

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач випускної кафедри

_____ О.М. Тачиніна

«___» _____ 2020 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(Пояснювальна записка)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 151 «АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА КОМП'ЮТЕРНО-
ІНТЕГРОВАНІ ТЕХНОЛОГІЇ»

Тема: «Датчик вібрації лопаток авіадвигуна автоматизованої системи випробувань»

Виконавець: студент групи ФАЕТ–601, Стамбінський Костянтин Вадимович

Керівник: кандидат техн. наук, доцент, Дивнич Микола Полікарпович

Консультант розділу «Охорона праці»: _____
(підпис) (П.І.Б)

Консультант розділу
«Охорона навколишнього середовища»: _____
(підпис) (П.І.Б)

Нормоконтролер: _____
(підпис) (П.І.Б)

КИЇВ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

Спеціальність: 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач випускної кафедри

_____ О.М. Тачиніна

«___» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Стамбірського Костянтина Вадимовича

1. Тема роботи «Датчик вібрації лопаток авіадвигуна автоматизованої системи випробувань» затверджена наказом ректора від «08» жовтня 2020 р. №1944/ст.
2. Термін виконання роботи: з 5 жовтня 2020 року по 27 грудня 2020 року
3. Вихідні дані роботи: діапазон вимірювання амплітуди вібрації лопаток – 1 – 10 мм, похибка вимірювання 10%.
4. Зміст пояснювальної записки: аналітичний огляд літературних джерел та статей з тематики диплому, види випробувань авіаційних двигунів, випробувальні стенди та обладнання, датчики автоматизованих систем випробування авіадвигунів та принципи побудови автоматизованої системи випробувань авіадвигунів.
5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: таблиці, рисунки, графіки, рисунки з презентації: ГТД в розрізі, класифікація випробувань ГТД, випробувальний стенд, установка для випробування дисків компресорів та турбін, спеціальні випробування на закид граду на вхід ГТД, обслуговування двигуна на випробувальному стенді, випробування ГТД на обмерзання, зал

пульт контролю управління, схематичне зображення розташування датчиків при безконтактному вимірюванні вібрації лопаток, схема зображення безконтактного вимірювання вібрації лопаток.

6. Календарний план-графік

№ з/п	Завдання	Термін виконання	Підпис керівника
1	Визначення теми та початок написання 1-го та 2-го розділів.	05.10.2020 – 27.10.2020	
2	Написання 3-го розділу дипломної роботи.	27.10.2020 – 10.11.2020	
3	Формування 4-го розділу.	10.11.2020 – 01.12.2020	
4	Написання розділів з екології та охорони праці.	01.12.2020 – 14.12.2020	
5	Дооформлення та захист дипломної роботи	14.12.2020 – 27.12.2020	

7. Консультація з окремих розділів

Назва розділу	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	Фролов В.Ф.		

8. Дата видачі завдання:

Керівник дипломної роботи:

(підпис керівника)

Дивнич М. П.

Завдання прийняв до виконання:

(підпис випускника)

Стамбірський К.В.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Датчик вібрації лопаток авіадвигуна автоматизованої системи випробувань»: 131с., 40 рис., 8 літературних джерел.

Актуальність роботи: випробування двигунів відіграє надважливу роль для забезпечення якості та безпеки польотів літальних апаратів. Без детального проведення даного процесу під загрозу можуть стати сотні людських життів.

Об'єкт дослідження: процес вимірювання вібрації лопаток авіадвигуна автоматизованої системи випробувань.

Предмет дослідження: автоматизована система випробувань.

Мета проекту: розглянути методи вимірювання вібрації та ємності, розробити структурну схему комбінованого приладу для вимірювання вібрації лопаток турбіни, розрахувати ємність датчика, розрахунок параметрів схеми вимірювання ємності датчика.

Методи дослідження: робота з науково-технічною літературою.

В результаті проведеної роботи були розглянуті методи вимірювання вібрації та ємності, розроблено структурну схему комбінованого приладу для вимірювання вібрації, в якій за рахунок зміни зазору між лопаткою і датчиком змінюється ємність датчика, а також розраховано параметри мостової схеми вимірювання ємності датчика.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	7
РОЗДІЛ 1. Види випробувань авіаційних двигунів. Випробувальні стенди та обладнання	8
1.1. Створення науково-технічного доробку та його експериментальне підтвердження	9
1.2. Випробування дослідних ГТД.....	12
1.3. Випробування серійних ГТД.....	16
1.4. Технічне і організаційне забезпечення випробувань ГТД. Основні документи, що регламентують випробування.....	24
1.5. Структура станції для випробувань.....	30
1.6. Випробувальні верстати та прилади	33
1.7. Основні системи стендів	38
РОЗДІЛ 2. Датчики автоматизованих систем випробування авіадвигунів.....	44
2.1. Вимірювання температури	45
2.2. Вимірювання тиску	49
2.3. Датчики вимірювання частоти обертання	53
2.4. Датчики вимірювання витрат палива.....	56
2.5. Датчики вимірювання сили тяги	61
2.6. Датчики вимірювання моменту сили	64
2.7. Датчики вимірювання зазорів, переміщень	66
2.8. Зонд вимірювання пульсацій тиску газових середовищ.....	70
РОЗДІЛ 3. Розробка ємнісного датчика вимірювання проміжку між лопатками турбіни авіадвигуна та його корпусом.....	73

3.1. Розрахунок ємності датчика	81
3.2. Побудова графіків залежності для ємнісних датчиків автоматизованої системи вимірювання вібрації.....	86
3.3. Розрахунок параметрів схеми вимірювання ємності датчика	97
3.4. Розрахунок параметрів мостової схеми з диференціальними ВП.....	100
РОЗДІЛ 4. Принципи побудови автоматизованої системи випробувань авіадвигунів та обробки результатів випробувань.....	102
4.1. Типові операції при випробуваннях ГТД	102
4.1.1. Підготовчо-заклучні операції	103
4.1.2. Випробування за заданою програмою	104
4.1.3. Управління режимами роботи двигуна.....	105
4.1.4. Налаштування параметрів двигуна.....	106
4.1.5. Обробка результатів випробувань і їх аналіз.....	108
4.2. Основи побудови АСВ ГТД.....	110
4.2.1. Основні завдання випробувань, які вирішуються автоматизованою системою	110
4.2.2. Основні вимоги до АСВ ГТД	111
4.2.3. Типова схема АСВ ГТД	112
4.3. Пристрої зв'язку з об'єктом (ПЗО).....	115
ВИСНОВОК	130
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	131

ВСТУП

Авіаційний двигун (АД) є складною наукомісткою технічною системою, яка безперервно розвивається етапами життєвого циклу.

У зв'язку з цим забезпечення якості авіаційних двигунів представляється комплексною проблемою реалізація, яка має охоплювати всі етапи життєвого циклу.

Перш ніж перейти до розгляду системи забезпечення якості ознайомимося з основними показниками якості продукції.

Під продукцією розуміється матеріалізований результат людської діяльності, призначений для задоволення певних потреб.

Та частина промислової продукції, яка може бути виражена дискретною величиною, наприклад, в штуках, називається виробами, до них відносяться і авіаційні двигуни.

Залежно від способу використання продукції по її цільовим призначенням вона може бути розділена на два класи:

- споживана продукція, що витрачається в процесі використання;
- експлуатована продукція, при використанні якої витрачається її ресурс.

Промислова продукція обох класів розділена на групи.

Авіаційні двигуни відносяться до групи «Ремонтовані вироби», працездатність яких в разі виникнення відмови може бути відновлена за допомогою ремонту.

Кожен клас, група, вид продукції має різноманітним властивостей, які дозволяють відрізнити конкретний вид продукції від будь-якого іншого.

Властивість - це об'єктивна особливість продукції, що виявляється при її створенні, споживанні або експлуатації. Сукупність властивостей продукції, що обумовлюють її придатність задовольняти певні потреби відповідно до її призначення, називається якістю продукції.

Кількісна характеристика властивостей продукції, що входять до складу її якості, називається показником якості продукції.

РОЗДІЛ 1. ВИДИ ВИПРОБУВАНЬ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ. ВИПРОБУВАЛЬНІ СТЕНДИ ТА ОБЛАДНАННЯ

Кожен авіаційний двигун, пройшовши етапи проектування, конструювання та виготовлення, піддається випробуванню. Єдина можливість переконатися в надійній роботі і в забезпеченні тих параметрів, які були закладені при проектуванні, - це провести випробування двигуна.

Таким чином, випробування - це експериментальне визначення (оцінювання) і контроль кількісних і якісних характеристик властивостей об'єкта випробувань як результат впливу на нього при його функціонуванні. Результати випробувань залежать від умов - сукупності факторів, що впливають і режимів функціонування об'єкта при випробуваннях.

Випробування авіаційного двигуна переслідує три мети:

1. Перевірку відповідності основних технічних даних двигуна (ЗТД) параметрам, заданим в технічних умовах (ТУ).
2. Визначення ресурсу, перевірку працездатності і надійності двигуна.
3. Визначення фактичного стану робочого процесу і напруг в конструкції двигуна.

Авіаційний ГТД на різних етапах життєвого циклу (розробки, виробництва, експлуатації) піддається великій кількості випробувань. Випробування можна класифікувати за різними ознаками: призначенням; місця проведення; типу виробництва та іншим.

<i>Кафедра АКСУ</i>				<i>ЦЛН 20 12 50 000 П2</i>						
<i>Виконав</i>	<i>Станбіс</i>			<i>Види</i>			<i>Лит</i>	<i>Ариши</i>	<i>Ариши</i>	
	<i>Ливши</i>								<i>e</i>	
<i>Консил</i>							<i>151</i>			
<i>Н</i>	<i>Ливши</i>									
<i>Зав. каф. Тащична</i>				<i>Випробування</i>						

Залежно від характеру проведених експериментів умовно розрізняють:

- науково-дослідні випробування (науково-дослідний експеримент);
- випробування окремих вузлів створюваного двигуна;
- доводочні і спеціальні випробування дослідного двигуна;
- державні та сертифікаційні випробування двигуна;
- випробування серійних двигунів.

Умовність поділу підкреслюється тією обставиною, що різні випробування можуть мати спільні рішення з підготовки, проведення, використовуюваному устаткуванню, техніці вимірів.

1.1. Створення науково-технічного доробку та його експериментальне підтвердження

1.1.1. Науково-дослідні експерименти

Такі випробування проводяться на стадії підготовки до розробки двигуна. Сучасна методологія розробки двигунів, спрямована на скорочення сумарних витрат і термінів створення шляхом широкого застосування методів математичного моделювання та проектування, випереджаючої розробки науково-технічного доробку по ключовим технологіям, вузлів, систем, базовим газогенератор, включаючи створення і експериментальну відпрацювання двигунів-демонстраторів, передбачає перерозподіл обсягів витрат на науково-дослідні роботи (НДР) і ДКР на користь НДР і науково-дослідних експериментальних робіт (НДЕР).

Їхні головні завдання - вивчення і аналіз що відбуваються в двигуні процесів, визначення характеристик елементів і можливих засобів їх поліпшення. Кінцева мета НДР - розробка раціональних методів розрахунку, конструювання та виробництва двигуна, накопичення довідкового матеріалу з урахуванням умов використання в майбутніх проектах і конструкціях.

Серед різних дослідницьких експериментів по ГТД зазвичай виділяють наступні:

- дослідження нових принципових схем двигунів і окремих вузлів;
- вивчення робочого процесу двигунів і вплив різних умов на ці процеси;
- дослідження нових видів палив;
- дослідження живучості різних елементів конструкцій;
- продувки елементів лопаткових машин;

вивчення робочого процесу основних і форсажних камер;

- вивчення властивостей нових конструкційних матеріалів, покриттів, шумоглушачих конструкцій, контактних ущільнень, конструкцій опор, демпферних пристроїв та інших елементів.

Створення науково-технічного доробку (НТЗ) фактично базується на результатах, одержуваних при різних НДР. З іншого боку, підтвердження ефективності основних елементів НТЗ також вимагає проведення науково-дослідних експериментів.

1.1.2. Вузли випробування

Випробування окремих вузлів двигуна на автономних стендах є ефективним засобом випереджаючої відпрацювання нових технічних рішень, що дозволяє скоротити обсяг, вартість і загальні терміни робіт зі створення нового ГТД.

