),$$

де a – постійне число; x'_i и x''_i – відповідно компоненти векторів W' и W'' .

Нехай $W = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ – стан ГТД у певний момент часу t , а у момент часу $t+\Delta t$ нехай воно визначається вектором $W + \Delta W = (x_1 + \Delta x_1, x_2 + \Delta x_2, \dots, x_n + \Delta x_n)$, тоді похідна

$$\frac{dW}{dt} = \left(\frac{\Delta x_1}{\Delta t}, \frac{\Delta x_2}{\Delta t}, \dots, \frac{\Delta x_n}{\Delta t} \right)$$

характеризуватиме швидкість зміни стану АТ в момент часу t , а інтеграл (2.2) вкаже стан, в якому буде знаходитись об'єкт діагностики в момент t , якщо в початковий момент $t = 0$ він був у стані W_0 .

$$W(t) - W_0 = \int_0^t W dt = \left(\int_0^t x_1 dt, \int_0^t x_2 dt, \dots, \int_0^t x_n dt \right) \quad (2.2)$$

Виходячи з фізичних міркувань, очевидно, що простір станів безперервно і всюди щільно, так, змінюючи один стан на інший, технічний об'єкт завжди проходить через нескінченну кількість проміжних станів.

Специфіка діагностичних завдань потребує встановлення у просторі станів відношення порядку між його елементами. Це викликано тим, різні стани АТ не рівноцінні з погляду споживача діагностичної інформації.

Властивість упорядкованості множини полягає в тому, що будь-яка пара його елементів W' і W'' знаходиться у відношенні, що підпорядковується наступним умовам:

а) для елементів W' і W'' можливі лише три співвідношення порядку: або $|W'| < |W''|$, або $|W'| > |W''|$, або $|W'| = |W''|$;

б) якщо $|W'| < |W''|$ і $|W''| > |W'''|$, то $|W'| < |W'''|$, де $|W''|$ - деяка числова характеристика вектора W .

Щоб упорядкувати безліч можливих станів, необхідно задати на ньому деякі числові функції, які відповідають поняттям довжини вектора та кута між векторами звичайного тривимірного простору.

Введене поняття довжини вектора стану досить абстрактно, але розробки конкретної системи діагностики йому може бути надано більш ясний фізичний сенс. Наприклад, кожному стану авіадвигуна W можна поставити у відповідність позитивне число tw , протягом якого він з ймовірністю $P(D)$ буде справним. Можна задатися часом T і кожному стану W поставити у відповідність ймовірність P_w , т.ч. двигун, що перебуває у стані W , буде справний протягом часу T . Неважко переконатися, що введені функції стану tw і P_w задовольняють умовам, що визначають поняття відстані.

2.3 Параметрична класифікація об'єкта діагностики на прикладі двигуна Д-30КП

Завдання підвищення достовірності діагностування об'єктів АТ завжди залишається актуальним через випадкову природу системи ознак і системи станів. Організація достовірного діагностування об'єктів АТ ускладнюється необхідністю включення до процедури діагностування значної кількості різнорідних фізичних величин (ознак та їх параметрів), що відображають поведінку та взаємодію різних підсистем вузлів та елементів АТ. Перехід об'єкта АТ з одного стану до іншого супроводжується зміною цілого ряду ознак, які необхідно обробляти комплексно.

Слід зазначити, що на цьому етапі важливе значення має параметрична діагностика, яка включає частину методів, викладених у попередніх розділах. Однак параметрична діагностика ефективна в основному на певних проміжках польоту, результатом якої є сигналізація відмови або відхилення будь-якого параметра в даний час. Наприклад, характерною рисою ознак відмов системи автоматичного управління (САУ) ГТД є те, що багато з них носять стохастичний характер, тобто, виявляються у поєднанні з випадковими сигналами із закидом по амплітуді. Внаслідок цього результати вимірювань контрольованих параметрів мають суттєвий розкид. Зокрема такий характер мають ознаки втрати газодинамічної стійкості ГТД, що вносить невизначеність у контроль газодинамічного стану двигуна і призводить до помилок діагностування.

Сьогодні параметрична діагностика набула широкого поширення, оскільки кількість елементів, що діагностуються на сучасних двигунах постійно зростає. Наприклад, на ГТД Д30КП-2 одночасно обробляється 249 бінарних та 33 аналогових параметрів, і за даними системи БСКД (при певному поєднанні ознак) можливо здійснювати прийнятну постановку діагнозу. Однак таку кількість інформації можна трактувати неоднозначно, що сприяє виникненню помилок першого та другого роду, тому необхідно виділити значущі інформаційно-ємні ознаки.

У цих умовах побудови ефективних алгоритмів діагностування виявляється можливим лише на основі використання статистичних моделей, відбивають поведінку об'єкта у різних, зокрема відмовних станах. У цьому формування діагнозу

зводиться до віднесення фактичного стану об'єкта до однієї з кількох (можливих) класів, перелік яких фіксується заздалегідь.

Кожен із класів характеризується власним еталоном, якому притаманні усереднені за параметрами ознаки. Геометрично будь-якому конкретному об'єкту відповідає деяка точка в N -вимірному просторі ознак, а поділ еталонів означає побудову в цьому просторі так званих роздільних гіперповерхів, що встановлюють межі між класами на основі правила рішення. Оскільки не всі контрольовані параметри ГТД мають однакову інформаційну цінність, то велике практичне значення набуває завдання ранжирування цих параметрів – виявлення таких із загального числа, які мають включатися до процедури контролю насамперед.

На першому етапі необхідно сформувати номенклатуру діагностичних ознак, придатних для цілей діагностування. Тут є кілька методів:

Метод малих відхилень. За рівняннями, що пов'язують основні характеристики об'єкта та його контрольовані параметри (діагностичні ознаки), є коефіцієнти впливу зазначених параметрів на показники якості об'єкта. Ті параметри, які мають найбільші коефіцієнти впливу визнаються найбільш інформативними.

Метод факторного аналізу. За результатами багатфакторного експерименту визначається зв'язок узагальненого показника якості об'єкта з його контрольованими параметрами, після чого проводиться оцінка значення коефіцієнтів отриманої функціональної залежності.

Метод математичного моделювання чи напівнатурних випробувань об'єкта. Дослідження об'єкта проводиться на аналоговій або цифровій моделі з деталізованою точністю до попередньо названої сукупності параметрів. Внаслідок проведення серії експериментів, пов'язаної з імітацією серії характерних відмов, визначаються ознаки об'єкта, найбільш критичні до зміни його стану.

Метод експертних оцінок. Перелік контрольованих параметрів об'єкта встановлюється з урахуванням думок певної кількості експертів-фахівців у цій галузі.

Методи оптимізації набору контрольованих параметрів. За допомогою методів, що входять до цієї групи, забезпечується вибір такого набору параметрів, який дає можливість оцінити екстремум прийнятого критерію оптимальності (максимум кількості інформації, що отримується, мінімум середнього ризику і т.д.)

Розглянемо докладніше методи оптимізації набору контрольованих параметрів як найбільш придатні для практичного використання.

Вважатимемо, що є певна сукупність діагностичних ознак K_1, K_2, \dots, K_{n_0} , які характеризують можливі стани об'єкта. Об'єкт у довільний момент може бути або у справному стані D_0 з ймовірністю P_0 , або в будь-якому з відмовних станів D_1, D_2, \dots, D_r з відповідними ймовірностями. Вплив відмов різних елементів об'єкта здійснюється за допомогою матриці станів $W = \|W_{ij}\|_{n_0 \times (r+1)}$, число рядків якої дорівнює загальній кількості ознак, а кількість стовпців – кількості можливих станів об'єкта. При цьому $W_{ij} = 1$, якщо параметр d_k приймає допустимі значення стану D_j і $W_{ij} = 0$ – інакше, зазвичай виникає завдання вибору такого обмеженого набору N ознак діагностування, за допомогою яких дається прийнятна кількість інформації про стани об'єкта.

Спочатку обчислюємо повну інформаційну ентропію К. Шеннона

$$H_0 = - \sum_{j=0}^r P(D_j) \cdot \ln P(D_j) \quad (2.3)$$

Реєстрація кожної реалізації ознаки знижує ентропію, т.к. несе інформацію про стан об'єкта. Середню умовну ентропію об'єкта після реєстрації можна знайти так:

$$H_i(d_{K_i}) = P(d_{K_i}) \cdot H(d_{K_i}) + P(\bar{d}_{K_i}) \cdot H(\bar{d}_{K_i}), \quad (2.4)$$

де $P(d_{Ki})$ і $P(\bar{d}_{Ki})$ – відповідно ймовірності отримання результатів «у нормі» та «не в нормі», $H(d_{Ki})$ и $H(\bar{d}_{Ki})$ – ідповідні даним результатам умовні ентропії. Використовуючи матрицю станів, можна знайти:

$$P(d_{K_i}) = \sum_{j \in \Omega_i} P(D_j); \quad P(\bar{d}_{K_i}) = \sum_{j \in \bar{\Omega}_i} P(D_j), \quad (2.5)$$

де $\Omega_i = [j : W_{ij} = 0]$ – множина індексів, складена з номерів стовпців j , мають символи 0 на перетині з i -ої рядком матриці W . Ентропія стану об'єкта після проведення діагностування за ознакою розраховується як:

$$\begin{aligned} H(K_i) &= - \sum_{j \in \Omega_i} P\left(\frac{D_j}{K_i}\right) \ln P\left(\frac{D_j}{K_i}\right) \\ H(\bar{K}_i) &= - \sum_{j \in \bar{\Omega}_i} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}\right) \ln P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}\right) \end{aligned} \quad (2.6)$$

де $\sum_{j \in \Omega_i} P\left(\frac{D_j}{K_i}\right)$ и $\sum_{j \in \bar{\Omega}_i} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}\right)$ - умовні ймовірності, що відповідають різним результатам діагностування за ознакою K_i ; визначаються за формулами Байєса:

$$\begin{aligned} P\left(\frac{D_j}{K_i}\right) &= \frac{P(D_j)}{\sum_{j \in \Omega_i} P(D_j)} \\ &= \frac{P(D_j)}{\sum_{j \in \Omega_i} P(D_j)} \end{aligned} \quad (2.7)$$

Підставляючи (2.6), (2.7) у (2.4), знаходимо кількість інформації, отриману в результаті діагностування об'єкта за ознакою K_i :

$$I(K_j) = H_0 - H_j(K_i) \quad (2.8)$$

Виконавши аналогічні розрахунки всім конкуруючих ознак $K_i (i=1, 2, \dots, n_0)$, неважко вибрати ознаку з максимально корисною інформацією, контроль якого має здійснюватися насамперед.

