

**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:** *«Методи безконтактної лазерної діагностики авіаційних ГТД»*

**Виконав:** \_\_\_\_\_ Багіров Р.А. огли

**Керівник:** канд. техн. наук, доц. \_\_\_\_\_ Салімов Р.М.

**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**

**БАГІРОВА РУСЛАНА А. огли**

1. Тема роботи: «**Методи безконтактної лазерної діагностики авіаційних ГТД**»  
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 дані до роботи: аналіз неруйнівних методів контролю проточної частини ГТД, статистичні дані характерних пошкоджень елементів проточної частини ГТД, аналіз систем контролю працездатності проточної частини ГТД, вплив геометрії лопаток на параметри потоку в газоповітряному тракті ГТД, визначення оптимальних режимів роботи газотурбінних двигунів при неруйнівному контролі.
4. Зміст пояснювальної записки: можливі несправності при експлуатації ГТД, типи дефектів проточної частини ГТД, методи безконтактної лазерної діагностики авіаційних ГТД, методи та засоби реалізації запропонованого методу, розробка питань з охорони праці та охорони навколишнього 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
Аналіз досвіду використання неруйнівних методів контролю	26.09.22 – 5.10.22	
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 \_\_\_\_\_ Салімов Р.М.

Завдання до виконання прийняв \_\_\_\_\_ Багіров Р.А. огли

**РЕФЕРАТ**

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Методи безконтактної лазерної діагностики авіаційних ГТД»:

с., рис., табл., джерел

Об'єкт дослідження – віброакустичні характеристики ГТД і агрегатів ПС у вигляді широкополосних сигналів вібрації.

Предмет дослідження – пошкодження проточної частини ГТД в процесі експлуатації.

Мета кваліфікаційної роботи – дослідження методу безконтактного виявлення дефектів систем автоматики запуску і регулювання обертів ГТД а також конструктивних резонансів основних вузлів системи ГТД - повітряне судно за допомогою аналізу вібраційних сигналів.

Методи дослідження.

Для вирішення поставлених задач основу виконаних в роботі досліджень складають теорія сигналів та ланцюгів, спектральний аналіз сигналів та їх високочастотних оригінальних, теорія випадкових процесів і коливань, цифрова обробка і аналіз складних сигналів.

Практичне значення дипломної роботи – впровадження перспективних методів діагностування авіаційних двигунів за рахунок використання методів безконтактної лазерної діагностики.

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

**ГАЗОТУРБІННИЙ ДВИГУН, ДІАГНОСТУВАННЯ, ДЕФЕКТ, ВІБРАЦІЯ, ШИРОКОПОЛОСНИЙ СИГНАЛ, ЛАЗЕРНА ДІАГНОСТИКА**

**ЗМІСТ**

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ.....	
ВСТУП.....	
РОЗДІЛ 1 АВІАЦІЙНИЙ ДВИГУН ЯК ОБ'ЄКТ ДІАГНОСТУВАННЯ.....	
1.1 Завдання технічної діагностики.....	
1.2 Основні принципи діагностування та складання діагностичних алгоритмів.....	
1.3 Класифікація математичних моделей .....	
1.4 Загальна характеристика технічних засобів діагностики.....	
1.5 Особливості ГТД, як об'єкта діагностування.....	
1.6 Визначення технічного стану ГТД.....	
1.7 Загальна характеристика діагностичних ознак.....	
1.8 Методи технічного діагностування.....	
1.8.1 Вібраційна діагностика.....	
1.8.2 Діагностика стану двигуна по шуму.....	
1.8.3 Спектр шумів основних вузлів ГТД.....	
1.8.4 Метод термогазодинамічних параметрів.....	
1.9 Алгоритм визначення стану двигуна наступний:.....	
1.10 Дискретно-фазовий метод вимірювання коливань лопаток.....	
1.11 Метод осцилографування параметрів.....	
1.12 Оцінка стану опор ротора за температурою.....	
1.13 Спеціальні засоби контролю стану технічного стану ттд.....	
1.14 Методи прогнозування.....	
Висновки до розділу 1.....	

РОЗДІЛ 2 ЗАСТОСУВАННЯ ЛАЗЕРНИХ БЕЗКОНТАКТНИХ ПРИСТРОЇВ.....

2.1 Основи лазерної віброметрії.....	. .
2.2 Характеристики параметрів механічних коливань та ударів.....	. .
2.3 Роль та завдання віброметрії ГТД.....	. .
2.4 Класифікація методів вимірювання параметрів вібрації.....	.
2.4.1 Датчики (вимірювальні перетворювачі) вібрації та удару.....	
2.4.2 Методи лазерної віброметрії.....	
2.5 Оцінка вібростану авіаційних ВМД із використанням лазерного вібродатчика	
2.6 Алгоритми з метою оцінки технічного стану ГТД.....	

Висновки до розділу 2.....

РОЗДІЛ 3 ОХОРОНА ПРАЦІ.....

3.1 Перелік шкідливих та небезпечних виробничих факторів при технічному обслуговуванні гідравлічної системи (ГОСТ 12.0.002-80).....

3.2 Технічні та організаційні заходи зі зменшення рівня впливу небезпечних та шкідливих виробничих факторів при технічному ПС.....

3.2.1. Розрахунок вентиляції ангару.....

Висновки до розділу 3.....

РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....

4.1 Аналіз екологічної небезпеки діяльності авіаційного транспорту.....

4.2 Діяльність ICAO в галузі охорони навколишнього середовища.....

4.3 Емісія авіаційних двигунів.....

4.4 Заходи щодо зменшення екологічних загроз при експлуатації авіаційної техніки.....

Висновки до розділу 4.....

ВИСНОВКИ.....

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....

## ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

АТ –	авіаційна техніка
АД –	авіаційний двигун
БП –	безпека польотів
ГТД –	газотурбінний двигун
КВТ –	компресор високого тиску
КНТ –	компресор низького тиску
ОК –	об'єкт контролю
НК –	неруйнуючий контроль
ПБ –	пожежна безпека
ПС -	повітряне судно
ПММ –	пально-мастильні матеріали
ТД –	технічна діагностика
ТО –	технічне обслуговування
ТРД –	турбореактивний двигун
ТРДД –	турбореактивний двигун двохконтурний
ТС –	технічний стан



## Вступ

Авіаційний газотурбінний двигун (ВМД) є однією з основних частин сучасного повітряного судна (ВС). Він є складною технічною системою, до складу якої входить велика кількість взаємозалежних елементів. Від надійності функціонування ВМД безпосередньо залежить безпека польотів ПС.

Одним із методів підвищення безпеки польотів є постійний контроль технічного стану ВМД. Це забезпечується комплексом методів технічної діагностики, до яких належать: контроль стану проточної частини двигунів за допомогою оптико-вимірювальних приладів; контроль вмісту продуктів зносу вузлів тертя у працюючій олії; параметрична діагностика; аналіз трендів низькочастотної вібрації

В даний час здійснюється перехід від обслуговування ЗС по фіксованому ресурсу до обслуговування за технічним станом. Для повномірного переходу до даної системи ТО необхідна така система технічного діагностування ВС і ВМД, при якій можна буде здійснити ідентифікацію несправності з точністю до вузла і контролювати ступінь її розвитку в процесі напрацювання. Це своє чергу пред'являє вимога забезпечення високої динамічності системи технічної діагностики ВМД.

Під динамічністю системи в даному випадку мається на увазі швидкість, з якою система реагує на зовнішні фактори, що обурюють. Як обурюючі фактори виступають різні несправності ВМД. Вимога динамічності може бути забезпечена комплексним поєднанням методів та засобів технічного діагностування. Необхідність залучення кількох методів діагностування продиктована високою складністю ВМД як об'єкта контролю, в якому можуть виникати несправності механічного, аеродинамічного та параметричного характеру.

Сучасні бортові системи вібродіагностики не використовують багатий потенціал вібросигналів на високих частотах, вимірюючи вібрації тільки в діапазоні робочих частот обертання роторів. Це своє чергу знижує діагностичний потенціал

методу, оскільки дефекти, що зароджуються, знаходять відгук, в першу чергу у високочастотній області сигналу вібрації. У міру розвитку дефекту змінюється ступінь його впливу на загальний сигнал вібрації двигуна, але дуже небезпечні дефекти можуть вплинути на низькочастотну область вібрації, при появі яких експлуатацію двигуна необхідно припиняти.

У цьому представляється перспективним використання методів вібродіагностики ВМД у процесі наземного запуску, заснованих на аналізі широкосмугових сигналів вібрації для діагностування технічного стану механічних вузлів ВМД.

Застосування методу аналізу широкосмугових сигналів в авіації утрудняється необхідністю вимірювання сигналів вібрації з високою точністю - без спотворень, що практично неможливо за традиційних схем вимірювання з п'єзоелектричними датчиками. Справа в тому, що конструкція сучасних двигунів вітчизняного виробництва дозволяє проводити заміряння тільки на поверхні зовнішніх корпусів, що пред'являє до засобів вимірювання широкосмугового сигналу вимогу високої чутливості до слабких сигналів через значне згасання сигналів при поширенні по конструкції та двигуна.

Ця проблема вирішується простіше у разі застосування лазерних безконтактних пристроїв знімання сигналів вібрації як джерела первинної інформації.

Завдання дослідження. Метою кваліфікаційної роботи стала розробка методів безконтактної лазерної діагностики авіаційних ВМД на основі аналізу сигналів вібрації у широкій смузі частот.

Для досягнення поставленої мети у кваліфікаційній роботі вирішено такі завдання:

- розроблено методику безконтактного вимірювання вібрації основних вузлів ВМД у польових умовах у складі ВС (літаків та гелікоптерів), а також у процесі випробувань на заводських стендах;

- на основі експериментальних досліджень, як у польових, так і в стендових умовах визначені порогові значення глибин модуляції, що відповідають слабким, середнім та сильним дефектам.

- виявлено найбільш інформативні області на корпусах ВМД, вібрація яких містить інформацію про розвиток дефектів, у тому числі на ранній стадії;

- визначено заважають фактори (перешкоди), що спотворюють інформативні сигнали вібрації та розроблені заходи щодо відбудови від цих факторів;

- Досліджено інформативність вимірювань у діапазонах низьких, середніх та високих частот.

Об'єктом дослідження є віброакустичні характеристики ВМД та агрегатів ПС у вигляді широкосмугових вібраційних сигналів, виміряні за допомогою безконтактного лазерного віброперетворювача. Основу виконаних у роботі досліджень складає теорія сигналів і ланцюгів, спектральний аналіз сигналів та їх високочастотних обгинальних, теорія випадкових процесів і коливань, цифрова обробка та аналіз складних сигналів.

Застосування діагностичних даних, отриманих за допомогою лазерних віброперетворювачів, у комплексі з існуючими методами технічної діагностики ВМД дозволяє підвищити безпеку польотів та здійснити перехід до обслуговування ВМД за технічним станом. Розроблена методика безконтактних синхронних вимірювань діагностичних сигналів у характерних точках ВМД з використанням лазерного віброметра дозволяє за нескільки хвилин роботи ВМД отримати безконтактним способом безпосередньо на полі аеродрому необхідний обсяг діагностичної інформації для оцінки технічного стану ВМД.

Крім того, вимірювання параметрів перехідних процесів у ВМД та агрегатах, отриманих за допомогою тривимірного спектрального аналізу сигналів вібрації,

дозволяє провести оцінку якості функціонування автоматики, що регулює дані процесу, а також виявити область критичних частот роторів.

## **РОЗДІЛ 1**

### **АВІАЦІЙНИЙ ДВИГУН ЯК ОБ'ЄКТ ДІАГНОСТУВАННЯ**

Авіаційний газотурбінний двигун (ГТД) є однією з основних частин сучасного повітряного судна (ПС). Він є складною технічною системою, до складу якої входить велика кількість взаємозалежних елементів. Від надійності функціонування ГТД безпосередньо залежить безпека польотів ПС.

Одним із методів підвищення безпеки польотів є постійний контроль технічного стану ГТД. Це забезпечується комплексом методів технічної діагностики, до яких належать: контроль стану проточної частини двигунів за допомогою оптико-вимірювальних приладів; контроль вмісту продуктів зносу вузлів тертя у працюючій оливі; параметрична діагностика; аналіз трендів низькочастотної вібрації.

В даний час здійснюється перехід від обслуговування ПС по фіксованому ресурсу до обслуговування за технічним станом. Для повномірною переходу до даної системи ТО необхідна така система технічного діагностування ПС і ГТД, при якій можна буде здійснити ідентифікацію несправності з точністю до вузла і контролювати ступінь її розвитку в процесі напрацювання. Це в свою чергу пред'являє вимогу забезпечення високої динамічності системи технічної діагностики ГТД.

### **1.1 Завдання технічної діагностики**

Технічна діагностика — це напрям в науці і техніці, що представляє собою процес визначення технічного стану (ТС) об'єкта з достатнім ступенем точності. Під ТС розуміється сукупність підтверджених змін в процесі виробництва або експлуатації властивостей об'єкта, що характеризується признаками, які встановлені технічною документацією на цей об'єкт. Швидке визначення несправностей в авіаційних ГТД необхідне для забезпечення безпеки польотів і для зменшення часу простоїв ПС, що підвищує їх економічність.

Основною метою технічного діагностування авіаційного ГТД є створення ефективної організації процесів оцінки його ТС. В основі цієї організації лежать основні положення загальної теорії технічної діагностики, методи побудови та аналізу математичних моделей об'єкта діагностування.

Процес технічного діагностування включає в себе вимірювальні, контрольні та логічні операції з метою визначення дійсного стану об'єкта. При цьому процес діагностування можна розглядати (рисунок 1.1) як збір інформації (ЗІ) про стан об'єкта діагностування (ОД) та її обробку в перетворювачі (ПІ). Результати оцінки (Р) потім використовуються для прийняття рішення (ПР) про виконання наступних операцій або про подальше використання об'єкта. Не виключається можливість дій ( $V_1, V_2$ ) з метою уточнення діагнозу або керування ним в процесі діагностування, що говорить про наявність зворотних зв'язків.

Виконання певних функцій у процесі діагностування обумовлюється програмою, побудованою на взаємопов'язаних математичних та логічних операціях, що утворюють окремі алгоритми.

Технічна діагностика вирішує такі завдання:

1. створення контролепридатного виробу;
2. розробка систем та засобів отримання необхідної інформації;
3. розробка методів обробки та аналізу одержуваної інформації (алгоритми та програми розрахунків, наземні та бортові ЕОМ);
4. обґрунтування та реалізація найбільш раціональних способів реєстрації інформації;
5. розробка рекомендацій щодо використання результатів контролю діагностики.

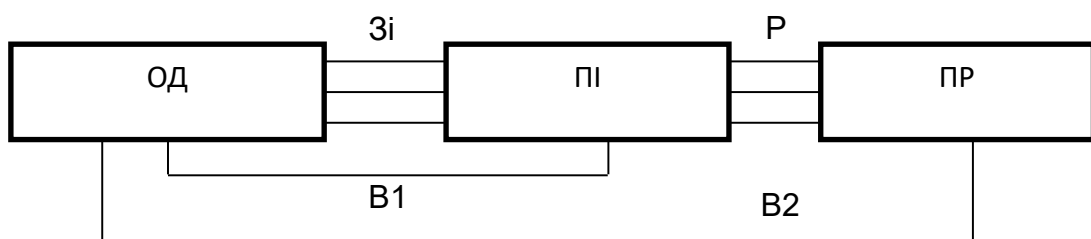


Рисунок 1.1 – Процес діагностування

ОД – об’єкт діагностування; ПІ – перетворювач інформації; ПР – прийняття рішення; Зі – збір інформації; Р – результати оцінки; В<sub>1</sub> і В<sub>2</sub> – дії.

На рисунку 1.2 наведено структурну схему основних робіт з діагностики. Рівень діагностування технічного стану виробу оцінюється рядом кількісних показників, до яких входять:

1. точність – відповідність значень параметрів, отриманих під час діагностування, дійсним величинам;
2. достовірність – мінімальна ймовірність помилок діагностування;
3. швидкодія – оперативність при мінімальних часових та трудових витратах;
4. ціна – рівень витрат матеріальних засобів.

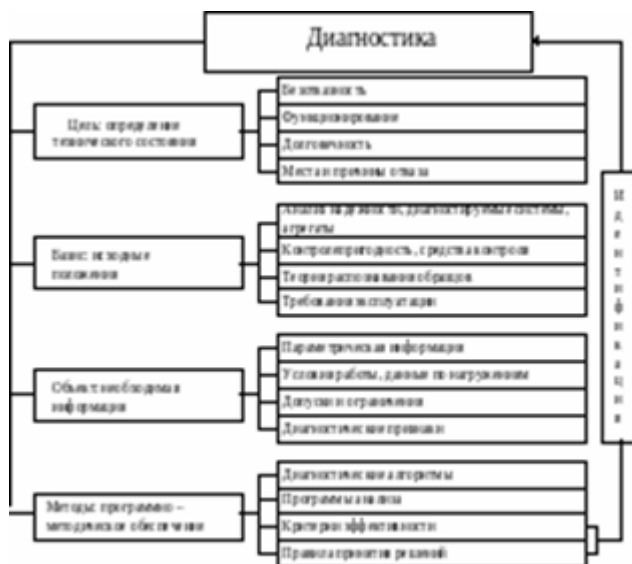


Рисунок 1.2 – Основні роботи з діагностики

Дослідження технічного стану виробу здійснюється за трьома напрямками:

- діагностування – визначення технічного стану, у якому перебуває об’єкт у час;

- прогнозування – передбачення стану, у якому виявиться об'єкт у певний момент часу;
- генезування – визначення стану, у якому перебував об'єкт у якийсь попередній час (розслідування причин аварії).

Якість діагностування значною мірою залежить від правильності вибору діагностичних ознак. Вирішення цього завдання багато в чому визначається можливістю виявлення та експериментального підтвердження цих ознак.

## **1.2 Основні принципи діагностування та складання діагностичних алгоритмів**

До основних принципів діагностування відносяться:

1. вивчення залежності вихідних параметрів виробу умов експлуатації;
2. визначення оптимальних методів реєстрації вхідних властивостей;
3. формування діагностичних ознак на основі наявної інформації;
4. формування діагностичних алгоритмів з урахуванням можливості математичних програм та застосовуваних ЕОМ;
5. розробка алгоритмів випробувань та налагодження на реальних об'єктах програмно-математичного забезпечення; обробка методів ідентифікації, діагностування;
6. розробка методик використання результатів діагностування до ухвалення рішення щодо подальшого використання об'єкта.

Під час розробки алгоритмів аналізу працездатності контрольованих систем виконуються наступні операції:

1. розробляються математичні моделі діагностованих систем, тобто. залежності між вхідними та вихідними параметрами;
2. визначаються відхилення та допуски вхідних та вихідних параметрів залежно від умов експлуатації;



3. уточнюються необхідні діагностичні ознаки та формулюються ознаки відмови;

4. складаються діагностичні алгоритми.

Діагностичні алгоритми можуть бути трьох типів:

- допускового – реагують на вихід контрольованого параметра за встановлений допуск чи обмеження;
- функціонального – що визначають правильність збереження функціональних зв'язків, що регламентуються, між окремими параметрами;
- комплексного – визначальні вуста
- нові співвідношення між комплексами характерних параметрів.

### **1.3 Класифікація математичних моделей**

Заміна вихідного об'єкта моделлю пов'язана насамперед із виділенням основних істотних сторін досліджуваних явищ та з їх спрощенням, дозволяють створити математичний опис (модель) об'єкта.

Математична модель у загальному випадку є сукупністю констант і співвідношень, яка однозначно пов'язує вхідну та вихідну інформації.

Параметри, якими можлива класифікація математичних моделей, можуть бути різні.

1. Класифікація за характером описуваних режимів роботи ГТД поділяється на чотири основні групи: для режимів, що встановилися, для невстановлених режимів, для перехідних режимів, для динамічних процесів. Надалі будуть розглядатися тільки моделі для режимів, що встановилися.

2. Класифікація за кількістю описуваних режимів поділяється на дві групи: одно- і багаторежимні моделі, рисунок 1.3. Однорежимні математичні моделі описують робочий процес у ГТД тільки в одному режимі, частіше розрахунковому, чи близьких щодо нього. Однорежимні моделі виходять значно простіше

багаторежимних, тому вони набули найбільшого поширення. У найпростішому випадку однорежимні моделі мають вигляд лінійної залежності.

Багаторежимні моделі призначені для більшості реальних режимів роботи, таких як малий газ, авторотація або холодне прокручування. Багаторежимні моделі завжди нелінійні.

3. Класифікація за видом вхідної інформації, рисунок 1.4, проводиться за двома групами: моделі детерміновані та стохастичні. У детермінованих моделях вся вхідна інформація задається кожному розрахунку у вигляді певних цифр. У стохастичних моделях частина вхідної інформації задається у вигляді випадкових чисел, тобто, фактично задається закон розподілу випадкових чисел та його параметри (математичне очікування та дисперсія), що дозволяє імітувати розкид геометричних розмірів партії двигунів, розкид коефіцієнтів втрат і режимних параметрів, випадкові похибки вимірів тощо.



Рисунок 1.3 – Класифікація математичних моделей



#### 1.4 – Класифікація за видом вхідної інформації

У детермінованих моделях проводиться більш глибока класифікація за видом вхідної інформації: розрахункові (номінальні), індивідуальні та середньостатистичні.

У розрахункових моделях використовуються розрахункові (номінальні) значення геометричних розмірів та коефіцієнтів втрат. В індивідуальних моделях використовують геометричні розміри, отримані обміром.

даного екземпляра двигуна. У середньостатистичних моделях використовують результати обробки статистики, зібраної для партії двигунів.

4. Класифікація за рівнем складності моделей поділяється на п'ять груп, рисунок 1.3, які пронумеровані з нульового до четвертого рівня.

1. Класифікація за глибиною опису об'єкта.

2. Класифікація за рівнем універсальності моделі.

3. Класифікація на вигляд програмної системи.

4. Класифікація за способом організації обчислювального процесу.

Останні чотири типи класифікацій досить умовні і залежать від числа та номенклатури вимог до моделей.

#### **1.4. Загальна характеристика технічних засобів діагностики**

Велика різноманітність технічних об'єктів і завдань, які вирішуються в оцінці дійсного стану об'єктів і характеру його зміни у часі призвело до того, що в процесі діагностування використовуються технічні засоби різних принципів побудови та призначення. Всі відомі технічні засоби діагностування можна умовно класифікувати за наведеними нижче ознаками.