Досвід створення сучасних двигунів свідчить про те, що велика частина експериментальних робіт переноситься на повузлові випробування і їх доведення.

Вузлові випробування компресора (вентилятора) проводяться на стендах (рис. 1.1.2.1), обладнаних приводом від електродвигуна або газової турбіни. При необхідності використовується редуктор (мультиплікатор) з необхідним передавальним відношенням. Стенд повинен бути оснащений пристроями для

дроселювання потоку на виході з компресора і для вимірювання на приводі крутящого моменту.

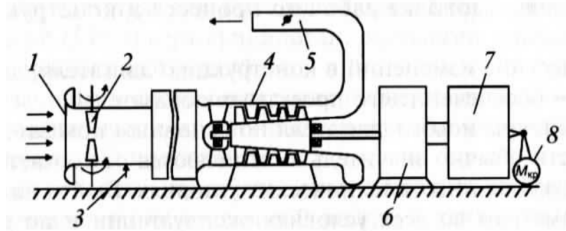


Рис. 1.1.2.1. Схема відкритого стенду для випробування компресорів:

1 - вхідний дросель або інтерцептори; 2 - лемніскастий вхідний патрубок; 3 - мірне перетин; 4 - випробовуваний компресор; 5 - дроселює; 6 - мультиплікатор;

7 - електродвигун; 8 - вимірювач крутного моменту

При випробуваннях на автономному турбінному стенді (рис. 1.1.2) крім газодинамічних досліджень проводять термометрування і тензометрування лопаток, дисків і корпусів.

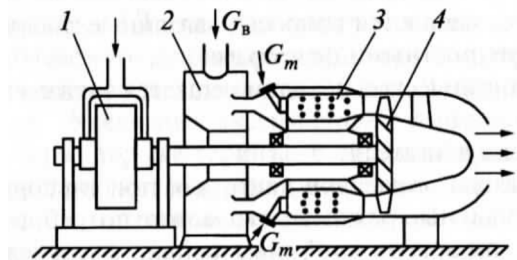


Рис. 1.1.2.2. Схема стенду для випробувань турбін в натурних умовах:

1 - гідротормоз; 2 - ресивер підведення стисненого повітря; 3 - камера згоряння; 4 - випробовувана турбіна

В автономних випробуваннях основної камери згоряння обраної конструкції (для кільцевих камер допускається випробування відсіку) перевіряються її гідравлічні характеристики, ефективність горіння палива, стійкості горіння, висотність запуску, відсутність віброгоріння, рівень диміння та виділення шкідливих речовин.

Отримані для вузлів дані згодом вимагають перевірки в реальному компонуванні двигуна або газогенератора.

Повузлова випробування мають велику ефективність не тільки на ранній стадії роботи, але і в період доведення повнорозмірного двигуна з метою пошуку і реалізації в вузлах резервів щодо підвищення ККД, поліпшенню протікання характеристик і зниження маси.

Значну роль при розробці ГТД грають випробування газогенератора, який збирається з вузлів створюваного двигуна. Газогенератор є найбільш напруженим комплексом вузлів, які вимагають найбільшої експериментальної відпрацювання. Він може бути створений і випробуваний на початковій стадії роботи, коли ще остаточно не визначені багато основні параметри двигуна. На базі одного і того ж розробленого газогенератора згодом може бути створено сімейство різних двигунів.

1.2. Випробування дослідних ГТД

Основне завдання – доведення робочого процесу і конструкції двигуна.

Доводка – внесення змін у конструкцію двигуна, для вирішення основного завдання - забезпечення його проектних показників.

Перші екземпляри нового двигуна за основними показниками ефективності та міцності зазвичай значно відрізняються від відповідних проектних величин, записаних в технічних умовах. Вийти на заявлені величини за параметрами у всіх умовах експлуатації і по ресурсу вдається тільки після ретельної експериментальної відпрацювання - газодинамічної доводки та доводки міцності.

Доводка двигуна – це тривалий процес. Так, якщо доводка ЛА триває 4 – 5 років, то доведення двигуна триває 6 – 7 років. Завжди стоїть завдання скоротити цей термін.

У процесі доводки вирішуються питання, пов'язані головним чином з газодинамічними і міцності факторами.

В процесі газодинамічної доводки вирішується також безліч додаткових завдань:

- відпрацювання запуску двигуна;
- забезпечення виходу елементів двигуна при їх спільній роботі на розрахункові або оптимальні режими, що може зажадати коригування площі соплових апаратів турбіни, сопла, змішувача двоконтурного ГТД та ін.;
- відпрацювання взаємодії елементів і систем при змінних режимах - прийомистості, дроселювання, включенні і виключенні форсажу;
- визначення фактичних запасів газодинамічної стійкості;
- уточнення вибраних законів управління і обмеження режимів.

Ефективність всіх впроваджуються заходів щодо поліпшення параметрів двигуна визначається, в першу чергу, контролем його дросельної стендової характеристики.

Ряд доводочних робіт вимагають проведення випробувань дослідного двигуна на висотних стендах, де імітуються умови роботи двигуна в висотошвидкісних умовах.

Характеристика доводки міцності, метою якої є забезпечення надійної роботи двигуна протягом встановленого ресурсу, включає в себе наступні випробування:

- визначення рівня змінних напруг в лопатках, дисках, валах компресора і турбіни; перевірка відсутності автоколивань лопаток компресора (вентилятора);
- термометрування деталей гарячої частини з метою перевірки можливості роботи при необхідній температурі газу;
- визначення осьових сил в підшипниках, визначення їх температурного стану;
- визначення рівня вібрацій на корпусі двигуна і на встановлених агрегатах;
- тензометрування трубопроводів зовнішньої обв'язки двигуна;
- ресурсні випробування.

Для того щоб двигун міг бути пред'явлений для проходження державних випробувань (ДВ) і сертифікований, він повинен успішно пройти також цілий ряд спеціальних випробувань.

Після реалізації та експериментальної перевірки доводочних заходів визначається остаточна компоновка двигуна, яка задовольнить за основними показниками ТЗ замовника.

Кінцева мета доведення - провести з задовільною оцінкою так звані чистові випробування на повний ресурс, а також ряд додаткових спеціальних випробувань з тим, щоб мати можливість пред'явити досвідчений двигун на державні випробування.

Після закінчення доводочних випробувань, коли двигун пройде всі експериментальні перевірки (чистові доводочні випробування), його представляють на державні (міжвідомчі) випробування.

Доведення сучасних ГТД забирає багато сил і коштів. Залежно від складності розроблюваного двигуна і потужності дослідно-конструкторського бюро (ДКБ) на доведення зазвичай йде до 10 років. За цей час виготовляють для доведення від 20 до 35 дослідних примірників авіаційних ГТД, кожен з яких коштує в 3 – 5 разів дорожче серійного зразка (причому 2 / 3 з них в процесі доведення руйнуються). А характерна ціна 1 серійного сучасного ГТД залежно від його розміру складає 0,5 – 1 млн. дол. США і більше.

Статистикою встановлено, що для завершення доводки ГТД і пред'явлення його на ДВ потрібно напрацювати на всіх досвідчених примірниках від 5000 – 7000 до 25000 газових годин при стендових випробуваннях і дещо менше – при льотних.

1.2.1. Сертифікаційні та державні випробування

До початку льотної експлуатації досвідчені двигуни цивільної авіації проходять сертифікацію, основною складовою якої є сертифікаційні випробування.

Двигуни військової авіації проходять державні стендові випробування.

Сертифікація – встановлення відповідності двигуна вимогам норм льотної придатності.

Для оцінки виконання правил сертифікації, сертифікаційних робіт, технічної документації формуються робочі органи.

Сертифікаційні випробування включають в себе кілька груп випробувань.

Калібрувальні випробування дозволяють визначити тягові (потужності) характеристики двигуна в стандартних атмосферних умовах (САУ).

Вібраційні випробування призначені для визначення вібраційних характеристик дисків і валів роторів, робочих і статорних лопаток вентилятора, компресора і турбіни, корпусів і трубопроводів.

Тривалі 150 – годинні випробування передбачають напрацювання на найбільш напружених режимах, відтворення циклічних навантажень (запуски, проби прийомистості), моделювання несприятливих умов роботи.

Експлуатаційні випробування перевіряють роботу двигуна у всіх умовах експлуатації.

В програми сертифікаційних випробувань входять також експериментальне визначення характеристик компресора, камери згоряння, перевірка міцності корпусів і ін.

Для сертифікації необхідно провести комплекс спеціальних випробувань (випробування з перевірки локалізації лопаток всередині двигуна при обривах, по перевірці роботи двигуна при попаданні сторонніх предметів, при підвищеній температурі газу, в умовах авторотації і т.п.).

Державні випробування двигунів військового призначення проводить Державна комісія, створювана з представників Замовника та Виконавця.

У завдання державних випробувань входять:

1. Встановлення відповідності параметрів двигуна параметрам, заданим в ТЗ.

2. Перевірка двигуна по 150 – годинною програмою випробувань.

3. Оцінка рівня впровадження на двигуні уніфікованих і стандартизованих виробів і конструкцій.

4. Оцінка експлуатаційного досконалості двигуна, контролепридатності, ремонтпридатності, обслуговуваності.

5. Встановлення еталона двигуна для серійного виробництва.

Двигун, призначений для державних випробувань, пред'являється комісії в розібраному вигляді після проходження чистових доводочних випробувань. Збірка проводиться під наглядом представників комісії.

Тривалі випробування авіаційного ГТД у нас вважаються незадовільними, якщо під час випробувань або при розбиранні після задовільно минулого випробування виявляють вихід з ладу деталей, поломку або пошкодження, які в експлуатації небезпечні та неприпустимі. При цьому тривалі випробування починають знову з самого початку незалежно від того, на якій годині сталася поломка.

Заключним етапом випробувань дослідного ГТД є ДВ, які зазвичай повторюють 150 – годинну програму чистових тривалих випробувань. У разі задовільної оцінки вся документація по новому ГТД, що передається в серійне виробництво, звіряється по примірнику, який пройшов ДВ.

За результатами державного випробування комісією складається акт, який після затвердження є підставою для серійного виробництва і приймання двигунів замовником. В акті Державної комісії наводяться також переліки зазначених недоліків, які повинні бути усунені розробником в намічені терміни. Двигун, що проходив державні випробування, зберігається як еталон, прийнятий замовником, а основні дані і характеристики, встановлені при випробуваннях, використовуються для складання технічних умов (ТУ) на приймання серійних двигунів.

1.3. Випробування серійних ГТД

Тут завдання випробувань інша – всебічна перевірка якості продукції, що випускається заводом серійної продукції. Ці випробування регламентуються для кожного двигуна спеціальними ТУ, розробленими відповідними ДКБ.

Короткочасні випробування – кожен двигун, виготовлений на серійному заводі, проходить короткочасні стендові випробування. Ці випробування серійних ГТД прийнято розділяти на представницькі та проектні, а також кваліфікаційні.

Пред'явницькі (здавальні) випробування проходять всі двигуни, що випускаються серійним заводом, а також пройшли ремонт після вироблення міжремонтного ресурсу.

Призначення пред'явницьких (здавальних) випробувань полягає в заробляння деталей двигуна (обкатка), в перевірці якості збірки, якості роботи агрегатів двигуна і оцінки відповідності параметрів двигуна заданим ТУ.

Роботу двигуна перевіряють на всіх експлуатаційних режимах, при цьому робиться відповідний налагодження агрегатів. Приймання представницькою (здавального) випробування здійснює відділ технічного контролю (ВТК) підприємства.

Результати пред'явницьких випробувань вважаються позитивними, а двигун – витримав випробування, якщо він випробуваний в повному обсязі, встановленому програмою і відповідає всім вимогам цієї програми.

У разі виявлення будь-якого дефекту двигуна, який перешкоджає веденню випробувань, або при відхиленні основних параметрів від норм, обумовлених для пред'явницьких випробувань, представницькою випробування анулюється.

Після пред'явницьких випробувань двигун відправляють на розбирання для огляду і контролю стану його деталей. На огляді присутні працівники ВТК спільно з представником замовника. Двигун, який пройшов представницькою випробування, піддається повному розбиранні і дефектації за чинною документації.