Наступним по порядку перевіряється ознака K_m , забезпечує максимум умовної інформації щодо нового стану об'єкта з ентропією H_{il} и т.д. Таким чином, умовна ентропія $H_{il}(K_i/K_l)$ буде дорвнювати

$$H_{il}(K_i/K_l) = P(K_i/K_l) \cdot H(K_i/K_l) + P(\bar{K}_i/K_l) \cdot H(\bar{K}_i/K_l) + P(K_i/\bar{K}_l) \cdot H(K_i/\bar{K}_l) + P(\bar{K}_i/\bar{K}_l) \cdot H(\bar{K}_i/\bar{K}_l) \quad (2.9)$$

де $P(K_i/K_l)$ та $P(\bar{K}_i/K_l)$ - відповідно умовні ймовірності того, що ознака K_i знаходиться в межах свого поля допуску, або не в цих межах, якщо раніше зареєстрована ознака K_l - «у нормі»; $P(K_i/\bar{K}_l)$ и $P(\bar{K}_i/\bar{K}_l)$ - умовні ймовірності знаходження K_i у заданих межах. При цьому для всіх $i \neq l$:

$$\begin{aligned} P\left(\frac{K_i}{K_l}\right) &= \sum_{j \in (\Omega_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{K_l}\right) ; P\left(\frac{K_i}{\bar{K}_l}\right) = \sum_{j \in (\Omega_i \cap \Omega_l)} P\left(\frac{D_j}{K_l}\right) \\ P\left(\frac{\bar{K}_i}{K_l}\right) &= \sum_{j \in (\Omega_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_l}\right) ; P\left(\frac{\bar{K}_i}{\bar{K}_l}\right) = \sum_{j \in (\Omega_i \cap \Omega_l)} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_l}\right) \\ P\left(\frac{K_i}{K_l}\right) &= \sum_{j \in (\Omega_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{K_i K_l}\right) \ln P\left(\frac{K_i}{K_j K_l}\right) \\ P\left(\frac{\bar{K}_i}{K_l}\right) &= \sum_{j \in (\Omega_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i K_l}\right) \ln P\left(\frac{K_i}{\bar{K}_j K_l}\right) \end{aligned} \quad (2.10)$$

$$P\left(\frac{K_i}{\bar{K}_l}\right) = \sum_{j \in (\Omega_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{K_i \bar{K}_l}\right) \ln P\left(\frac{K_i}{K_j \bar{K}_l}\right)$$

$$P\left(\frac{\bar{K}_i}{\bar{K}_l}\right) = \sum_{j \in (\bar{\Omega}_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i \bar{K}_l}\right) \ln P\left(\frac{K_i}{\bar{K}_j \bar{K}_l}\right)$$

Кількість інформації, отримана внаслідок реєстрації ознаки $K_i (i \neq l)$ щодо стану, що виник після діагностування за ознакою K_l , визначається як

$$I(K_i/K_l) = H_l(K_l) - H_{il}(K_i/K_l). \quad (2.11)$$

Аналізуючи, можна знайти таку ознаку K_m , для якої

$$I(K_m/K_l) = \max I(K_i/K_l) \quad (2.12)$$

Вибір наступних ознак проводиться відповідно до наведеної схеми до тих пір, поки число обраних ознак буде рівне числу можливих станів. Розглянемо це на конкретному прикладі.

Оцінимо інформативність діагностичних признаков для двигуна Д-30КП.

Дослідимо діагностичний признак «підвищена вібрація», признак, який досить часто зустрічається в польоті. Попередньо здійснені дослідження 69 двигунів, що експлуатуються українськими авіакомпаніями та вибрано 6 «адресів». До цих «адресів» (діагнозів) відносяться: пошкодження від попадання сторонніх предметів, зруйнування задних опор, коробління та прогар камери згоряння, виникнення та розвиток тріщин, обрив лопаток, розбандажування полиць робочих лопаток. Проведеи необхідні розрахунки умовної ентропії К.Шеннона та інформативності признаку, що розглядається, який реагує на вказані стани.

2.4 Розрахунок інтенсивності відмов двигуна Д-30КП

Обробивши статистичні дані по вібраціях, визначаємо зони двигуна, які найбільш піддаються вібраційним навантаженням: вентилятор, компресор низького тиску (КНТ), компресор високого тиску (КВТ), задня опора КНТ, задня опора КВТ.

Виходячі з того, що вихідні ймовірності станів ГТД є функціями часу, процедуру визначення сукупності найбільш інформативних признаков слід виконувати для кількох значень t в інтервалі $(0; T_c)$, де T_c – час роботи системи. Однак в тих випадках, коли T_c достатньо мало, і вказані ймовірності на цьому інтервалі змінюються мало, можна виконати їх осереднення:

$$P_j = \frac{1}{t} \int_0^t P_j(t) dt, j = 0, 1, \dots, r.$$

Вирогідність умови в кожній з підсистем підпорядковується експоненціальному закону, тобто

$$P_i(t) = 1 - e^{-\lambda_i t}, (i = 1, 2, \dots, 5). \quad (2.13)$$

Розрахунок інтенсивності відмов, наведених вище вузлів, вичісляємо за відомою формулою (2.14). Розрахунок $\lambda(t)$ наведений нижче у таблицях 2.1-2.5.

$$\lambda(t) = \frac{\Delta n_i}{(N_i - n_i(t)) \Delta t_i}, \quad (2.14)$$

де Δn_i – число відмовивших виробів в інтервалі Δt_i ;

N_i – число виробів, що спостерігаються в інтервалі Δt_i ;

$n_i(t)$ – число виробів, що відмовили до початку i -го інтервалу наробітку.

На практиці при експлуатації двигунів найбільш часто відмови вищеназваних вузлів розподілені нерівномірно. Тому для розрахунку необхідно розділити ресурс двигуна, що розглядається на три етапи. Тут, як показав аналіз, кожному етапу властиві свої відмови.

Таблиця 2.1 - Вентилятор

Δt	Δn	$n(t)$	$\lambda(t)$
0-1000	4	0	0,00017391
1000-2000	0	4	0
2000-3000	5	4	0,00026316
3000-4000	4	9	0,00028571
4000-5000	0	13	0
5000-6000	4	13	0,0004

Таблиця 2.2 - КНТ

Δt	Δn	$n(t)$	$\lambda(t)$
0-1000	2	0	8,69565E-05
1000-2000	1	2	4,7619E-05
2000-3000	0	3	0
3000-4000	0	3	0
4000-5000	0	3	0
5000-6000	1	3	0,00005

Таблиця 2.3- КВТ

Δt	Δn	$n(t)$	$\lambda(t)$
0-1000	0	0	0
1000-2000	0	0	0
2000-3000	0	0	0
3000-4000	1	0	4,34783E-05
4000-5000	2	1	9,09091E-05
5000-6000	1	3	0,00005

Таблиця 2.4 - Задня опора КНТ

Δt	Δn	$n(t)$	$\lambda(t)$
0-1000	0	0	0
1000-2000	0	0	0
2000-3000	0	0	0
3000-4000	1	0	4,34783E-05
4000-5000	1	1	4,54545E-05
5000-6000	1	2	4,7619E-05

Таблиця 2.5 - Задня опора КВТ

Δt	Δn	$n(t)$	$\lambda(t)$
0-1000	0	0	0
1000-2000	0	0	0
2000-3000	1	0	4,3478E-05
3000-4000	0	1	0
4000-5000	2	1	9,0909E-05
5000-6000	0	3	0

На етапі напрацювання від 0 до 2000 годин найчастіше зустрічаються відмови вузлів вентилятора та КНТ, пов'язані з потраплянням сторонніх предметів у вхідний пристрій двигуна та перші ступені КНТ. Практична відсутність відмов інших вузлів на даній ділянці напрацювання пояснюється відсутністю інформаційного масиву, що містить відомості про напрацювання двигунів типу, що розглядається, пов'язаних з відносно невеликим досвідом експлуатації на досліджуваній період.

На етапі напрацювання від 2000 до 4000 годин до попередніх вузлів можна додати відмови КВТ та задніх опор роторів КНТ та КВТ.

На заключному етапі від 4000 до 6000 годин також виявляються всі описані вище відмови, але вже значною мірою.

2.4 Оцінка середньої умовної ентропії на проміжку напрацювання від 0 до 6000 годин

Оцінка середньої умовної ентропії на проміжку напрацювання від 0 до 2000 годин.

Час роботи двигуна – 2000 годин. Двигун може перебувати в одному із трьох станів (D_0, D_1, D_2):

1. Усі системи справні (D_0).
2. Пошкодження вентилятора (D_1 ; $\lambda_1 = \lambda_{\text{вент}} = 0,000087$).
3. Пошкодження КНТ (D_2 , $\lambda_2 = \lambda_{\text{кнт}} = 0,000729$).

Визначимо середнє значення ймовірностей реалізації кожного зі станів на інтервалі 0-2000 годин. Виходячи з (2.13) маємо:

$$P_0 = \frac{1}{t(\lambda_1 + \lambda_2)} = 1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2)t}$$

$$P_0 = 0,8004461;$$

$$P_1 = \frac{\frac{1 - e^{-(\lambda_2)t}}{\lambda_2} - \frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2)t}}{\lambda_1 + \lambda_2}}{t}$$

$$P_1 = 0,142305;$$

$$P_2 = \frac{\frac{1 - e^{-(\lambda_1)t}}{\lambda_1} - \frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2)t}}{\lambda_1 + \lambda_2}}{t}$$

$$P_2 = 0,051289;$$

Ентропія вихідного стану двигуна дорівнює

$$H_0 = -(P_0 \ln(P_0) + P_1 \ln(P_1) + P_2 \ln(P_2)) \quad (2.15)$$

$$H_0 = 0,429806.$$

Припустимо, що стан двигуна може бути однозначно охарактеризовано значенням шести ознак K_1, \dots, K_6 , що істотно впливають на вібрацію ГТД. Тоді матриця станів матиме вигляд (таблиця 2.6).