За ступенем впливу на об'єкт усі технічні засоби можуть бути поділені на активні та пасивні. Активні технічні засоби впливають на об'єкт, посилаючи в нього сигнал, що стимулює реакцію об'єкта, яка потім оцінюється. Пасивні технічні засоби служать тільки для обробки та оцінки показників, що характеризують стан об'єкта.

За принципом діагностування, тобто. за принципом отримання діагнозу, всі технічні засоби можуть бути поділені на засоби:

- а) для перевірки функціонування об'єктів;
- б) з метою оцінки параметрів чи характеристик об'єктів.

За рівнем автоматизації технічні засоби можуть бути умовно поділені на ручні, напівавтоматичні та автоматичні.

На першому етапі впровадження в експлуатацію засобу діагностування ГТД відбулося різке збільшення кількості одиниць перевірконого обладнання, в якому переважали візуальні засоби. Однак спосіб підвищення ефективності діагностування шляхом збільшення елементів візуального контролю та управління не прийнятний для умов експлуатації.

Оператор у цьому випадку не в змозі оцінити та переробити отриману інформацію. Впровадження спеціалізованих наземних комп'ютерних систем діагностування, а також бортових засобів контролю та реєстрації польотних даних усуває певною мірою ці недоліки. Наземні засоби діагностування розвиваються шляхом створення комплексних напівавтоматизованих і автоматизованих засобів.

Класифікацію таких систем доцільно проводити за рівнем автоматизації  $Ka$

$$Ka = \frac{\sum_{i=1}^n t_{a,i}}{\sum_{i=1}^n t_{a,i} + \sum_{j=1}^m t_{H,j}},$$

де:  $\sum_{i=1}^n t_{a,i}$  - сумарний час на неавтоматичне виконання автоматизованих операцій;  
 $\sum_{j=1}^m t_{H,j}$  - сумарний час виконання неавтоматизованих операцій.

Якщо  $Ka < 0.5$ , система вважається неавтоматизованою.

Якщо  $0,98 > Ka > 0.5$ , система вважається напівавтоматизованою.

Якщо  $Ka > 0,98$ , система вважається автоматизованою.

За характером розв'язуваних завдань технічні засоби поділяються на засоби для:

- а) визначення працездатності;
- б) визначення працездатності та виявлення виниклої несправності;
- в) визначення працездатності та прогнозування зміни стану об'єкта;
- г) визначення працездатності, виявлення несправності та прогнозування.

### **1.5 Особливості ГТД, як об'єкта діагностування**

Авіаційні ГТД характеризуються безліччю станів, кожен з яких визначається конкретним набором вхідних та вихідних параметрів. На практиці рідко вдається отримати повний математичний опис поведінки двигуна в загальному вигляді, тому частіше намагаються використовувати методи імітації об'єкта, що вивчається. Двигун можна розбити на підсистеми та елементи з ієрархічною структурою зв'язку. Кожна підсистема, вирішуючи конкретне завдання, забезпечує досягнення спільної мети.

Двигун в цілому, як об'єкт діагностування, має такі властивості:

1. Двигун можна розчленувати на кінцеве число підсистем, які в даній задачі не підлягають подальшому розчленуванню. Діагностування таких підсистем можливе незалежно одна від одної.

2. Підсистеми функціонують у взаємодії один з одним та виконують різноманітні функції.

3. Параметри двигуна визначаються як властивостями підсистем, а й характером їх взаємодії.

4. Оцінка стану двигуна вимагає одночасної реєстрації великої кількості функціонально та випадково взаємопов'язаних параметрів.

5. Цілісність системи, що означає, що її підсистеми служать досягненню загальної мети.

6. Наявність регульованих та нерегульованих керуючих впливів та невизначеністю зовнішніх збурень стохастичного типу.

7. Поява несправності чи відмови будь-якого елемента підсистеми призводить до зниження ефективності її функціонування чи відмови всієї підсистеми загалом.

Відомо, що об'єктивно оцінити технічний стан добре освоєного двигуна, залежно від складності його конструкції, можна шляхом вимірювання та аналізу 20-100 параметрів, що дозволяє забезпечити контроль працездатності з глибиною до вузла.

В умовах доведення двигуна, а також при аналізі технічного стану з глибиною до окремого елемента потрібно виміряти та проаналізувати 200-1000 параметрів.

До основних параметрів двигуна відносяться: тяга, витрата палива, частоти обертання роторів, температура газу перед турбіною, положення важеля управління подачею палива в двигун та інші. До основної групи також слід віднести параметри навколишнього повітря.

До різних груп параметрів висувають різні вимоги щодо точності вимірювання. Основні параметри вимірюються з високим ступенем точності виміру.

Допоміжні параметри, що визначають виконання окремими вузлами або агрегатами функціональних завдань, можуть вимірюватися меншою точністю.

Особливо важливе значення має точність виміру аварійних параметрів, вихід яких за межі допуску може призвести до відмови двигуна, тому їх контроль повинен здійснюватися безперервно.

## **1.6 Визначення технічного стану ГТД**

Визначення технічного стану двигунів виконується з метою виявлення придатності до експлуатації деталей, вузлів, агрегатів та двигуна в цілому, призначення виду ремонту та вибору найбільш раціональних і надійних способів відновлення, вибракування непридатних для відновлення деталей. Дефектацію необхідно виконувати, керуючись технічними умовами, викладеними в Керівництві з ремонту двигуна з урахуванням функціональної значущості та умов роботи кожного вузла.

Ушкодження та несправності в залежності від обсягу, характеру зовнішнього прояву та ступеня доступності визначаються такими способами:

- неруйнівними методами контролю, у тому числі ретельним зовнішнім оглядом неозброєним оком та за допомогою візуально-оптичних засобів, простукуванням, прослуховуванням;
- проміром універсальним та спеціальним інструментом;
- динамічними, гідравлічними, повітряними та температурними випробуваннями на спеціальних стендах та установках.

Оцінка технічного стану включає:

- попередній огляд, аналіз параметрів двигуна, оцінку причини несправності або обсягу пошкодження та визначення зони їх поширення до часткового розбирання.

Під час попереднього огляду у разі виникнення пошкоджень необхідно виконати: огляд місця пошкодження планера в районі розташування двигуна або можливих місць виникнення несправності; розстикування планера, мотогондол, відкриття капотів тощо; огляд безпосередньо на двигуні можливих місць пошкоджень деталей, вузлів, агрегатів, комунікацій та зон можливого впливу основного пошкодження на суміжні вузли та агрегати. Переважними методами контролю є візуальний і візуально-оптичний. Надійність та повнота дефектації при попередньому огляді гарантуються за умови, що пошкоджена ділянка, деталь або агрегат мають чітко виражені зовнішні ознаки пошкодження. У разі прихованих дефектів або пошкоджень повинен проводитися демонтаж агрегатів, елементів комунікацій або незначне розбирання двигуна з подальшим застосуванням різних методів та засобів неруйнівного контролю або спеціальних стендів та установок для випробувань;

- дефектацію пошкоджених або несправних деталей, вузлів та агрегатів при частковому розбиранні двигуна з метою визначення ступеня придатності деталей до подальшої експлуатації. Остаточна дефектація виконується відповідно до рекомендацій, викладених у ТВ на вузол. Дефектації має передувати попереднє очищення та промивання, яке для двигунів має свої особливості;
- оцінку якості відновлення пошкоджених та несправних деталей у процесі ремонту відновлених агрегатів, вузлів двигуна загалом після ремонту.

В результаті оцінки технічного стану двигуна:

- приймається рішення про необхідність, можливість та доцільність ремонту;
- встановлюється вид ремонту;
- визначаються методи та способи відновлення працездатності вузлів та агрегатів;
- оцінюється потреба у витратних матеріалах та запасних частинах;
- визначається потрібне обладнання та інструмент;



- визначається кількість фахівців та їх кваліфікація;
- оцінюються необхідні витрати праці та часу виконання ремонту.

### **1.7 Загальна характеристика діагностичних ознак**

Діагностична інформація про технічний стан будь-якого ГТД може бути отримана трьома способами:

- шляхом вимірювання та аналізу еволюцій фізико-механічних та хімічних характеристик конструкційних матеріалів, покриттів, палива та продуктів згоряння;
- шляхом вимірювання та аналізу еволюції параметрів функціонування двигуна;
- шляхом зовнішнього впливу на конструкцію та процеси у двигуні та аналізі відгуку на нього.

Склад рідких робочих тіл та реактивного струменя в багатьох випадках може характеризувати технічний стан двигуна. Наприклад, у діагностиці авіаційних ГТД широкого поширення набув спосіб аналізу хімічного складу та наявності сторонніх включень у маслі. Ерозія, знос тертьових частин, що омиваються маслом, хімічна взаємодія оливи з окисленими і нагрітими елементами конструкції призводять до помітної зміни властивостей масла і засмічення його металевією стружкою та неметалевими включеннями.

Для діагностики деталей, що омиваються маслом, використовують спеціальні індикатори стружки (фільтри, магнітні пробки тощо).

Розглянутий спосіб діагностики може бути корисним з метою оцінки технічного стану опор турбокомпресорної групи авіаційних двигунів.

Продукти ерозійних та зносових процесів можуть бути виявлені також при спектрографуванні реактивного струменя. За характерними лініями в спектрі полум'я встановлюється хімічний склад продуктів ерозії та зносу, а отже, і конструктивний елемент, що зазнає руйнування.

Великий обсяг інформації можна отримати під час контролю теплового стану деталей ГТД. Як датчики температури використовуються малогабаритні термомпари, однак, найбільш перспективними вважаються безконтактні методи вимірювання температури деталей, наприклад, за допомогою пірометрів.

Контроль напружено-деформованого стану конструкції дозволяє отримати уявлення про реальні навантаження, що діють на деталі, і запас міцності, а також ідентифікувати причину руйнування міцності.

Особливо цінну діагностичну інформацію дають параметри функціонування ГТД, які можна класифікувати на два великі види: параметри, що повільно змінюються (ПЗП) і параметри, що швидко змінюються (ШЗП). Зміна першої групи параметрів обумовлено в основному впливом сигналів, що управляють, і зовнішніх збурюючих факторів. Частота змін ПЗП, як правило, не перевищує кількох герц. Параметри ШЗП пов'язані з нестационарністю робочих процесів у ГТД, тобто пульсаціями та вібраціями. Спектри ШЗП лежать в області власних частот досліджуваного об'єкта.

У діагностиці механічних систем широкого поширення набули так звані методи неруйнівного контролю. Суть цих методів полягає у опроміненні елементів конструкції потоками світлової, акустичної, радіаційної, електричної та іншими типами енергії та вивченні відгуку на дане опромінення, а також вплив на деталі різних хімічних речовин.

В даний час розробляються органолептичні методи контролю. Хіміки мають в своєму розпорядженні величезний набір нешкідливих ароматичних речовин, які можна використовувати як сигнальні ознаки, для цього достатньо «позначити» всі деталі механізму, схильні до частих поломок або зносу, препаратами що сильно пахнуть. Зробити це можна за допомогою крихітних капсул, які слід розміщувати на межі допустимого зношування або в місцях найімовірніших поломок. При появі

певного запаху (людина здатна розрізнити велику кількість запахів) обслуговуючий персонал відразу ж без розбирання складного пристрою може сказати про те, який елемент вийшов з ладу.

У МВТУ ім. Баумана створено цікавий метод діагностики стану поверхонь, що труться, заснований на попередньої активації поверхонь радіоактивними ізотопами. Це дозволяє виміряти знос рухомих пар без розбирання та зупинки двигуна.

Великий обсяг інформації про причини відмови може бути отриманий при лабораторних дослідженнях аварійної матеріальної частини, тобто при випромінюванні слідів відмови (зламів, кольорів втечі, поверхонь сполучення тощо). Зазвичай, всяке випробування супроводжується швидкісною кінозйомкою, яка в деяких випадках також дозволяє внести корективи в процес визначення діагнозу.

Зазначимо, що для виключення сумнівів у достовірності діагностичної інформації надійність самої системи діагностування має бути вищою за надійність двигуна, що викликає необхідність резервування каналів контролю.

## **1.8 Методи технічного діагностування**

### **1.8.1 Вібраційна діагностика**

При роботі ГТД усі його деталі, вузли та агрегати здійснюють вимушені та резонансні коливання. Характеристики цих коливань залежать від частоти і характеру сил, що обурюють, від пружно-масових характеристик елементів конструкцій, які, у свою чергу, залежать від ряду конструктивних, технологічних і експлуатаційних факторів. Найбільш важливе значення мають коливання механічного та аеродинамічного походження.

Джерелами механічних коливань є:

- невірноважені сили;
- процеси співударіння деталей;

- процеси тертя ковзання та кочення;
- взаємодія елементів конструкції через пружні зв'язки.

Джерелами аеродинамічних коливань є:

- пульсація потоку;
- нерівномірне горіння і змінні імпульси, що створюються лопатками, що обертаються.

Робота ГТД характеризується широким спектром вібрації, що визначається:

- частотою обертання ротора;
- частотою проходження робочими лопатками лопаток соплового апарату або

ВНА;

- частотою обертання елементів підшипника;
- частотою обертання шестерень, валів, коліс та елементів насоса;
- частотою власних коливань елементів конструкції;
- турбулентність газového потоку.

Для вібраційного діагностування ГТД найбільш доцільним є застосування спектрального аналізу.

Спектральний аналіз полягає у побудові спектрограми вібрацій за допомогою ширококутового фільтра та подальшим її аналізом математичними методами.

Найбільш ефективний спектральний аналіз з автопідстроюванням центральної частоти фільтра відповідно до флуктуацій частоти обертання ротора.

Як вимірюваний параметр можна використовувати величину переміщення  $A(\tau)$  (в діапазоні частот від 0 до 1000Гц), швидкість вібрацій  $V(\tau)$  (від 10Гц до 2500Гц) і прискорення вібрацій  $g(\tau)$  (від 10Гц до 50000Гц):

$$A(\tau) = x_0 \sin(\omega\tau + \phi),$$

$$V(\tau) = V_0 \cos(\omega\tau + \phi),$$

$$g(\tau) = A_0 \sin(\omega\tau + \phi),$$

де  $x_0$  – амплітуда вібропереміщення;

$$V_0 = \omega x_0;$$

$$A_0 = \omega^2 x_0;$$

$\omega$  и  $\phi$  – кругова частота та фаза коливань, відповідно.

У деяких випадках наявність дефектів, які не виявляються низькочастотних спектрограмах, може бути виявлено за допомогою високочастотних спектрограм, тобто. доцільно проводити діагностування за параметром прискорення вібрацій  $g(\tau)$ , а не за швидкості вібрацій  $V(\tau)$  (наприклад, для редуктора відцентрового насоса).

Динамічні деформації деталей, що діагностуються, вимірюють за допомогою дротяних, фольгових або напівпровідникових тензорезисторів. Їхня робота заснована на властивості металевої решітки або фольги (константам, сплави на основі нікелю та молібдену, ніхрому) при деформації (розтягуванні або стисканні) змінювати свій електричний опір.

Спеціальні дротяні тензорезистори на цементній основі можна використовувати за температури до 900 °С. Однак, тензорезистори, що застосовуються, не забезпечують необхідну стабільність і надійність при тривалій експлуатації, тому їх використовують для вібродіагностування при проведенні експериментальних досліджень.

Для вимірювання параметрів вібрацій ГТД використовують п'єзоелектричні, індукційні та ємнісні перетворювачі.

Найбільш широке застосування знайшли п'єзоелектричні віброперетворювачі, робота яких ґрунтується на п'єзоэффект – появі електричних зарядів різної полярності на протилежних гранях деяких кристалів при їх механічній деформації.

Передача вібрацій здійснюється через елементи конструкції, які можуть спотворювати характер та параметри вібрації. Тому датчики треба намагатися встановлювати якомога ближче до об'єкта, що діагностується.

Діагностування за вібраціями здійснюється відповідно до інструкції, в якій є такі дані:

- спектр справного двигуна;
- лінії граничного рівня складових спектр частот, перевищення яких свідчить про несправність у системах двигуна;
- місця, умови та періодичність виміру рівня вібрацій;
- спектри вібрацій двигуна для станів, що характеризують найімовірніші в експлуатації несправності;
- рівні вібрації для найважливіших деталей та вузлів ВМД, перевищення яких вказуватиме на їх пошкодження;
- логічні схеми пошуку несправностей.

У найпростішому випадку порівняння спектрів можна проводити накладенням зареєстрованої спектрограми на еталонну, яку нанесені граничні рівні вібрацій.

Оцінка технічного стану об'єкта може бути визначена шляхом виміру акустичної емісії, що виникає у ньому під впливом навантажень.

Схеми розміщення датчика і приладу для виявлення втомних тріщин в підшипнику кочення представлені на рисунку 1.5, 1.6.

На рисунку 1.7 наведено осцилограми сигналів внутрішніх віброперетворювачів, отримані при випробуванні радіально-упорних підшипників.

На практиці при вібродіагностуванні ГТД широко застосовуються такі прилади та комплекси обладнання:

- універсальний віброметр УМ-3/Х;

- комплект віброапаратури ІВ-300;

- віброакустичний індикатор ІВА-4000 з дефектошукачем (контроль цілісності щаблів компресора);

- віброакустичний прилад ДПП-1 (діагностичний індикатор підшипників, що виявляє на початковій стадії дефекти типу дрібних фарбувань – піттингу, раковин, сколів, вироблення на бігових доріжках підшипника, сепараторах, тілах кочення, а також призначений для визначення наявності сторонніх частинок у мастилі).

Оцінку технічного стану об'єкта можна визначити шляхом виміру акустичної емісії, що у ньому під впливом зовнішніх навантажень.

Акустична емісія є хвильовий процес, що виникає в деталях, коли в міжкристалічній решітці металу відбуваються незворотні зміни з утворенням мікротріщин. Цей коливальний процес фіксується датчиком, який встановлюється безпосередньо на досліджувану деталь або деталі, що мають з нею акустичний контакт. Цей метод дає надійну інформацію про початок втомного процесу руйнування та його розвиток. Він дозволяє виявити транс- та міжкристалічні тріщини, які неможливо виявити іншими методами неруйнівного контролю.

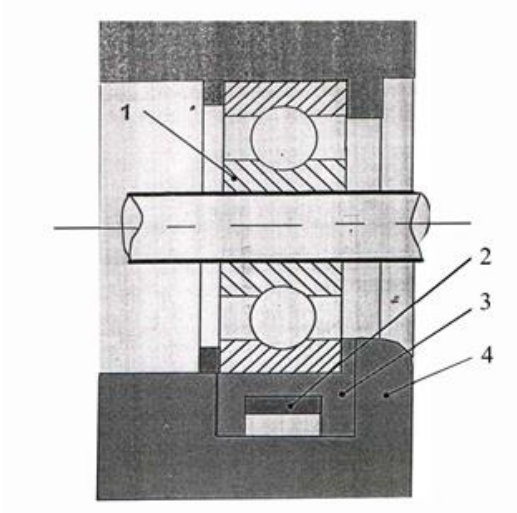


Рисунок 1.5 – Прилад для виявлення втомних руйнувань

1-підшипник; 2-тензометричний вібродатчик; 3-пластина для наклеювання датчика;  
4-опори ротора.

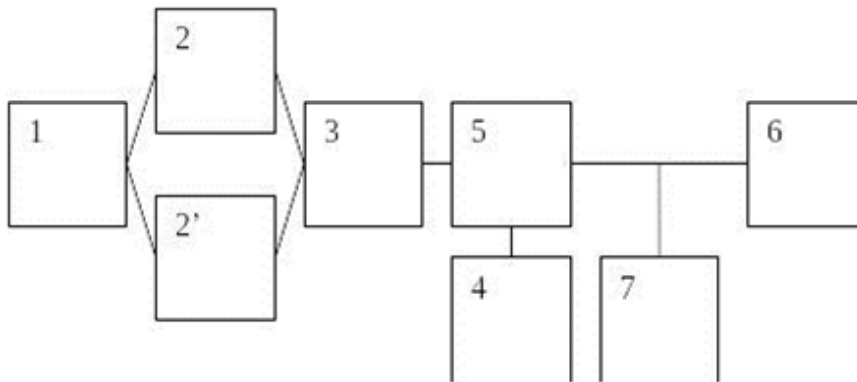


Рисунок 1.6 – Схема приладу

1- п'єзодатчик з підсилювачем; 2 і 2'- нижній і верхній вузькосмугові фільтри; 3- придусувач перешкод; 4-джерела опорного сигналу; 5-блок порівняння; 6- індикатор руйнування; 7-головний телефон.

### 1.8.2 Діагностика стану двигуна по шуму

Шум справного двигуна за своїм спектром є суцільним у всьому діапазоні частот із низкою дискретних складових. Широкопasmовий шум породжується безладними коливаннями газоповітряного потоку. Дискретний (вузькосмуговий) шум обумовлений вимушеними коливаннями деталей двигуна.

Проаналізуємо суб'єктивну оцінку шуму в залежності від різних джерел, рисунок 1.8. З рисунку видно, що якщо на порозі чутності для людини, що відповідає звуковому тиску 20 Мпа, це приблизно рівень звуків у безвітряну погоду, то виявиться, що літак при зльоті створює в радіусі 100 метрів шум 130 - 140дБ. Поява несправностей у системах двигунів призводить до появи нових джерел шуму та зміни спектру шуму під час його роботи.

При дослідженні шуму як носія діагностичної інформації вивчаються такі характеристики звукового поля:

- спектр сумарної випромінюваної акустичної потужності;



- характеристики спрямованого випромінювання у різних частотних смугах;
- спектр рівня звукового тиску у різних точках звукового поля;
- спектр шуму при вузькосмуговому аналізі з його запису.

При аналізі шуму з використанням вузькосмугового фільтра (ширина смуги менше 20Гц) на фоні суцільного спектра можна виділити дискретні складові, що відповідають частотам проходження лопаток різних ступенів компресора. Спектр цього шуму, одержуваний при аналізі широкосмуговими фільтрами представляється практично суцільним, оскільки у смузі пропускання таких фільтрів зазвичай укладаються частоти кількох джерел випромінювання, що дозволяє точно визначити несправну систему.

Спектр шуму окремих агрегатів двигуна (насоси, генератори і т.д.) може бути отриманий шляхом прокручування їх від стороннього джерела на характерних їм режимах роботи. Однак не у всіх випадках надається можливість поелементних досліджень, тому що далеко не кожне джерело коливань є вузлом або агрегатом двигуна. І тут застосовується метод послідовних винятків, у якому відключають досліджуване джерело, а шуми інших джерел розглядають як тло. Рівень шуму та вібрацій джерела визначають за формулою:

$$L_2 = L - 10 \lg \frac{1}{10^{(L-L_1)/10} - 1}$$

де L – рівень коливань до виключення джерела;

L1 - рівень коливань після виключення джерела;

L2 – рівень коливань, створюваний виключеним джерелом.