Після дефектації розібраного двигуна ВТК підприємства-виготовлювача складають відомість дефектації з висновками щодо виявлених недоліків.

Заміна забракованих деталей, вузлів (складальних одиниць) і агрегатів проводиться відповідно до інструкції по заміні деталей, складальних одиниць, агрегатів при усуненні дефектів після пред'явницьких випробувань.

Знос, наклеп, прижоги і інші зміни в стані деталей і складальних одиниць після пред'явницьких випробувань повинні відповідати нормам пошкоджуваності і контрольних зразках, встановленим для даного типу двигуна. Виявлені дефекти (дозволені) усувають, після чого двигун знову збирають і відправляють на приймально-здавальні (контрольні) випробування.

Метою приймально (контрольних) випробувань двигуна є:

- перевірка відповідності технічним умовам якості повторної складання двигуна;
- проведення підробітки деталей і агрегатів, комплектуючих двигун;
- налагодження та перевірка регулювання двигуна і перевірка відповідності параметрів і характеристик заданим ТУ;
- приймання двигуна представником замовника за актом здачі.

Приймально-здавальні (контрольні) випробування складаються з двох етапів.

На першому етапі приймально-здавальних (контрольних) випробувань роботу двигуна повторно перевіряють на всіх експлуатаційних режимах і остаточно налагоджують регулятори, перевіряють після регулювання дані згідно з технічними умовами, віслюку чого двигун і його характеристика на всіх режимах пред'являються замовнику. На другому етапі випробування повторюють в присутності замовника. Якщо двигун не бракується, оформляється акт здачі двигуна представнику замовника. Двигун консервують і відправляють в експедицію для упаковки і відправки споживачеві.

Таким чином, на відміну від пред'явницьких, приймально-здавальні випробування проводять в присутності як представника ВТК, так і замовника.

Після приймально-здавальних випробувань проводяться внутрішня консервація двигуна і інші роботи, передбачені технічною документацією.

Для двигунів, що знаходяться в серійному виробництві, допускається проведення суміщених (пред'явницьких і приймально-здавальних) випробувань.

Скорочення обсягів і трудомісткості пред'явницьких і приймально-здавальних випробувань без зниження їх інформативності та якості проводиться в наступних напрямках:

- більш повне використання можливостей автоматизованих інформаційно-вимірювальних систем стендів, вдосконалення їх програмного забезпечення та методик обробки результатів випробувань, що дозволяє отримувати необхідну інформацію при меншій кількості режимів в програмі випробувань;

- виконання контрольних операцій в ході випробувань, з мінімальним числом режимів, використовуваних тільки для контролю, в тому числі і суміщення I і II етапів приймально-здавальних випробувань;

- комплексування операцій і вдосконалення методик їх виконання, в тому числі проведення їх на режимах з меншою витратою палива, виключення повторів з програми випробувань;

- поступове зменшення кількості двигунів, що проходять спеціальні випробування, включені в програму приймально-здавальних випробувань (перевірка ДДУ, приробітку приводів агрегатів ВС під завантаженням, перевірка кордонів запуску і ін.), аж до повного припинення таких спеціальних випробувань;

- скорочення обсягу розбирання двигунів після пред'явницьких випробувань за рахунок переходу на часткову (повузлову, модульну) розбирання;

- перехід на одноразову збірку і проведення приймально-здавальних випробувань при одночасному поєднанні окремих видів перевірок, що проводяться при пред'явницьких випробуваннях.

Перехід на одноразову збірку і суміщені представницькою і проектні випробування можливий за таких умов:

- відсутності на двигунах в експлуатації несправностей, які можуть бути виявлені тільки при розбиранні і дефектації після пред'явницьких випробувань;
- стабільному виробництві і ремонті двигунів;
- відсутності при пред'явницьких і приймально-здавальних випробуваннях несправностей, які не можуть бути виявлені і усунені без розбирання двигуна або його вузлів (складальних одиниць);
- контролепридатності двигуна і наявності методів і засобів для контролю і діагностики технічного стану двигуна без його розбирання;
- наявності переліку і характеристик діагностичних ознак, отриманих в процесі доведення і підтверджених експлуатацією, що дозволяють оцінити стан двигуна;
- наявності позитивного досвіду роботи з випуску двигунів з повузлового (модульного) розбирання після пред'явницьких випробувань;
- застосування, в разі необхідності, попередньої обкатки окремих вузлів, модулів і агрегатів до постановки їх на двигун;
- наявності позитивного досвіду використання одноразової збірки при доведенні модифікованих двигунів на етапі ДКР.

Зменшення кількості двигунів, що проходять спеціальні випробування в серійному виробництві, можливе за таких умов:

- стабільному виробництві і ремонті двигунів;
- позитивні результати проведених раніше спеціальних випробувань;
- відсутності в експлуатації і при стендових випробуваннях відмов і дефектів, пов'язаних з характеристиками, що перевіряються спеціальними випробуваннями.

Кваліфікаційні випробування – їх метою є:

- перевірка відповідності двигунів вимогам конструкторської документації;

- оцінка проведених заходів щодо усунення недоліків, виявлених на Державних випробуваннях;
- перевірка розробленого технологічного процесу, що забезпечує стабільність якості продукції, що випускається;
- визначення готовності виробництва до випуску двигунів в заданому обсязі.

Кваліфікаційні випробування у всіх типів двигунів проводяться для настановної серії певної кількості виготовлених двигунів в процесі освоєння їх виробництва. Двигун для кваліфікаційних випробувань вибирає представник замовника в присутності працівників ВТК, прийнятих за результатами приймально-здавальних випробувань.

Якщо двигун витримав кваліфікаційні випробування, то якість партії двигунів, для якої проводилися випробування (настановної серії), а також можливість подальшого виготовлення і приймання двигунів по тій же технологічній документації, по якій виготовили випробуваний двигун, вважаються підтвердженими.

Кваліфікаційні випробування вважають незадовільними у випадках:

- невідповідності основних параметрів двигуна ТУ;
- виходу з ладу двигуна в ході випробувань;
- відмов агрегатів і комплектуючих виробів, які можуть стати причиною до аварійної ситуації;
- виявлення при огляді і дефектації деталей двигуна, агрегатів та інших покупних комплектуючих виробів;
- дефектів аварійного характеру, що впливають на льотну придатність, або дефектів, які можуть призвести до дострокового знімання двигуна.

У цьому випадку виробник і ДКБ-розробник спільно з представником замовника розробляють і здійснюють заходи щодо усунення недоліків і попередження їх появи при серійному виробництві двигунів.

Періодичні випробування. Загальна напрацювання двигуна в процесі пред'явницьких і приймально-здавальних випробувань зазвичай не перевищує

4 – 5 годин. Цією напрацювання природно недостатньо для перевірки надійності роботи ГТД протягом гарантованого терміну служби.

Тому для повноцінної перевірки якості серійного виробництва ГТД проводяться періодичні випробування на вибіркових двигунах, що визначаються представником замовника.

Кількість періодичних випробувань в залежності від обсягу річного випуску має становити: при річному випуску менше 50 двигунів даного типу – одне періодичне випробування на два роки; при річному випуску від 50 до 150 двигунів – одне періодичне випробування в рік; при річному випуску більш 150 двигунів – до двох періодичних випробувань в рік, якщо періодичні випробування не скасовані спеціальним рішенням.

Ця група випробувань ділиться на три види. Заводські періодичні випробування з перевірки ресурсу і даних (комісійні, квартальні або піврічні).

Періодичні випробування проводяться в обсязі і послідовності, встановлених програмою випробувань.

Типові випробування проходять за аналогічною програмою, однак мета їх інша – перевірка допустимості змін, що вводяться серійним заводом за минулий період. Необхідність конструктивних і технологічних змін виникає в зв'язку зі збільшенням ресурсу, підвищенням надійності, а також при вдосконаленні і здешевленні виробництва на серійному заводі. Це одна з основних задач серійного виробництва - знизити його трудомісткість і вартість. Технологічні зміни обов'язково погоджуються з розробником і замовником.

Спеціальні (наприклад, висотно-швидкісні) випробування. У них перевіряють відповідність висотних даних серійного двигуна стендової контрольної цифри. Ці випробування проводять в термобарокамері або аеродинамічній трубі. До спеціальних випробувань також відносяться іспити з перевірки газодинамічної стійкості, з надувом і підігрівом повітря на вході і ряд інших.

Періодичні випробування для двигунів, що мають ресурс не більше 600 годин, проводяться за програмою еквівалентно-циклічних випробувань. При цьому кількість циклів, напрацювання в циклах, на режимах вище максимально-тривалого, змінних, а також кількість запусків повинні відповідати встановленим ресурсу при роботі за типовим польотним циклу. Програмою випробувань встановлюється величина мінімальної сумарної напрацювання за періодичне випробування. Для двигунів, що мають ресурс понад 600 годин, періодичні випробування проводяться за програмою еквівалентно-циклічних випробувань. При цьому напрацювання в циклах, на режимах вище максимально-тривалого, змінних, а також кількість запусків повинні відповідати встановленим ресурсу, але не більше, ніж за 1200 годин роботи за типовим польотним циклу. Програмою випробувань встановлюється величина мінімальної сумарної напрацювання за періодичне випробування.

Для підтвердження ресурсу при експлуатації за технічним станом одне з періодичних випробувань проводиться на встановлений ресурс з урахуванням експлуатації за технічним станом.

При стабільному виробництві двигунів, відповідно їх нормам безвідмовності, починаючи з 3-го року випуску, такі випробування за погодженням з розробником, виробником і представництвом Замовника можуть не проводитися.

Двигун для проведення періодичних випробувань вибирається з числа 2 – 5 двигунів, виготовлених в контрольованому календарному періоді (або з контрольованою кількістю), які пройшли приймально-здавальні випробування.

Перерви між етапами повинні визначатися часом, необхідним для проведення огляду двигуна, виконання регламентних робіт та робіт по обладнанню стенда. У разі невідповідності основних даних двигуна заданим в ТУ (пов'язаних із забрудненням газоповітряного тракту двигуна).

Періодичні випробування вважають незадовільними у випадках:

- невідповідності основних параметрів (технічних характеристик) двигуна ТУ;

- невідповідності нормам параметрів по дросельної характеристики після випробувань;
- виходу з ладу двигуна до закінчення випробувань;
- відмов агрегатів і комплектуючих виробів двигуна, які можуть стати причиною до аварійної ситуації;
- виявлення дефектів аварійного характеру (впливають на льотну придатність) при огляді і дефектації деталей двигуна, агрегатів та інших покупних комплектуючих виробів або дефектів, які можуть призвести до дострокового знімання двигуна в експлуатації.

При незадовільних результатах періодичних випробувань виробник спільно з розробником і представництвом Замовника при виробнику зобов'язані:

- провести дослідження причин виявлених дефектів;
- розробити ефективні заходи, що забезпечують усунення виявлених дефектів;
- провести перевірку ефективності та проведених заходів випробуваннями;
- провести повторні періодичні випробування.

При незадовільних результатах періодичних випробувань всі прийняті і невідвантажені двигуни повертаються виробнику на доопрацювання (заміну), а всі прийняті і відвантажені двигуни за контрольований календарний період, в яких можуть бути дефекти, виявлені під час періодичних випробувань, повинні бути доопрацьовані або замінені придатними в порядку, визначеному спільним рішенням. Повторні випробування проводяться в повному обсязі періодичних випробувань на доопрацьованих або знову виготовлених двигунах після виконання заходів щодо усунення дефектів. При цьому разом з повідомленням про пред'явлення двигуна повинні бути надані матеріали, що підтверджують усунення дефектів, виявлених під час періодичних випробувань, і вжиття заходів щодо їх попередження.

Правила випробувань і приймання серійних ГТД. Випробування і приймання двигунів серійного виробництва повинні проводитися відповідно до вимог державних стандартів.

Стендові випробування двигунів в серійному виробництві повинні проводитися за програмами, складеними на основі програм і конструкторської документації двигуна, минулого державні (суміщені державні стендові і сертифікаційні випробування) або сертифікаційні випробування.

Для скорочення обсягів газового напрацювання (сумарна тривалість роботи двигуна на режимах від запуску до зупинки за все випробування за конкретною програмою) при вимірі параметрів може бути використана узагальнена характеристика даного типу двигуна за методикою, розробленою виробником.