Таблиця 2.6 – Матриця станів

Признак	D0 (всі системи справні)	D1 (пошкодження вентилятора)	D2 (пошкодження КНД)
K1 (потрапляння сторонніх предметів у вхідний пристрій двигуна та вентилятор)	0	1	1
K2 (руйнування задніх опор валів)	0	0	0
K3 (короблення та прогар камери згоряння)	0	1	1
K4 (виникнення та розвиток тріщин на робочих лопатках компресора)	0	0	1
K5 (Обрив лопаток компресора)	0	0	1
K6 (Розбандажування полиць робочих лопаток КНД)	0	1	1

Середня умовна ентропія стану двигуна за умови зміни ознаки K_1 дорівнюватиме:

$$H_{K_1} = (P_1 + P_2) \cdot \left(\left(-\frac{P_1}{P_1 + P_2} \cdot \ln\left(\frac{P_1}{P_1 + P_2}\right) \right) + \left(-\frac{P_2}{P_1 + P_2} \cdot \ln\left(\frac{P_2}{P_1 + P_2}\right) \right) \right)$$

$$H_{K1} = 0,111926.$$

Аналогічно знаходимо середню умовну ентропію стану двигуна за умови зміни ознаки K_2

$$H_{K2} = 0,479773.$$

Середня умовна ентропія стану двигуна за умови зміни ознаки K_4

$$H_{K_4} = (P_0 + P_1) \cdot \left(\left(-\frac{P_0}{P_0 + P_1} \cdot \ln\left(\frac{P_0}{P_0 + P_1}\right) \right) + \left(-\frac{P_1}{P_0 + P_1} \cdot \ln\left(\frac{P_1}{P_0 + P_1}\right) \right) \right)$$

$$H_{K4} = 0,685304.$$

$$H_{K6} = H_{K1} = H_{K3} = 0,111996; H_{K5} = H_{K4} = 0,685304.$$

Оцінка середньої умовної ентропії на проміжку напрацювання від 0 до 4000 годин

Час роботи двигуна – 4000 годин. Двигун може перебувати в одному із шести станів ($D_0, D_1, D_2, D_3, D_4, D_5$):

1. Усі системи справні (D_0).
2. Пошкодження вентилятора ($D_1, \lambda_1 = \lambda_{\text{вент}} = 0,000241$).
3. Несправність КНТ ($D_2, \lambda_2 = \lambda_{\text{кнт}} = 0,000067288$).
4. Несправність КВТ ($D_3, \lambda_3 = \lambda_{\text{квт}} = 0,0000434783$).
5. Несправність задньої опори КНТ ($D_4, \lambda_4 = \lambda_{\text{зо}} = 0,0000434783$).
6. Несправність задньої опори КВТ ($D_5, \lambda_5 = \lambda_{\text{по}} = 0,0000434783$).

Визначимо середнє значення ймовірностей кожного із станів на інтервалі 0-4000 годин. Маємо:

$$P_0 = 1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5) \cdot t}$$

$$P_0 = 0,827874;$$

$$P_1 = \frac{\frac{1 - e^{-(\lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5} - \frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5}}{t}$$

$$P_1 = 0,219771;$$

$$P_2 = \frac{\frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_1 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5} - \frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5}}{t}$$

$$P_2 = 0,049431;$$

$$P_3 = \frac{\frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_4 + \lambda_5} - \frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5}}{t}$$

$$P_3 = 0,031067;$$

$$P_4 = P_5 = P_3 = 0,031067; P_6 = P_1 = 0,219771.$$

Ентропія вихідного стану двигуна дорівнює:

$$H_0 = - \left(\sum_{j=0}^6 P_j \ln(P_j) \right)$$

$$H_0 = 0,80519886.$$

Матриця станів матиме вигляд (таблиця 2.7):

Таблиця 2.7 - Матриця станів

Признак	D0	D1	D2	D ₃	D ₄	D ₅
K1 (потрапляння сторонніх предметів у вхідний пристрій двигуна та вентилятор)	0	1	1	0	0	0
K2 (руйнування задніх опор валів)	0	0	0	0	1	1
K3 (короблення та прогар камери згоряння)	0	1	1	1	1	1
K4 (виникнення та розвиток тріщин на робочих лопатках компресора)	0	0	1	1	1	1
K5 (Обрив лопаток компресора)	0	0	1	1	1	1
K6 (Розбандажування полиць робочих лопаток КНД)	0	1	1	0	1	1

Середня умовна ентропія двигуна за зміни ознаки K_1 дорівнює:

$$\begin{aligned}
 H_{K_1} = & (P_0 + P_3 + P_4 + P_5) \cdot \left(-\frac{P_0}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5} \cdot \ln\left(\frac{P_0}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5}\right) \right) + \\
 & + \left(-\frac{P_3}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5} \cdot \ln\left(\frac{P_3}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5}\right) \right) + \\
 & + \left(-\frac{P_4}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5} \cdot \ln\left(\frac{P_4}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5}\right) \right) + \\
 & + \left(-\frac{P_5}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5} \cdot \ln\left(\frac{P_5}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5}\right) \right) + \\
 & + (P_1 + P_2) \left(-\frac{P_1}{P_1 + P_2} \cdot \ln\left(\frac{P_1}{P_1 + P_2}\right) \right) + \left(-\frac{P_2}{P_1 + P_2} \cdot \ln\left(\frac{P_2}{P_1 + P_2}\right) \right)
 \end{aligned}$$

$$HK_1 = 0.532498$$

Аналогічно обчислюємо середні умовні ентропії двигуна за зміни ознак K_2 , K_3 , K_4 .

$$HK_2 = 0,924718;$$

$$HK_3 = 0,496568;$$

$$HK_4 = 0,874125.$$

$$HK_6 = HK_1 = 0.532498; HK_5 = HK_4 = 0,874125.$$

Оцінка середньої умовної ентропії на проміжку напрацювання від 0 до 6000 годин

Час роботи двигуна 6000 годин. Двигун може перебувати в одному із шести станів ($D_0, D_1, D_2, D_3, D_4, D_5$):

1. Усі системи справні (D_0).
2. Пошкодження вентилятора ($D_1, \lambda_1 = \lambda_{\text{вент}} = 0,0000280696$).
3. Несправність КНТ ($D_2, \lambda_2 = \lambda_{\text{кнт}} = 0,0000615252$).
4. Несправність КВТ ($D_3, \lambda_3 = \lambda_{\text{квд}} = 0,0000614625$).
5. Несправність задньої опори КНТ ($D_4, \lambda_4 = \lambda_{\text{зо}} = 0,0000455173$).
6. Несправність задньої опори КВТ ($D_5, \lambda_5 = \lambda_{\text{по}} = 0,0000671937$).

Визначимо середнє значення ймовірностей кожного із станів на інтервалі 0-6000 годин. Маємо:

$$P_0 = 1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}$$

$$P_0 = 0,794561754;$$

$$P_1 = \frac{\frac{1 - e^{-(\lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5} - \frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5}}{t}$$

$$P_1 = 0,0331438;$$

$$P_2 = \frac{\frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_1 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5} - \frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5}}{t}$$

$$P_2 = 0,077139688;$$

$$P_3 = \frac{\frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_4 + \lambda_5} - \frac{1 - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5)t}}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5}}{t}$$

$$P_3 = 0,077052252;$$

$$P_4 = P_4 = P_3 = 0,077052252.$$

Ентропія вихідного стану двигуна дорівнює

$$H_0 = - \left(\sum_{j=0}^6 P_j \ln(P_j) \right)$$

$$H_0 = 0,878140122.$$

Матриця станів матиме вигляд (таблиця 2.8):

Таблиця 2.8 – Матриця станів

Признак	D ₀	D ₁	D ₂	D ₃	D ₄	D ₅
К ₁ (потрапляння сторонніх предметів у вхідний пристрій двигуна та вентилятор)	0	1	1	0	0	0
К ₂ (руйнування задніх опор валів)	0	0	0	0	1	1
К ₃ (короблення та прогар камери згоряння)	0	1	1	1	0	0
К ₄ (виникнення та розвиток тріщин на робочих лопатках компресора)	0	0	1	1	0	0
К ₅ (Обрив лопаток компресора)	0	0	1	1	0	0
К ₆	0	1	1	0	0	0

(Розбандажування полиць робочих лопаток КНД)						
----------------------------------------------------	--	--	--	--	--	--

Середня умовна ентропія двигуна за зміни ознаки K_1 дорівнює:

$$\begin{aligned}
 H_{K_1} = & (P_0 + P_3 + P_4 + P_5) \cdot \left(-\frac{P_0}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5} \cdot \ln\left(\frac{P_0}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5}\right) \right) + \\
 & + \left(-\frac{P_3}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5} \cdot \ln\left(\frac{P_3}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5}\right) \right) + \\
 & + \left(-\frac{P_4}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5} \cdot \ln\left(\frac{P_4}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5}\right) \right) + \\
 & + \left(-\frac{P_5}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5} \cdot \ln\left(\frac{P_5}{P_0 + P_3 + P_4 + P_5}\right) \right) + \\
 & + (P_1 + P_2) \left(-\frac{P_1}{P_1 + P_2} \cdot \ln\left(\frac{P_1}{P_1 + P_2}\right) \right) + \left(-\frac{P_2}{P_1 + P_2} \cdot \ln\left(\frac{P_2}{P_1 + P_2}\right) \right)
 \end{aligned}$$

$$HK_1 = 0,829971756;$$

Аналогічно обчислюємо середні умовні ентропії двигуна за зміни ознак K_2 , K_3 , K_4 .

$$HK_2 = 0,767123151;$$

$$HK_3 = 0,684379286;$$

$$HK_4 = 0,741369731.$$

$$HK_6 = HK_1 = 0,829971756; HK_5 = HK_4.$$

Результати оцінки кількості та якості діагностичної інформації.

Результати розрахунку умовної ентропії зведені в таблиці 2.9.