При цьому методі джерело коливань досліджується в умовах роботи двигуна та виключається вплив приводу.

Дослідження інформації, що знімається з мікрофона, спільно з інформацією, що знімається датчиками тиску і вібрації, розширює можливості кожного з цих методів діагностики та підвищує роздільну здатність кожного з методів окремо.

Для виміру акустичного шуму застосовують вимірювальні мікрофони.

Мікрофон – електричний перетворювач, за допомогою якого акустичні коливання повітряного середовища перетворюються на електричний сигнал.

Найбільшого поширення набули вимірювальні мікрофони конденсаторної, п'єзоелектричної та електродинамічної схем.

Дія конденсаторного мікрофона заснована на перетворенні звукового тиску, що впливає на мембрану, зміна ємності конденсатора, утвореного мембраною, нерухомим електродом та повітряним зазором між ними.

Дія п'єзоелектричного мікрофона ґрунтується на виникненні змінного електричного напруги на п'єзоелектричній пластині при впливі на неї звукового тиску.

### **1.8.3 Спектр шумів основних вузлів ГТД**

Основними джерелами шуму ТРДД є, рисунок 1.9, 1.10:

- струмінь витікаючих газів;
- вентилятор (компресор);
- турбіна.

Відносна роль цих джерел у генеруванні шуму ТРДД залежить від ступеня двоконтурності, тобто. від співвідношення витрат газу у зовнішньому та внутрішньому контурі. Зі збільшенням ступеня двоконтурності знижується рівень шуму струменя та зростає шум вентилятора (компресора) та турбіни.

Шум вентилятора, а так само турбіни виникає в результаті періодичного впливу обертових лопаток на повітряне та газове середовища; максимальна інтенсивність шуму зосереджується у сфері високих частот.

У гвинтовентиляторних двигунів основним джерелом шуму є повітряний гвинт. Він створює шум у результаті періодичного впливу обертових лопатей на повітряне середовище. Щоразу, коли через точку простору проходить лопата гвинта, повітря повідомляється імпульс тиску. Імпульси, що йдуть один за одним від лопатей, що послідовно проходять через цю точку, поширюються в повітрі у вигляді хвиль. Інтенсивність шуму залежить від швидкості лопатей, їх числа та аеродинамічного навантаження на них. Спектр шуму гвинта, в основному, низькочастотний та частоти складових шуму визначаються добутком числа лопатей на швидкість обертання.

На рисунку 1.11 представлені рівні шуму біля різних літаків з відривом 100 метрів від злітно-посадкової лінії; дані фактичних рівнів реального літака наведено до 180-ти тонного гіпотетичного літака (бо рівень шуму залежить від маси літака). На рисунку 1.12 наведено графік, що ілюструє зниження шуму в кабіні вітчизняного літака.

При індивідуальному прогнозуванні здійснюється передбачення технічного стану кожного виробу та виявляється той конкретний виріб, який найближчим часом може відмовити.

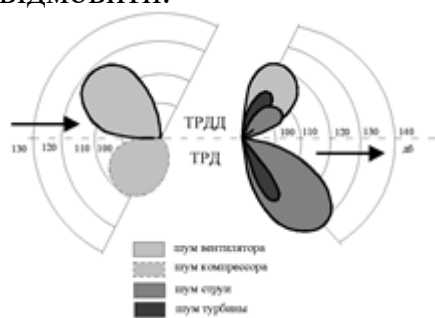
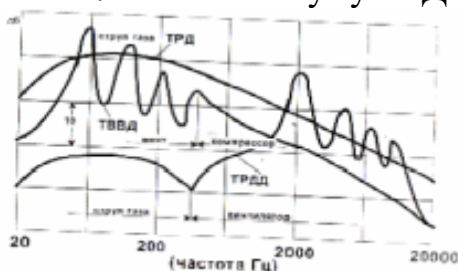


Рисунок 1.7 — Рівень шуму ТРД та ТРДД



## Рисунок 1.8 – Осцилограма рівнів шуму

Спектр шуму повітрязабірника. Він визначається рівнями взаємодії потоку, що набігає, зі стінками каналу. При сильній турбулентності потоку відбувається розширення спектральних ліній.

Спектр шуму компресора (вентилятора). Він складається з широкосмугового вихрового шуму та вузькосмугового шуму дискретних тонів. Широкосмуговий шум обумовлений аеродинамічними причинами, а дискретні тони обумовлюються частотою обертання ротора. Зростання інтенсивності широкосмугового шуму свідчить про зрив потоку повітря з робочих лопаток і лопаток спрямовуючого апарату. Це може бути діагностичним параметром помпажу.

Спектр шуму камери згоряння. Є наслідком горіння. Горіння у справному двигуні викликає шум із суцільним спектром. При роботі несправного двигуна (з пульсуючою подачею палива та повітря) виникають резонансні та вимушені коливання. Вібраційне горіння має автоколивальний характер, тобто. акустичні коливання порушуються процесом горіння та впливають на фронт полум'я, посилюючи його вібрацію. У цьому випадку камера згоряння є потужним джерелом низькочастотного шуму. До причин вібраційного горіння відносять:

- 1) Коливання витрати повітря (тобто коливання коефіцієнта надлишку окислювача).
- 2) Зміна якості розпилу.
- 3) Нерівномірність подачі палива.

Спектр шуму турбіни. Він складається з високочастотних тонів, накладених на широкосмуговий шум, викликаний взаємодією турбіни з неоднорідним газовим потоком, що надходить із камери згоряння.

Фізична природа шуму газової турбіни аналогічна природі шуму компресора, проте спектр шуму аеродинамічного походження газової турбіни має більш високочастотний характер.

Виділити шум турбіни з шуму компресора та реактивного струменя дуже важко. Це можливо лише відніманням спектрів, отриманих окремо для компресора та реактивного струменя із загального спектру двигуна.

Спектр шуму реактивного струменя. Основне джерело шуму ТРД - це струмінь реактивних газів, що витікає із сопла. Звукові хвилі утворюються внаслідок перемішування частинок газу, що мають високу швидкість закінчення з частинками навколишнього повітря. Спектр шуму струменя – широкосмуговий. По осі струменя, у напрямі закінчення, зафіксовано максимум шуму області низьких частот, а напрямі перпендикулярному закінченню – максимум шуму області високих частот.

Збільшення температури газу призводить до збільшення широкосмугових складових, спричинених турбулентністю потоку.

Шум від витікання газів має широкий суцільний спектр з максимумом інтенсивності на високих частотах.

#### **1.8.4 Метод термогазодинамічних параметрів**

Зазначений метод оцінки стану двигуна заснований на аналізі тенденцій зміни відхилення параметрів, що не реєструються, від еталонних значень в процесі експлуатації за результатами вимірювання реєстрованих відхилень. Метод виявляє лише ті несправності, що викликані відхиленнями термогазодинамічних параметрів:

- повні та статичні тиски;
- температури;
- витрати палива та повітря тощо.

До несправностей, що виявляється зазначеним методом, можна віднести:

- знос лопаток компресора та турбіни;
- вибоїни, короблення та деформація лопаток;
- втрати на вході в повітрязбірник;

- витікання газу;
- прогар і короблення камери згоряння;
- руйнування стрічок перепуску, клапанів, прокладок та лабіринтних ущільнень;
- втрати у камері згоряння;
- захаращення газоповітряного тракту. Для визначення відхилень  $\delta$  нереєстрованих параметрів уі використовується система лінійних рівнянь малих відхилень, де в якості незалежної змінної прийняті відхилення параметрів, що реєструються.

$$\begin{aligned} &| \delta y_1 | | a_{11} a_{12} \dots a_{1m} | \\ &| \delta y_2 | = | \delta x_1 \delta x_2 \dots \delta x_n | * | a_{21} a_{22} \dots a_{2m} | \\ &| \dots | | \dots \dots \dots \dots | , \\ &| \delta y_n | | a_{n1} a_{n2} \dots a_{nm} | \end{aligned}$$

де  $y_i$  – нереєстровані термогазодинамічні параметри (ККД турбіни та компресора -  $\eta_t, \eta_k$ ; ступеня зміни тиску в компресорі та турбіні -  $\pi_k^*, \pi_t^*$ ; загальмована температура за камерою згоряння –  $T_g^*$ ),

$x_j$  – параметри, що реєструються в експлуатації.

$a_{ij}$  - Коефіцієнти впливу.

### **1.9 Алгоритм визначення стану двигуна наступний:**

1. Складається система рівнянь визначення несправностей.
2. У процесі експлуатації реєструється відхилення параметрів  $x_j$ .
3. За результатами розв'язання системи рівнянь будується графік зміни  $\delta y_1$  по напрацюванню.

Проводиться аналіз зміни параметрів, що не реєструються.

Критеріями оцінки стану двигуна служить швидкість зміни та абсолютне значення  $\delta y_1$ . В якості характеристики справного стану двигуна приймають еталонні

базові криві певного двигуна, отримані при контрольно-здавальних випробуваннях або індивідуальні еталонні криві для кожного двигуна.

Оскільки при зазначеному методі вимірюються не абсолютні значення параметрів, які різниці, то величина похибки датчика немає значення. Замір параметрів повинен проводитися точно для обраному для розрахунку системи рівнянь режимі (висота польоту  $H = H_{розр}$ , число Маха  $M = M_{розр}$ ), так як відхилення від заданого режиму призводить до розкидання наведених наведених параметрів і відхилення їх від еталонних значень.

Фактичну оцінку вимірювання стану деталей ГТД проводять за величиною зношування деталей, яку визначають інструментальним способом.

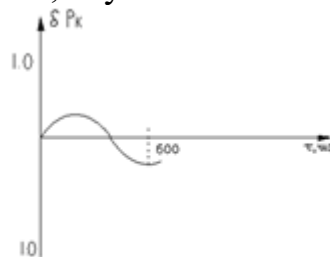


Рисунок 1.9 – Фактична оцінка вимірювання стану деталей

### 1.10 Дискретно-фазовий метод вимірювання коливань лопаток

Зазначений метод дозволяє вимірювати коливання всіх лопаток робочого колеса одночасно і не вимагає складних робіт із препарування двигуна. Він виявляє момент виникнення небезпечних коливань лопаток у всьому діапазоні робочих режимів. Суть методу у тому, що відносні переміщення лопаток вимірюються не безперервно, а окремі моменти часу, які визначаються частотою обертання ротора. За отриманими дискретними значеннями за допомогою електронного пристрою відновлюється процес коливань лопаток і оцінка параметрів коливального процесу.

Чутливі елементи (датчики), що фіксують дискретну інформацію, встановлюються на нерухомих деталях двигуна, що забезпечує безконтактність вимірів. Дискретні значення відносних переміщень лопатки вимірюються за

допомогою різних чутливих елементів: індуктивних, ємнісних, магнітних, оптичних та ін.

Над лопатками робочого колеса встановлені 4 індукційні датчики D1 – D4 по вершинах квадрата 10X10 мм. Всередині двигуна на нерухомому кронштейні встановлено датчик опорного сигналу D0.

Електронна схема порівняння опитує по черзі всі лопатки і формує різницеві сигнали, за якими лічильно-рішальний пристрій розраховує параметри коливального процесу для кожної лопатки. У разі перевищення допустимої амплітуди коливань на сигнальному табло висвітлюється номер дефектної лопатки.

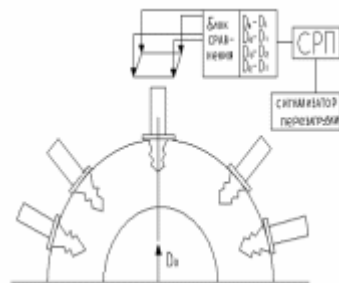


Рисунок 1.10 – Метод вимірювання коливання лопаток

### 1.11 Метод осцилографування параметрів

Процес діагностування істотно спрощується, якщо аналіз змін параметрів систем двигуна проводиться за результатами осцилографування комплексу параметрів, що характеризують систему, що досліджується. Особливістю такого діагностування і те, що діагностична інформація реєструється при дійсному функціонуванні системи з урахуванням впливу динамічних явищ.

При оцінці стану двигуна за результатами осцилографування використовуються методи еталонних констант, еталонних осцилограм та метод зіставлення осцилограм основних параметрів. Перелік параметрів, що підлягають осцилографуванню, залежить від виду несправності системи.

У формуляр двигуна вкладаються осцилограми його параметрів під час випуску із заводу чи після ремонту. Порівняння з цими осцилограмами даних,



отриманих під час експлуатації, дозволяє достовірніше оцінити стан двигуна. Ефективність діагностування двигуна підвищується, якщо є альбом еталонних осцилограм для характерних несправностей, що зустрічаються в експлуатації із зазначенням способів їх усунення.

### **1.12 Оцінка стану опор ротора за температурою**

Поява в підшипнику несправностей призводить до додаткових сил тертя, які підвищують температуру підшипника. Якщо датчики температури мастила встановити на виході з магістралі, то проводиться замір деякої середньої температури мастила, що надійшов з усіх опор приводів та агрегатів, при цьому не завжди вдається зафіксувати поодинокі випадки руйнування. У загальному випадку для зміни температури олії безпосередньо в області опори характерна наявність двох температурних ділянок: перехідної (нестаціонарної) і встановленої (стаціонарної).

Перша ділянка визначається підведенням тепла до олії з моменту виходу двигуна на режим і до моменту настання теплової рівноваги між відведенням тепла від деталей та підведенням його до оливи.

Друга ділянка характеризується температурою масла, що встановилася, при тепловому балансі.

Діагностичними ознаками, що використовуються при оцінці стану опор ротора, є:

- максимальні значення температури олії у відповідні фіксовані моменти часу;
- швидкість, інтенсивність зміни температури;
- час виходу температури на стаціонарний режим.

Останні дві ознаки багато в чому залежить від суб'єктивних чинників (кваліфікація персоналу), тому вони застосовуються порівняно рідко.

Порівнюючи зміну температури оливи за часом експлуатації з еталонною кривою, можна діагностувати стан будь-якого вузла двигуна. Оскільки підшипник контактує з опорою по значній поверхні, тепло передається корпусу двигуна, тому температурне поле корпусу також є діагностичною інформацією про стан опор ротора.

### **1.13 Спеціальні засоби контролю стану технічного стану ттд.**

Лічильники напрацювання та числа циклів покликані забезпечити можливість непрямого контролю фактично витраченого ресурсу двигуна.

Відомо, що надійність ГТД тісно пов'язана з числом робочих циклів та кількістю “жорстких” режимів роботи. Особливо сильно ці фактори впливають на ушкоджувальність елементів гарячої частини двигуна, тому важливим є реєстрація циклів, вироблених двигуном та напрацювання різних за напруженістю режимів.

Найпростіші лічильники складаються з кількох електрогодин, що враховують напрацювання за режимами (напруженість режиму оцінюється за  $T_g^*$ ). Контроль вибігу ротора – часу його обертання після вимкнення двигуна. Цей метод забезпечує оцінку роботи трансмісії двигуна. Виявлення частинок металу в потоці у вихідному пристрої в діагностичному сенсі відіграє таку ж роль для контролю стану елементів проточної частини, як аналіз олії на вміст металу для контролю поверхонь, що омиваються маслом. Для цього можуть використовуватися електростатичні зонди, встановлені в потоці. Металеві частинки, що з'являються в потоці, заряджаються, а при ударі об зонд віддають йому свій заряд, що фіксується осцилографом.

Іонізаційні сигналізатори горіння знайшли широке застосування в авіаційних ГТД із форсажною камерою. Відсутність горіння при включеному форсажі свідчить про несправності в системі запуску форсажної камери, що може призвести до перевитрати палива при невдалих пусках. Фіксація процесу горіння може здійснюватись за допомогою оптичного пірометра.

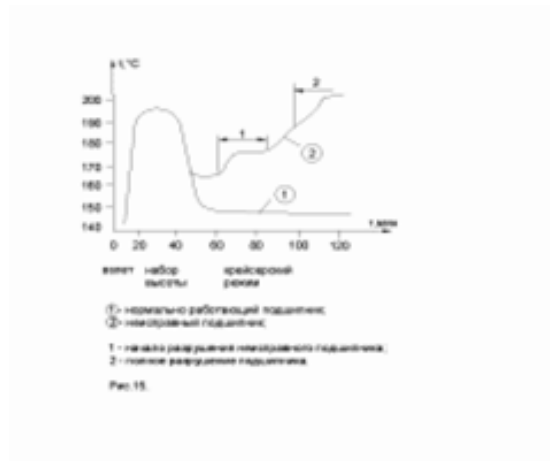


Рисунок 1.11 – Осцилограма роботи підшипника

(1)-нормально працюючий підшипник; (2)-несправний підшипник; 1-початок руйнування несправного підшипника; 2-повне руйнування несправного підшипника.

### 1.14 Методи прогнозування

Практика прогнозування при регламентних роботах дозволяє збільшити відсоток несправностей, що виявляються та усуваються у процесі профілактики, що сприяє зменшенню часу підготовки ПС до польоту. За даними фірми "Пратт-Уітні" 50% несправностей ГТД виявляється на землі і ще 10 - 15% потенційних відмов можна встановити шляхом аналізу тенденцій зміни найважливіших параметрів двигуна. Прогнозування буває групове та індивідуальне.

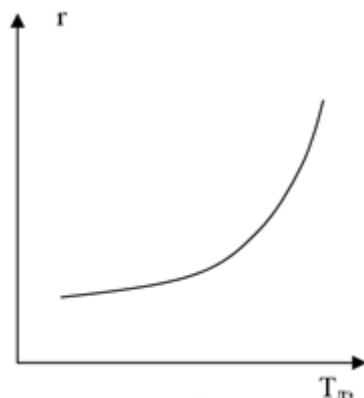


Рисунок 1.12 – Групове прогнозування

При груповому прогнозуванні за статистичними даними про відмови певного типу вузлів здійснюється передбачення показників надійності виробу загалом.

Групове прогнозування, на відміну індивідуального, не надає безпосередньої допомоги у запобіганні відмови конкретного виробу.

Застосування методів індивідуального прогнозування дозволяє здійснити прогнозування відмов, тобто. таких, наближення яких супроводжується доступними сприйняття ознаками.

Розподіл відмов на поступові та раптові, достатньою мірою є умовним, оскільки раптові відмови перестають бути такими в міру вивчення причин та ознак їх виникнення.

З удосконаленням способів і засобів технічної діагностики дедалі більша частина раптових відмов перетворюється на розряд поступових. Так, наприклад, обрив лопатки турбіни вважався раптовим доти, доки був відсутній ультразвуковий контроль, що дозволяє виявити тріщини, дефекти металу та своєчасно проводити відбраковування виробів.

Методи індивідуального прогнозування ТС можна умовно поділити на дві великі групи:

- 1) Методи, що використовують для ухвалення рішення лише результати останнього визначення стану (методи прогнозуючого контролю).
- 2) Методи, що використовують для прийняття рішення результати не тільки останнього визначення стану виробу, а й попередніх.

Відмінності методів прогнозуючого контролю від звичайного полягає в тому, що при звичайному контролі, відбраковування або регулювання вузла проводиться у разі порушення його працездатності (вихід з поля допуску), а при прогнозуванні контролю здійснюється відбраковування придатного на даний момент вузла за прогнозом (у зв'язку з виходом значення параметра за межі попереджувального допуску).

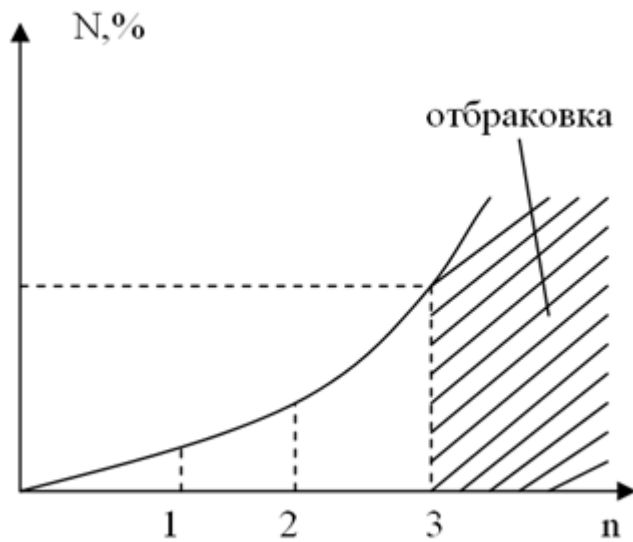


Рисунок 1.13 – Відбракування вузла

$N$  - Допуск на параметр;  $n$  – кількість перевірок працездатності вузла

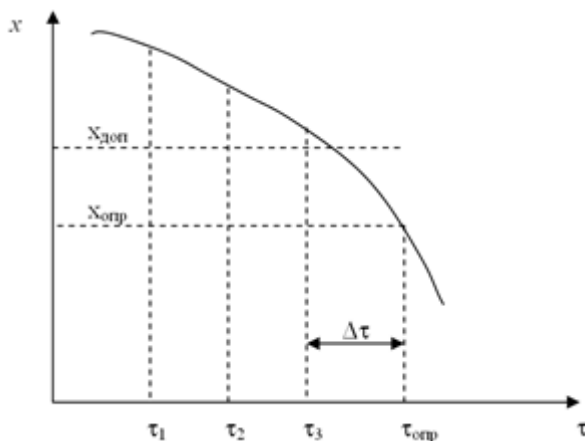


Рисунок 1.14 — Відбраковування придатного на даний момент вузла за прогнозом  
 $x_{доп}$  – допустиме значення параметра після проведення попереднього виміру,  $x_{опр}$  – визначуване значення параметра через інтервал часу

Прогнозування шляхом граничного контролю полягає в тому, що контроль виробу здійснюється на режимі роботи, при якому найбільш яскраво виявляються небажані зміни технічного стану, які при подальшій експлуатації виробу можуть викликати його відмову, наприклад, режим помпажу ГТД.

Прогнозування стану двигуна за наявності певних ознак (симптомів) ґрунтується на виявленні ознак, що свідчать про відхилення в роботі двигуна, хоча його працездатність ще зберігається (задимлення, підвищена вібрація, сторонній шум тощо).

## **Висновки до розділу 1**

Одним з методів підвищення безпеки польотів є постійний контроль технічного стану ГТД. Це забезпечується комплексом методів технічної діагностики, до числа яких відносяться: контроль стану проточної частини двигунів за допомогою оптико-вимірювальних приладів; контроль вмісту продуктів зношування вузлів тертя в працюючій оливі; параметрична діагностика; аналіз трендів низькочастотної вібрації.