Турбогвинтові та турбовинтовентиляторні двигуни повинні проходити стендові випробування з повітряним гвинтом (гвинтовентилятором), тип і конструкція якого відповідають повітряному гвинті, використовуваному на ЛА з даним двигуном.

Елементи настройки агрегатів повинні бути відрегульовані їх виробником згідно з діючими ТУ, кожна зміна їх положення від початкового в ході випробувань двигуна повинно бути записано в протоколі випробувань. Приводи агрегатів ЛА в процесі випробувань повинні завантажуватися прийнятими в експлуатації або технологічними агрегатами відповідно до графіка завантаження, узгодженим з розробником ПС.

Випробування двигунів повинні проводитися на основних або дублюючих марках палива і масла, зазначених в ТУ на двигун. Під час випробувань двигуна періодично проводиться аналіз палива і масла, узятих з двигуна, по документації розробника.

Експлуатаційні випробування. Для вирішення завдання збільшення ресурсу ГТД, що знаходяться в експлуатації на борту ЛА, проводять їх випробування з використанням літаків-лідерів. Сформована методика їх

проведення забезпечує отримання надійних результатів і збереження безпеки польотів.

1.4. Технічне і організаційне забезпечення випробувань ГТД

Основні документи, що регламентують випробування

1.4.1. Основна технічна документація при випробуваннях ГТД

Програма випробувань – це основний документ, що регламентує проведення випробування і його підготовку. У програмі вказуються мета випробування, об'єкт, параметри, що підлягають вимірюванню, і необхідне препарування, методика проведення експерименту, режими, обмеження, перелік залежностей, які необхідно отримати, і порядок обробки вимірних величин.

Технологічна карта випробування (скорочена програма для механіка, оговтується двигуном). Порядок і послідовність установки режимів, час напрацювання і час вимірювань на кожному режимі, детальний перелік вимірювань і т.п.

Протокол випробувань. У протоколі фіксують: № двигуна, час і дату надходження двигуна на випробування, № стенду, № програми, вид випробування, напрацювання двигуна до і під час випробування, аналіз масла і палива; результати всіх вимірювань, також оглядів двигуна до і після випробування.

1.4.2. Основні заходи з підготовки до випробувань

У процесі підготовки до випробувань ГТД повинні бути розроблені такі документи, що визначають обсяг, періодичність, види, зміст наземних і льотних випробувань виробу і його систем:

- програми і методики випробувань, які регламентують наземні стендові випробування, в яких вказують перелік реєстрованих параметрів

(обґрунтування кількості, діапазону і похибки вимірюваних параметрів); дії персоналу при виникненні відхилень; вимоги щодо забезпечення безпеки та охорони навколишнього середовища під час випробувань (зокрема, відносяться до заходів з протипожежної, вибухонебезпечної безпеки, а в разі можливості руйнування деталі - осколкової безпеки і т.п.);

- програми і методики випробувань, які регламентують льотні випробування, в яких передбачають порядок оформлення польотних завдань, складання звіту екіпажу і зберігання польотних завдань (терміни поранення); перевірку готовності двигуна до польоту, працездатності систем, обладнання, комплектності (номенклатура, склад штатних агрегатів; за діапазоном і похибки вимірювання прилади контролю повинні володіти діапазоном і погрішністю вимірів, аналогічної типової конструкції, всі прилади відтаровані, забезпечені необхідними графіками і таблицями);

- дії персоналу в разі негативних результатів випробувань;

- положення про випробувальних підрозділах, в яких призводять завданні, що покладаються на підрозділ (види і періодичність виконуваних випробувань та ін.); структуру підрозділів з розподілом відповідальності; порядок взаємодії з іншими підрозділами і службами підприємства, а також з розробником і військовим представництвом; метрологічне забезпечення; вимоги до випробувального персоналу;

- паспорта випробувальних стендів, акти атестації та допуску до експлуатації.

Крім того, повинні бути реалізовані заходи щодо задоволення вимог в частині оснащення випробувальних приміщень, кабін управління і спостереження, а також стендових систем (паливної, масляної, повітряної, електричної та ін.). А також систем управління процесом випробувань і стеження за аварійними параметрами і системи перевірки сигналізації і блокування.

Контроль змін у процедурах випробувань передбачає формування і реалізацію порядку, що визначає розробку, оформлення, внесення, вивчення

та врахування змін в процедурах випробувань, контролю і своєчасного доведення змін до виконавця. Відповідно до цього всі зміни в інструкціях і нормативних документах повинні затверджуватися і контролюватися уповноваженим для цієї мети персоналом. Тому повинні бути передбачені вимоги щодо порядку внесення змін до документації на проведення випробувань (природно до проведення випробувань).

Звітні документи з випробувань включають документи, що визначають порядок розробки, оформлення, погодження та затвердження завдань на випробування; порядок складання, погодження та затвердження звітів за результатами випробувань (як позитивних, так і негативних); порядок оформлення отриманих результатів випробувань, накопичених матеріалів і передачі їх для подальшого аналізу; види матеріалів за результатами випробувань з термінами їх зберігання.

Кваліфікація персоналу випробувальної станції. Нормативні документи повинні бути спрямовані на забезпечення підтримки достатнього рівня кваліфікації персоналу станції для випробування ГТД і гарантувати, що персонал випробувальної станції допущений до виконання передбачених робіт обґрунтовано.

Програма забезпечення безпеки випробувань включає процедури контролю за виконанням запланованих випробувань і за звітністю персоналу; використання системи реєстрації параметрів випробувань; процедури аналізу і розбору результатів випробувань і заходи безпеки в затверджених програмах (завданнях на випробування); вимоги періодичного огляду трапилися подій і перелік заходів з протипожежної, вибухонебезпечної, осколкової і екологічної захисту.

Участь служби якості в огляді (аналізі) і в затвердженні нормативної документації для випробувань визначається: участю представників служби якості в складанні інструкцій і процедур випробувань; затвердженням таких інструкцій і процедур; необхідними повноваженнями для обов'язкового контролю і оцінку продукції; перевіркою відповідності типових конструкцій

шляхом застосування певних контрольних точок, які підтверджують відповідність виробу типової конструкції; визначенням складу та повноважень осіб служби контролю, відповідальних за внесення контрольних точок в інструкції або процедури випробувань.

Підтримка в належному стані записів по завершенні випробувань забезпечується правилами зберігання матеріалів випробувань, в яких визначені вид матеріалів, зміст і терміни їх зберігання.

Порядок зберігання на підприємстві результатів всіх незадовільних випробувань регулює правила зберігання результатів випробувань об'єктів, що не витримали випробування по одному або декільком параметрам; факти передачі матеріалів з описом невідповідних параметрів в комісію для розгляду і прийняття рішення; оформлення звіту при негативних результатах випробувань, а також оформлення, усунення недоліків і допуску деталей (агрегатів, складових частин), які мали відхилення, на повторні випробування (на повторне складання).

Перевірка стану деталей і вузлів АД після випробувань. Для цього важливого аспекту процесу випробувань повинні бути визначені порядок оцінки стану двигуна і його складових частин після випробувань, який передбачає систему перевірки для підтвердження якості продукції; збільшення частоти і обсягу перевірок при виявленні невідповідності типової конструкції після випробувань до тих пір, поки причина невідповідності неможливо буде виявлена і виправлена; вказівка типів записів за результатами перевірки стану після випробувань і методів повідомлення підрозділів (служб), відповідальних за виявлені невідповідності в процесах проектування і виробництва.

Затвердження авіаційним реєстром (АР) МАК процедур з льотних випробувань. Воно базується на узгодженні з авіаційним реєстром МАК і військовим представництвом технічних умов на серійні виробу, на узгодженні програм, методик випробувань військовим представництвом на підприємство (незалежної інспекцією авіаційного реєстру МАК).

Коригування АР МАК (ВП) програм випробувань. Ця процедура, передбачає, що стандарти і основні документи з випробувань (програми, методики випробувань) АТ після затвердження розробником повинні бути узгоджені з військовим представництвом, що є уповноваженою стороною АР МАК.

1.4.3. Принципи підходу до підготовки програми випробувань ГТД

Кожен авіаційний двигун володіє певними особливостями конструкції та експлуатації. Тому при складанні програм випробувань двигуна нової конструкції необхідно ретельно проаналізувати можливість виникнення раніше невідомих або невластивих колишнім двигунів явищ і призначити відповідні перевірки.

По-перше, необхідно проаналізувати вплив конструктивних і експлуатаційних особливостей на працездатність двигуна, на його термодинамічні і властивості міцності і відповідним чином скласти методики проведення типових випробувань.

Так, наприклад, при наявності пристроїв на двигуні для відбору повітря при різних кількостях відбору (тобто включених споживачах) будуть видозмінюватися: температурне поле і середня масова температура газу перед турбіною, умови охолодження камери згоряння і турбіни, вібронапруги в лопатках компресора, дросельна характеристика. Тому типові випробування по визначенню зазначених властивостей двигуна необхідно проводити як без відбору повітря (газу), так і з різними кількостями відбирається повітря.

По-друге, слід передбачити спеціальні перевірки працездатності конструктивних відмінностей і визначення їх характеристик. Якщо знову звернутися до конструкції двигуна з відбором повітря, то це будуть перевірки працездатності механізму включення відбору повітря, обмежувача максимального відбору повітря, придатності відбирається повітря для використання його на передбачені цілі (наприклад, кондиціонування кабін

екіпажу і пасажирів, надуву паливних баків, приводів агрегатів, охолодження елементів двигуна і т.д.).

Застосування нових матеріалів або робочих тіл може вимагати введення спеціальних випробувань. Так, наприклад, в разі застосування конструкційних матеріалів із сплавів на основі магнію або титану потрібна перевірка незаймистість цих матеріалів через контактування їх з гарячими газами, тертя або зачіпання в результаті можливої поломки або поганої роботи як самих деталей, так і інших елементів двигуна.

Вплив на роботу двигуна різних масел, палив і присадок до них, рідин, впорскується на вході, також має всебічно вивчатися. Вприскувана на вході в двигун рідина для підтримки або форсування потужності (сили тяги) може давати накип або приводити до викривлення і корозії гарячих вузлів. В результаті зросте опір проточної частини двигуна призведе до зменшення сили тяги і зростанню питомої витрати палива на нефорсованих режимах. Через більш швидкого охолодження корпусу в порівнянні з ротором (рідина відкидається лопатками компресора до периферії) може відбутися зачіпання ротора за статор. Не виключено попадання рідини в систему змащення, отвори для газодинамічних вимірювань з наступними порушеннями в системі регулювання. Може виявитися недостатність єдиної регулювання апаратури, що подає паливо при роботі з вприскуваної рідини і без неї і т.д.

При застосуванні кріогенних палив істотно ускладнюється робота паливоподаючої і паливодозуючої апаратури через можливу кавітацію і інтенсивного теплообміну з навколишнім середовищем. Низькі температури істотно впливають на характеристики міцності металів.

Збереження працездатності двигуна в особливих умовах експлуатації необхідно перевіряти спеціальними випробуваннями. Так, наприклад, якщо двигун застосовується в морській авіації, то повинно бути перевірено чи не викликає корозію потрапляння всередину двигуна морської води. Для цього перед зупинкою двигуна на вхід подають кілька морської води і залишають «мокрый» двигун в спокої на кілька діб. Потім його розбирають і за

результатами дефектації судять про небезпеку впливу морської води на елементи ГТД.

Якщо двигун працює в умовах великої кількості пилу, перевіряють вплив пилу на знос елементів двигуна і викликані цим зносом зміни експлуатаційних властивостей (підвищення питомої витрати палива, зниження запасу стійкої роботи і т.д.), а також надійність роботи пилозахисних пристроїв. Випробування повинні проводитися при відомих для умов експлуатації запиленості повітря з необхідною концентрацією пилу в повітрі), розмірах частинок пилу і її хімічного складу, так як від них залежать ступінь пошкоджуваності елементів двигуна і можливі зміни його вихідних даних.

1.5. Структура станції для випробувань

Експериментальне дослідження авіаційних ГТД проводять в випробувальних цехах, в випробувальних станціях та в випробувальних лабораторіях заводів і НДІ.