Таблиця 2.9 - Результати розрахунку ентропії Д-30КП за ознакою «підвищена вібрація»

Стан (діагноз)	t=2000 ч	t=4000 ч	t=6000 ч
Попадання сторонніх предметів у вхідний пристрій двигуна та вентилятор	0,111926	0,532498	0,829972
Руйнування задніх опор валів	0,479773	0,924718	0,767123
Короблення та прогар камери згоряння	0,111926	0,496568	<u>0,684379</u>
Виникнення та розвиток тріщин на робочих лопатках компресора	0,685354	0,874125	<u>0,74137</u>
Обрив лопаток компресора	0,685354	0,874125	<u>0,74137</u>
Розбандажування полиць лопаток КНД	0,111926	0,532498	<u>0,829972</u>
H_0 Вихідна ентропія	0,429806	0,805199	<u>0,87814</u>

Розрахунок кількості інформації виконуємо за формулою (2.11):

$$I(K_i) = H_0 - H_i(K_i)$$

Результати розрахунку наведені в таблиці 2.10 и на рисунках 2.1, 2.2.

Таблица 2.10 – Розрахунок кількості інформації

Кількість інформації	t = 2000 ч	t = 4000 ч	t = 6000 ч
$I(K_1)$	0,31788	0,272701	0,048168
$I(K_2)$	-0,04997	-0,11952	0,111017
$I(K_3)$	0,31788	0,308631	0,193761
$I(K_4)$	-0,25555	-0,06893	0,13677
$I(K_5)$	-0,25555	-0,06893	0,13677
$I(K_6)$	0,31788	0,272701	0,048168

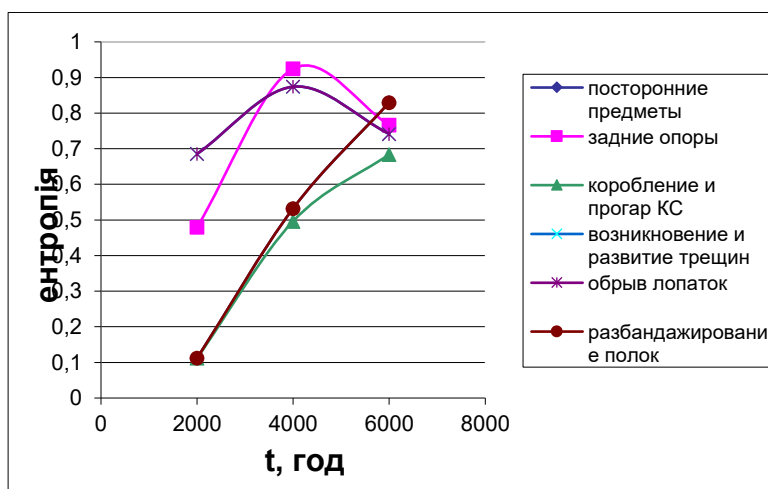


Рисунок 2.1 – Залежність інформаційної ентропії від наробітку двигунів Д-30КП

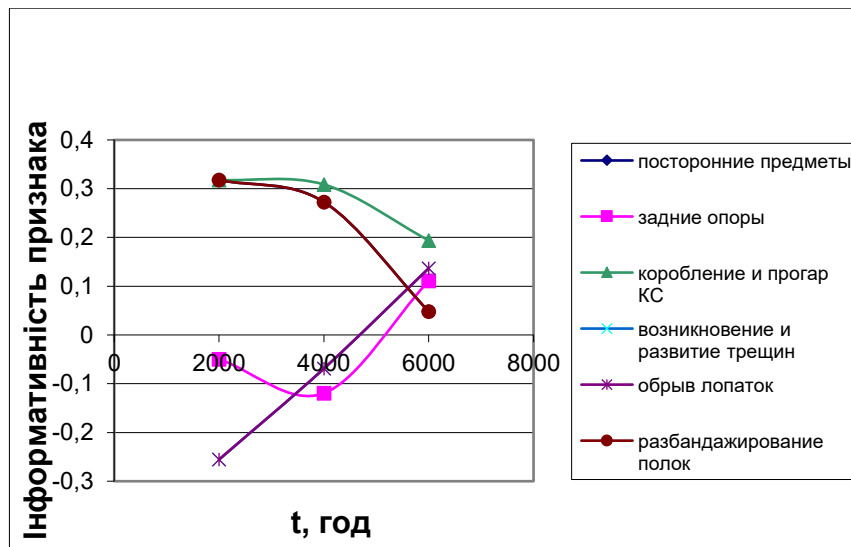


Рисунок 2.2 – Залежність інформативності признака «підвищена вібрація» від наробітку за результатами контролю двигунів Д-30КП

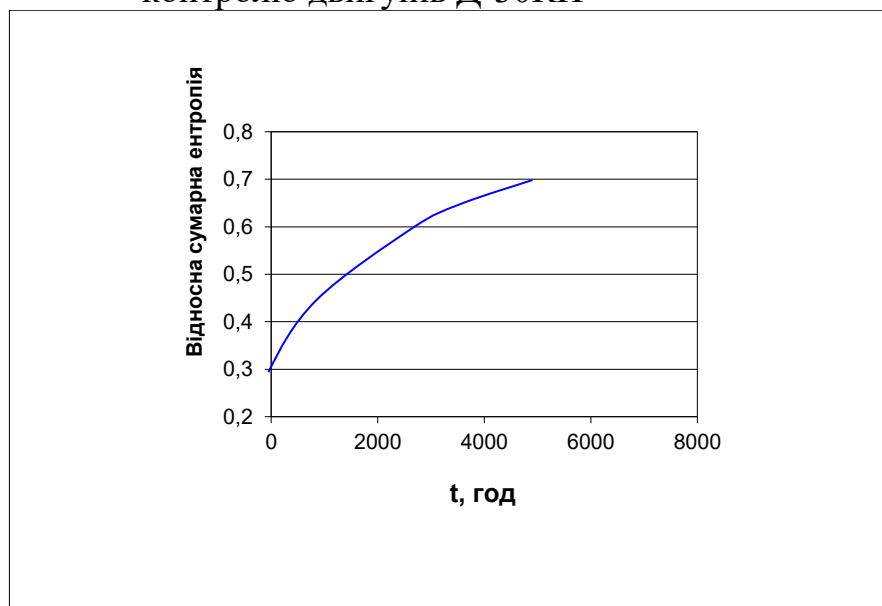


Рисунок 2.3 – Результуючий графік інформативності признака «підвищена вібрація» за результатами наробітку

Приймаючи до уваги основну властивість інформаційної ентропії – адитивність, складемо ординати всіх станів, що розглядались, які реагують на відповідний признак. Результуючий графік інформативності (інформаційного критерію) вібрації ГТД Д-30КП від наробітку наведено на рисунку 2.3. Бачимо, що має місце впорядкована закономірність, яка вказує на те, що якість отриманої інформативності по вібрації зростає. Звідси висновок – вібрація сама по собі

адаптується до можливих класів стану, які в перспекиві можна звести всього лише до двох – відмови, пов'язані з порушенням міцностіконструкції двигуна, та відмови, пов'язані з порушенням сплучених деталей, тобто до раптових і поступових відмов.

Висновки до розділу 2

На різних етапах напрацювання двигуна можна виділити наступні інформативні признаки. На проміжку від 0 до 2000 годин найбільш інформативним признаком буде K_6 – розбандажування полиць робочих лопаток компресора та K_1 – попадання сторонніх предметів у вхідний пристрій і вентилятор. На проміжку від 2000-4000 годин найбільш інформативним признаком буде K_3 – короблення та прогар камери згоряння. Цей же признак буде найбільш інформативним за результатами розрахунків і на проміжку напрацювання від 4000-6000 годин.

Деякі признаки на окремих ділянках напрацювання не несуть ніякої діагностичної інформації (наприклад, признак K_2 на проміжку від 0 до 4000 годин або признаки K_4 і K_5 на тому ж інтервалі), що пояснюється невеликим обсягом накопиченої інформації про відмови і пошкодження в розглядаємому об'ємі двигунів для заданих умов.

Таким чином, ми отримуємо, що підвищена вібрація не може бути точніша за два «адреси». При діагностуванні нових об'єктів можливі відмови можна свести до вище вказаних груп, що суттєво уточнює етап класифікації об'єкта і дозволяє провести правильний вибір методів і засобів діагностування.

РОЗДІЛ 3 ОХОРОНА ПРАЦІ

3.1 Аналіз шкідливих та небезпечних факторів при технічному обслуговуванні повітряних суден згідно ГОСТ 12.0.003-74 ССБТ

Основним нормативним актом, що регулює питання охорони праці є закон України «Про охорону праці», затверджений постановою Верховної Ради від 14.10.92 №2695-ХІІ. Положення цього закону покладені в основу положення НПАОП 63.23-1.06-98. «Правила безпеки праці при технічному обслуговуванні і поточному ремонті авіаційної техніки».

Згідно цього положення при ТО висотної системи літака можуть виникати наступні небезпечні фактори:

- підвищена запиленість і загазованість повітря в зоні ТО;
- літаки, що рухаються, спецавтотранспорт і самохідні механізми;
- витікаючі струмені газів і рідин із суден і трубопроводів, що працюють під тиском;
- підвищена чи знижена температура поверхонь АТ, устаткування і матеріалів;
- підвищений рівень шуму, вібрації, ультра- та інфразвуків;
- недостатня освітленість робочої зони;
- підвищена чи знижена температура, вологість і рухливість повітря в зоні ТО ПС;
- гострі крайки, задирки і шорсткість на поверхнях літаків, устаткування й інструмента;
- ударна хвиля (вибух ємкостей, що працюють під тиском, парів палива);
- падаючі вироби авіаційної техніки, інструмент і матеріали при роботах по технічному обслуговуванню літаків на площинах, стабілізаторі, фюзеляжі і при роботах на висоті з застосуванням механізованих підйомників;
- конструкції, що руйнуються, (бортові сходи, драбини й інше виробниче устаткування);
- високо розташовані частини літака;

- підвищене ковзання (внаслідок зледеніння, зволоження і замащення поверхонь літаків, трапів, драбин, приставних сходів і покрить місць стоянок, по яких рухається обслуговуючий персонал);

- підвищений рівень статистичної електрики;

3.2 Організаційні та конструктивно-технологічні заходи для зниження впливу небезпечних та шкідливих виробничих факторів при технічному обслуговуванні літака

У даному дипломному проєкті пропонуються заходи, спрямовані на зниження небезпечних і шкідливих виробничих факторів, що виникають при різних формах технічного обслуговування системи літака.