В роботі дан аналіз існуючих методів діагностування авіаційних ГТД, виявлені найбільш інформативні області на корпусах ГТД, які містять інформацію про розвиток дефектів, в тому числі і на ранній стадії.

Проаналізовані необхідні умови для переходу до технічного обслуговування за технічним станом з одночасним підвищенням безпеки польотів. Зроблено висновок про необхідність впровадження в зв'язку з цим надійної системи

технічного діагностування, заснованої на методах та засобах раннього виявлення дефектів у вузлах ГТД.

## **РОЗДІЛ 2**

### **ЗАСТОСУВАННЯ ЛАЗЕРНИХ БЕЗКОНТАКТНИХ ПРИСТРОЇВ**

Авіаційний газотурбінний двигун (ГТД) є однією з основних частин сучасного повітряного судна (ПС). Він є складною технічною системою, до складу якої входить велика кількість взаємозалежних елементів. Від надійності функціонування ГТД безпосередньо залежить безпека польотів ПС.

Одним із методів підвищення безпеки польотів є постійний контроль технічного стану ГТД. Це забезпечується комплексом методів технічної діагностики, до яких належать: контроль стану проточної частини двигунів за допомогою оптико-вимірювальних приладів; контроль вмісту продуктів зносу вузлів тертя у працюючій оливі; параметрична діагностика; аналіз трендів низькочастотної вібрації.

У міру розвитку дефекту змінюється рівень його впливу на загальний сигнал вібрації двигуна, але дуже небезпечні дефекти можуть вплинути на низькочастотну область вібрації, при появі яких експлуатацію двигуна необхідно припиняти.

У цьому представляється перспективним використання методів вібродіагностики ГТД у процесі наземного запуску, заснованих на аналізі широкосмугових сигналів вібрації для діагностування технічного стану механічних вузлів ГТД. Ця проблема вирішується простіше у разі застосування лазерних безконтактних пристроїв знімання сигналів вібрації як джерела первинної інформації.

### **2.1 Основи лазерної віброметрії**

Вібрація є періодичним коливанням точок поверхні об'єкта і характеризується амплітудою, частотою, фазою і напрямом переміщення. В даний час для вимірювання параметрів вібрації щодо масивних об'єктів широко застосовуються контактні методи, засновані на використанні вібродатчиків, що закріплюються безпосередньо на об'єкті. Для контролю малорозмірних чи тонкостінних об'єктів, об'єктів важкодоступних чи нагрітих до високих температур, використовуються безконтактні, переважно - оптичні методи. Будь-який оптичний метод вимірювання параметрів вібрації включає операції: - Висвітлення об'єкта; - перетворення параметрів вібрації об'єкта на параметри оптичного випромінювання, що характеризується зміною в часі за заданим законом амплітуди, частоти, фази або поляризації електромагнітної хвилі (модуляція світла); - детектування відбитого від об'єкта випромінювання за відповідним параметром; - математична обробка сигналу детектора та подання параметрів вібрації у заданих одиницях виміру.

Як світлочутливий елемент фотодетекторів в даний час найбільш широко використовуються так звані фотоелектричні приймачі оптичного випромінювання:



фоторезистори, фотодіоди, фотопомножувачі і складніші прилади, зроблені на їх основі (фотопотенціометр, дисектор, матриця фотодіодів).

Перераховані елементи чутливі тільки до інтенсивності випромінювання, тому для вилучення інформації, укладеної в частоті, фазі або поляризації відбитого від об'єкта (або через нього) оптичного сигналу, до складу фотодетекторів входять різні інтерференційні або поляризаційні оптичні дискримінатори, лінзи і діафрагми.

Як джерела світла найбільш зручні лазери, випромінювання яких крім інтенсивності характеризується ще й високою когерентністю та гострою спрямованістю. Для математичної обробки сигналу фотодетектора, зручного та оперативного подання результатів, як правило, використовуються персональні ЕОМ з відповідним апаратним та програмним забезпеченням.

## 2.2 Характеристики параметрів механічних коливань та ударів

Із загальної кількості параметрів, що підлягають контролю у машинобудуванні, найбільша частка належить параметрам механічних коливань та ударів. Визначення параметрів механічних коливань та ударів – динамічні виміри. Найпростіша форма механічних коливань гармонійні коливання. Такі коливання при поширенні вздовж осі  $x$  описуються рівняннями

$$S = S_{max} \sin \omega_0 t$$

$$V = \frac{dS}{dt} = V_{max} \sin \left( \omega_0 t + \frac{\pi}{2} \right) = \omega_0 S_{max} \sin \left( \omega_0 t + \frac{\pi}{2} \right) \quad (2.1)$$

$$a = \frac{dV}{dt} = \frac{d^2S}{dt^2} = -\omega_0^2 S_{max} \sin \omega_0 t = a_{max} \sin(\omega_0 t + \pi) \quad (2.2)$$

$$a = \frac{dV}{dt} = \frac{d^2S}{dt^2} = -\omega_0^2 S_{max} \sin \omega_0 t = a_{max} \sin(\omega_0 t + \pi) \quad (2.3)$$

де  $\omega_0 = 2\pi f_0$  - кутова частота;  $S_{max}$  - максимальне переміщення;  $t$  - час;  $V_{max}$  - максимальна швидкість;  $a_{max}$  - максимальне прискорення

Частота коливань  $f_0$  пов'язані з періодом  $T$  співвідношенням  $f_0 = 1/T$ .

Як видно з наведених вище рівнянь, форми та період коливань залишаються незмінними незалежно від того, чи розглядаються зсув, швидкість чи прискорення. Однак швидкість випереджає зміщення на фазовий кут  $\pi/2$ , а прискорення випереджає швидкість фазовий кут  $\pi/2$ .

Для перерахунку параметрів гармонійних коливань зручна номограма, наведена у Додатку 1. Номограма побудована в логарифмічному масштабі координат «віброшвидкість – частота». У цьому випадку логарифмічні шкали вібропереміщень та віброприскорень мають вигляд похилих паралельних прямих. Кожна точка номограми визначає значення 4-х параметрів гармонійної вібрації  $S$ ,  $V$ ,  $a$ ,  $f$ , два з яких незалежні. За будь-якими двома відомими параметрами легко визначаються два інших.

Насправді механічні коливання, зазвичай, є чисто гармонійними коливаннями. У цьому випадку періодичні коливання складної форми розглядають як безліч синусоїдальних, розкладених у ряд Фур'є. Різні члени ряду становлять частотний діапазон коливань.

$$f(t) = \frac{a_0}{2} \sum_{n=1}^{\infty} (a_n \cos n\omega t + b_n \sin n\omega t) \quad (2.4)$$

де

$$a_n = \frac{2}{T} \int_0^T f(t) \cos \omega t dt \quad (2.5)$$

$$b_n = \frac{2}{T} \int_0^T f(t) \sin n \omega t dt \quad (2.6)$$

$$\frac{a_0}{2} = \frac{1}{T} \int_0^T f(t) dt \quad (2.7)$$

На рисунку 2.1 показані способи зображення коливань як спектральних складових. У практиці вимірювань у машинобудуванні часто доводиться зіштовхуватися зі стаціонарними випадковими коливаннями, які є функціями часу.

Стаціонарні випадкові коливання - це коливання, які протікають у часі приблизно однорідно з однаковим розсіюванням навколо середнього значення. При вивченні стаціонарних випадкових коливань використовують поняття густини розподілу ймовірності.

$$f(x) = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{P(x) - P(x + \Delta x)}{\Delta x} \quad (2.8)$$

де  $P(x)$  є ймовірністю того, що деякі миттєві значення амплітуди перевищать рівень  $x$ ;  $P(x + \Delta x)$  - ймовірність появи миттєвих значень амплітуди, що перевищують рівень  $(x + \Delta x)$ .

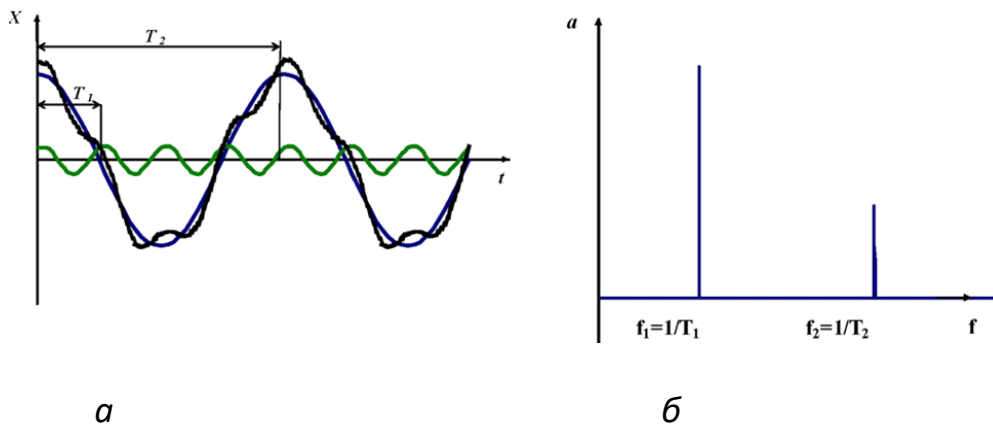


Рисунок 2.1 — Розкладання в ряд Фур'є періодичних сигналів: а-періодичні коливання складної форми; б - частотний спектр

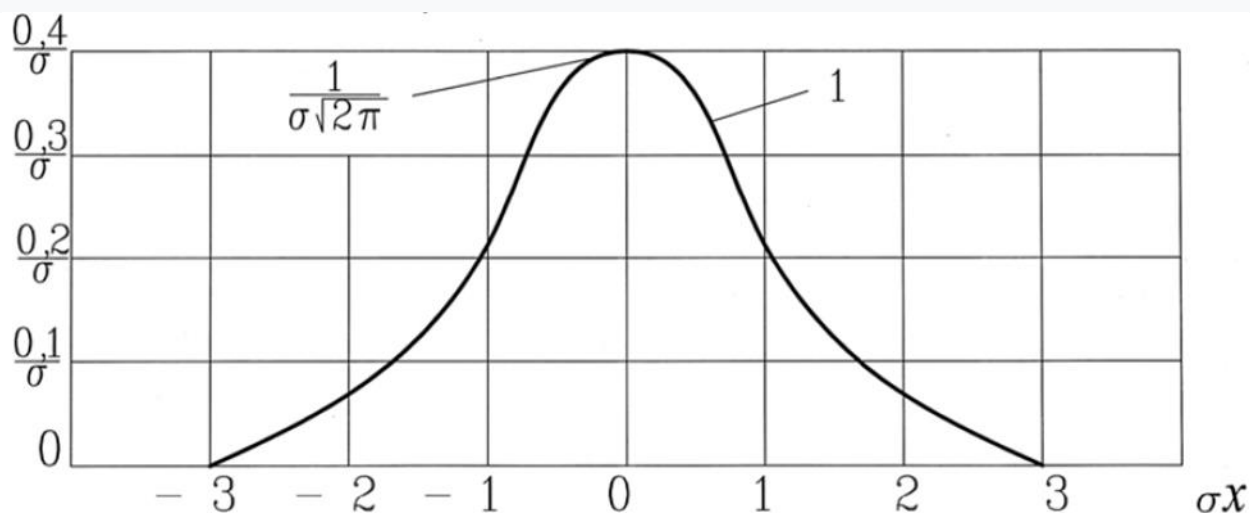


Рисунок 2.2 — Гауссова крива густини розподілу ймовірності 1: а - середньоквадратичне значення вимірюваної величини;

$$1 - f(x) = (\sigma\sqrt{2\pi})\exp(-x^2/2\sigma^2)$$

Отримання експериментальних даних у вигляді кривих щільності ймовірності дозволяє безпосередньо зіставляти дані між експериментами незалежно від ширини інтервалу амплітуди  $\Delta x$ , використаної в експеримент. Найбільш поширена крива гауссова щільності розподілу ймовірності показана на рисунку 2.2.

Спектральний опис можна дати і стаціонарному випадковому коливанню. І тут амплітуди коливань будуть випадковими величинами. Спектр стаціонарної випадкової функції визначає розподіл дисперсій за різними частотами. Спектральною щільністю стаціонарного випадкового процесу називають криву, що описує щільність розподілу дисперсій за частотами безперервного спектру:

$$S_x(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} k_x(\tau)\exp - \{j\omega\tau\}d\tau \quad (2.9)$$

де – автокореляційна функція;

$$k_x(\tau) = \frac{1}{2(\pi)} \int_{-\infty}^{\infty} S_x(\omega) \exp\{j\omega\tau\} d\omega \quad (2.10)$$

Інтегральне співвідношення Фур'є між і називають співвідношенням Вінера-Хінчина. Враховуючи, що у стаціонарних процесах, що фізично реалізуються, мають справу лише з позитивними частотами, і вважаючи  $\omega = 0$ , отримаємо співвідношення

$$\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T f^2(t) dt = \int_0^{\infty} S_x(f) df \quad (2.11)$$

Обидва інтеграли є масштаб потужності процесу: один як функції від часу  $f(t)$  даного процесу, інший як частотної функції  $S_x(f)$ . В експериментальних дослідженнях зазвичай вимірюють  $S_x(f)$  за допомогою аналогових частотних аналізаторів. Припускаючи, що аналізатор вимірює сигнал у смузі частот і не вносить посилення або ослаблення у граничному випадку при  $\Delta f \rightarrow 0$ , маємо

$$S_x(f) = \lim_{\Delta f \rightarrow 0} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{\Delta f T_0} \int_0^T f_{\Delta f}^2(t) dt \quad (2.12)$$

Під час аналізу випадкових механічних коливань цей вислів є основою аналогових експериментальних досліджень. Удари можуть бути описані у вигляді сили, прискорення, швидкості або усунення. Удар визначають як передачу кінетичної енергії системі, що у відносно короткий термін проти своїм періодом коливань системи.

Найчастіше форма ударної хвилі може бути попередньої оцінки ефекту, викликаного ударом, на механічну систему. Більш ефективну оцінку ударних процесів можна виконати за допомогою перетворення Фур'є.

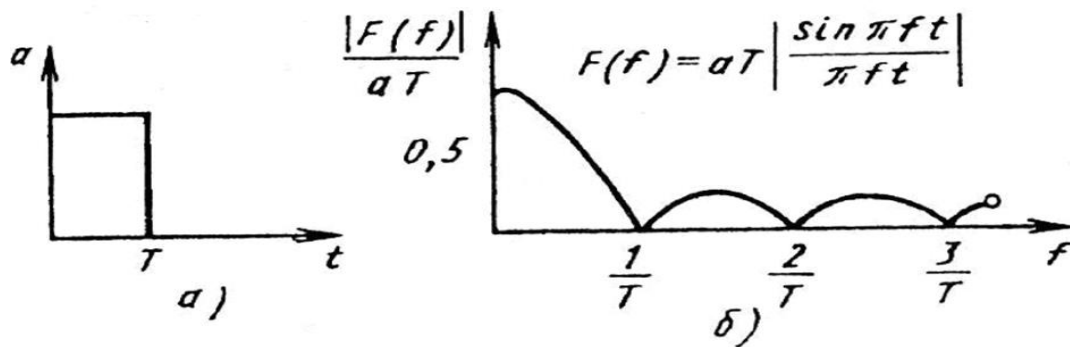


Рисунок 2.3 – Спектр ударного імпульсу: а – ударний імпульс, б – спектр.

Перетворення Фур'є ударної часової функції можна записати у вигляді:

$$F(f) = \int_{-\infty}^{\infty} f(t) \exp - \{j\omega t\} dt \quad (2.13)$$

На рисунку 2.3, а б наведено відповідно ударний імпульс і його спектр, знайдений за допомогою виразу (1.13). Ударний імпульс містить енергію, розподілену за всіма частотами від 0 до нескінченності, тобто. має безперервний спектр. Як видно з рисунку 1.3 б, амплітуда спектра при низьких частотах дорівнює площі ударного імпульсу незалежно від його форми. Це має велике практичне значення під час проведення контролю удару. Поки ударний імпульс короткий у порівнянні з власним періодом механічної системи, котрою он воздействует, его сила определяется лишь площадью ударного импульса.

### 2.3 Роль та завдання віброметрії ГТД

Діагностування стану машин та оцінка ступеня небезпеки пошкодження на основі даних контролю вібрації – один із найбільш ефективних методів підвищення надійності обладнання.

Методи вібраційної діагностики застосовують при проектуванні (на стадіях конструювання та доведення дослідних зразків), виробництві, експлуатації та ремонті двигуна.

Завдання вібродіагностики ГТД можна поділити на дві групи. Перша група завдань - визначення технічного стану двигуна та його елементів, і навіть раннє виявлення несправностей задля забезпечення необхідної надійності двигуна та зменшення витрат, що з усуненням наслідків несправностей. Ці завдання вирішують на етапі експлуатації, при стендових випробуваннях, під час доведення та у виробництві.

Друга група завдань - оцінка вібраційного стану двигуна та його елементів з метою попередження несправностей, спричинених коливаннями. Ці завдання вирішують на всіх етапах створення та експлуатації двигуна. Під вібростаном об'єкта розуміють сукупність параметрів, що характеризують вібрацію об'єкта. Вібростан визначається для даної точки об'єкта, деякої його зони або об'єкта в цілому, а також для сімейства об'єктів.

До діагностики вібростану ГТД відносяться оцінка та прогнозування динамічної навантаженості конструкції, виявлення небезпечних коливань та причин їх появи, виявлення та оцінка небезпечних динамічних впливів на конструкцію, розпізнавання коливань, що збуджуються окремими джерелами збурень, виявлення та оцінка факторів, що впливають на коливання елементів конструкції до коливань; ідентифікація вібраційних процесів.

Вібрація двигунів, що розглядається при діагностичних дослідженнях у широкому діапазоні частот і амплітуд, є комплексним діагностичним сигналом, що є сукупністю комбінацій більш простих складових. При цьому частотний склад більшості "елементарних" сигналів пов'язаний з частотою обертання роторів двигунів і значно змінюється навіть на режимах роботи двигуна, що встановилися.

Спектр вібрації працюючого двигуна займає майже весь діапазон звукових частот та визначається частотами: роторної вібрації; вібрації аеродинамічного

походження; динамічних процесів у газоповітряному тракті двигуна; вібрації, що збуджується у зубчастих передачах, підшипникових вузлах, насосах.

## **2.4 Класифікація методів вимірювання параметрів вібрації**

### **2.4.1 Датчики (вимірювальні перетворювачі) вібрації та удару**

Найважливішою складовою апаратури вібраційного контролю є датчики, призначені для отримання інформації про вібраційні процеси у формі, зручній для подальшого перетворення, обробки та зберігання, але недоступною для безпосереднього сприйняття спостерігачем.

У віброметрії використовують два принципи виміру: динамічний та кінематичний.

Динамічний принцип виміру реалізується в датчиках інерційної дії. При цьому вимірюються абсолютні значення параметрів вібрації об'єктів, що досліджуються.

Кінематичний принцип вимірювання використовується у безконтактних датчиках. При цьому вимірюється зміна часу координат точок досліджуваних об'єктів щодо вібраційної нерухомої системи координат. Класифікація датчиків абсолютної вібрації за фізичними принципами, що використовуються для перетворення, наведена на рисунку 2.4.

Класифікація датчиків відносної вібрації відповідно до фізичних принципів, що використовуються для перетворення, наведена на рисунку 2.5.





Рисунок 2.4 — Класифікація датчиків абсолютної вібрації за фізичними принципами, що використовуються для перетворення.



Рисунок 2.5 – Класифікація датчиків відносної вібрації відповідно з використовуваними для перетворення фізичних принципів

З рисунку 2.4 видно, що перетворювачі абсолютної вібрації електричний сигнал ділять на два класи: генераторні, що перетворюють енергію механічних

коливань в електричну; параметричні, що перетворюють механічні коливання зміна параметрів електричних ланцюгів, наприклад, індуктивності, ємності, активного опору, частоти чи зсуву фаз тощо.

З датчиків абсолютної вібрації найбільшого поширення набули п'єзоелектричні датчики. Їх відрізняють малі габаритні розміри, широкі частотний та динамічний діапазон, незначні коефіцієнти впливу зовнішніх факторів: температури, магнітного та електричного полів, звукового тиску, деформації об'єкта, що досліджується.

Принцип дії п'єзоелектричних датчиків заснований на використанні прямого п'єзоефекту, що полягає в тому, що під дією зовнішньої сили, зокрема знакозмінної, деякі кристали або п'єзокераміки генерують електричні заряди. Найбільш поширеними п'єзоелектричними матеріалами є кварц, турмалін, ніобат літію, цирконат титанату свинцю, титанат вісмуту, окис цинку та ін.

Одним з основних факторів, що обмежують застосування п'єзоелектричних датчиків, є температура, за якої вони експлуатуються. При перевищенні певної межі температури п'єзоелектричний елемент втрачає частину своєї поляризації та коефіцієнт перетворення датчика знижується. При досягненні точки Кюрі матеріалу п'єзоелемента поляризація повністю зникає і датчик виходить з ладу.

В області низьких температур обмеження застосування п'єзоелектричних датчиків визначаються можливістю розтріскування п'єзоелектричного матеріалу. Слід враховувати, що датчик повинен надавати мінімальний вплив на об'єкт, що вібрує. Резонансна частота об'єкта змінюється під впливом маси датчика. Цей ефект описується виразом:

$$f_p = f_0 \sqrt{\frac{m}{m + m_0}} \quad (2.14)$$

де  $f_p$  – резонансна частота об'єкта;  $f_a$  – резонансна частота об'єкта разом із датчиком;  $m$  – маса об'єкта;  $m_a$  – Маса датчика.

Слід зазначити, що залежно від співвідношення демпфування та жорсткості датчики абсолютної вібрації можуть працювати в дорезонансній, резонансній та післярезонансній областях частот. У першому випадку їхній вихідний сигнал пропорційний прискоренню. Такі датчики називають акселерометрами.

У другому випадку вихідний сигнал пропорційний швидкості, а датчики називають велосиметрами. У датчиків, що працюють у післярезонансній області та званих віброметрами, вихідний сигнал пропорційний переміщенню.

У безконтактних вимірювачах найбільше застосування у вібродіагностиці знайшли оптичні методи та засоби вимірювання параметрів вібрації, які за способом виділення інформації про параметр, що вимірюється, ділять на амплітудні і частотні. До амплітудних методів вимірювання відносять фотоелектричні (або фотомодуляційні) та інтерференційні методи вимірювання.

Вимірювання параметрів вібрації, що ґрунтується на зміні частоти випромінювання, відображеного від об'єкта, проводять вимірювальними пристроями, дія яких заснована на використанні ефекту Доплера.