Для випробувань ГТД і його систем на моторобудівних підприємствах створюються випробувальні станції, оснащені спеціальними стендами. До складу випробувальної станції входять стенди, що містять в своєму складі: бокси, в яких встановлюються об'єкти випробування і обладнання, необхідне для проведення випробувань; примикають до боксів допоміжні технологічні приміщення, де розміщені частина вимірювального обладнання, кабіна управління, системи забезпечення паливом, маслом, стисненим повітрям, електроенергією і деякі інші. Основною виробничою одиницею випробувальної станції є випробувальний стенд.

Критеріями в формуванні випробувальної бази підприємства (випробувальної станції) як єдиного інструменту для забезпечення контролю якості виконаної розробки і розрахунків, виготовленої продукції, для проведення досліджень на підтвердження або спростування ідеї, забезпечення проведення пошукових досліджень, з метою пізнання або формування

науково-технічного доробку, є : достатність, виходячи з програми виробництва або розробок, досконалість і діапазон можливостей, розумність з міркувань витрат і віддачі, універсальність і систематичність використання, в тому числі і в прогнозовану перспективі (закриті стенди, відкритий стенд, термобарокамерах, кліматичні стенди, лабораторії горіння, стенди напівнатурного моделювання, розгінні стенди та ін.).

Типовий випробувальний стенд (рис. 1.5.1) зазвичай складається з випробувального боксу, кабіни спостереження і допоміжного технологічного приміщення. У випробувальному боксі на верстаті розміщується випробовуваний двигун 1. Вузли кріплення ГТД на верстаті ті ж, що і на літальному апараті (ЛА). Якщо випробовується двигун прямої реакції, верстат являє собою силовимірювальний пристрій (СВП).

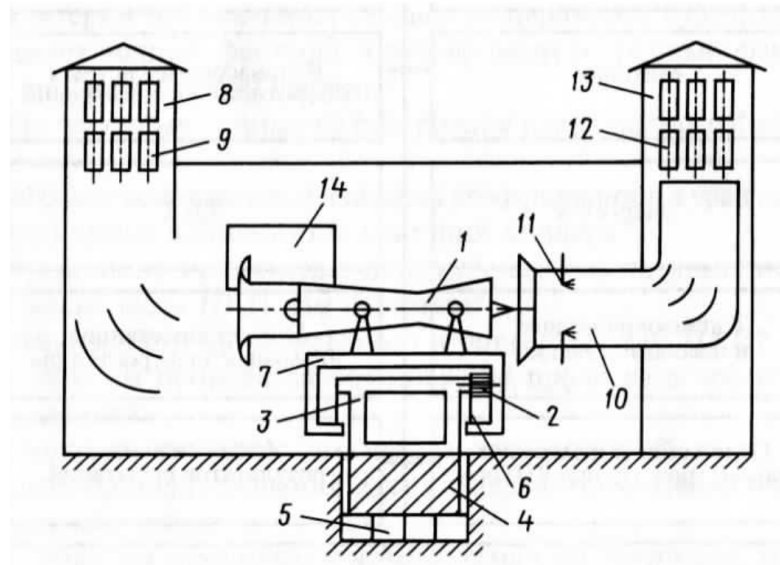


Рис. 1.5.1. Схема випробувального стенду:

- 1 - випробовуваний ГТД; 2 - силовимірювальний датчик; 3 - станина випробувального верстата;
- 4 - фундамент СВП; 5 - вібропоглинаюча підставка; 6 - пружні сталеві стрічки; 7 - рухома платформа; 8 - входна шахта шумоглушіння; 9 - елементи шумоглушіння на вході;
- 10 - ежекторна вихлопна труба; 11 - впорскування води; 12 - елементи шумоглушіння на виході; 13 - вихлопна шахта; 14 - вікно кабіни спостерігача

Станина такого пристрою 3 нерухомо зміцнюється на потужному фундаменті 4, який монтується на вібропоглинаючу підставку 5. Фундамент верстата відділений від фундаменту будівлі боксу повітряним зазором, що разом з вібропоглинаючим підставою дозволяє практично виключити вібраційне навантаження на конструкцію будівлі. До станини на гнучких сталевих стрічках 6 підвішується рухома платформа 7, на якій власне встановлюється двигун 1. Під дією сили тяги двигун разом з рухомою платформою прагне переміститися в напрямку дії тяги. При цьому сила тяги сприймається силовимірвальним датчиком 2.

Робоче тіло двигуна - повітря - потрапляє в бокс через вхідні шахту шумоглушіння 8. Відпрацьовані гази - через ежекторну вихлопну трубу 10, де розміщуються форсунки подачі води 11 для охолодження газового потоку. Далі через вихлопну шахту 13 гази видаляються в атмосферу.

При випробуванні ТВД на силовимірвальний верстат додатково монтують пристрій для вимірювання крутного моменту.

У ряді випадків ТВД, а також двигуни з вільною турбіною ГТД СТ відчують на жорстких верстатах, обладнаних різними гальмами без прямого вимірювання тяги.

Глушники аеродинамічного шуму є найчастіше спеціальні лабіринти або камери, утворені щитами, пластинами або циліндрами (9, 12) з перфорованого заліза, які заповнюються звукопоглинальними матеріалами типу клоччя, скловати, лушпиння соняшникового насіння (при $V > 10 \text{ м/с}$ і $t < 50^\circ \text{ C}$), пемзової цегли, скловати (при $V > 30 \dots 60 \text{ м/с}$ і $t > 50^\circ \text{ C}$).

Застосовують наступні компоновання боксів: горизонтальну (рис. 1.5.2, а), Г-образні (рис. 1.5.2, б і в) і П-образну (рис. 1.5.2, г). Кожна з цих схем має властивими їй перевагами і недоліками. Наприклад, вертикальне розташування вхідний і вихідний частин, забезпечуючи більш чистий усмоктуване повітря і кращі умови по вихлопу, безумовно вимагає досить великих матеріальних витрат.

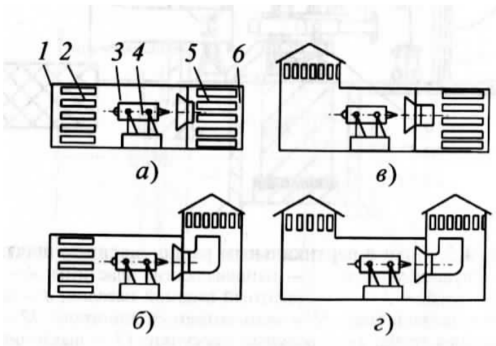


Рис. 1.5.2. Різні види оформлення входу і виходу випробувальних стендів:

1 – вхідна частина; 2 – елементи шумоглушіння на вході; 3 – центральна частина; 4 – випробовуваний ГТД на верстаті; 5 – елементи шумоглушіння на виході; 6 – вихлопна частина

1.6. Випробувальні верстати та прилади

Випробувальні верстати являють собою пристрої, призначені для закріплення випробовуваного двигуна в процесі випробування і для вимірювання тяги або потужності. Вимірювання цих вихідних даних двигуна, значна маса самих двигунів диктують необхідність застосування міцних елементів кріплення, здатних витримати значні навантаження від тяги (до 400 кН і вище) і масу (до 4000 – 5000 кг). В основному застосовують два види верстатів: жорсткі і нежорсткі.

Жорсткі верстати не забезпечують прямого вимірювання сили тяги, яку в цьому випадку можна визначити непрямим газодинамічним способом. На рис. 1.6.1 показано застосування жорсткого верстата для випробування ТГД.

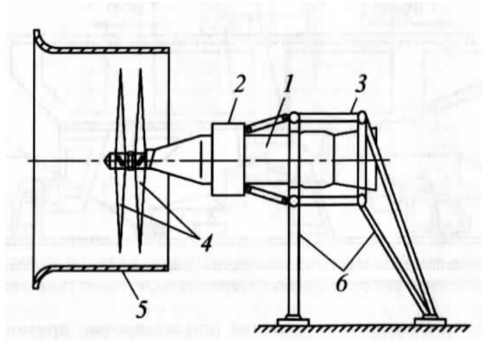


Рис. 1.6.1. Схема установки для випробування ТГД на жорсткому верстаті:

1 - випробовуваний двигун; 2 - редуктор ТГД; 3 - підмоторна рама; 4 - дворядний повітряний гвинт; 5 - тунельний канал; 6 - випробувальний верстат жорсткого типу

Нежорсткі верстати, крім основного призначення (кріплення двигуна) дозволяють проводити вимірювання тяги. Найбільшого поширення набули нежорсткі верстати з рухомою платформою, на якій встановлюється випробовуваний двигун, а зусилля від тяги, що розвивається передаються через платформу до пристрою вимірювання сили тяги, яке врівноважує і вимірює тягу. Рухома платформа підвішується на нерухому частину верстата (станину) за допомогою гнучких сталевих стрічок (пластин), які працюють на розтягнення, або встановлюється за допомогою пружних пластин або шарнірів, які працюють на стиск. Сукупність верстата, пристрої вимірювання та пристрої градування називають силоримірювальним пристроєм.

Різні типи двигунів визначили застосування декількох різновидів нежорстких силоримірювальних пристроїв для вимірювання:

- горизонтальної сили тяги;
- горизонтальної сили тяги в прямому і зворотному (реверсному) напрямках;
- горизонтальної та вертикальної тяги;
- вертикальної сили тяги (підйомні ГТД);
- сили тяги двигуна із змінним вектором тяги;

- сили тяги і потужності ТВД і ТВВД.

Для випробувань двигунів, в експлуатації встановлюються на літальний апарат на пілонах, застосовують верстати з рухомою платформою, які зміцнюються на стелі боксу.

До випробувальних верстатів з силовимірювальним пристроєм ставляться такі вимоги:

- похибка вимірювання тяги не повинна перевищувати $\pm 0,5\%$ від вимірюваної величини;
- необхідно забезпечити можливість вимірювання як прямої, так і зворотної тяги двигуна при включенні реверсу;
- повинна бути забезпечена можливість випробувань двигунів різних тяг;
- вплив системи комунікацій на вимірювану тягу повинно бути мінімальним.

Градування силовимірювального пристрою виробляють з повністю змонтованим на платформі двигуном і приєднаними до нього системами живлення, управління і вимірювання. У системах підведення і відведення рідин створюють робочий тиск і імітують виникає під час роботи двигуна вібрацію встановленим на платформі вібратором. Застосування в якості робочих перетворювачів високого класу точності 0,1 (наприклад, тензорезисторних перетворювачів) призводить до необхідності вирішувати проблему оснащення силовимірювального пристрою особливо точними засобами градування.

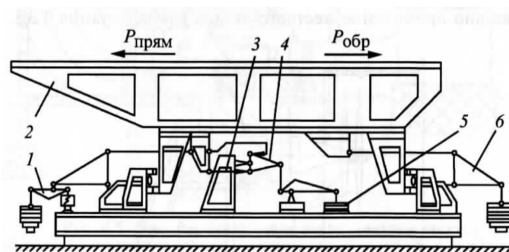


Рис. 1.6.2. Схема силовимірювального пристрою для вимірювання прямого і зворотного сил тяги двигуна:

1 - градувальна система прямої сили тяги; 2 - рухома платформа; 3 – сило вимірювальна штанга зворотної сили тяги; 4 - силовимірювальна штанга прямої сили тяги; 5 - датчик силовимірювача; 6 - градувальна система зворотної сили тяги

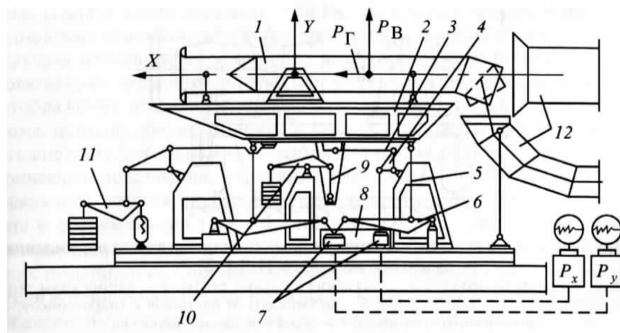


Рис. 1.6.3. Схема для вимірювання горизонтальної і вертикальної тяги силовимірювального пристрою з однією рухомою платформою:

1 - випробовуваний двигун; 2 - рухома платформа; 3 - тяга силовимірювального пристрою; 4 - силоприймальний важіль; 5 - шарнірна стійка; 6 - важіль системи вимірювання вертикальної тяги; 7 - датчики зусилля; 8 - термостат; 9 - шарнірна тяга; 10 - градувальна система вимірювання вертикальної тяги; 11 - градувальна система вимірювання горизонтальної тяги; 12 - вихлопні труби

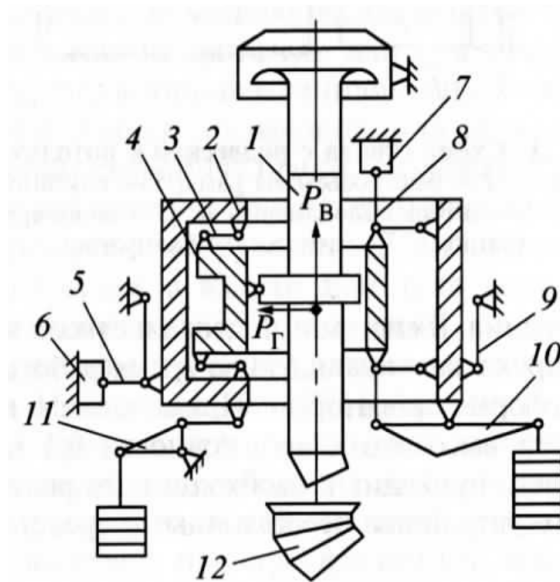


Рис. 1.6.4. Схема двокомпонентного силівимірювального пристрою для випробування підйомних двигунів (в робочому стані вантажі з градуювальних систем 10 і 11 знімаються):

- 1 - випробовуваний двигун; 2 - рухома платформа системи вимірювання горизонтальної складової сили тяги; 3 - сілоприємная тяга; 4 - рухома платформа системи вимірювання вертикальної складової сили тяги; 5 - сілоприємная тяга; 6 - датчик горизонтальної складової сили тяги; 7 - датчик вертикальної складової сили тяги; 8 - сілоприємная тяга; 9 - пружна підвіска; 10 - градуировочная система вимірювання вертикальної складової сили тяги; 11 - градуировочная система вимірювання горизонтальної складової сили тяги; 12 - вихлопна труба

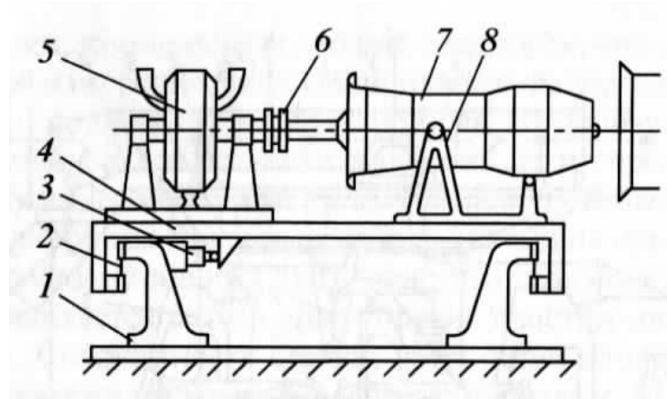


Рис. 1.6.5. Схема випробувального силовимірювального пристрої для визначення еквівалентної потужності ТВД:

1 - станина випробувального верстата; 2 - гнучкі сталеві стрічки; 3 - датчик сили тяги; 4 - рухома платформа; 5 - гідротормоз; 6 - валопровід від двигуна до гідротормозу; 7 - випробовуваний двигун; 8 - вузли кріплення двигуна

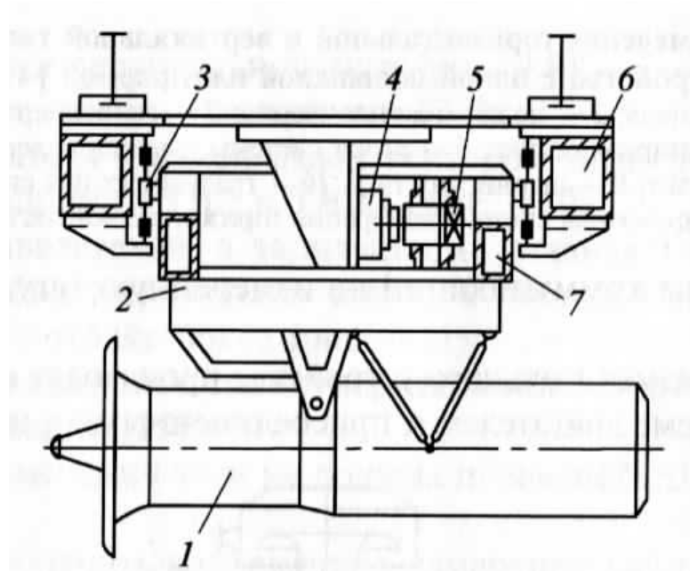


Рис. 1.6.6. Схема верстата з підвіскою до стелі:

1 - випробовуваний двигун; 2 – рама швидкого зйому; 3 - комбінований пружний шарнір (розтягування-стиснення); 4 - датчик силовимірювача; 5 – упор, який передає силу; 6 - рама станини; 7 - рухома платформа

1.7. Основні системи стендів

Всі випробувальні стенди мають приборно-вимірвальні служби і повинні бути оснащені автоматизованими інформаційно-обчислювальними системами, що забезпечують вимір, збір і обробку параметрів в ході випробувань двигуна, вузла або системи, а також передачу зібраної і зареєстрованої інформації в інженерні служби для аналізу. Такі комплекси можуть також розташовуватися в спеціальних приміщеннях і обслуговувати одночасно кілька випробувальних стендів. У кабінах управління в цих випадках розміщуються пристрої зв'язку з об'єктом (нормалізатори, перетворювачі, що погоджують пристрої, пристрої передачі даних) і пристрої відображення і документування.

Крім випробувальних стендів до складу випробувальної станції повинні входити системи для зберігання і постачання випробувальних стендів паливом, електрична підстанція, резервна електростанція, компресорна станція, насосна станція постачання технічною водою, метеостанція, ділянка ремонту та обслуговування технологічного обладнання і приладів та ін.

Системи випробувальних станцій (стендів) зазвичай розміщуються в технологічних приміщеннях. Вони забезпечують нормальну роботу випробовуваного двигуна і безпечну роботу персоналу. До систем випробувальної станції, що обслуговує двигун, відносяться: паливна, масляна, гідравлічна, водяна, електрична.

Паливна система призначена для зберігання, очищення і безперебійної подачі палива до випробувального двигуна, а також для вимірювання його витрати. Зазвичай паливо подається на стенд до двигуна із загального паливосховища, наявного поза будівлею станції (найчастіше на значній відстані). Це зменшує пожежонебезпеку на станції. Паливосховище складається з ємностей, з'єднаних із зливною станцією і насосної, яка перекачує паливо з прибулих залізничних або автомобільних цистерн в

витратні ємкості, а з них до випробувальних боксів. До установок паливо може подаватися за кількома магістралях. Необхідний для живлення двигуна сорт палива направляється за допомогою розподільного колектора. Невитрачене при випробуванні двигуна або при градуювання витратомірів паливо зливається назад в паливосховище по зливний магістралі, труби якої мають ухил в сторону сховища. Для зливу некондиційного палива і зливу в аварійних ситуаціях передбачається магістраль аварійного зливу з ємністю, обсяг якої більше сумарних обсягів усіх стендових систем паливних приладів і обладнання. Паливні трубопроводи виконані з нержавіючої сталі, а поблизу двигуна захищені товстостінними трубами, щоб уникнути пошкодження при аварії.

Масляна система. Випробовувані ГТД можуть мати автономну масляну систему, коли всі її агрегати встановлені на двигуні, або неавтономні, коли частина агрегатів системи встановлена на літальному апараті. При випробуваннях ГТД з автономною масляною системою стендова система забезпечує подачу масла в двигун при проведенні випробуванні на підігрітому або охолодженому маслі, а також для консервації двигуна шляхом подачі гарячого масла в паливну систему

Гідравлічна система необхідна на випробувальній станції в тих випадках, коли відчувають двигуни з встановленими на них літаковими гідроагрегатами, які необхідно завантажити їх під час випробування.

Водяна система необхідна для забезпечення випробувань ГТД, при яких вимір крутного моменту здійснюється гідротормоз або при яких необхідно забезпечити охолодження будь-яких робочих середовищ водяними радіаторами. На рис. 1.7.4 приведена схема стендової водяної системи. Для забезпечення стабільної роботи агрегатів, що використовують воду, рекомендують розташовувати витратний бак 1 на висоті 3 – 5 м від агрегатів. Температура води на виході з гідрогальмами 3 не повинна перевищувати 50 ° С. Охолодження нагрітої води після гідрогальмами або водяних радіаторів 9

здійснюється шляхом її розбризкування на повітрі в басейні 6. Охолоджена вода насосом 7 повертається в витатковий бак 1.

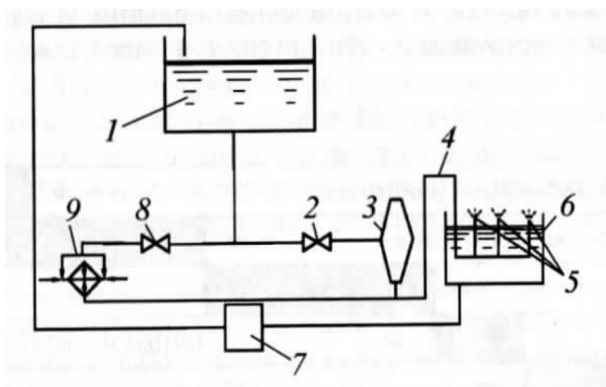


Рис. 1.7.4. Схема водяної системи:

1 - витратний бак; 2 - кран подачі води в гідротормоз; 3 - гідротормоз; 4 - магістраль відведення води з підвищеною температурою; 5 - струменеві розбризкувачі води; 6 - басейн для охолодження води; 7 - насос відкачування охолодженої води в витатковий бак; 8 - кран подачі води в водяний радіатор; 9 - водяний радіатор

Електрична система випробувальної станції забезпечує подачу: напруги $\sim 380\text{ В}$ для живлення силових агрегатів стендів; напруги $\sim 220\text{ В}$ для живлення приборно-вимірального обладнання; постійної напруги 27 В для роботи літакових вимірвальних систем, запуску двигуна або його турбостартер від електростартер. Додатково на стендах використовують електросистему для завантаження електрогенераторів, встановлених і приводяться випробовуваним двигуном. Для завантаження використовують потужні секційні реостати, що охолоджуються примусово за рахунок продувки атмосферним повітрям або за рахунок конвективного охолодження.

РОЗДІЛ 2. ДАТЧИКИ АВТОМАТИЗОВАНИХ СИСТЕМ ВИПРОБУВАННЯ АВІАДВИГУНІВ

Одним з головних елементів автоматизованої системи випробувань (АСВ) є датчики - первинні перетворювачів. Датчик - це пристрій, який під впливом вимірюваної фізичної величини формує у себе на виході еквівалентний сигнал, найчастіше за все електричної природи.

Датчики поділяються на дві групи: генераторні, параметричні.

Генераторні датчики забезпечують на виході змінюється електронний сигнал у вигляді електричного заряду, напруги або струму.

Параметричні датчики змінюють свої електричні властивості (опір, індуктивність, ємність тощо) при зміні фізичної величини.

В процесі автоматизованих випробувань авіаційних двигунів використовуються різні типи первинних перетворювачів, які необхідні для збору інформації, на основі перетворення зміни різних фізичних параметрів у відповідні зміни електричних сигналів.

До складу системи вимірювання АСВ ГТД входять датчики для реєстрації наступних параметрів:

- тяги (крутного моменту потужності);
- витрати (палива і масла);
- частоти обертання ротора;
- кутових переміщень;
- тисків і температур (до 90% від загальної кількості датчиків, що застосовуються при випробуваннях ГТД);

<i>Кафедра АКСУ</i>				<i>ЦЛН ЗП 12 50 000 П2</i>					
<i>Директор</i>	<i>Старший</i>			<i>Датчики</i>			<i>Лит</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
	<i>Лінійний</i>								12
<i>Командир</i>				<i>автоматизованих</i>			151		
<i>Н.Зав.каф</i>	<i>Лінійний</i>								
	<i>Технічна</i>								

- напружень в деталях;
- віброприскорень.