Для запобігання чи зменшення впливу небезпечних і шкідливих виробничих факторів згідно «Правил безпеки праці при технічному обслуговуванні і поточному ремонті авіаційної техніки» пропонуються наступні заходи:

- проведення інструктажу водіїв спецтранспорту з основними правилами руху і під'їзду до повітряного судна;

- швидкість руху спецтранспорту і самохідних засобів механізації на місцях стоянок і по перону повинна бути не більш 20 км/год. При під'їзді до обслуговуваного літака, не доїжджаючи до нього 10 м водій зобов'язаний зупинити машину і почати під'їзд зі швидкістю не більш 5 км/год під керівництвом посадової особи, відповідального на даний час за літак;

- для маневрування спецтранспорту існують одnobічні проїзди завширшки 3,5 м;

- для зменшення запиленості робочої зони на відкритій місцевості передбачене використання спецмашин, що очищають ґрунт за допомогою сильного струменя води, у закритих приміщеннях використання природної і примусової вентиляції;

- у конструкції будівлі АТЦ застосовані звукоізоляційні панелі;

- на пероні, в ангарі встановлені джерела штучного освітлення;

- застосовуються переносні електричні лампи з напругою 28 В;
- при роботі на кесонах-баках використовуються переносні вибухобезпечні лампи напругою 28 В (ГОСТ 12.2.020-76 та ГОСТ 12.2.021-76);
- для зняття статичної електрики в ангарі і на стоянці літаків встановлено колодязі, що заземлюють;
- з метою зменшення впливу шуму від працюючих двигунів при необхідності перевірки герметичності паливної системи передбачене застосування проти шумних навушників;
- з метою зменшення токсичних парів палива (ПДК=300мг/м³) при роботі в паливних баках-кесонах передбачене обов'язкове використання засобів індивідуального захисту (ЗІЗ) органів дихання;
- при роботі на високо розташованих частинах силової установки інструменти і устаткування розташовується на драбинах у сортовиках, щоб виключити їхнє падіння і травмування обслуговуючого персоналу;
- для усунення підвищеного забруднення місця стоянок періодично очищаються від бруду, льоду, снігу, а також передбачене використання спеціального розробленого взуття;
- у системі вентиляції ангара використовується циркуляція теплого сухого повітря в зимовий час.

Для створення здорової обстановки на ділянці ТО паливної системи в робоче приміщення надходить свіже повітря.

При проведенні ТО паливної системи встановлене значення швидкості вентилязованого повітря на ділянці ТО, воно не повинно перевищувати 0,5 – 1,5 м/с взимку.

3.2.1. Розрахунок освітлення ділянки з технічного обслуговування

Штучне освітлення передбачається у всіх виробничих приміщеннях, де недостатньо природного світла, а також для освітлення приміщення в нічний час.

Збірка, монтаж і кріплення трубопроводів, вузлів і агрегатів системи кондиціонування повітря проводиться у загальному складальному цеху-ангарі і виробляється на вже зібраному планері літака.

Система кондиціонування повітря, як і інші функціональні висотні системи, впливає на безпечність польотів і літака в цілому. Отже, для надійного візуального контролю за монтажем вузлів і агрегатів, а головне, зістиковак вузлів трубопроводів і для гарної видимості в зоні монтажу (що підвищить загальну безпечність), в цеху потрібно мати оптимальне освітлення. При цьому рекомендується застосовувати комбіноване штучне освітлення (до загального додається місцеве). Застосування тільки місцевого освітлення забороняється.

Освітленість робочої поверхні, що створюється світильником загального призначення, повинна складати 10% нормованої для комбінованого освітлення при тих джерелах світла, які застосовуються для місцевого освітлення. Як джерела світла в цеху збирання для загального освітлення в системі комбінованого рекомендується застосовувати газорозрядні лампи незалежно від типу джерела світла місцевого освітлення. Нерівномірність освітлення, що створюється світильниками загального освітлення в зоні розташування робочих місць, повинна бути якомога менше. Освітлення не повинно викликати засліпленості.

В залежності від розподілу світлового потоку за спектром шляхом використання різних люмінофорів розрізняють декілька типів ламп: денного світла (ЛД), денного світла з покращеною передачею кольору (ЛДЦ), холодного білого (ЛХБ), теплого білого (ЛТБ), білого кольору (ЛБ).

Лампи дугові ртутні люмінесцентні (ДРЛ), які складаються з кварцової колби, що пропускає ультрафіолетові промені і заповнена парами ртуті при тиску 0,2...0,4 МПа, з двома електродами і зовнішньою скляною колбою, покритою люмінофором.

Сукупність джерела світла і освітлювальної арматури складає світильник. Освітлювальна арматура потрібна для оберігання очей, що працюють від надмірної яскравості джерел світла, а також перерозподілу світлового потоку лампи, яке

підвищує ефективність освітлювальної установки.

Для розрахунку загального рівномірного освітлення при горизонтальній робочій поверхні основним є метод світлового потоку (коефіцієнта використання), що враховує світловий потік, відбитий від стелі і стін.

Світловий потік $F_{л}$, лампи при люмінесцентних лампах розраховують за формулою:

$$F_{л} = \frac{E_{н} S z k}{n \eta}, (Лм) \quad (3.1)$$

де $E_{н}$ – нормована мінімальна освітленість визначається залежно від розряду робіт табл. 1 ДБН В.2.5-28-2006 Природне і штучне освітлення, Лк;

S – площа освітлюваного приміщення, м²;

z – коефіцієнт нерівномірності освітлення ($z = 1,1 \dots 1,5$);

k – коефіцієнт запасу, що враховує зниження освітленості із-за забруднення і старіння лампи ($k = 1 \dots 1,7$);

n – кількість ламп;

\square - коефіцієнт використання освітлювальної установки ($\square = 0,2 \dots 0,7$).

Для освітлення цеху зборки СКП, розміри якого складають 150 x 200 м, використовуються лампи типу ДРЛ-700 в світильниках ЛПО 02. Світловий потік лампи ДРЛ-700 складає 33000 лм.

Коефіцієнт запасу, що враховує зниження освітленості із-за забруднення і старіння лампи $k = 1.5$.

Коефіцієнт використання освітлювальної установки $\square = 0.7$.

Коефіцієнт нерівномірності освітлення $z = 1.1$.

Необхідна кількість ламп для забезпечення мінімально допустимої норми освітлення згідно зі ДБН В.2.5-28-2006 ($E_{н} = 300$ лк) визначається за формулою:

$$n = \frac{E_{н} \cdot S \cdot z \cdot k}{F_{л} \cdot \eta}, (шт) \quad (3.2)$$

$$n = \frac{300 \cdot 30000 \cdot 1,1 \cdot 1,5}{33000 \cdot 0,7} = 643 \text{ шт}$$

Розрахуємо індекс приміщення за формулою:

$$\varphi = \frac{A \cdot B}{h^{\circ} \cdot (A + B)}, \quad (3.3)$$

де h° - висота підвісу світильника над робочою поверхнею; $h^{\circ} = 25$ м;

Розміри приміщення - 150 x 200 м. Індекс приміщення складає:

$$\varphi = \frac{200 \cdot 150}{25 \cdot (200 + 150)} = \frac{30000}{8750} = 3,429$$

Згідно з індексом приміщення коефіцієнт \square згідно з таблицею дорівнює 0,7.

Розподіл світильників ЛПО 02 з лампами ДРЛ-700 по площі виробничого приміщення здійснюється в шаховому порядку.

Загальна кількість світильників ЛПО 02 в цеху – 179 шт., кількість ламп в кожному світильнику – 4 шт.

Отже, загальна кількість ламп необхідна для освітлення цеху складає 716 шт.

Розрахуємо середнє освітлення цеху використовуючи формулу:

$$E_{cp} = \frac{Fl \cdot n \cdot \eta}{S \cdot z \cdot k} \quad (3.4)$$

$$E_{cp} = \frac{33000 \cdot 716 \cdot 0,7}{30000 \cdot 1,1 \cdot 1,5} = 334,133 \text{ Лк}$$

Таким чином, освітлення у цеху технічного обслуговування відповідає нормам.

Однак, штучне і природне освітлення може бути ефективне тільки при ретельному обслуговуванні вхідних до складу системи вузлів і пристроїв. Унаслідок тривалої експлуатації ламп їх світловий потік знижується. Ретельний і регулярний

догляд за установками природного і штучного освітлення має важливе значення для створення раціональних умов освітлення. Чищення стекол світлових отворів повинне проводитися не рідше за два рази на рік для приміщень з незначним виділенням пороши і не рідше за чотири рази на рік при значному виділенні пороши; для світильників – 4-12 разів на рік. Ці питання відбиваються в інструкціях по конкретних виробництвах.

При експлуатації освітлювальної установки необхідно періодично перевіряти: полягання ізоляції проводів, рівень освітленості в контрольних точках виробничого приміщення (не рідше за один раз на рік після чергового чищення світильників і заміни ламп, що перегоріли). Основний прилад для вимірювання освітленості – об'єктивний люксметр (Ю-16,-116, Ю-117).

3.3 Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні літака

Вся робота з пожежної і вибухової безпеки авіапідприємств цивільної авіації виконується відповідно до НАПБ А.01.001-2004. Правила пожежної безпеки в Україні та Настанов з пожежної охорони підприємств, організацій і установ цивільної авіації (НПО ЦА). Вони визначають основні положення організації проведення пожежно-профілактичної роботи, служби і бойової підготовки пожежних частин на підприємствах ЦА, а також обов'язки посадових осіб по забезпеченню пожежної безпеки на об'єктах підприємств ЦА.

Згідно цих документів при технічному обслуговуванні літака до виникнення пожежі чи вибуху можуть призвести наступні фактори:

- потрапляння палива на гарячі елементи конструкції, електричну проводку;
- пролив палива при наявності джерел запалення;
- порушення металізації для видалення електричного розряду при заправленнях;
- іскри від удару і тертя, при падінні інструмента;
- порушення вимог пожежної безпеки (паління в не відведених місцях, наявність джерел відкритого вогню).