#### **2.4.2 Методи лазерної віброметрії**

З усіх джерел випромінювання оптичного діапазону лазерні джерела характеризуються найбільшим ступенем когерентності і монохроматичності випромінювання, що генерується ними. Крім того, лазери мають наступні позитивні властивості: високу стабільність і відтворюваність частоти випромінювання, малий кут розбіжності, малу чутливість до зміни температури навколишнього середовища, що особливо важливо при метрологічних дослідженнях. Тому при розробці приладів, призначених для прецизійного вимірювання параметрів руху

Машинобудування, лазерні джерела знайшли широке застосування. Методи перетворення параметрів вібрації в електричний сигнал можна класифікувати за способом виділення інформації про параметри руху (фотоелектричні, інтерференційні, доплерівські) і способом прийому інформації про параметри руху (одночастотні, двочастотні і т.д.).

Фотоелектричні методи перетворення ґрунтуються на вимірі зміни інтенсивності лазерного випромінювання, інтерференційні – на використанні явища інтерференції в оптичному діапазоні, доплерівські – на зміні частоти випромінювання лазера, відображеного від об'єкта вібраційного контролю.

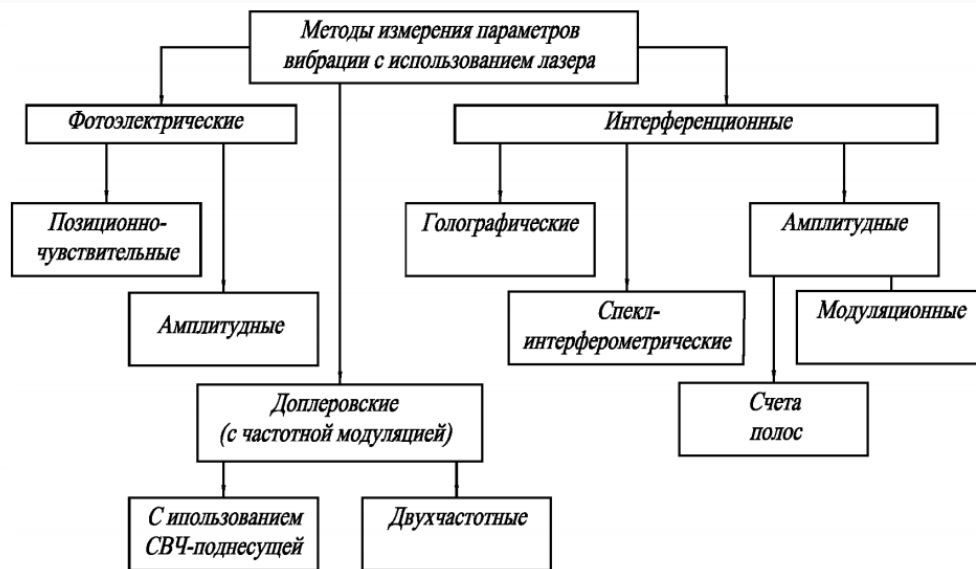


Рисунок 2.6 – Класифікація методів лазерної віброметрії

Як в інтерференційних, так і в доплерівських методах набув поширення двопроменевий інтерферометр Майкельсона. Розглянемо схему інтерферометра (рисунок 1.7) докладніше. Випромінювання лазера 1 надходить на світлодільний кубик 2 і поділяє на дві частини. Отримані промені направляються відповідно на нерухомий відбивач 3 і на відбивач 4, що переміщається разом з вимірюваним об'єктом. Відбиті від рухомого 4 і нерухомого 3 дзеркал оптичні промені поєднуються на розділовій площині кубика 2 та інтерферують. В окулярі 5

спостерігається інтерференційна картина. Якщо різниця перебігу променів інтерферометра  $\delta_0 = 0; \pm\lambda/2; \pm2\lambda/2; \dots; \pm n\lambda/2$ , то інтерференційне поле має максимум освітленості. За різниці ходу  $\delta_0 = \pm\lambda/4; \pm3\lambda/4; \dots; \pm(2n+1)\lambda/4$  промені сходяться в протифазі та інтерференційне поле має мінімум освітленості. Таким чином, можна виміряти величину переміщення дзеркала 4 за кількістю переходів зміни освітленості, що пройшли через діафрагму 6. Один період  $\delta$  відповідає половині довжини хвилі лазерного випромінювання.

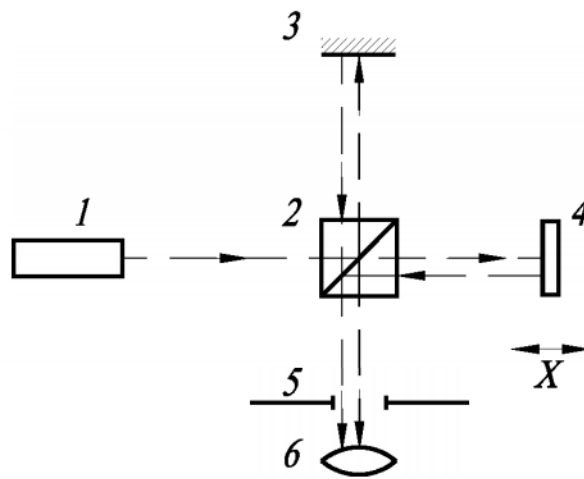


Рисунок 2.7 — Схема інтерферометра Майкельсон: 1-лазер; 2-світлодільний кубик; 3-нерухоме дзеркало; 4-рухливе дзеркало; 5-окуляр; 6-діафрагма.

В даний час до найбільш швидко розвиваються лазерні віброметри, що базуються на ефекті Доплера. Вони мають такі переваги:

- визначають можливість отримання високого співвідношення сигнал/шум;
- забезпечують частотне та просторове придушення фону зовнішнього засвічення без застосування оптичних фільтрів;
- дозволяють виміряти параметри механічних коливань складної форми на значних відстанях від об'єкта вимірювання;
- мають високу схибленість;

- допускають здійснення аналізу вихідного сигналу фотоприймача в частотному діапазоні, що перевищує область низькочастотних шумів фотоприймача та лазера.

## **2.5 Оцінка вібростану авіаційних ВМД із використанням лазерного вібродатчика**

Застосування лазерного віброметра для вимірювання вібрації ГТД та агрегатів ПС у наземних умовах у складі ПС та на стендових випробуваннях дозволяє значно розширити можливості вібродіагностичного методу системи технічного діагностування. Лазерні віброметри є вимірювачами швидкості вібрації, що працюють на ефекті Доплера, і дозволяють вловлювати найменші вібропереміщення корпусу ОК.

На відміну від стандартних п'єзоелектричних вібродатчиків, лазерні віброметри не потребують точки кріплення на ОК, а дозволяють знімати інформативний вібросигнал на відстані до 5м (відповідно до характеристики лазера, застосованого автором) від ОК. Отже, лазерні віброперетворювачі не мають установочного і хвильового резонансу, також можуть бути використані для контролю технічного стану високотемпературних вузлів ГТД.

Таким чином, використання лазерних віброперетворювачів як джерело первинної інформації в портативних системах вібродіагностики авіаційних ГТД дозволяє підвищити чутливість та оперативність контролю технічного стану.

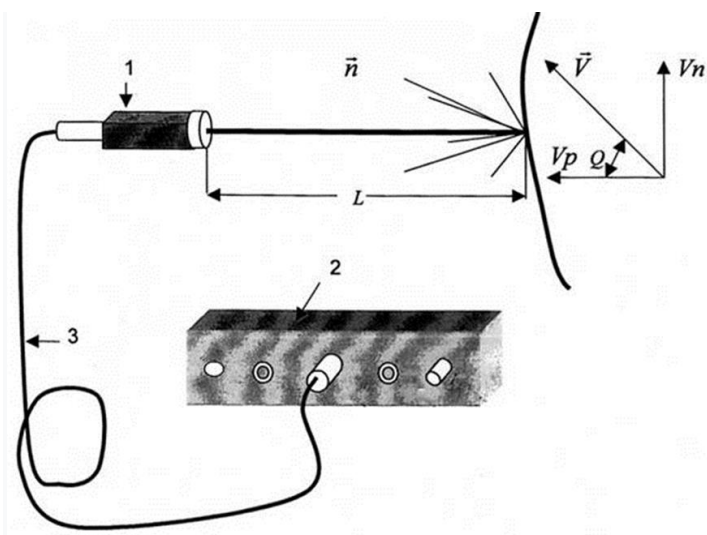


Рисунок 2.9 — лазерний віброперетворювач; 2-цифровий аналізатор; 3-з'єднувальний кабель.

Принцип дії лазерного віброперетворювача полягає у додаванні відображеного від об'єкта оптичного сигналу, що несе інформацію про коливальну швидкість об'єкта, з випромінюваним гетеродинним оптичним сигналом.

Основні параметри перетворювача: - Частотний діапазон - від 2 Гц до 30 кГц; - Діапазон вимірюваних віброшвидкостей до 400 мм/сек; - динамічний діапазон – не менше 70 дБ; - відстань до об'єкта від 0,5 до 5 метрів; - чутливість 25мВ/(мм/с).

Сигнал від вимірювальної головки надходить на електронний блок, що має індикатор якості сигналу, що вимірюється, і далі на цифровий аналізатор. Аналізатор дозволяє вимірювати діагностичний сигнал діапазоні частот від 0,5 Гц до 28 кГц. Вимірювальна головка з об'єктивом лазерного перетворювача закріплена на штативі, що дозволяє направляти лазер під будь-яким кутом на об'єкт контролю (рисунок 2.10).



Рисунок 2.10 – Лазерний перетворювач

## 2.6 Алгоритми з метою оцінки технічного стану ГТД

Найбільш ефективними алгоритмами для оцінки технічного стану ГТД є математичний апарат швидкого перетворення Фур'є (ШПФ), аналіз вібрації, що огинає сигналу в обраній смузі частот за допомогою перетворення Гільберта, аналіз двічі демодульованого процесу.

У сучасних приладах для аналізу сигналів вібрації використовується ШПФ, що дозволяє скоротити час отримання амплітудних спектрів сигналів (а, отже, і час аналізу) з допомогою прорізування дискретного сигналу за часом або частоті.

Використання цифрових аналізаторів для запису та обробки сигналів вібрації дозволяє підвищити достовірність контролю через можливість безперервного спостереження за якістю сигналу, що записується в процесі запису.

У розділі проаналізовано та обґрунтовано основний алгоритм обробки сигналів вібрації, одержуваних за допомогою безконтактних лазерних віброперетворювачів. Він складається з запису та аналізу первинної форми сигналу, яка дозволяє визначити якість запису і деякі дефекти контрольованого вузла, такі як биття, удари, нелінійна взаємодія і т.д., що виникають при роботі механізму.

Наступним важливим кроком є розрахунок амплітудного спектра вібрації сигналу з метою визначення вкладу кожної окремої гармоніки в загальний сигнал.



Найбільш складним та ефективним є аналіз високочастотної огинаючої сигналу вібрації. У розділі показано, що при діагностиці авіаційних ВМД доводиться проводити аналіз огинаючої декількома способами, продиктованими високою спектральною щільністю сигналів вібрації та особливостями прояву дефектів у вузлах, що діагностуються:

- аналіз огинаючої високочастотного шуму (необхідний для діагностики дефектів потокоутворювальних систем та підшипників кочення);
- аналіз огинального сигналу в околиці дискретних складових (необхідний для діагностики зубчастих з'єднань та лопаткових апаратів);
- аналіз обгинальної двічі демодульованого процесу (необхідний, наприклад, для виявлення дефектів підшипників редукторних вузлів на тлі перевищують перешкоди від вібрації зубчастих зачеплень).

Основними ознаками дефектів є такі види модуляції.

1. Модуляція періодичної несучої періодичного модулюючого сигналу:

$$x(t) = \sum_i A_{0i} \left[ 1 + \sum_K m_k \cos(\Omega_k t + \Psi_{0k}) \right] \cos(\omega_{0i} t + \beta \sin \omega_n t) \quad (2.15)$$

де  $x(t)$  - результуючий сигнал з амплітудною модуляцією;  $A_0$  - амплітуда несучого сигналу;  $\omega_0$  - частота несучого сигналу,  $\varphi_0$  - початкова фаза несучого сигналу;  $\Omega_k$  - частота модулюючого сигналу;  $\Psi_{0k}$  - початкова фаза модулюючого сигналу;  $m_k$  - коефіцієнт глибини модуляції;  $\beta = m_n \omega_0 / \omega_{0n}$  - індекс кутової модуляції,  $\Delta \omega_0 = m_n \omega_0$  - девіація частоти.

Як приклад на рисунках 2.16, 2.17 наведено прямий спектр і спектр вібрації КСА, що огинає, з сильним дефектом шлицевого з'єднання.

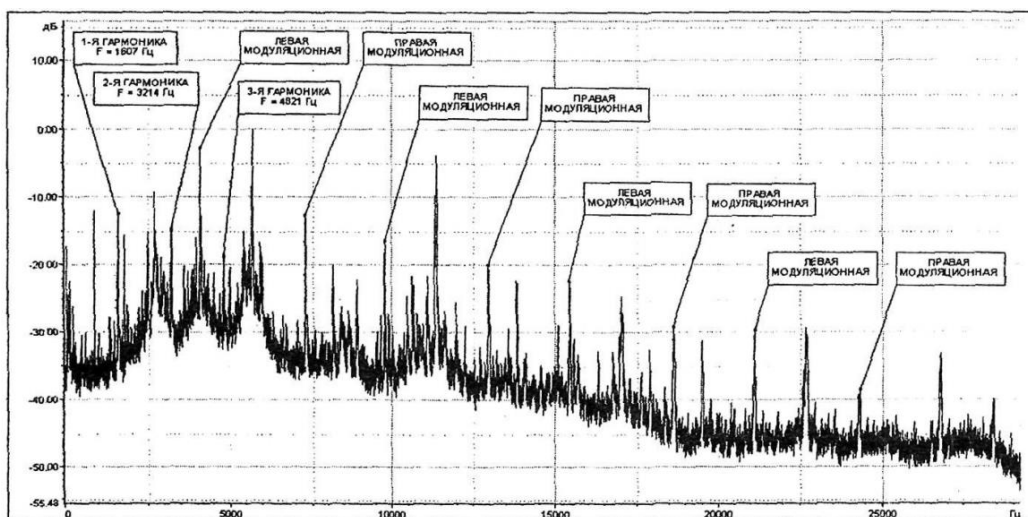


Рисунок 2.16 — Прямий спектр віброшвидкості коробки літакових агрегатів (в логарифмічному масштабі) за наявності періодичної модуляції несучої періодичним процесом.

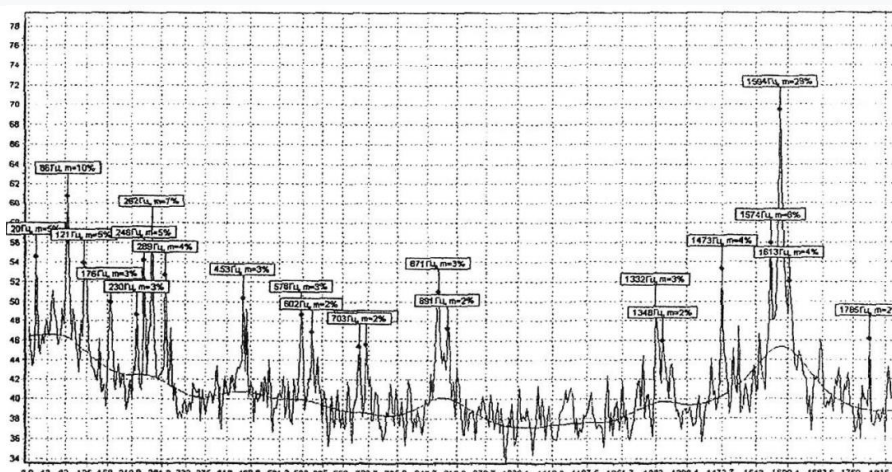


Рисунок 2.17 — Спектр огибаючої віброшвидкості з ознаками сильного дефекта шлицевого з'єднання шестерні з ресорою насоса (глибина модуляції на частоті шлицевого з'єднання (1594 Гц) становить 29%).

Сучасні методи теорії аналітичного сигналу дозволяють виділити (демодулювати) з коливального процесу його миттєву амплітуду, фазу та частоту. Для отримання цих миттєвих функцій необхідно за допомогою інтегрального

перетворення Гільберта перетворити вихідний процес  $x(t)$  на сполучений процес  $x_r(t)$ :

$$x_r(t) = -\frac{1}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{x(\tau)}{\tau - t} d\tau \quad (2.16)$$

$$s(t) = \sqrt{x^2(t) + x_r^2(t)} \quad (2.17)$$

де  $s(t)$  - огибающая сигналу  $x(t)$

Діагностування різних вузлів ГТД та агрегатів ПС з оцінкою ступеня розвитку дефекту здійснювалося за допомогою спектрального аналізу вібрації, що огибає сигналів, отриманої з використанням перетворення Гільберта.

2. Модуляція гармонійної несучої шумової складової:

$$x(t) = A_0 [1 + m\xi(t)] \cos(\omega_0 t + \varphi_0) \quad (2.18)$$

де  $\xi(t)$  - модулюючий шумовий сигнал

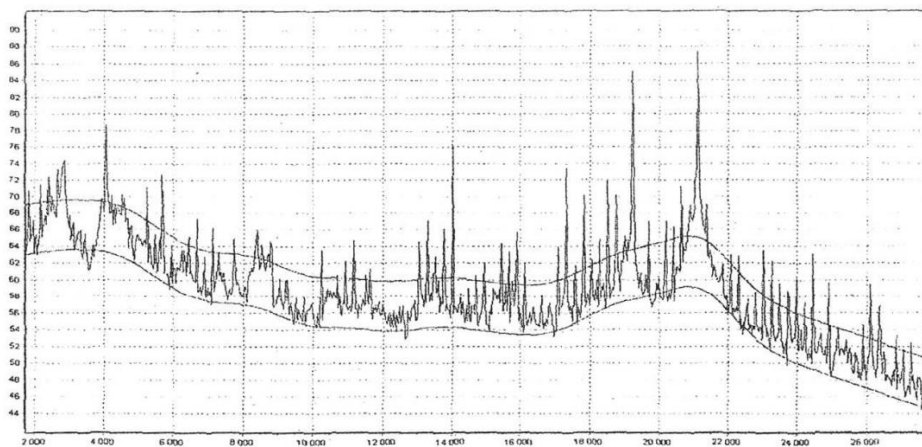


Рисунок 2.18 – Прямий спектр віброшвидкості корпусу ВМД ТВЗ-117 у районі другої опори.

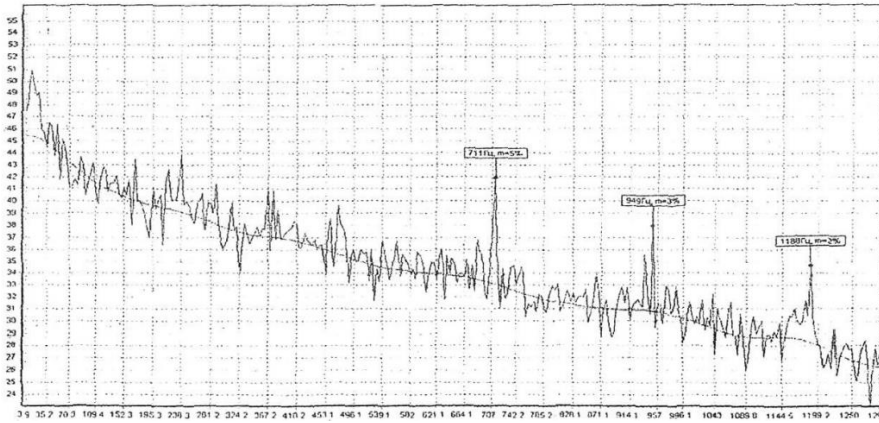


Рисунок 2.18 – Спектр віброшвидкості корпусу ГТД ТВ3-117, що огинає, в районі другої опори. На графіку видно підйом фонового рівня вібрації на порівняно низьких частотах.

На рисунках 2.17, 2.18 наведено прямий спектр (з шумовими «п'єдесталами» навколо гармонік лопаткових частот КВД) і спектр віброшвидкості корпусу ГТД ТВ3-117 вертольота Мі-8МТВ в районі другої опори зі зносом лопаток останніх ступенів компресора.

### 3. Модуляція шумової несучої гармонійними складовими

$$x(t) = [1 + m \cos(\Omega t + \Psi_0)]\xi(t) \quad (2.19)$$

де  $\xi(t)$  - шумовий сигнал, що модулюється.

Для прикладу на рисунку 2.19 представлений спектр віброшвидкості корпусу з'єднання ГТД ТВ2-117 з редуктором ВР-8 вертольота Мі-8Т з дефектом перекосу з'єднаних валів (у спектрі переважає друга гармоніка ротора вільної турбіни). Для побудови спектра використовувалась шумова область високочастотна сигналу вібрації.

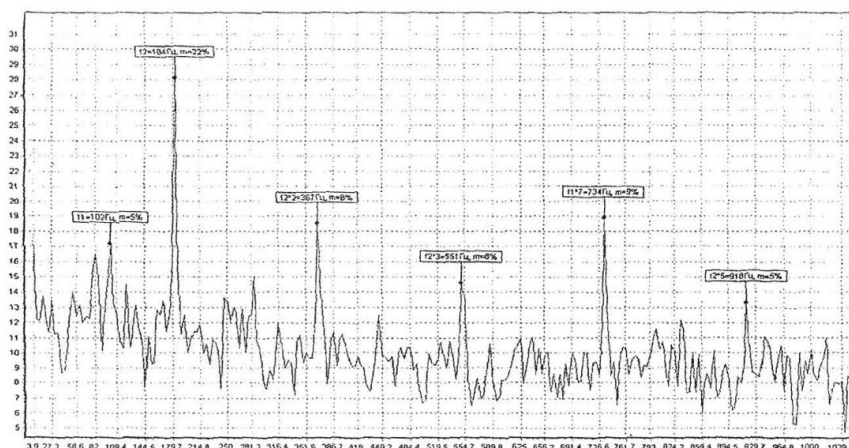


Рисунок 2.19 – Спектр вузла, що огинає, приводу редуктора ВР-8А, при перекосі осей шліцевої ресори та вхідного валу редуктора.

#### 4. Змішана модуляція :

$$x(t) = A_0[(1 + m_{ш}\xi(t))(1 + m_r \cos(\Omega t + \Psi_0))] \cos(\omega_0 t + \varphi_0) \quad (2.20)$$

де  $T_{ш}$  и  $T_r$  — глибини модуляції для шумового та гармонійного модулюючих сигналів відповідно.