Крім того, при проведенні досліджень ГТД застосовуються спеціальні іди датчиків для вимірювання:

- зазорів і переміщень;
- пульсуючих тисків;
- кутів повороту та ін.

2.1. Вимірювання температури

Дія вимірювання температури ГТД найбільш широко застосовуються термометри електричного опору і термопари.

Термоперетворювачі опору (ТО). Під ТО прийнято розуміти термоприймач, у якого під дією навколишньої температури змінюється електричний опір провідника.

За допомогою ТО зміна температури перетворюється в еквівалентну зміна електричного опору провідника.

У практиці зазвичай застосовуються два типу ТО:

- металеві, де в якості матеріалу провідника використовуються: платина, мідь, нікель;
- напівпровідникові, виготовлені на основі суміші оксидів або сульфідів різних металів.

Металеві ТО, що випускаються промисловістю, зазвичай виробляються з чутливим елементом з наступних матеріалів: платина (ТОП), мідь (ТОМ), нікель (ТОН).

Чистий платина - найкращий і найбільш поширений матеріал для виготовлення чутливих елементів ТО. Платина, яка не окислюється тривалий час зберігає величину питомої електричного опору. Платинові чутливі елементи добре працюють в широкому діапазоні температур, як негативних, так і позитивних.

ТОП зазвичай використовуються в діапазоні від -260 до $+850$ ° C і для одиничного виробництва в діапазоні до $+1100$ ° C.

Застосування ТОП для вимірювання високих температур обмежується ефектом випаровування, що призводить до зміни опору платиного дроту.

ТОП - найбільш точні прилади для вимірювання температури, що відрізняються високою відтворюваністю показань.

Мідь, що застосовується для виготовлення провідників ТОМ, відрізняється дуже високим ступенем чистоти. Тому ТОМ з цього дроту дуже добре взаємообмінюються. Сильна окиснюваність міді при високій температурі обмежує температурний межа застосування мідних ТОМ.

Зазвичай ТОМ застосовують в діапазоні від -200 до $+200$ ° C.

Технічно чистий нікель відрізняється високим температурним коефіцієнтом опору і практично лінійною залежністю питомої опору від температури в діапазоні до 400 ° C.

Значна окиснюваність нікелю не дозволяє застосовувати його для вимірювання високих температур. Зазвичай ТОН застосовують в діапазоні від -50 до $+180$ ° C.

Напівпровідникові ТО відрізняються тим, що їх чутливість до температури значно вище (приблизно в 10 разів), ніж у металевих.

Температурний коефіцієнт, як правило, негативний і істотно залежить від температури.

Високий питомий опір матеріалу ТО дозволяє отримати необхідне опір вже в малих обсягах речовини, з якого виготовляються ТО.

Напівпровідникові ТО можуть мати малі габарити, близько 1 мм, в результаті це дозволяє проводити вимірювання температури практично в точці, причому з малою інерційністю.

Напівпровідникові ТО називають часто термісторами і використовують зазвичай в діапазоні негативних температур і позитивних до 300 ° C.

У загальному випадку рівняння перетворення термістора виражається співвідношенням:

Отже, при збільшенні температури опір термістора зменшується.

До недоліків напівпровідникових ТО відносяться: значна нелінійність залежності опору від температури; нестабільність характеристики в часі і, як наслідок, висока похибка.

Зовнішній вигляд термоперетворювачів опору показаний на рис. 2.1.1.

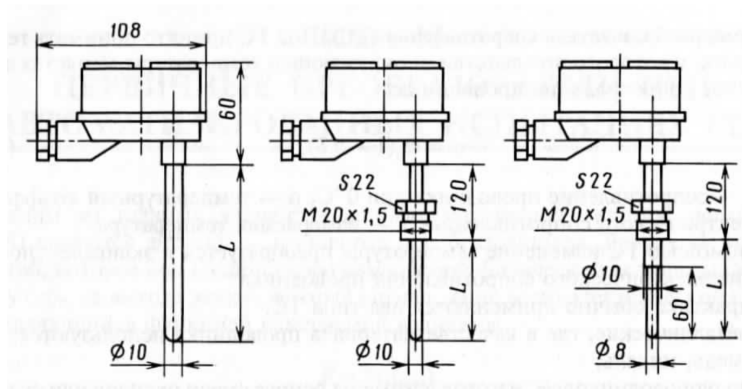


Рис. 2.1.1. Термоперетворювач опору ТСП Метран-206 (100П)

ТО складається з чутливого елемента, розташованого усередині захисної гільзи, різьбової частини з гайкою (для закручування в корпус об'єкта вимірювання температури) і головки датчика (для розміщення приєднувальних контактів).

Захисна гільза виконується з матеріалу, що забезпечує захист чутливого елемента від дії підвищеного тиску і впливу агресивних властивостей середовища.

Термопари. Під термопарою прийнято розуміти два провідника з різнорідних металів (термоелектроди), з'єднаних на одному кінці і утворюють частину пристрою, що використовує термоелектричний ефект для вимірювання температури.

У робочих умовах підтримка постійної температури на вільні кінці термопари здійснюється шляхом переміщення їх в термостат.

Використовують два види термостатів:

- активний, з підтримкою температури всередині термостата зазвичай на рівні $40 - 45 \text{ } ^\circ\text{C}$;
- пасивний термостат, що забезпечує тільки повільне зміна температури.

У середині термостата встановлюється один або два термоперетворювача опору для вимірювання температури вільних кінців.

Облік температури вільних кінців або, як їх ще називають, холодного спаю в системі вимірювання здійснюється автоматично за програмою компенсації температури холодного спаю.

На випробувальних стендах невідно тягнути довгі і досить дорогі: термопарні дроти від точки вимірювання температур до вимірювальних ланцюгів. В цьому випадку для подовження термопар і відповідно видалення холодного спаю від місця нагрівання (двигуна) широко застосовують так звані компенсаційні дроти.

Компенсаційні дроти, видаляючи вільні кінці у точку B температурою не вносять додаткової похибки в результати вимірювання ТЕРС при дотриманні наступних вимог:

- застосування для кожного типу термопар відповідних компенсаційних дротів;
- дотримання полярності компенсаційних проводів при їх підключенні;
- забезпечення в перерізі A , в точках з'єднання термоелектродних провідників з компенсаційним проводом однакових температур.

2.2. Вимірювання тиску

Тиск – це один з найбільш важливих фізичних параметрів, що характеризують стан робочого тіла газотурбінного двигуна. Поряд з вимірюванням температур вимір тисків становить основну частину обсягу Реальні показники можуть відрізнятися.

Класифікація засобів вимірювання тиску. Манометр – широко застосовуваний прилад, призначений для відображення тиску безпосередньо за шкалою, табло, індикатору.

Вимірювальний перетворювач тиску (ВПТ), або датчик тиску - прилад, який дозволяє отримувати і дистанційно передавати електричний сигнал, пропорційний вимірюваному параметру.

В даний час широко використовуються ВПТ, мають індикацію (функції манометра) і вихід на вимірювальні ланцюга системи контролю параметрів.

По виду вимірюваного тиску манометри і ВПТ діляться на прилади вимірювання:

- абсолютного тиску;
- надлишкового тиску;
- розрідження (вакуумметри);
- тиску і розрідження (мановакуумметри);
- атмосферного тиску (барометри);
- різницевого тиску (диференціальні манометри).

По області застосування манометри (ВПТ) діляться на:

- загальнопромислові;
- лабораторні;
- спеціальні (для екстремальних умов застосування);
- зразкові (для перевірки робочих манометрів);
- еталонні (хранителі одиниць тиску, для їх передачі на зразкові засоби вимірювання).

Вимірювання тиску в потоці рідини або газу. При вимірюванні тиску в потоці рідини або газу і при обтіканні тіл потоком рідини або газу на їх поверхні встановлюється певний розподіл тиску. У точці носка тіла, розташованої на осі тіла (критичної точки), тиск на поверхні дорівнює тиску загальмованого потоку, який представляє собою суму статичного тиску і швидкісного напору.

Статичний тиск в потоці дорівнює тиску на стінці труби, створюваному спочиває або поточної паралельно стінці труби рідиною (газом). Приймачем статичного тиску є свердління на стінці каналу. Діаметр отворів повинен бути 0,5 - 1,5 мм. Отвори меншого діаметра легко засмічуються, більшого дають

значну помилку вимірювання. Краї отворів не повинні мати задирок, фасок і заокруглень.

Швидкісний напір – тиск, що створюється рухом потоку.

Приймачі тиску загальмованого потоку виконуються у вигляді Г-подібної трубки, зверненої отвором назустріч потоку. Використовуються також більш складні приймачі загальмованого тиску, що володіють малою чутливістю до кута набігання потоку. Крім того, при випробуваннях ГТД застосовуються комбіновані насадки з приймачами загальмованого і статичного тисків. Приймачі тиску з'єднуються з датчиками так званими «імпульсними» трубопроводами.

«Імпульсний трубопровід» – це, частіше за все, металеві трубки з діаметром перетину близько 4 мм. При вимірі постійних тисків для гасіння пульсацій тиску на вході в датчик застосовують спеціальні гасителі. Найпростіший гаситель – це капілярна трубка достатньої довжини.

Деформаційні датчики тиску з пружними елементами. Під дією тиску пружний елемент змінює свої розміри (форму). Деформація перетворюється або в переміщення стрілки приладу, або в електричний сигнал. Використовуються такі типи датчиків тиску: індукційні; потенціометричні; вібраційно-частотні; тензометричні; ємнісні.

На рис. 2.2.1 наведені часто застосовуються конструкції датчиків тиску деформаційного типу з пружними елементами.

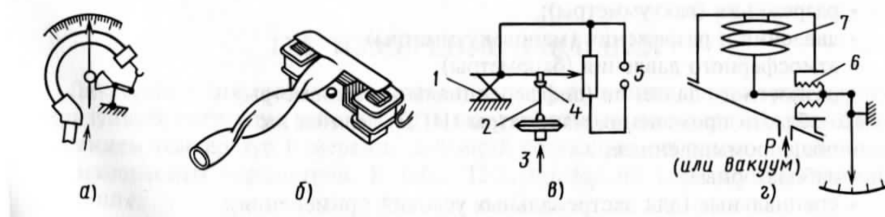


Рис. 2.2.1. Датчики тиску з пружними чутливими елементами:

1 - пружний підвіс; 2 - тяга; 3 - тиск; 4 – пружний зв'язок; 5 - до бруківки ланцюга; 6 - сифонний вивід; 7 – сифон

На рисунку 2.2.1, а наведено датчик з чутливим елементом – трубкою Бурдона. Трубка з плоским поперечним перерізом, вигнута по неповній дузі спіралі або гвинтовий лінії, прагне під дією тиску випрямитися. Переміщення передається на стрілку приладу.

Вимірює різницю між зовнішнім і внутрішнім тиском. Величина тиску перетворюється в електричний сигнал.

Датчик з чутливим елементом - порожнистої і скрученої трубкою показаний на рис. 2.2.1, б. Один кінець трубки закритий, а на інший подається тиск.

Датчик потенціометричний (рис. 2.2.1, в) перетворює величину тиску в величину електричного опору. Переміщення мембранної коробки, або трубки Бурдона, передається на рухливий контакт прецизійного потенціометра.

Односильфонний датчик тиску (рис 2.2.1, г). Використовується вакуумний сильфон, який розміщується в корпусі, куди подається вимірюваний тиск. Переміщення центру вимірювального сильфона передається через важіль і пружний сильфонний вихід до вказує стрілкою.

Тензорезисторні ВПТ. Серед електричних ВПТ найбільш часте застосування знаходять тензорезисторні, що використовують залежність активного опору провідника або напівпровідника від ступеня його деформації.

Вимірюється тиск подається в робочу порожнину датчика і впливає безпосередньо на вимірювальну мембрану тензоперетворювача, викликаючи її прогин.

Чутливий елемент – пластина монокристалічного сапфіру кремнієвими плівковими тензорезисторами, поєднана механічно з металевою мембраною тензоперетворювача. Деформація вимірювальної мембрани призводить до пропорційної зміни опору тензорезисторів і розбалансу мостової схеми.

Електричний сигнал з виходу мостової схеми датчика надходить в електронний блок, де перетворюється в уніфікований струмовий сигнал.