У роботі розроблено наступні заходи:

- для захисту від пожежі і боротьби з нею на місцях, де проводиться технічне обслуговування встановлені протипожежні щити, на яких є первинні засоби захисту і боротьби з пожежею (вуглекислотні, порошкові вогнегасники, лопати, багор, пожежне відро, ємність з піском);
- в ангарному корпусі є як переносні так і стаціонарні засоби захисту від пожежі;
- введення літака в ангар проводиться не раніше ніж через 20 хвилин після зупинки двигуна;
- літаки в ангарі встановлюються таким чином, щоб забезпечити незалежне виведення одного з літаків;
- при постановці літака в ангар на добу і більше паливо з баків зливається, а баки заповнюються інертним газом;
- у місцях підвищеної пожежної небезпеки встановлені ручні повітряно-пінні вогнегасники типу ОВП-10, що подають струмінь піни на відстань 3,7 м протягом 53 секунд. Використовуються для всіх матеріалів крім електроустановок.

Небезпечними, в пожежному відношенні є:

- паливні баки;
- відсіки силових установок;
- задні і передні технічні відсіки;
- панелі генераторів і АЗС;
- багажні відсіки;
- зона прокладки трубопроводів відбору гарячого повітря.

Відповідно до «Правила безпеки праці при технічному обслуговуванні і поточному ремонті авіаційної техніки» пожежна безпека літака забезпечується системою протипожежного захисту.

Запобігання пожежі досягається:

- максимальною механізацією технічних процесів, пов'язаних з роботою з горючими речовинами;
- застосування вогнестійких матеріалів для обладнання кабіни екіпажу і пасажирських салонів;
- продувкою відсіків атмосферним повітрям, що забезпечує охолодження як двигуна, так і агрегатів розташованих на ньому, і одночасно видаляє з відсіку гондоли можливі пари палива;
- застосування електроустаткування, що відповідає пожежній і вибуховій зонам відповідно до вимог «Правил обладнання електроустановок».

Протипожежний захист забезпечує:

- застосування засобів пожежогасіння і відповідних видів пожежної техніки;
- застосування автоматичних установок пожежної сигналізації і пожежогасіння.

На стоянці літака для гасіння пожежі в будь-якій точці літака і біля нього використовується пересувна установка, де в якості вогнегасної суміші застосовується водоетиленгліколева суміш чи Хладон-1281.

3.4 Основні правила безпеки при технічному обслуговуванні літака

Вимоги безпеки перед початком роботи:

- отримати денне завдання на виконання робіт і інструктаж з охорони праці;
- одягнути чистий і справний спецодяг - бавовняний костюм, шкіряні черевики, головний убір, респіратор «Пелюсток»;
- переконатися в справності обладнання, пристосувань, інструменту та спецодягу;
- переконатися в справності і чистоті драбин і огорожі;
- переконатися в наявності і правильності заземлення літака в двох точках;

- переконатися в підстраховці літака страхуючими підйомниками.

Вимоги безпеки під час виконання роботи:

- бути уважним і обережним, не відволікатися самому і не відволікати інших від роботи;
- при спільній роботі діяти по команді старшого;
- не працювати, якщо літак не заземлений в двох точках;
- не працювати, якщо літак не закріплений страхуючими підйомниками;
- не здійснювати удари металу по металу, що може викликати іскру;
- не здійснювати будь-які роботи на неукріпленому літаку;
- не стояти або проходити під піднятим вантажем;
- не працювати на залитій маслом підлозі (слід негайно видалити масло);
- не ставати на випадкові підставки, ящики тощо;
- не користуватися інструментом не за призначенням;
- не допускати на робоче місце осіб, що не мають відношення до цієї роботи;
- не працювати несправним інструментом, обладнанням, транспортними засобами;
- не користуватися траверсами, лірою з простроченим терміном перевірки;
- не застосовувати додаткові важелі на ключах при відверненні фітингових з'єднань;
- не палити в літаку і біля нього;
- не притуляти деталі до батарей опалювальної системи дока;
- не користуватися струменем стисненого повітря при прибиранні зони і робочого місця;
- не підніматися і опускатися по сходах з вантажем понад 10 кг в руках;
- класти інструмент, пристосування і демонтовані деталі тільки в сортовики;
- не носити балони на плечах і не піддавати їх ударам.

Вимоги безпеки після закінчення роботи:

- все обладнання, що застосовується і пристосування привести в належний стан і укласти в спеціально відведене для них місце;
- злити зібрані ПММ з дека, протерти деко і встановити його в спеціально відведене для цього місце;
- не залишати ніяких предметів зверху на центроплані (паливні баки, люки та інше) - падіння їх при перекочуванні літака загрожує важкою травмою;
- при виявленні дефектів устаткування протягом робочого дня повідомити про це майстра;
- перевірити наявність інструменту згідно опису, в разі відсутності повідомити майстру. Несправний інструмент замінити. Інструмент з порушеним мідним шаром здати на обміднення. Протерти інструмент від пилу і бруду, укласти в інструментальний ящик;
- привести своє робоче місце в належний вигляд і здати майстру;
- зняти спецодяг і помістити його та засоби індивідуального захисту в шафки. Самостійно прати спецодяг забороняється;
- вимити руки з милом;
- вимкнути вентиляцію;
- прийняти теплий душ.

Вимоги безпеки в аварійних ситуаціях:

- в разі обливання гасом або рідиною АМГ-10 прийняти теплий душ, замінити облитий одяг на чистий;
- при ознаках отруєння парами гасу або АМГ-10 - головного болю, нудоти - негайно звернутися до лікаря;
- в разі пожежі повідомити в вартове приміщення;
- приступити до гасіння пожежі всіма наявними засобами і прибрати майно і матеріали (в першу чергу листи з АМГ-10 та гасом) що сприяють поширенню пожежі;

– при травмі необхідно надати першу (долікарську) допомогу і відправити потерпілого в медпункт, терміново повідомити про те, що трапилося майстру або начальнику цеху. До розслідування на робочому місці необхідно зберегти обстановку і стан устаткування таким, яким вони були в момент події, якщо це не загрожує життю і здоров'ю оточуючих працівників.

Висновки до розділу 3

На підставі проведеного аналізу небезпечних і шкідливих виробничих факторів, що мають місце при технічному обслуговуванні літака розроблені заходи, що дозволяють підвищити безпеку праці при експлуатації та технічному обслуговуванні літака. Також було зроблено розрахунок освітлення ангару де проходить технічне обслуговування літаків. Розглянуті питання пожежної безпеки при технічному обслуговуванні.

4 ОХОРОНА КОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1 Діяльність ІСАО в області охорони навколишнього середовища

Авіаційний транспорт – один з найбільших забруднювачів атмосферного повітря, його вплив на оточуюче середовище виражається в основному у викидах в атмосферу токсинів з відпрацьованими газами авіаційних двигунів і впливу авіаційних шумів.

Шум - одна з форм фізичного (хвильового) забруднення навколишнього середовища. Він виникає внаслідок коливальних змін тиску повітря. Загалом це хаотичне нагромадження звуків різної частоти, потужності (амплітуди) і тривалості, які виходять за межі звукового комфорту. Відрізняють шум постійний, непостійний, періодичний, переривчастий, імпульсний. Шуми шкідливо впливають на здоров'я людей, знижують їх працездатність, викликають захворювання органів слуху (глухоту), ендокринної, нервової, серцево-судинної системи (гіпертонія). Адаптація організму до шуму практично неможлива, тому регулювання й обмеження шумового забруднення оточення - важливий і обов'язковий захід.

Одиницею вимірювання шуму є фізична одиниця децибел (дБ) - відношення діючого значення звукового тиску до мінімального значення, котре сприймається вухом людини.

Для захисту навколишнього середовища Міжнародною організацією цивільної авіації (ІСАО) введені обмеження на шум літаків і емісію (викиди) шкідливих сполук від авіаційних двигунів. Міжнародні стандарти по екології існують у вигляді тому I «Авіаційний шум» і тому II «Емісія авіаційних двигунів» Додатку 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. Вимоги міжнародних стандартів по екології цивільних літаків. В рамках СНД рівні шуму літаків нормуються Авіаційними правилами АП-36.

Параметром, що нормує авіаційний шум літаків є максимальне значення EPN – ефективний рівень шуму, що сприймається в дБ (децибелах), який визначається за виміром шуму при злеті, наборі висоті і посадці літака. Нормування на авіаційний шум дозвукових реактивних літаків, подання на сертифікацію яких прийнято до 6 жовтня 1977 р. (з деякими виключеннями), вказані в Главі 2 і більш жорсткі норми - в Главі 3 тому I Додатку 16 (якщо заявка на сертифікацію прийнята після 6 жовтня 1977 р.).

У відповідності до Резолюції A28-3 Асамблеї ІКАО «Можливі експлуатаційні обмеження щодо дозвукових реактивних повітряних суден, рівні шуму яких перевищують вимоги Глави 3 Додатку 16» з 1995 р. повинні вводитись обмеження на експлуатацію пасажирських літаків у формі штрафних санкцій і заборони посадки в окремих аеропортах.

В США з 2000 р. введено заборону на польоти літаків, які не відповідають по шуму Главі 3, а європейські країни, Канада, Австралія, Нова Зеландія і Японія – ввели таку заборону з 2002 р. На сьогоднішній день в зазначених регіонах до експлуатації допускаються літаки, що мають сертифікати на відповідність до вимог Глави 3.

У 1977 р. були введені норми Глав 3 на 10 EPNdB більш «жорсткі», ніж за Главою 2. У відповідності до цих стандартів літаки проходили сертифікацію до 2006 р., коли була введена Глава 4. Норми Глави 4 ще на 10 EPNdB були більш «жорсткими», але з'явилися деякі нововведення. Раніше нормувалися рівні шуму літака в кожній з трьох сертифікаційних точках: на розбігу збоку від ЗПС (злітний режим роботи двигунів), на наборі висоти и на посадці. Починаючи з Глави 4, нормується рівень шуму літака за сумою трьох сертифікаційних точок, так званий кумулятивний рівень, але за умови виконання в кожній з цих трьох точок як мінімум нормативних обмежень Глави 3.

4.2 Вплив шумового забруднення на організм людини

Літаки належать до джерел шуму з достатньо високим рівнем. В місцях зльоту, посадки, в аеропортах вони створюють шум на рівні 80 – 110 дБ. Загальна площа шумового забруднення біля аеропорту з шумом 80 дБ досягає 45 км².

Подразнююча сила звуку (шуму) залежить від його інтенсивності, діапазону і тривалості дії. Шуми із широким спектром менше роздратовують, ніж шуми з вузьким інтервалом частот.