Проаналізовано різні схеми авіаційних ГМД з погляду пристосованість їх до лазерної вібродіагностики. Наводиться пояснення вибору найбільш інформативних точок виміру вібрації на зовнішньому корпусі ГТД. Надається опис методики вимірювання вібрації ГТД у складі ПС під час наземного запуску.

Розгляд результатів випробувань показав, що найбільш інформативним для оцінки загального стану артеріального тиску у складі ПС при наземних запусках (роторних, лопаткових та підшипникових вузлів) є режим малого газу. На цьому режимі знижуються перешкоди від вібрації, викликані робочим процесом (аеродинамічної складової та складової, обумовленої процесом горіння камери згорання).

Вибір такої методики випробувань дозволяє покращити співвідношення сигнал/шум.



Діагностування зубчастих та шліцевих з'єднань при наземних запусках у складі ПС та у стендових умовах проводилося при короткочасній роботі АТ та інших вузлів силової установки ПС на підвищених режимах.

На змінних режимах роботи виявлялися інтенсивні резонансні коливання конструкції та вузлів артеріального тиску.

У процесі проведення вібровимірювань на двоконтурних ГТД Д-30КП було виявлено найбільш інформативні точки на корпусі.

Для ТРДД такими точками є корпус вхідного напрямного апарату, розділовий корпус, корпус задньої опори турбіни коробки приводів. Дослідження показали, що навіть за наявності другого контуру, що унеможливорює пряме вимірювання вібрації в поясі другої опори компресора високого тиску (КВТ), забезпечується можливість діагностування даного вузла по компонентах вібрації останніх ступенів КВТ, виміряних на розділовому корпусі.

В умовах експлуатації подібний контроль вібрації дає набагато повнішу картину внутрішнього стану двигуна. По зміні рівня вібрації окремих компонент (а також і компонент спектру високочастотної вібрації, що огинає) можна судити про зміну технічного стану двигуна і правильно визначити вузол, в якому відбуваються ці зміни, що є практично неможливим при використанні бортових систем віброконтролю (і це за умови модульності конструкції сучасних (ГМД).

Вертолітні ГМД мають значний ступінь пристосованості до діагностування портативними засобами вібродіагностики. Це пов'язано з їх конструктивною схемою. Основною відмінністю вертолітних ГТД є їх одноконтурна схема. За такої схеми зовнішній корпус сприймає всі навантаження від внутрішніх частин двигуна і знаходиться в зоні прямої видимості спостерігача.

Незважаючи на зручну для проведення віброакустичної діагностики конструктивну схему вертолітних ГМД, постає необхідність визначення точок для

вимірювання сигналу вібрації. При такій схемі вимірювання (послідовний знімання вібросигналу від точки до точки) демпфуючі властивості конструкції двигуна є позитивним фактором, що призводить до згасання сигналів вібрації, які від сусідніх агрегатів. Це зменшує взаємну кореляцію між точками виміру вібрації.

При діагностуванні гелікоптерних ГТД віброметр розташовувався на штативі, прикріпленому до стулок капотів мотогондол.

Найбільш інформативними точками для вимірювання вібрації на корпусі двигунів ТВ2-117 і ТВ3-117 є корпус першої опори, кільце зовнішньої обойми вихідного спрямовуючого апарату компресора, корпус соплового апарату третього ступеня турбіни, корпус четвертої та п'ятої опор.

В роботі показано, що застосування тільки одного лазерного віброперетворювача дозволяє протягом декількох хвилин зробити запис сигналів вібрації у всіх інформативних точках, зважаючи на відсутність необхідності його кріплення до корпусу ГТД, що підвищує достовірність та оперативність постановки діагнозу.

Основний внесок у низькочастотну вібрацію ГТД роблять ротори ГТД і приводні агрегати.

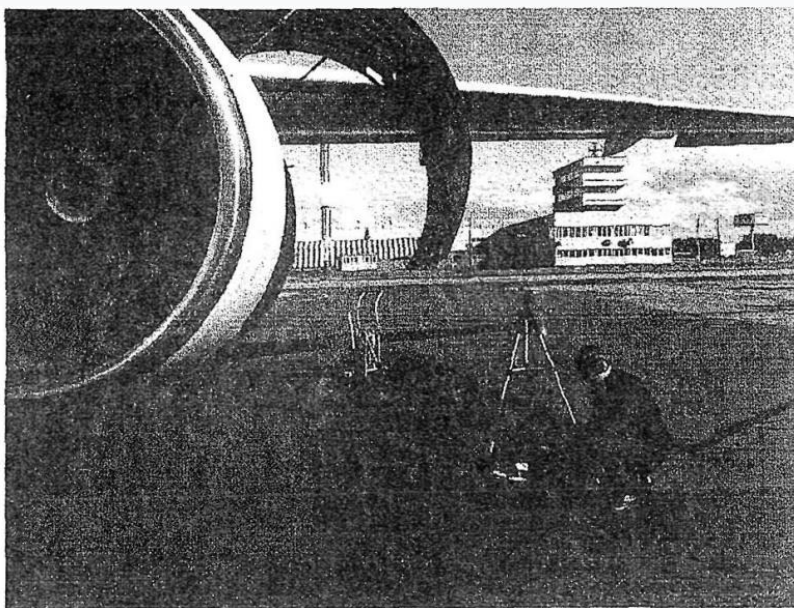


Рисунок 2.20 – Варіант розташування лазерних віброметрів при діагностиці АТ у складі ПС.

Застосування портативної системи вібродіагностики на основі лазерного віброперетворювача дозволяє оцінити вібростан роторів авіаційних ГТД та приводних агрегатів. Це є цінним результатом через те, що бортові системи контролю вібрації більшості ЗС вітчизняного виробництва не дозволяють визначати вібрацію на гармоніках частот обертання роторів і агрегатів, а видають лише загальний її рівень у смузі частот обертання роторів.

Крім того, вібрація агрегатів (і навіть допоміжних силових установок (ДСУ)) не контролюється взагалі, що робить застосування лазера ефективним для оперативного контролю технічного стану за параметрами вібрації. Для прикладу, на рисунку 2.21 представлений прямий спектр вібрації, виміряний на задній коробці приводів (ЗКП) ТРДД Д-30КП при роботі двигуна на режимі 0,7N, що виявляє підвищену вібрацію на частоті обертання ротора гідронасоса (32 мм/с при нормальному рівні 3- 5 мм/с) при збігу її із частотою обертання ротора низького тиску

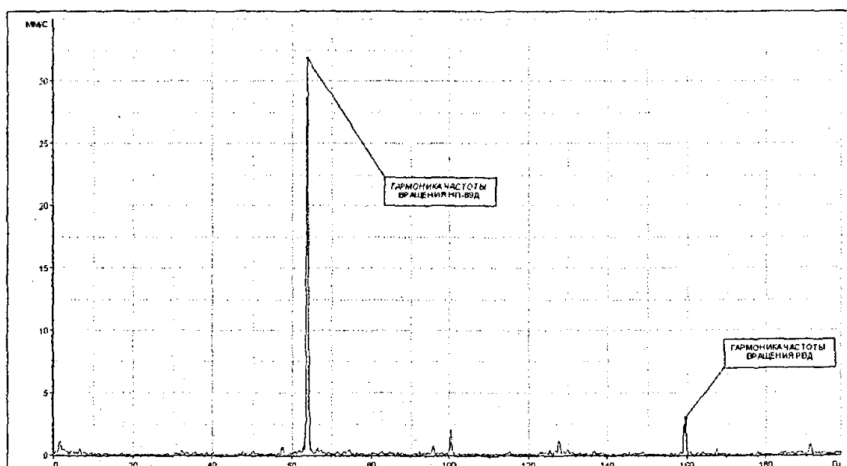


Рисунок 2.21 – Низькочастотний спектр вібрації ЗКП ТРДД Д-30КП



Застосування лазерного віброперетворювача дозволяє як визначати джерела вібрації у сфері високих частот, а й оперативно оцінювати роботу систем автоматики ГТД (наприклад, автоматики запуску чи підтримки частоти обертання).

Застосування лазерного віброперетворювача для діагностики динамічних властивостей ГТД в області низьких частот показало ефективність цього способу, тим самим розширюючи область можливого застосування системи діагностики ГТД за даними широкосмугового аналізу сигналів вібрації.

Це забезпечує значне розширення діагностичного потенціалу сучасної системи технічної діагностики авіаційних ГТД.

Використання широкосмугового спектрального аналізу сигналів дозволяє діагностувати технічний стан ГТД на основі зміни складу спектру і спектру високочастотної частини сигналу, що огинає. Порівняння спектрів вібрації ГТД також дозволяє проводити оцінку якості складання при ремонті або виготовленні.

Для прикладу, на рисунках 2.22 та 2.23 представлені спектри вібрації КСА на максимальному режимі роботи при розвитку дефекту у шліцевому з'єднанні приводної шестерні з валиком гідронасосу. На рисунку 2.23 представлено спектр бездефектного механізму. Як видно, спектри вібрації істотно змінюються у разі даного дефекту. З'являються бічні модуляційні складові на околицях частоти пересполучення зубів шестерень (5600 Гц) та її високочастотних гармонік, пов'язані з крутильними коливаннями в шліцевому з'єднанні шестерні з ресорою приводного гідронасосу; появою віброімпульсів від ударів при перекладанні зубів шліців.

Аналіз модуляційних процесів (рисунок 2.24), що супроводжують розвиток дефекту шліцевого з'єднання, може бути виконаний за допомогою моделі, в якій періодична несуча з частотою зачеплення зубів шестерень модулюється періодичним процесом від ударів при перекладанні зубів шліців.

Виявлення дефектних вузлів проводилося за аналізом появи модуляційних компонентів у прямому спектрі вібрації, а також за спектром обгинальної в смузі, що містить несучу частоту, з оцінкою ступеня розвитку дефектів за глибиною модуляції (рис. 2.24).

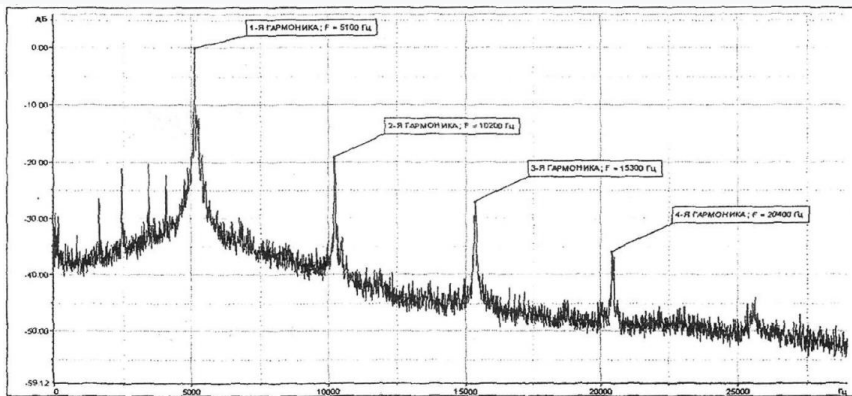


Рисунок 2.24 — Спектр вібрації за відсутності дефектів шліців

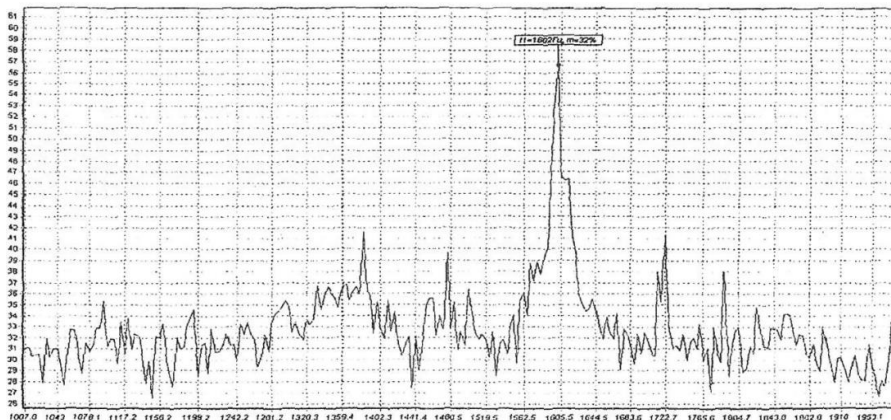


Рисунок 2.25 – Спектр огинаючої на стадії максимального зношування зубів ( $m = 32\%$ ).

Частота модулюючого коливання, що ідентифікується праворуч, дорівнює близько 1600 Гц. Це пов'язано з резонансними коливаннями консольного корпусу насоса, що збуджується підвищеною вібрацією правого генератора на частоті обертання. При цьому виникають коливання насоса як консольної балки, що призводять до переміни шліцевого перекосу з'єднання, які, у поєднанні з

крутильними коливаннями ресори, і призводять до агресивного зношування шліців шестерні.

Такий перебіг розвитку дефекту пояснюється зміною величини зношування шліців. У процесі випробувань проводилася розбирання вузла шліцевого з'єднання (знімався гідронасос). На рисунку 2.26 представлені фотографії зношених шліців шестерні при розвиненому зносі (рисунок 2.26 ліва фотографія) та наприкінці випробувань.

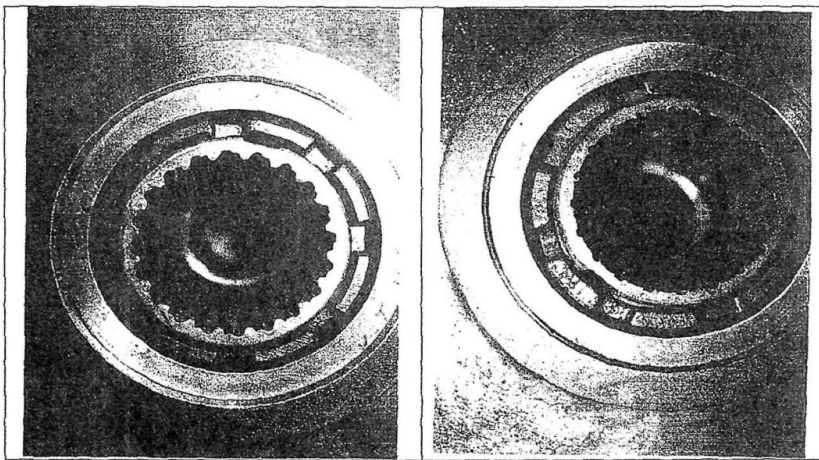


Рисунок 2.26 – Дефектні шліци шестерні приводу гідронасосу.

(зліва - при глибині модуляції  $m = 24\%$ ; праворуч - наприкінці випробувань).

Видно, що до кінця випробувань знос шліцевого з'єднання практично досяг 100% величини. Зниження глибини модуляції після 262 годин роботи в процесі випробувань пояснюється зменшенням імпульсів від ударів у шліцевому з'єднанні у міру зносу шліців (зменшення впливу спотвореної) форми шлицов з огляду на практично повного їх зносу).

На кінцевій стадії зношування момент, що крутить, мабуть, передавався на насос шляхом зачеплення шліць валика приводу насоса за западини між зрізаними шліцами шестерні. Таким чином, крива зміни величини глибини модуляції від

часу має екстремум, після якого вона знижується. Застосування лазера в процесі періодичних обстежень дозволяє безперервно відстежувати зміну глибини модуляції, що забезпечує необхідну ефективність діагностики.

Слід зазначити, що застосування безконтактного лазерного вібродатчика дозволяє проводити оцінку технічного стану ГТД і агрегатів за даними аналізу високочастотної частини сигналів вібрації з достатньою точністю, так як лазер не спотворює структуру сигналу і дозволяє виміряти вібрацію в точках, розташованих в безпосередній близькості від діагностованого вузла .

## **Висновки до розділу 2**

Використання лазерного віброперетворювача для діагностування динамічних властивостей ГТД в області низьких частот показало ефективність цього способу, тим самим розширюючи область можливого використання системи діагностики ГТД за даними широкополосного аналізу сигналів вібрації. Це забезпечує значне розширення діагностичного потенціалу сучасної системи технічної діагностики ав

## **РОЗДІЛ 3 ОХОРОНА ПРАЦІ**

Вимоги безпеки при технічному обслуговуванні повітряних суден повинні дотримуватися відповідно до правил «Безпеки праці при технічному обслуговуванні і поточному ремонті авіаційної техніки» (ГОСТ 5.1.30-1.06-98, ОСТ 5471.001-82).

### **3.1 Перелік шкідливих та небезпечних виробничих факторів при технічному обслуговуванні гідравлічної системи (ГОСТ 12.0.002-80)**

Під час робіт з технічного обслуговування повітряного судна можлива дія наступних небезпечних та шкідливих виробничих факторів:

5. рухомі самохідні та пересувні несамохідні засоби заправлення та перевірки працездатності системи на землі;

6. літаки, що рухаються по землі, засоби їх обслуговування та спецавтотранспорт;

- рухомі незахищені елементи конструкції літаків, повітряні гвинти, що обертаються, газові струмені турбореактивних двигунів;

6. витікаючі струмені газів і рідин із судин і трубопроводів, що працюють під тиском;

- динамічна дія струменя рідини при заправці під тиском;

- підвищена чи знижена температура поверхонь авіаційної техніки, устаткування і матеріалів;

7. підвищена запиленість і загазованість повітря в зоні технічного обслуговування;

8. підвищений рівень шуму, вібрації,

9. недостатня освітленість робочої зони;

10. підвищена чи знижена температура, вологість і рухливість повітря в зоні технічного обслуговування літаків;

11. гострі краї, задирки і шорсткість на поверхнях вертольотів, устаткування і інструмента;

12. відсутність чи недостатність природного освітлення ( в темний та перехідний час доби);

13. ударна хвиля (вибух судин, що працюють під тиском, парів пальної рідини);

14. високий тиск в гідравлічній системі – 15 МПа (при роботах без скидання тиску);

15. 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;

16. конструкції, що руйнуються, (бортові сходи, драбини і інше виробниче устаткування);

17. високо розташовані частини літака;

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

19. підвищений рівень напруги в електричному ланцюзі, замикання якого може відбутись крізь тіло працюючого при підключенні літака до аеродромних джерел живлення;

- підвищений рівень статичної електрики на поверхнях засобів заправки та літаків під час заправлення, перекачуванні та зливанні рідини та палива, при заправленні відкритим способом, при перемішуванні та спінюванні ПММ;

- підвищений рівень електромагнітного випромінювання при виконанні робіт у небезпечних зонах роботи радіолокаційних станцій;

- фізичні перевантаження при виконанні робіт у важкодоступних місцях, а також при переміщенні вантажів масою більше 20 кг;

- фізичні динамічні перевантаження при переміщенні стрем'янок, приставних дробин, підставок, при розмотуванні, розкладенню та переміщенню роздаточних рукавів та під'єднанні роздаточних наконечників до штуцерів та горловин баків;

20. хімічні речовини (токсичні, що подразнюють, що впливають на репродуктивну функцію й ін.) які входять до складу ПММ, спецрідини і ядохімікати, застосовувані матеріали, що проникають в організм крізь органи подиху, шлунково-кишковий тракт, шкірні покриви і слизуваті оболонки.

Для робочих, що знаходяться в приміщеннях, рівень шуму не повинний перевищувати 50 дБ. Для робочих, що знаходяться на виробничій території аеропорту, у тому числі на місцях стоянок літаків, пероні, рівень шуму не повинний перевищувати 85дБ. Згідно «Правила безпеки праці при технічному обслуговуванні і потоковому ремонті авіаційної техніки» шкідливими факторами є:

21. підвищений рівень вологості > 70%;

22. знижений рівень вологості < 30%;

23. розташування робочих місць на висоті 1м щодо поверхні землі (при обслуговуванні двигунів, паливних кесонів).

### **3.2 Технічні та організаційні заходи зі зменшення рівня впливу небезпечних та шкідливих виробничих факторів при технічному ПС**

Проектування, розробка, організація, виконання та контроль технологічних процесів технічного обслуговування гідравлічної системи та заправлення літака

специфічними повинно задовольняти вимогам «Правил безпеки праці при технічному обслуговуванні і поточному ремонті авіаційної техніки».

До виконання робіт з технічного обслуговування гідравлічної системи можна приступати тільки після виконання всіх вимог, встановлених Правилами безпеки праці, а також при відсутності:

- пролитих ПММ та спецрідин на стоянках, еповерхнях літаків та обладнанні, що використовується;
- запаху ПММ в салонах, багажних, службових та технічних відсіках літака;;
- грозівій діяльності та інших несприятливих метеорологічних умов (сильний вітер, дощ, снігопад, обледеніння і т.п.) в зоні аеропорту.

Рух самохідних та колісних буксирюємих засобів технічного обслуговування, а також Рух літаків та спецавтотранспорта повинні виконуватись згідно правил, які встановлені в «Керівництві з організації руху повітряних суден, спецтранспорту та засобів механізації на аеродромах цивільної авіації».

Перед початком робіт з технічного обслуговування літак повинен бути під'єднаний до заземлюючого пристрою, спеціально призначеному для цієї мети. При заправленні гідросистеми заправник також повинен бути заземлений. Крім того, засоби заправки та літак повинні бути з'єднані між собою сталевим тросом-провідником для вирівнювання потенціалів статичної електрики.

При виконанні заправки гідросистеми кришки, люки та пробки заправних штуцерів та горловини гідробаків літаків та засобів заправки допускається відкривати тільки призначеним для цього інструментом, який виключає можливість виникнення іскри. Забороняється виконувати цю роботу методом нанесення ударів.

Під час заправки гідравлічної системи літаків забороняється:

- виконувати будь-які роботи з технічного обслуговування літака, виконувати роботи з усунення несправностей, а також виконувати вантажно-розвантажувальні роботи;
- використовувати під час робіт світильники, які не відповідають вимогам пожежної та вибухової безпеки;
- під'єднувати аеродромні джерела живлення до бортової мережі літака;
- вмикати або вимикати джерела енергії та споживачів, крім перемикачів сигналізації гідробаків літака;



- обробляти літак рідиною проти обледеніння.

З метою запобігання накопиченню статичної електрики в системі «літак-засіб заправки» заправлення гідробаків повинна здійснюватись без розбризкування та спінювання гідрорідина. Після завершення процесу заправки з роздаткових рукавів гідрорідина повинна бути відкачена в емність заправника.

Заземлюючі троси та троси для вирівнювання потенціалів статичної електрики між літаком та заправником належить від'єднувати тільки після виконання всіх робіт та приведення засобу заправки у транспортне положення.

При зливанні гідрорідина з літака необхідно виконувати тіж самі вимоги, що і при заправленні літака гідрорідиною. Всі роботи необхідно проводити при умові повної відсутності тиску в системі.