Рівень шуму в 20 – 30 дБ практично нешкідливий для людини. Такий рівень має природний звуковий фон без якого неможливе людське життя. Для гучних звуків допустима межа становить приблизно 80 дБ. Звук у 130 дБ викликає у людини больові відчуття; у 150 – стає нестерпним. Звук у 180 дБ викликає «втому» металу, а при 190 дБ – руйнуються конструкції.

Сучасний шумовий дискомфорт викликає у живих організмів хворобливі реакції. Шум від реактивного літака, наприклад, гнітюче діє на бджолу, вона втрачає здатність до орієнтування. Цей же шум вбиває личинки бджіл, розбиває пташині яйця, які відкрито лежать у гнізді. Транспортний або виробничий шум пригнічує людину – втомлює, дратує, не дає змоги зосередитись. Як тільки такий шум зникає, людина відразу відчуває полегшення і спокій.

Шум достатньої інтенсивності і тривалості може призвести до різкого зниження чутливості слуху.

Крім частоти і рівня гучності шуму, на послаблення слуху впливають характер і тривалість дії шуму, вік, чутливість слуху, інші причини. Хвороба розвивається поступово, тому особливо важливо заздалегідь вжити заходів захисту від шуму. Під впливом сильного шуму, особливо високочастотного, в органі слуху відбуваються незворотні зміни. Високі рівні понижують чутливість слуху вже через 1 – 2 роки роботи, при середніх рівнях негативний вплив проявляється дещо пізніше, через 5 – 10 років.

Послідовність з якою відбувається втрата слуху зараз добре вивчена. Інтенсивний шум спочатку викликає тимчасову втрату слуху. За нормальних умов через день або два слух відновлюється, але якщо дія (вплив) шуму продовжується на протязі багатьох місяців, а то, як це спостерігається в промисловості, і років, відновлення не відбувається, і тимчасове послаблення слуху переростає у постійне.

Спочатку пошкодження нервів впливає на сприйняття високочастотного діапазону звукових коливань (4 000 Гц і вище), поступово поширюючись і на більш низькі частоти. Людина перестає сприймати високочастотні звуки “ф” і “с”.

Нервові клітини внутрішнього вуха настільки пошкоджуються, що атрофуються і гинуть.

Притупляє слух також і гучна музика. Група спеціалістів обстежила молодь, яка часто слухала гучну музику. У 20 % юнаків і дівчат слух був притуплений до такого ж ступеня, як у 80-літніх людей.

Шум заважає нормальному відпочинку і відновленню сил, порушує сон. Систематичне недосипання і безсоння призводить до тяжких нервових розладів.

Шум згубно впливає на зоровий і вестибулярний аналізатори, понижує стійкість ясного бачення і рефлекторну діяльність, сприяє збільшенню числа можливих захворювань. Шум пригнічує психіку, спричиняє витрати нервової енергії, викликає духовне незадоволення і протест.

Дослідження довели, що ультразвук, який займає значне місце у спектрі виробничих шумів, несприятливо впливає на організм, хоча вухо його не сприймає. Пасажири літака часто відчують стан пригнічення і хвилювання, однією із причин яких є інфразвук. Останній викликає у деяких людей напади морської хвороби.

Навіть слабкі інфразвуки можуть істотно впливати на людину, якщо вони мають тривалий характер. Деякі нервові хвороби мешканців промислових міст спричиняють саме інфразвуки, що проникають навіть крізь товсті стіни споруд.

Робота в умовах підвищеного рівня шуму викликає швидку втому, загострює слух на високих частотах. Потім людина звикає до шуму, чутливість до високих частот пропадає, починається погіршення слуху, яке поступово призводить до глухоти.

Шум згубно діє не тільки на слуховий апарат, але й на центральну нервову систему людини, роботу серця, є причиною багатьох інших захворювань. Найпотужнішим джерелом шуму є гелікоптери та літаки, особливо надзвукові. Їхні шуми погіршують слух та призводять до інших захворювання робітників наземних служб аеропорту, а також мешканців населених пунктів над якими низько пролітають літаки. Негативна дія таких шумів на людину залежить не тільки від максимального рівня шуму, але й від тривалості дії, загального числа випадків дії такого шуму на добу та фонового рівня шуму. На інтенсивність шуму і площу його розповсюдження суттєво впливають метеорологічні умови: швидкість вітру, температура повітря, хмарність і опади.

Проблема загострюється у зв'язку з експлуатацією надзвукових літаків. У районі польотів таких літаків на незначних висотах виникають шуми, звукові удари і вібрація будівель та споруд. Сучасні надзвукові літаки породжують шуми, інтенсивність яких значно перевищує гранично допустимі норми.

Інтенсивність звуку вимірюється в децибелах (дБ). Дійсно небезпечні дії починаються з 120 дБ, травмують – з 130 дБ. Коливання такої потужності викликають дзвін у вухах, нудоту, погіршення зору, страх. Інфразвук сильніше 130 дБ порушує травлення і розумову діяльність, викликає слабкість, сліпоту і навіть паралізує.

Шум негативно впливає на здоров'я людини, тваринній і рослинний світ. Шкода від нього залежить від інтенсивності, частоти, тривалості у часі. Особливо небезпечний шум, що виникає як одинокій імпульс звуку (шум, сигнал) і постійно повторюється. У складі шуму, разом зі звичайними звуковими сигналами, можуть бути одночасно представлені інфразвуки і ультразвуки, які завдають додаткову шкідливу дію на організм людини.

У людей «шумних» професій в 4 рази частіше розвиваються захворювання шлунку, набагато частіше – глухота, на 30 % нижче виробність фізичної праці (розумової – на 60 %). В шумних приміщеннях у 1,5 – 2 рази вище рівень захворюваності, часті випадки короткочасної втрати працездатності, брак в роботі, виробність праці нижча на 50 – 60 %.

В якості припустимих норм встановлюють наступні рівні шуму, дія яких впродовж тривалого часу не викликає зниження гостроти слуху і забезпечує задовільну розбірність мови на відстані 1,5 м від співрозмовника. Больовий поріг визначається силою звуку, що дорівнює 140 дБ. Шум хвиль, приклад, слабого вітру, складає 8 – 10 дБ, нормальна розмова – 40 дБ, шум поблизу автомобіля – 70-90 дБ, шум від роботи авіаційних двигунів (в залежності від конструкції) – до 120 дБ (при роботі на злітному режимі).

Тривалий шум негативно впливає на орган слуху, знижуючи чутливість до звуку, викликаючи глухоту, розлад діяльності серця, печінки, приводить до виснаження нервових клітин. Ослаблена нервова система не може чітко координувати роботу різних систем організму. Виникають порушення їхньої діяльності, знижується працездатність.

Постійний вплив шуму не тільки знижує слух, але і викликає інші шкідливі наслідки – дзенькіт у вухах, запаморочення, головний біль, підвищення втоми. У людей, що працюють у шумних умовах, підвищений рівень нервово-психічних захворювань.

Шуми викликають розлади в серцево-судинній системі; впливають на зоровий і вестибулярний апарат, знижують рефлекторну діяльність, що часто стає причиною нещасливих випадків і травм.

Науковими дослідженнями встановлено, що нечутні звуки також можуть шкідливо впливати на здоров'я людини.

Інфразвуки особливо впливають на психічну сферу людини: уражаються всі види інтелектуальної діяльності, погіршується настрій, виникає відчуття

розгубленості, тривоги, переляку, страху, а при високій інтенсивності – почуття слабкості, як після сильного нервового потрясіння.

Ультразвуки займають значне місце серед виробничих шумів і також дуже небезпечні. Особливо сильно їхньому негативному впливу піддаються нервові клітини.

4.3 Заходи та засоби щодо зниження шумового забруднення

За сучасних умов боротьба з шумом є технічно важкою і дорогою. Важливо знищувати джерела шуму, створювати безшумні або мал шумні машини і технологічні процеси, транспортне й промислове устаткування.

На інтенсивність шуму і площу його розповсюдження суттєво впливають метеорологічні умови: швидкість вітру, температура повітря, хмарність і опади.

Проблема загострюється у зв'язку з експлуатацією надзвукових літаків. У районі польотів таких літаків на незначних висотах виникають шуми, звукові удари і вібрація будівель та споруд. Сучасні надзвукові літаки породжують шуми, інтенсивність яких значно перевищує гранично допустимі норми.

Одним із способів зниження рівня шуму літаків є використання турбовентиляторних двигунів в яких велика частина всмоктуваного повітря оминає камеру згорання, внаслідок чого швидкість викиду вихлопних газів зменшується. Турбовентиляторні двигуни застосовуються зараз на більшості сучасних пасажирських авіалайнерів.

Важкою науково-технічною задачею є зниження шуму від літаків і вертольотів. У боротьбі із шумом зусилля конструкторів спрямовані в першу чергу на систему вихлопу газів. На жаль, зниження шуму за допомогою глушителей обертається втратою потужності двигунів і зменшенням максимального корисного навантаження. Так, для деяких типів літаків зниження шуму на 10 Дб вимагає зменшення комерційного навантаження на сімох пасажирів.

Внутрішні поверхні салонів і всі перегородки покривають звукопоглинаючими панелями, у місцях з'єднання використовують гумові ущільнювачі. У надзвукових літаків у момент переходу від звукової швидкості до надзвукового виникає удар повітряної хвилі, що сприймається як постріл зброї або удар грому.

Робітникам аеродромів для захисту від дії шуму, видають спеціальні захисні індивідуальні засоби – особливі тампони для вставлення у вуха і захисні навушники – беруші.

Найбільш ефективним є комплексний підхід до рішення цієї проблеми, який дозволяє досягти значного зменшення негативного впливу на оточуюче середовище. Комплексний підхід передбачає зменшення шкідливих дій в джерелі їх виникнення, використання спеціальних прийомів пілотування, раціональну організацію повітряного руху, впровадження будівельно-планувальних заходів, обмеження шкідливої дії поблизу аеропортів і контроль за їх дотриманням. Рівні шуму літаків світового парку 2030 року, що прогнозується, на 7-9 EPNdB нижче рівня шуму літаків 2020 року.

В якості конструктивних рішень, направлених на зниження авіаційного шуму є використання в обтічних поверхнях літака і в агрегатах двигунів геометричних форм, що знижують турбулентність повітряного і газового потоку.