З метою попередження вдихання випарів рідини при заправленні літака, зменшення можливості попадання рідини на незахищені місця шкіри, при заправленні необхідно розташовуватись з наветреного боку гідравочної горловини гідробаків літака.

Місця стоянок літаків повинні знаходитись на відстані не менше 50 м від виробничих приміщень та не менше 25 м від ангарів.

Місця стоянок літаків повинні бути обладнані стаціонарними заземлюючими пристроями для захисту від статичної електрики.

Паливозаправники повинні бути обладнані іскрогасниками та вогнегасниками.

Засоби заправки повинні бути обладнані засобами радіозв'язку.

Рухомі засоби заправки повинні розташовуватись біля літака таким чином, щоб у аварійній ситуації вони могли бути видалені із зони заправки без додаткового маневрування.

Забороняється перебування в зоні заправки літака гідравлічною рідиною особам, що не входять до складу екіпажу літака, що заправляється або до складу персоналу, що виконує заправку літака.

### **3.2.1. Розрахунок вентиляції ангару.**

Кількість проточного повітря, необхідного для розбавлення шкідливих випаровувань до припустимих концентрацій розраховується за формулою:

$$Q = 3600 \cdot \mu \cdot A \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot g}{\gamma_n} \cdot H}; \quad (3.1)$$

де:  $\mu = 1$  – коефіцієнт розходу проточного повітря для прямокутного пройма;

$A$  – площа проточних проємів  $g = 9,81 \text{ м/с}^2$

$\gamma_n = 12,25 \text{ н/м}^3$  – питома вага повітря;  $H$  – тепловий напор

Для розрахунку площі проточних проємів необхідно визначити площу ангару.

Площу ангару визначаємо виходячи з геометричних розмірів літака:

Довжина літака  $L = 30,8 \text{ м}$

Розмах літака  $l_{кр} = 34,3 \text{ м}$

Від літака до стін ангару повинно бути не менше ніж 5 м для проходу спецавтотранспорту та стрем'янок.

Площа ангару

$$S = a \times b; \quad (3.2)$$

$$S = 81 \times 57,9 = 4689,9 \text{ м}^2$$

Площа проточних проємів

$$A = 55 \times 1 \times 2$$

$$A = 110 \text{ м}^2$$

Тепловий напор створюється в приміщенні за рахунок різниці у питомій вазі повітря внизу та на горі приміщення.

$$H = h \cdot (\gamma_n - \gamma_e); \quad (3.3)$$

де:  $h$  – висота між центрами арканного та вихідного проємів;

$\gamma_n \gamma_e$  – питома вага повітря всередині та ззовні приміщення,  $\text{н/м}^3$ .

$$\gamma_n = 12,25 \text{ н/м}^3;$$

$$\gamma_e = 12,23 \text{ н/м}^3;$$

$$h = 25 \text{ м.}$$

Тоді тепловий напор

$$H = 25 \cdot (12,25 - 12,23);$$

$$H = 0,5 \text{ Па.}$$

$$Q = 3600 \cdot 1,1 \cdot 110 \cdot \sqrt{\frac{2,9,8}{12,25}} \cdot 0,5;$$

$$Q = 250452 \text{ м}^3 / \text{ч.}$$

При відомому необхідному тиску та виробності вентилятора вибираємо вентилятор НЦВ-30 з наступними характеристиками:

$$H = 0,5 \text{ Па.}$$

$$\eta = 0,55$$

$$Q = 250452 \text{ м}^3 / \text{ч.}$$

Підбір електродвигуна

Необхідна потужність електродвигуна:

$$N = \frac{H \cdot Q \cdot B}{3600 \cdot 102 \cdot \eta} \quad (3.4)$$

де  $B=1,1$  – коефіцієнт запасу міцності.

$$N = \frac{0,5 \cdot 250452 \cdot 1,1}{3600 \cdot 102 \cdot 0,55} = 5,7 \text{ кВт}$$

За специфікацією підбираємо електродвигун АОП 2-51-4 з номінальною потужністю

$$N_{НОМ} = 7,5кВт$$

Таким чином забезпечується вентиляція приміщення для безпечної роботи з технічного обслуговування двох літаків.

### 3.3 Пожежо- та вибухова безпечність при технічному обслуговуванні авіаційної техніки (ГОСТ 12.1.004-91)

Припинення пожежі повинно досягатися запобіганням створенню горючого середовища і (або) припиненням створення в горючому середовищі джерел запалювання.

Припинення створення горючого середовища повинно забезпечуватись одним з наступних способів або їх комбінацій:

- максимально можливим застосуванням негорючих і важко горючих речовин і матеріалів;
- максимально можливим за умовами технології та будівництва обмеженням маси і (або) об'єму горючих речовин, матеріалів і найбільш безпечним їх розташуванням;
- ізоляцією горючого середовища (застосуванням ізольованих відсіків, камер, кабін і т.п.);
- підтриманням температури і тиску середовища, при яких розповсюдження вогню виключається;
- максимальною механізацією і автоматизацією технологічних процесів, пов'язаних з обертанням горючих речовин;
- встановленням пожежа небезпечного обладнання по можливості в ізольованих приміщеннях або на відкритих майданчиках;

- застосуванням пристроїв захисту виробничого обладнання з горючими речовинами від пошкоджень і аварій, встановленням відключаючих, відсікаючих та інших пристроїв.

Запобігання утворенню в горючому середовищі джерел запалювання повинно досягатися застосуванням одного з наступних способів або їх комбінацією:

- застосуванням машин, механізмів, обладнання, пристроїв, при експлуатації яких не утворюються джерела запалювання;

- застосуванням обладнання, відповідаючого пожежонебезпечній і вибухонебезпечній зонам, групі і категорії вибухонебезпечної суміші в відповідності з вимогами Правил будови електроустановок;

- використанням в конструкції швидкодіючих засобів захисного відключення можливих джерел запалювання;

- застосуванням технологічного процесу і обладнання, задовольняючого умовам електростатичної іскробезпеки;

- устроєм блискавкозахисту будов, споруд і обладнання;

- ліквідацією умов для теплового, хімічного і (або) мікробіологічного samozapalювання обертаючих речовин, матеріалів, виробів і конструкцій. Порядок сумісного зберігання речовин і матеріалів здійснюється в відповідності до довідникового додатку 7 ГОСТа 12.1.004-91;

- виконанням діючих норм, правил і стандартів що до будівництва.

Обмеження маси і (або) об'єму горючих речовин і матеріалів, а також найбільш безпечний спосіб їх розміщення повинен досягатися застосуванням одного з наступних способів або їх комбінацією:

- зменшення маси і (або) об'єму горючих речовин і матеріалів, розташованими одночасно в приміщенні або на відкритих майданчиках;

- застосуванням аварійного зливу пожежа небезпечних рідин і аварійного з травлювання горючих газів з апаратури;

- періодичною чисткою території, на якій розташовується об'єкт, приміщень, комунікацій, апаратури від горючих відходів, відкладень пилу, пуха і т.п.;

- видаленням пожежонебезпечних відходів виробництва;

- заміною легкозаймистих речовин (ЛЗР) і горючих (ГР) рідин на пожежобезпечні технічні миючі засоби.

Протипожежний захист повинен досягатися застосуванням одного з нижче приведених способів або їх комбінацією:

- організацією за допомоги технічних засобів, включаючи автоматичні, своєчасного попередження і евакуації людей;

- застосуванням засобів колективного і індивідуального захисту людей від небезпечних факторів пожежі;

- застосуванням засобів проти димного захисту.

Обмеження розповсюдження пожежі за межі осередку повинно досягатися використанням одного з наступних способів або їх комбінацією:

- застосуванням протипожежних перегородок;

- застосуванням засобів, запобігаючих або обмежуючих розлив і розтікання рідин при пожежі;

- застосуванням вогнеперегороджуючих пристроїв в обладнанні.

Для забезпечення евакуації необхідно:

- встановити кількість, розміри і відповідне конструктивне виконання евакуаційних шляхів і виходів;

- забезпечити можливість безперешкодного руху людей по евакуаційним шляхам;

- організувати при необхідності керівництво рухом людей по евакуаційним шляхам (світлові покажчики, звукове і речове оповіщення).

Для пожежної техніки повинні бути визначенні :

- скородійність і інтенсивність подачі вогнегасних речовин;
- допустимі вогнегасні речовини (в тому числі з позиції вимог екології і сумісності з горючими речовинами і матеріалами);
- джерела і засоби подачі вогнегасних речовин для пожежогасіння;
- вимоги до стійкості від дії небезпечних факторів пожежі і їх другорядних проявів;
- вимоги техніки безпеки.

Для ліквідації окремих осередків пожежі використовуються ручні вогнегасники: вуглекислотний ОУ-8, порошковий ОПС-10, хімічні ОП-9ММ та ОХП-10, а також мобільні вуглекислотні вогнегасники типу УП-1М (рисунок 3.1). Такі вогнегасники призначені для гасіння пожеж легкозаймистих та горючих речовин на площі до 5 м<sup>2</sup>, а також невеликих електроустановок, що знаходяться під напругою.

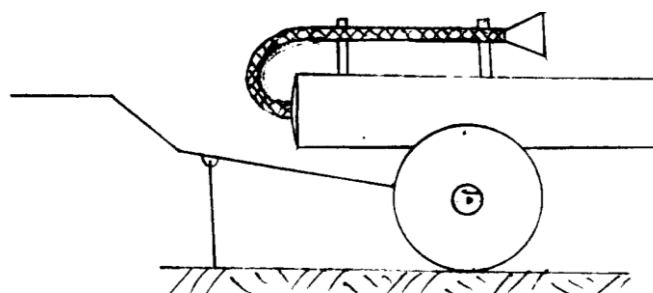


Рисунок 3.1 — Вогнегасник типу УП-1М

Вогнегасник УП-1М представляє собою балон, укріплений на візку. У горловину балона ввернутий запірний вентиль, до якого приєднаний гумовий шланг, обплетений сталевим дротом. До іншого кінця шлангу приєднаний розтруб з рукояткою.

Основні характеристики УП-1М:

Число балонів - 1.

Об'єм балона - 0,027 м<sup>3</sup>.

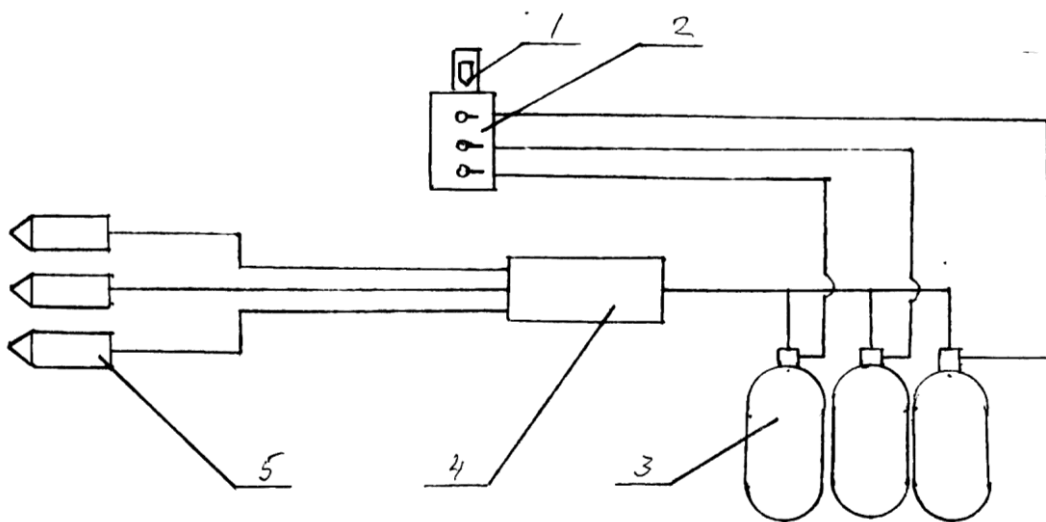
Робочий тиск - 13,7 мПа.

Час дії - 60 с.

Дальність струменя - 2-2,5 м.

Довжина шланга - 3-4 м.

Для ліквідації пожежі у виробничих приміщеннях призначена стаціонарна система пожежегасіння (рисунок 3.2.).



1. кнопка пуску; 2- блок керування; 3- балони; 4- розподільний пристрій; 5- розпилювачі

Рисунок 3.2 – Схема стаціонарної протипожежної системи



Для запобігання причин виникнення пожежі при технічному обслуговуванні літака необхідно:

- усі роботи виконувати строго відповідно до регламентів і технологічних указівок по виконанню даних робіт;
- користатися тільки справними засобами механізації;
- технічне обслуговування виконувати на стоянках і площадках, підготовлених для відповідних робіт;
- *робоче місце, стоянки і площадки повинні бути обладнані засобами сигналізації, оповіщення і засобами гасіння пожежі.*

#### 3.4 Інструкція з безпеки праці при виконанні робіт з ТО

Обов'язки працюючих перед початком робіт:

- підготувати робоче місце, інструмент та обладнання;
- працюючи повинні бути одягнені у захисний спецодяг, на голові повинен бути головний убір;
- до виконання робіт з ТО гідравлічної системи допускається персонал, який має відповідний допуск на проведення робіт з технічного обслуговування гідросистеми;
- при виконанні робіт використовувати тільки справний та маркірований інструмент і обладнання;
- перевірити місце стоянки і переконатись у відсутності сторонніх предметів;
- перевірити наявність заземлюючих пристроїв та гальмівних колодок під колесами основних опор шасі;
- переконатись у наявності та справності засобів пожежегасіння.

Обов'язки працюючих в процесі роботи:

- працюючий повинен знати порядок виконання робіт з ТО гідравлічної системи у відповідності до технічної документації;

- виконувати вимоги інструкції з безпеки праці;
- виконувати вимоги інструкції з електробезпеки;
- виконувати вимоги інструкції з пожежної безпеки;
- при виконанні робіт в умовах слабкого освітлення використовувати тільки справні переносні лампи.

Обов'язки працюючих при виникненні аварійних ситуацій:

- у випадку виявлення протікання рідини одразу ж припинити усі роботи і приступити до усунення причин протікання та видалення пролитої рідини;
- у випадку попадання рідини на відкриті частини тіла промити їх проточною водою з використанням мила;
- у випадку виникнення пожежі негайно припинити усі роботи, подати сигнал тривоги і до прибуття пожежного розрахунку приступити до ліквідації пожежі за допомогою наявних засобів пожежегасіння;

Обов'язки працюючих після виконання робіт:

- вимкнути обладнання згідно з інструкцією;
- перевірити за описом наявність інструменту в інструментальному ящику;
- закрити усі технологічні лючки;
- поставити заглушки на патрубках системи дренажу;
- після виконання робіт вмити руки з милом та перевдягнутись у чистий одяг.

### **Висновки до розділу 3**

В даній частині розглянуто основні нормативні акти згідно «Закону України про охорону праці» від 14 жовтня 1992 року № 2694-ХІІ, і визначені основні принципи державної політики в області охорони праці.

Визначені основні небезпечні і шкідливі фактори, що мають місце при технічному обслуговуванні повітряних суден.

Запропоновані заходи з підвищення пожежної безпеки при технічному обслуговуванні повітряних суден.

Розроблена інструкція з техніки безпеки при технічному обслуговуванні повітряних суден, яка повинна знизити рівень виникнення небезпечних ситуацій.

## **РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА**

### **4.1 Аналіз екологічної небезпеки діяльності авіаційного транспорту**

Шкода, заподіяна навколишньому природному середовищу, характеризується негативними змінами в стані навколишнього середовища, викликаними діяльністю людини. Ці зміни можуть полягати в забрудненні навколишнього середовища, виснаженні природних ресурсів, ушкодженні, руйнуванні екологічних систем природи, що у свою чергу заподіює шкоду чи створює реальну погрозу заподіяння такої шкоди здоров'ю людини, рослинному і тваринному світу, матеріальним цінностям.

Стрімкий розвиток науково-технічного прогресу з одного боку сприяє економічному зростанню та поліпшенню рівню життя, а з іншого – призводить до значних екологічних збитків внаслідок зростання техногенного навантаження на довкілля. Вирішення екологічних проблем людства сьогодні є основним завданням у контексті Концепції Сталого розвитку.

Екологічна небезпека – це вид екологічної ситуації, за якою створилась або вірогідна загроза виникнення вражаючих факторів і впливу джерела надзвичайної ситуації на населення, на об'єкт народного господарства і навколишнє природне середовище. Можливе виникнення факторів екологічної небезпеки (складова будь-якого небезпечного процесу або явища, викликана джерелом небезпеки і характеризується фізичними, хімічними і біологічними діями, які визначаються відповідними параметрами), здатних призвести до одного або сукупності наступних небажаних наслідків для людини та навколишнього середовища.

Авіаційний вид транспорту - один з найбільших забруднювачів атмосферного повітря, його вплив на навколишнє середовище виражається, в основному, у викидах в атмосферу токсинів з відпрацьованими газами авіаційних двигунів і впливі авіаційних шумів.

Особливість викидів шкідливих речовин під час експлуатації авіаційного транспорту – це висота (як відомо, літаки в наш час літають на висоті 8–13 км). У результаті цього в різних формах змінюється склад атмосфери, як безпосередньо, так і непрямо. Безпосередній вплив: емісія вуглекислого газу, оксидів азоту (NOx), водяної пари, незгорілих вуглеводнів (бензол, пропан, етан, ацетилен, метан та ін.), сульфатних часток і сажі. Непрямий вплив: утворення озону (O<sub>3</sub>) в результаті ланцюга хімічних реакцій, схожих на утворення смогу. У нижньому шарі атмосфери озон – шкідлива речовина, що сприяє глобальному потеплінню. Вихлопні гази двигунів літаків сприяють утворенню озонових дір. У верхню тропосферу та нижню стратосферу викидається величезна кількість водяної пари. Щодоби в ці шари атмосфери викидається від 10 до 30 т водяної пари. Оксиди азоту вступають в реакцію з озоном стратосфери, що призводить до руйнування цього шару, що захищає біосферу від жорсткого ультрафіолетового сонячного випромінювання. У свою чергу збільшення вологовмісту повітряних мас сприяє появі хмар, а в приземному шарі за низьких негативних температур – виникненню туману (смогу). Викинута з двигуна літака водяна пара під впливом турбулентного обміну змішується з навколишнім повітрям, що призводить за низьких температур і високої вологості до конденсації й сублімації водяної пари. За наявності шарів інверсій обсяг водяної пари, що піднімається, розтікається, сприяючи утворенню великої пелени з хмар шароподібної форми. Спочатку хмарний слід має ширину кількох метрів, але, розтікаючись, збільшується до кількох кілометрів. Тобто, водяна пара, що викидається в атмосферу, може збільшувати кількість перистих хмар і їх вертикальну потужність. Така зміна перистих хмар відбувається, як правило, під час інтенсивних польотів і призводить до зміни традиційного режиму сонячної радіації. Тобто

збільшення кількості перистих хмар призводить до зростання температури повітря. Забруднення нижньої стратосфери вище тропопаузи (висоти більш 9–11 км) впливає на фізико-хімічний склад стратосферного повітря. Частинки, викинуті на висоті 14 км, перебувають в стратосфері до одного місяця, а на висоті 22 км – до двох років. Це призводить до зменшення густини атмосферного озону і відповідно позначається на погодних умовах і кліматі Землі, викликає стихійні лиха. Витончення озонового шару є також негативним фактором для екології тваринного й рослинного світу, здоров'я людини.

Серед першочергових організаційно-управлінських проблем екологічної безпеки України можна виділити такі:

- розробку національної політики та законодавчої бази у цій сфері;
- створення цілісної системи державного управління безпекою; - посилення контрольних функцій з боку держави за дотриманням техногенної безпеки;
- створення системи державних резервів;
- впровадження нової системи навчання та атестації фахівців у сфері промислово- природоохоронної безпеки.

#### **4.2 Діяльність ICAO в галузі охорони навколишнього середовища**

Міжнародні стандарти щодо викидів (емісії) шкідливих речовин від авіаційних двигунів ЦА існують у вигляді томи II «Емісія авіаційних двигунів» Додатки 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. В рамках СНД емісія шкідливих речовин регулюються Авіаційними правилами АП-34 «Охорона навколишнього середовища. Норми емісії для авіаційних двигунів», практично відповідають міжнародним вимогам. Відповідно до міжнародним та вітчизняним стандартами в даний час нормується емісія незгорілих вуглеводнів (НС), оксиду вуглецю (СО), оксидів азоту (NO<sub>x</sub>), диму (SN) і забороняється навмисний викид палива в атмосферу цивільною авіацією в зоні

аеропортів. Вперше міжнародний стандарт щодо емісії прийнятий в 1981 р, з 1996 року по теперішній час діють більш жорсткі (на 20%) міжнародні норми на емісію оксидів азоту. У 1998 р ICAO прийняла рішення про додаткове посилення норм на емісію NO<sub>x</sub> (приблизно на 16%) для нових двигунів і модифікацій існуючих двигунів, створених після 31 грудня 2003 г. У даний час переважна більшість зарубіжних двигунів задовольняє чинним і новим нормам ICAO.

Методику розрахунку емісії вуглекислого газу ICAO не розробляє, тому що ця речовина є продуктом згоряння авіаційного гасу і його кількість прямо залежить від кількості згорілого палива. У зв'язку із зростанням пасажирських повітряних перевезень і збільшенням споживання авіаційного гасу для стримування емісії CO<sub>2</sub> виключно важливого значення набуває паливна ефективність повітряних суден. За даними Міжурядової групи експертів зі зміни клімату світове зростання в 1990-2015 рр. повітряних перевезень складе 5% в рік, споживання палива - 3% в рік, а паливна ефективність нових повітряних суден, що надходять в експлуатацію, в 1997-2015 рр. в середньому підвищиться на 20%, тобто приблизно на 1% на рік.

Для обмеження емісії CO<sub>2</sub> ICAO спільно з іншими організаціями ООН передбачає розроблена не заборонні заходи (як у випадку з авіаційним шумом), а так звані «ринкові методи» регулювання - до 2008 р створити систему обміну квотами на емісію CO<sub>2</sub> повітряних суден між країнами, а також ввести систему мит (зборів) за емісію.

На останньому засіданні (січень 2001 р.) Комітет ICAO з охорони навколишнього середовища від впливу авіації прийняв рішення (CAEP / 5-WP / 86) про розробку і прийняття в 2004 р на наступному своєму засіданні ряду заходів по обмеженню нормованих в даний час шкідливих речовин: HC, CO, NO<sub>x</sub> і диму. Зокрема, передбачається ввести заборону на експлуатацію авіаційних двигунів, які не відповідають міжнародним нормам. У разі прийняття такого рішення ICAO будуть заборонені польоти на міжнародних лініях цивільних літаків, оснащених практично

всіма вітчизняними двигунами, якщо їх екологічні характеристики не будуть покращені до нормативних рівнів.