Основними напрямками конструктивного вирішення проблеми авіаційного шуму є:

- розробка аеродинамічних форм крила і фюзеляжу літака, що максимально виключають турбулентність їх обтікання і які забезпечують мінімальний індуктивний опір при заданій підйомній силі;
- використання форм лопаток і повітряних гвинтів ТРД і ТГД, що виключають на їх периферії надзвукові швидкості обтікання;
- формування параметрів, режимів злету і посадки, що виключають рівні шуму в районі аеропорту, які перевищують норми, встановлені ІКАО.

Дослідження акустичних характеристик вентиляторної ступені ТРДД показали, що при визначені зміні геометрії лопаток вентилятора можливо зменшення шуму, що створюється двигуном, а в результаті і самим літаком.

До 2030 року можуть бути створені двигуни на основі принципово нових концепцій, таких як ТРДД з надвисоким ступенем двохконтурності, біротативні, гвинтовентиляторні двигуни (CROR) і редукторні турбовентиляторні двигуни (GTF). Очевидно, що ТРДД з надвисоким ступенем двохконтурності є менш шумними, ніж сучасні двигуни. Технології зниження шуму включали удосконалену конструкцію повітрязабірника і компресора та підвищення лопатей гвинта до 8, що призводить до зменшення окружної швидкості на периферії.

На сьогоднішній час діють декілька науково-дослідних програм по зниженню шуму авіаційних двигунів. Основні напрямки досліджень наступні:

- стрілоподібність лопаток робочого колеса (РК);
- стрілоподібність і нахил лопаток спрямляючого апарату (СА);
- перехід на надвисоку ступінь двохконтурності;
- сопло зовнішнього контуру, що регулюється;
- лопатки СА зі звукопоглинаючими конструкціями (ЗПК);
- РК и СА з елементами активного керування шумом;
- зниження окружної швидкості вентилятора;
- «безвтулковий» вентилятор, який дозволяє знизити швидкість потоку на вході до вентилятора.

Дані методи дозволять знизити тональний шум, що створюється вентилятором на 2,5...4,5 дБ, а широкополосний шум – на 1,5...3,5 дБ. Крім того на зниження шуму вентилятора суттєво впливе встановленні різних видів ЗПК

в мотогондолі і повітрозабірнику двигуна, а також використання скошеного повітрозабірника (≈ 3 дБ).

Основними методами зниження шуму турбіни є:

- високотемпературні глушники шуму (потенційне зниження 2...4 дБ);
- криволінійний достатньо довгий затурбінний канал (≈ 3 дБ);
- вибір кількості РК и СА та їх взаємного розташування.

З 2019 року в Україні введені в дію Авіаційні правила (АП) «Вимоги до експлуатанту аеродрому щодо просторового зондування території навколо аеропорту з умов впливу авіаційного шуму». Цими АП визначаються заходи, спрямовані на зменшення та запобігання негативному впливу шуму в аеропорту та на території поблизу нього.

Впровадження заходів передбачають (згідно Doc. 9829 AN/451 ICAO):

1. Організаційно-адміністративні:

- Введення в експлуатацію повітряних суден, сертифікованих на відповідність сучасним стандартам та нормативам емісії шуму;
- Додержання вимог нормативів шумового навантаження при проектуванні, будівництві, реконструкції, введенні в дію та експлуатації об'єктів цивільної авіації;
- Визначення та стягнення плати за посадку повітряного судна з урахуванням фактору шуму;
- Впровадження систем інструментального контролю шуму;
- Впровадження інформаційних та інструментальних систем моніторингу стану шумового навантаження на при аеродромній території аеропорту;

2. Експлуатаційні:

- Використання доцільних маршрутів польоту, які характеризуються мінімальним шумовим навантаженням;

- Використання доцільних злітних смуг, які характеризуються мінімальним шумовим навантаженням;
- Обмеження процедур випробування авіаційних двигунів;
- Обмеження або заборона експлуатації окремих типів повітряних суден;
- Обмеження або заборона експлуатації повітряних суден у нічний час доби;
- Обмеження використання реверсу тяги двигунів;
- Впровадження малошумних методик зльоту та зниження перед посадкою повітряних суден на окремих маршрутах польоту в районі аеродрому;
- Удосконалення технології ремонту та технічного обслуговування повітряних суден;

3. Акустичні:

- Використання акустичних екранів та смуг зелених насаджень;
- Використання стаціонарних аеродромних поглиначів шуму;
- Використання дефлекторів для струменів вихлопних газів авіаційних двигунів;
- Використання звукопоглинальних облицювань на аеродромних об'єктах;

4. Архітектурно-планувальні:

- Раціональне акустичне рішення щодо планування забудови та генеральних планів забудови навколо аеропортів;
- Раціональне акустичне планування зон та режимів руху транспортних засобів на при аеродромній території; створення зон захисту від шуму; додержання вимог будівельних норм та звукоізоляції приміщень забудови на при аеродромній території.

Висновки до розділу 4

В даному розділі розглянуті питання впливу шумового забруднення на оточуюче середовище і організм людини та розглянуті питання діяльності ІСАО в області охорони оточуючого середовища.

1. Визначено шкідливий вплив шуму, який проявляється:

- в зниженні працездатності;
- в захворюванні органів слуху;
- в захворюваннях нервової системи;
- в захворюваннях серцево-судинної системи (гіпертонія).

2. Розглянуто нормативні документи ІСАО, що регламентують обмеження на шум літаків і емісію (викиди) шкідливих сполук від авіаційних двигунів (том I «Авіаційний шум» і том II «Емісія авіаційних двигунів» Додатку 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію).

3. Запропоновані заходи по зменшенню шкідливого впливу авіаційного шуму на людину та оточуюче середовище:

- введення в експлуатацію повітряних суден, сертифікованих на відповідність сучасним стандартам та нормативам емісії шуму;
- використання акустичних екранів та смуг зелених насаджень;
- використання стаціонарних аеродромних поглиначів шуму;
- використання дефлекторів для струменів вихлопних газів авіаційних двигунів;
- використання звукопоглинальних облицювань на аеродромних об'єктах.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В работе рассматривается современное состояние вопроса в области диагностирования авиадвигателей, и дается анализ применяемых на практике методов и средств диагностики авиационных ГТД.

Относительное многообразие методов объясняется тем, что ни один из них не позволяет учесть все требования, предъявляемые к формированию диагноза со 100% достоверностью, поскольку они несут специфическую информацию разной ценности. Ни один из методов не позволяет оценить состояние двигателя с достаточной степенью детализации. С помощью сочетания ряда методов можно осуществить более глубокий контроль (как правило, на земле), однако это часто требует специальных условий и продолжительного времени.

Для диагностики ГТД целесообразно использовать параметры, обладающие максимальной информативностью, дополняющие и уточняющие друг друга. Предложены пути решения задачи оценки информационного потенциала параметров, используемых для целей диагностики ГТД. Замечено, что каждый из методов или их группа, объединенных по физическим принципам, обладает своей индивидуальной информативностью.

Сравнительный анализ информативности методов диагностики ГТД, представленный в работе, основан на общепризнанном подходе, выдвинутом Бонгардом М.М. о величине функции вероятности приближения к цели («адресу» дефекта) при регистрации значений параметра. Эта взаимосвязь (информативность - метод) подтверждена практикой эксплуатации, где косвенным критерием информативности служит безошибочность диагноза при проявлении признака, регистрируемого данным методом.

Результатом сравнительного анализа методов диагностики ГТД, в основу которого положены известные подходы теории узнавания, а также экспертные оценки с учетом накопленных многолетних статистических данных и обобщенного опыта

эксплуатации ряда авиапредприятий, является иерархическая структура информативности методов. Учитывалось количество безошибочно поставленных диагнозов («попадание в цель») по результатам применения рассмотренных выше методов, на основе которых и производилась экспертная рейтинговая оценка.

Для количественной оценки информативности методов сформулированы общие требования, предъявляемые к критериям информативности. Рассмотрены существующие подходы к разработке обобщенных показателей (параметров) информативности. Доказана необходимость учета информационной взаимосвязи системы признаков и системы состояний. Определены требования к обобщенному информационному критерию технического состояния ГТД.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Волькенштейн М. В. Энтропия и информация. М.: Наука, 1986. 211 с.
2. Диагностика авиационных деталей /Под ред. Б. Н. Лозовского. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
3. Коллакот Р. Диагностика повреждений. М.: Мир, 1989. 516 с.
4. Пивоваров В. А. Эксплуатационная повреждаемость турбин авиационных силовых установок. М.: Транспорт, 1977. 120 с.
5. Техническая эксплуатация летательных аппаратов /Под ред. Н. Н. Смирнова. М.: Транспорт, 1990. 423 с.
6. Барзилович Е.Ю., Воскобоев В.Ф. Эксплуатация авиационных систем по состоянию (элементы теории). - М.: Транспорт, 1981.
7. Биргер И.А. Техническая диагностика.- М.: Машиностроение, 1978.
8. Бонгард М.М. Проблема узнавания.- М.: Наука, 1967.
9. Дейч А.М. Методы идентификации динамических объектов.- М.: Энергия, 1979.
10. Дорошко С.М. Контроль и диагностирование технического состояния газотурбинных двигателей по вибрационным параметрам.- М.: Транспорт, 1984.
11. Карасев В.А., Максимов В.П., Сидоренко М.К. Вибрационная диагностика ГТД. -М.: Машиностроение, 1978.
12. Коняев Е.А. Техническая диагностика авиационных ГТД. Рига: РКИИ ГА, 1989.
13. Лозицкий Л.П., Янко А.К., Лапшов В.Ф. Оценка технического состояния авиационных ГТД. -М.: Воздушный транспорт, 1982.

14. Пивоваров В.А., Машошин О.Ф. Дефектоскопия гражданской авиационной техники. -М.: Транспорт, 1994.
15. Смирнов Н.Н., Владимиров Н.И., Черненко Ж.С. Техническая эксплуатация летательных аппаратов. -М.: Транспорт, 1990.
16. Стратонович Р.Л. Теория информации. -М.: Сов. радио, 1975.
17. Ebeling W., Freund J., Schweitzer F. Komplexe Strukturen: Entropic und Information. Stuttgart, Leipzig: B.G.Teubner, 1998.
18. Хилько М.І. Екологічна безпека України: Навчальний посібник. – К.: 2017, - 267 с.
19. Протоєрейський О.С. Охорона праці. – К.: НАУ, 2001. – 82 с.