З урахуванням процедури прийняття рішень в ICAO дата фактичної заборони на польоти починається з 2008 р. Слід також брати до уваги особливу, більш жорстку позицію в області екології авіації країн Європейського Співтовариства: аналогічні питання планувалося розглянути вже в 2003 р. І поки ще не відомо, не придвинеться чи термін введення заборон ще ближче.

### **4.3 Емісія авіаційних двигунів**

Світовий парк повітряних суден налічує в собі кілька мільйонів апаратів. Це величезна кількість борознить щодня повітряний простір над нашою головою, залишаючи за собою шлейф відпрацьованих газів або емісію. Кількість і якість емісії залежить від наступних показників: режиму і часу роботи двигуна, питомої показника освіти цієї речовини, віднесеного до одиниці кількості використовуваного палива, витрати палива на відповідному режимі роботи.

Найбільш складні льотні операції літак виконує в зоні аеродрому. При цьому двигуни експлуатуються в максимальному діапазоні зміни режимів роботи, так як від них вимагається забезпечити тягові характеристики, необхідні ЛА для здійснення операція злітно-посадкового циклу (ЗПЦ).

Емісія шкідливих речовин (від лат., Emissio - випуск) - викид в атмосферу з відпрацьованими газами авіаційних двигунів прямих і побічних продуктів згоряння палива, які можуть бути причиною небажаного впливу літального апарату на навколишнє середовище. Емісія оксиду вуглецю CO, незгорілих вуглеводнів  $C_nH_m$  і частинок вуглецю (сажі) - результат неповного згоряння палива в двигуні. Емісія оксидів азоту NOx - наслідок високої температури в зоні горіння палива, при якій стає можливим окислення міститься в повітрі азоту. Кількісно емісії шкідливих речовин характеризується індексами емісії окремих компонентів (число грамів



компонента на 1 кг витраченого палива). індекси CO і  $C_nH_m$  тим більше, чим нижче температура і тиск в камері згорання. Вони максимальні при руленні літака в аеропорту, при зльоті досягають мінімуму і залишаються близькими до мінімуму у всіх польотних фазах. Для  $NO_x$  закономірність зворотна - індекс максимальний при зльоті. Зниження емісії CO,  $C_nH_m$  і сажі забезпечується поліпшенням розпилування та розподілу палива в камері і прискоренням перемішування його з повітрям. Зменшення індексу  $NO_x$  досягається додатковими заходами, наприклад спалюванням палива в два етапи для вирівнювання розподілу температури по довжині камери і усунення зон з найбільш високою температурою. Емісія шкідливих речовин для двигуна даної потужності знижується з підвищенням його економічності, тобто зі зменшенням витрат палива на виробництво одиниці потужності. У 1985 році авіацією (в дужках - залізничним транспортом) в усьому світі випущено в атмосферу, млн. т:

CO — 1,2 (100),  $C_nH_m$  — 0,8 (25),  $NO_x$  — 1,4 (15).

Хімічний склад викидів унаслідок спалювання палива здебільшого залежить від виду і якості палива, технології виробництва, способу спалювання в двигуні і технічного стану двигуна технічного стану. Основні компоненти відпрацьованих газів сучасних авіаційних двигунів, які забруднюють атмосферу: - оксиди сірки  $SO_x$ ; - оксиди азоту  $NO_x$ ; - оксид вуглецю CO; - вуглеводні, які не повністю згоріли,  $C_xH_y$  (метан  $CH_4$ , ацетилен  $C_2H_2$ , етан  $C_2H_6$ , бензол  $C_6H_6$  та ін.); - альдегіди (формальдегід  $HCHO$ , акролеїн  $CH_2=CH=CHO$ , оцтовий альдегід  $CH_3CHO$  та ін.); - сажа (дрібнодисперсні частинки чистого вуглецю) — виділяється у вигляді шлейфу за соплами двигунів під час зльоту літака (сажі виділяється загалом небагато). Вміст  $NO_x$  у відпрацьованих газах авіаційного двигуна залежить від: - величини температури суміші в камері згорання (чим вона вища, тим більше утворюється  $NO_x$ ), а вона максимальна (2500...3000 K) на зльотному режимі; - часу перебування суміші в камері згорання (чим він більший, тим більше утворюється  $NO_x$ ), а це має

місце на невеликих швидкостях літака. Тобто, максимальний викид  $\text{NO}_x$  відбувається на зльотному режимі двигуна і режимах, близьких до нього (при здійсненні зльоту літака і при наборі ним висоти польоту). Вуглеводні ( $\text{C}_x\text{H}_y$ ) — основний компонент рідких і газоподібних палив. Авіаційні палива — бензин, гас — різняться між собою вмістом парафінових, нафтових та ароматичних вуглеводнів, а також сполук сірки. У пришляховому просторі під час зльоту літака приблизно 50 % викидів у вигляді мікрочастинок, серед яких — багато важких металів, одразу розсіюється на прилеглих до аеропорту територіях. Інша частина протягом декількох годин знаходиться в повітрі у вигляді аерозолів, а потім також осідає на ґрунт. Кожний розроблений двигун (для літаків) перед запуском у серійне виробництво проходить серію випробувань (сертифікацію), серед яких є дослідження на екологічну безпечність, тому Міжнародна організація цивільної авіації (ICAO) розробила жорсткі норми на емісію авіаційних двигунів. Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами є індекс емісії (EI), який показує, скільки грамів даної шкідливої речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг пального в двигуні. Розмірність індексу емісії — г/кг. Існують  $\text{EICO}$ ,  $\text{EIC}_x\text{H}_y$ ,  $\text{EINO}_x$  та інші.

Зміст інгредієнтів  $\text{CO}$  і  $\text{C}_x\text{H}_y$  в відпрацьованих газах авіадвигунів є наслідком неповного згоряння палива в двигуні. Це залежить від характеристик камери згоряння двигуна (величина коефіцієнта повноти згоряння) і режиму роботи двигуна.

Максимальна повнота згоряння палива в двигуні має місце на розрахунковому режимі - злітній (режимі максимальної тяги двигуна). На цьому режимі сучасні двигуни мають  $\xi = 0.97 \dots 0.99$ . На всіх інших режимах польоту величина  $\xi$  нижче, тобто повнота згоряння менше ( $\xi = 0.75 \dots 0.85$ ), через що двигун викидає в атмосферу більше продуктів неповного згоряння ( $\text{CO}$ ,  $\text{C}_x\text{H}_y$  і ін.), і забруднення повітря збільшується.

Зміст інгредієнта NOx у відпрацьованих газах залежить від температури суміші в камері згорання (чим вона виші, тим більше утворюється NOx), а вона максимальна (досягає 2500 - 3000 К) на злітному режимі, і часу перебування суміші в камері згорання (чим воно більше, тим більше утворюється NOx), а це має місце при невеликих швидкостях літака. Тобто, максимальний вихід NOx має місце на злітному режимі двигуна і режимах, близьких до нього, при здійсненні зльоту літака і наборі висоти.

Очевидно, що в зоні аеропорту емісія двигуна залежить від режиму його роботи і тривалості роботи на цьому режимі.

Під зоною аеропорту будемо розуміти простір, обмежений висотою 1000 м і розмірами аеропорту.

Двигуни сучасних авіалайнерів працюють в зоні аеропорту на наступних режимах (в таблиці 5.1 наведені усереднені дані параметрів для великих аеропортів світу):

Таблиця 4.1– Режими роботи двигунів і їх тривалість

Режим роботи двигуна	Відносна тяга, $\bar{R}$	Тривалість режиму, t, хв
Режим малого газу під час рулювання перед зльотом	0.07	15
злітний режим	1	0.7
Режим набору висоти (1000 м)	0.85	2.2
Режим заходу на посадку	0.3	4
Режим малого газу під час	0.07	7

рулювання після посадки		
-------------------------	--	--

Відносна тяга двигуна:

$$\bar{R} = \frac{R}{R_0} \quad (4.1)$$

де  $R$  – тяга двигуна на заданому режимі;

$R_0$  – тяга двигуна на злітному режимі.

Як видно з таблиці, найбільш тривалим і найбільш екологічно небезпечним є режим малого газу. Загальна величина тяги на цьому режимі для сучасних двигунів становить 3 ... 9% від її максимального значення  $R_0$ . Цей режим використовується для рулювання перед зльотом і після посадки, а також під час прогріву двигуна. Тривалість роботи в цьому режимі залежить від розмірів аеропорту, часу доби, інтенсивності польотів та метеоумов в зоні аеропорту.

Визначивши під час сертифікаційних випробувань індекси емісії шкідливих речовин на відповідних режимах роботи двигуна, знаходять контрольний параметр емісії  $\frac{M_i}{R_0}$  випробуваного двигуна, за яким встановлені норми ICAO.

Цей параметр характеризує «ступінь шкідливості» двигуна. У ньому  $M_i$  - маса в грамах викидів разом інгредієнта за якийсь певний час роботи двигуна.  $R_0$  - злітна тяга двигуна в кілоньютонах.

Норми ICAO по контрольному параметру емісії для авіадвигунів на сьогоднішній день такі:

$$\frac{M_{CO}}{R_0} = 118 \frac{\text{г}}{\text{кН}}$$

$$\frac{M_{C_xH_e}}{R_0} = 19.6 \frac{г}{кН}$$

$$\frac{M_{NO_x}}{R_0} = (40...80) \frac{г}{кН}$$

Емісія авіаційних двигунів буде не однакою в зоні аеропорту і під час польоту за маршрутом, тому що двигуни працюють на принципово різних режимах. В цьому плані видно, що забруднення в зоні аеропорту є «більш шкідливим», (на маршрут  $\bar{R} = 0.6...0.8$ ). Крім того, локальне забруднення приземного шару повітря в зоні аеропорту, де знаходиться багато людей, є більш концентрованим і більш стійким, ніж загальне забруднення верхніх шарів тропосфери по маршруту польоту, яке швидко розсіюється. Виходячи з цього забруднення в зоні аеропортів є «більш шкідливими».

«Ступінь шкідливості» кожного авіаційного двигуна характеризується, як було сказано вище, його контрольними параметрами емісії з різних інгредієнтів інгредієнтами -  $\frac{M_i}{R_0}$ . Тобто, завдання розрахунку емісії зводиться до визначення маси кожного інгредієнта, викинутого з двигуна за якийсь певний час його роботи  $M_i$  ( $R_0$  - тяга двигуна на злітному режимі - величина, відома з документації, зокрема з формуляра двигуна).

Будемо розраховувати величину  $M_i$  для зони аеропорту, тобто  $M_i = M_{iап}$ , на тих режимах і за той проміжок часу його робота, поки ВС знаходиться в цій зоні з працюючими двигунами. ВС в зоні аеропорту здійснює злітно-посадковий цикл, який складається з наступних етапів:

- Запуск і прогріваються двигуни;
- Рулювання на виконавчий старт;

- Зліт;
- Набір висоти 1000 м;
- Зниження з висоти 1000 м;
- Пробіг;
- Рулювання до зупинки двигунів.

Однак, двигуни літака на цих етапах працюють на різних режимах. Тому для зручності розрахунку розділимо злітно-посадковий цикл на два види операцій: наземні операції і операції зліт-посадка, тобто:

$$M_{iaa} = M_{in} + M_{iv-n} \quad (4.2)$$

Наземні операції - це запуск двигунів, їх прогрів, рулювання літака перед злетом і після посадки.

Головною характеристикою цих операцій є те, що двигуни повітряного судна працюють на одному режимі - режимі малого газу - і за часом - це самі тривалі операції у зоні аеропорту. Ця обставина спрощує розрахунок.

Визначення  $M_{in}$  визначається за формулою:

$$M_{in} = K_{in} \cdot G_{mn} \quad (4.3)$$

де:  $K_{in}$  – коефіцієнт викиду разом інгредієнта під час наземних операцій (кг інгредієнта на кг палива).

Очевидно, що  $K_{in} = 10^{-3} \cdot E_{in}$  (за визначенням)

Як и  $E_{in}$ ,  $K_i$  визначається під час сертифікаційних випробувань двигунів.

$G_{mn}$  – маса палива, витраченого двигуном ВС під час наземних операцій злітно-посадкового циклу.

$$G = C_{п.мг} \cdot R_{мг} \cdot t_{мг} \quad (4.4)$$

де:  $C_{п.мг}$  – питома витрата палива на режимі малого газу;

$R_{мг}$  - тяга двигуна на режимі малого газу;

$t_{мг}$  – тривалість роботи двигуна на режимі малого газу.

Операції зліт-посадка - це зліт, набір висоти 1000 м, зниження з висоти 1000 м і посадка.

У цьому випадку для розрахунку емісії двигунів повітряного судна, яке знаходиться в повітрі, емісійної характеристикою є масова швидкість емісії  $W_i$ , яка

показує, скільки даного шкідливої речовини виділяється на даному режимі роботи двигуна в одиницю часу.

$W_i$  також визначається під час сертифікаційних випробувань двигуна.

Тоді  $M_{i\beta-n}$  визначається за формулою:

$$M_{i\beta-n} = W_{i1} \cdot T_{1\beta-n} + W_{i2} \cdot T_{2\beta-n} + W_{i3} \cdot T_{3\beta-n}, \quad (4.5)$$

де:  $W_{i1,2,3}$  – масова швидкість емісії інгредієнта при відповідних режимах роботи двигуна (на зльоті, під час набору висоти 1000 м і під час зниження з висоти 1000 м);

$T_{1,2,3}$  – режимна напрацювання двигуна відповідно на зльоті, під час набору висоти 1000 м і під час зниження з висоти 1000 м. Величина  $t_{\text{мг}}$ ,  $T_{1,2,3}$  беруться з наведених вище таблиць режимів роботи.

Визначивши таким чином  $M_{i\text{ап}}$ , розраховують контрольний параметр емісії, порівнюють його з нормами ICAO і роблять висновок про відповідність даного двигуна сучасним вимогам по емісії щодо даного інгредієнта.

#### **4.4 Заходи щодо зменшення екологічних загроз при експлуатації авіаційної техніки**

Для підтримки екологічних параметрів повітряних суден до експлуатації на допустимому рівні, необхідний періодичний контроль технічного стану повітряних суден з використанням засобів діагностування. Діагностичне обладнання авіаційного транспорту для контролю технічного стану та регулювання ПС повинно включати діагностичні стенди для перевірок функціонування систем та окремих агрегатів. Впровадження захисних пристроїв, очисних установок і засобів контролю на експлуатаційних і ремонтних підприємствах авіаційного транспорту.

Зниження викидів забруднюючих речовин від діяльності авіаційного транспорту може досягатися за рахунок організаційно-технічних заходів з економії авіаційного палива, придбання сучасних повітряних суден з кращими екологічними характеристиками. В зоні аеропортів доцільно висаджування дерев вздовж робочої зони аеропортів, що сприяє зниженню транспортного шуму і забруднення атмосферного повітря на прилеглих до зон інтенсивного руху повітряних суден

## **Висновок до розділу 4**

В даному розділі розглянуто проблеми екологічної безпеки в Україні, проведено аналіз екологічної небезпеки працюючих двигунів повітряних суден та здійснено розрахунки по шкідливим викидам в атмосферу відпрацьованих газів газотурбінних двигунів повітряних суден. проведено. Зміст інгредієнтів CO і CxHy в відпрацьованих газах авіадвигунів є наслідком неповного згоряння палива в двигуні. Це залежить від характеристик камери згоряння двигуна (величина коефіцієнта повноти згоряння) і режиму роботи двигуна. Розглянуто питання діяльності ICAO в галузі охорони навколишнього середовища. Наведено нормативні значення по емісії шкідливих речовин і шуму авіаційних двигунів. Міжнародні стандарти щодо викидів (емісії) шкідливих речовин від авіаційних двигунів ЦА існують у вигляді тому II «Емісія авіаційних двигунів» Додатку 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. Проведено розрахунок емісії авіаційного двигуна. Розроблено рекомендації щодо зниження впливу викидів шкідливих речовин і шуму авіаційних двигунів на навколишнє середовище.



## Висновки

Вібрація двигуна є цінним параметром, т.к. сигнал вібрації формується шляхом суперпозиції різних обурювальних вібровпливів, що генеруються елементами конструкції ВМД, що рухаються. Сигнал вібрації побічно характеризує внутрішні динамічні сили, що виникають під час роботи ВМД. Зі збільшенням напруження двигуна, його конструктивні елементи піддаються втомним процесам зносу, і відбувається накопичення локальних мікродефектів. Зростання внутрішніх мікродефектів призводить до зміни пружно-масових характеристик конструктивних елементів ВМД, що в свою чергу викликає зміну параметрів вібросигналу.

На цьому етапі розвитку системи діагностики промисловості з повітряним газом обладнання управління вібрацією модернізується та розширюється. Одним з головних способів підвищення ефективності вібродіагностики інженерії авіаційного газового турбіни є використання портативного вібраціоналізаційного обладнання в експлуатаційних підприємствах, що дозволяє виробляти складний широкосмуговий зв'язок у частотній області, аналіз вібрацій, виміряних під час запуску ґрунту двигунів.

Основна перевага-широкосмуговий аналіз вібрацій порівняно з існуючою системою бортового керування вібрацією на основі низькочастотного управління в смузі швидкості ротора (ротори)-це інтегроване використання всіх характеристик, що дозволяє ідентифікувати а Розвиток дефекту на ранній стадії та прогнозуйте його розвиток з високим ступенем точності.

Основна відмінність методології вимірювання вібрації на стаціонарному обладнанні та авіаційному GTD в процесі запуску землі - це умова швидкоплинності останніх через збільшення витрат на паливо та мастила та зниження економічної ефективності контролю. Ця умова робить наступну схему вимірювання перспективним: первинне вимірювання та запис у пам'яті пристрою; Подальший аналіз записаного вібраційного сигналу на ПК.

Основними методами аналізу вібраційних сигналів є: 1. Аналіз форми вібраційного сигналу; 2. Спектральний аналіз у широкому діапазоні частот (від декількох HERZ до десятків Kíllerz); 3. Аналіз середньо - послідовного значення вібраційної науки у вибраній діапазоні частот. 4. Спектральний аналіз оболонки високочастотного сигналу вібрації.

Позитивною особливістю низькочастотного сигналу вібрації є те, що він може передаватися на значних відстанях у проектуванні двигуна. При розподіленні деталями корпусу вібрація високої частоти значно демплюється при проходженні крізь суглоби снарядів та деталей. Це відбувається через невеликі хвилі хвиль на цих частотах, що сприяє відображенням та ослабленню коливань високої частоти, коли вони поширюються з джерела вібрацій до точки вимірювання вібрації на тілі двигуна.

Вібрація низької частоти, навпаки, має значні довжини хвилі (від 1 м або більше (залежно від частоти та швидкості звуку в частині частини)). За допомогою цієї довжини хвилі сигнал вібрації проходить через суглоби частин корпусу з мінімально можливими втратами амплітуди і зберігає фазу вібрації.

Як було сказано раніше, технічний стан GTD, згідно з вібро - параметром, наразі проводиться на більшості соціальних виробничих виробництва на основі вимірювання загального рівня вібрації в частотній смузі, що містить гармоніки частот ротації ротора. За допомогою цього методу обробки сигналів (а саме, обчислення загального рівня вібрації), важко визначити конкретне джерело посилення вібрації в галузі низьких частот.

Використовуючи безконтактний лазерний віброметр у поєднанні з сучасними цифровими пристроями запису та аналізом сигналу, стає можливим провести детальний аналіз частоти вібраційного сигналу, розкладаючи його в спектр. Це дозволяє визначити джерело підвищеної вібрації в області низьких частот (будь - який ротор, одиниця тощо) з високою точністю.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Патон Б. Є., Троїцький В. О., Посипайко Ю. М. Неруйнівний контроль в Україні // Інформ. бюл. Українського товариства неруйнівного контролю та технічної діагностики. 2003. № 2(18). С. 5-9.
2. Иванов И.О. Измерение вибрации двигателей на воздушных судах//Учебное пособие. – К.: КИИГА, 1991. -32 с.
3. Карасев В.А. Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1978. -132 с.
4. Huang Y.D., Froyen L., Wevers M. Quality Control and Nondestructive Tests in Metal Matrix Composites // Journ. of Nondestructive Evaluation. 2001. Vol. 20. N 3. P. 113-132.
5. Асатурян В.И. Теория планирования эксперимента. М.: Радио и связь, 1983.-248 с.
6. Ремонт летательных аппаратов //Учебник для ВУЗов гражданской авиации/ А.Я.Алябьев, Ю.М.Болдырев, В.В.Запорожец и др./Под ред. Н.Л.Голего,- М.: Транспорт, 1984. 422 с.
7. Хилько М.І. Екологічна безпека України//Навчальний посібник.-К.: 2017.- 267 с.
8. Джигирей В.С. Екологія та охорона навколишнього природного середовища//Навчальний посібник.-К.: Тов. «Знання», 2000.-205 с.
9. Буриченко Л.А. Охрана труда в гражданской авиации//Учебник для ВУЗов. –М.: Транспорт, 1993.-288 с.
10. Протоєрейський О.С. Охорона праці. –К.: НАУ, 2001.-82 с.

11. Марукович, Е.И. Дистанционная дефектоскопия контурных поверхностей / Е.И. Марукович, А.П. Марков, О.Ю. Бондарев; под общ. ред. Е.И. Маруковича. – Минск: Беларус. навука, 2011. – 330 с.
12. Chang, P.T. Detection and imaging of surface cracks by optical scanning /P.T. Chang, I. Kaufman, D.Y. Shyong // "Mater. Eval.", 1987, Vol.45, No.8, p.943-945.
13. Волоконно-оптическая связь: Приборы, схемы и системы: Пер. с англ./ Под ред. М.Дж. Хауэса и Д.В. Моргана. – М.: Радио и связь, 1982. – 272 с.
14. Павленко, В.Д. Критерии отбора информативных совокупностей параметров при многоклассовом распознавании / В.Д. Павленко, А.А. Фомин //Сборник трудов Одесского политехнического университета. – 2000. – №3. – С. 25-28.
15. Кейси, Х. Лазеры на гетероструктурах. Т. 1 / Х. Кейси, М. Паниш. – М.: Мир, 1981. – 299 с.
16. Кейси, Х. Лазеры на гетероструктурах. Т. 2 / Х. Кейси, М. Паниш. – М.: Мир, 1981. – 364 с.
17. Физика полупроводниковых лазеров: Пер. с японск. / Под ред. Х. Такумы. – М.: Мир, 1989. – 310 с.