Прикладом серійно випускаються ВПС, заснованих на тензорезисторами, є продукція групи компаній «Метран».

Датчик має різьбову частину для приєднання до магістралі (трубопроводу), тензопреобразователь і електронний блок. Вимірювані середовища: рідина, пара, газ, в тому числі газоподібний кисень і кисневмісні газові суміші.

Діапазони вимірювання тиску: мінімальний $0-0,04$ кПа, максимальний $0-100$ МПа.

Основна похибка вимірювань - $0,1\%$.

2.3 Датчики вимірювання частоти обертання

При випробуванні ГТД важливими параметрами є частоти обертання роторів. За величинам цих параметрів визначають режим роботи двигуна, а також оцінюють його термодинамічні, характеристики.

Існують різні методи і конструкції датчиків частоти обертання. Найбільш часто застосовують електричні методи вимірювання частоти обертання: оптичні; індукційні; імпульсні; генераторні.

Оптичний (фотоелектричний) метод. Датчик в цьому випадку складається з диска з отворами, або прорізами, фотоелемента, джерела світла. Диск встановлюється на валу, частоту обертання якого вимірюють. Світловий потік від джерела світла проходить через отвори і потрапляє на фотоелемент. При обертанні диска на виході схеми вимірювання отримують імпульси, частота яких пропорційна частоті обертання валу і залежить від кількості отворів (прорізів) на диску.

Індукційний метод. Датчик, заснований на індукційному методі, складається з диска, виготовленого з магнітного матеріалу і вимірювальної котушки з магнітним сердечником. На торці диска робляться прорізи або виступи.

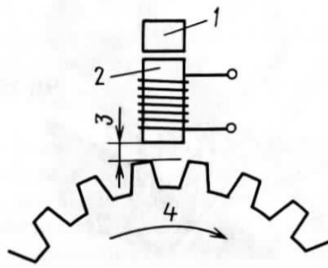


Рис. 2.3.1. Принцип дії індукційного датчика:

1 - постійний магніт; 2 - сердечник; 3 - зазор; 4 – шестерня

Вимірювальна котушка розташовується на невеликій відстані від диска (шестерні). При обертанні диска повз котушки проходять виступи і западини диска, що призводить до зміни магнітного опору котушки. У котушці наводиться ЕРС з частотою, пропорційною частоті обертання вала і кількості виступів на диску.

Амплітуда вихідного сигналу залежить від величини зазору між котушкою і диском і від швидкості обертання валу.

На малих частотах обертання амплітуда сигналу різко зменшується, тому цей метод для вимірювання малих частот обертання зазвичай не застосовується.

Імпульсний метод. При використанні цього методу замість вимірювальної котушки встановлюється датчик Холла, на виході якого виробляються імпульси, частота проходження яких пропорційна частоті обертання валу і числу виступів (прорізів) на диску.

Принцип дії датчика Холла заснований на реакції електронної схеми і чутливого елемента на зміну магнітного поля. Ця зміна відбувається за рахунок проходження виступу на диску в зазорі між полюсами датчика. На виході датчика з'являються імпульси.

Амплітуда сигналу в цьому методі є менш чутливою до частоти обертання.

Вимірювання частоти обертання валів датчиком високої частоти. Як приклад практичної схеми вимірювання частоти обертання валів ГТД розглянемо схему вимірювання частоти обертання валу низького тиску (НТ).

На виході схеми вимірювання частоти обертання формуються імпульси.

Сигнали з схем вимірювання частоти обертання валів надходять в систему автоматичного управління газотурбінної установки і використовуються для контролю параметрів (від всіх роторів), для захисту двигуна (від ротора вільної турбіни).

На коробці приводів агрегатів вала низького тиску встановлені два датчика. кожен з яких має дві незалежні обмотки котушки індуктивності. Дублювання каналів вимірювання частоти обертання валу необхідно, по-перше, для підвищення надійності контролю і захисту двигуна, а також і для розпаралелювання сигналів на різні споживачі інформації.

2.4. Датчики вимірювання витрат палива

Витратою називається кількість рідини (газу), що протікає через поперечний переріз потоку в одиницю часу.

Залежно від одиниць вимірювання кількості рідини (газу) витрата може бути об'ємним ($Q, м^3 / с$) або масовим ($G, кг / с$).

Витрата палива надзвичайно важливий для оцінки характеристик двигуна, тому при проведенні випробувань йому приділяється велика увага і пред'являються досить високі вимоги по точності вимірювання (0.3% від вимірювального значення (ВЗ) для досвідченого виробництва.

Витрата палива на двигуні – величина змінна, тому при проведенні вимірювань говорять про миттєву витрату – значення витрати в даний момент часу, середній витраті - осереднене значенні за певний проміжок часу.

Миттєві значення витрати важливі при вимірюванні параметрів двигуна на змінних режимах, запуск, прийомистість, скиданні газу.

Осереднення значення витрат використовуються при знятті характеристики двигуна.

Пристрої, призначені для вимірювання витрати палива, називаються вимірювання витрат речовини підрозділяються на об'ємні і масові.

У практиці вимірювань витрати рідини і газу застосовуються різні типи витратомірів, засновані на різних фізичних явищах:

- турбінні витратоміри;
- електромагнітні витратоміри;
- ультразвукові витратоміри;
- інерційні витратоміри (засновані на інерційному впливі маси рідини, що рухається, газу) та інші.

Найбільш широке застосування в практиці стендових випробувань газотурбінних двигунів отримали методи, засновані на вимірі перепаду тиску на пристрої звуження потоку, турбінні, віхреакустичні і витратомір Кориоліса.

Вимірювання витрати та кількості рідин і газів методом змінного перепаду тиску. Принцип методу полягає в тому що в трубопровід встановлюють звужуючий пристрій (ЗП), що створює місцеве опір.

Внаслідок переходу частини потенційної енергії потоку в кінетичну, середня швидкість потоку в звуженому перетині підвищується, в результаті чого статичний тиск в цьому перерізі зменшується і стає менше статичного тиску перед ЗП. Різниця ця тим більше, чим більше витрата протікає середовища, і, отже, перепад тиску на ЗП може служити мірою витрати.

Турбінні витратоміри є найбільш точними приладами для вимірювання витрати рідини. Наведена похибка вимірювання складає значення порядку 0,5%. При проведенні індивідуального градування (проливки) датчика досягають більш високої точності вимірювання (0,2-0,3%).

Датчики прості за конструкцією, мають високу чутливість і широкий діапазон вимірювання. При стендових випробуваннях ГТД турбінні витратоміри використовуються для вимірювання витрати гасу.

Турбінний витратомір складається (рис. 2.4.1) з турбинки 5, індуктивної котушки 4, реєструючого приладу 7. Турбинка 3 являє собою осьову або тангенціальну лопатеву турбинку, що спирається на підшипники 2.

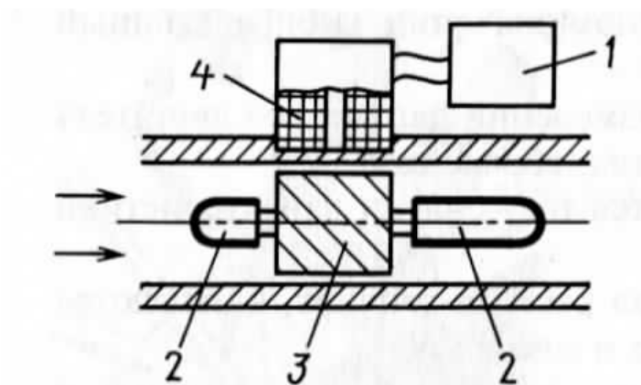


Рис. 2.4.1. Принципова схема турбінного витратоміра

Потік вимірюваного середовища, впливаючи на похилі лопаті турбіни, повідомляє їй обертальний рух з кутовою швидкістю, пропорційною витраті. Лопаті турбіни, проходячи повз індукційної котушки, наводять у ній ЕРС імпульсної форми. Частота проходження імпульсів залежить від кількості лопатей і пропорційна кутовий швидкості обертання турбіни, а отже, витраті.

Турбінні витратоміри внаслідок їх малої інерційності застосовуються для вимірювання на змінних режимах. Вони знаходять застосування там, де потрібна висока точність вимірювання.

Для підвищення точності і надійності вимірювань на стендах по випробуванню ГТД застосовують спеціальні конструкції – витратомірного ділянки з двома вбудованими турбінними витратомірами. Для вирівнювання потоку рідини перед датчиком витратомірного ділянки забезпечуються спеціальними вирівнюючими пристроями, що дозволяє скоротити довжину прямолінійного ділянки трубопроводу перед витратоміром.

Електромагнітні витратоміри призначені для вимірювань об'ємної витрати електропровідних рідин.

Основні переваги електромагнітних витратомірів:

- застосування для вимірювання витрати агресивних середовищ;
- досить висока точність вимірювання;
- малі втрати тиску.

Витратоміри даного типу використовуються на стендах для вимірювання витрати води і технологічних рідин.

Регулятор потоку заснований на принципі появи ЕРС в провіднику, що перетинає силові лінії магнітного поля. Причому величина ЕРС пропорційна швидкості руху провідника. При цьому напрямок струму, що виникає в провіднику, перпендикулярно напрямку руху провідника і напрямку магнітного поля.

Регулятор потоку складається з двох котушок, що створюють магнітне поле, і двох електродів для знімання ЕРС.

Сигнал з електродів, пропорційний величині витрати, посилюється і фільтрується.

Вихроакустичні витратоміри. Суть вихрового методу вимірювання витрати полягає у вимірюванні швидкості потоку шляхом визначення частоти утворення вихорів за тілом обтікання, встановленим в проточній частині перетворювача витрати. На рис. 2.4.2 приведена схема вихрового витратоміра.

При русі середовища в трубопроводі за тілом обтікання з'являється вихрова доріжка, частота появи вихорів в якій з високою точністю пропорційна швидкості потоку, а отже, і витраті.

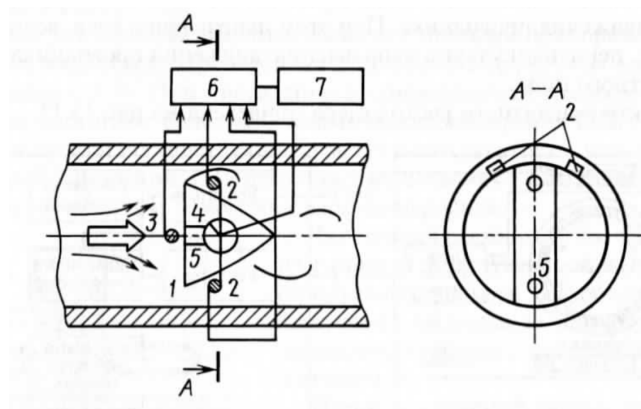


Рис. 2.4.2. Схема, яка пояснює принцип дії вихреакустичного витратоміра:

1 - тіло обтікання; 2 - п'єзоелектричний перетворювач; 3 - вимірювач надлишкового тиску в точці перед тілом обтікання; 4 - термoperетворювач платиновий; 5 - отвір для підведення середовища до термoperетворювачів; 6 - плата цифрової обробки; 7 - обчислювач

У свою чергу, вихроутворення призводить до появи за тілом обтікання пульсацій тиску середовища. Частота пульсацій тиску ідентична частоті вихроутворення і служить мірою витрати. Пульсації тиску сприймаються п'єзоелектричними датчиками, сигнали з яких у вигляді електричних коливань надходять на плату цифрової обробки, де відбувається обчислення витрат.

Для обліку тиску середовища і її температури вимірюються надлишковий тиск в трубопроводі (за допомогою тензорезисторного перетворювача) і температура (за допомогою платинового термометра опору).

Плата цифрової обробки і обчислювач проводять обробку сигналів: перетворення; фільтрацію; розрахунок величини витрати з урахуванням тиску і температури середовища; видачу нормованих сигналів.

Коріолісовий витратомір. Витратоміри даного типу засновані на принципі інерційного впливу маси рідини, що рухається або газу на чутливий елемент. Вони мають високу точність, не вимагають спеціальних прямолінійних ділянок і устаткування для формування потоку.

2.5. Датчики вимірювання сили тяги

Випробувальний стенд, призначений для випробування авіаційної техніки, повинен бути обладнаний спеціальною динамометричною платформою, за допомогою якої забезпечується вимір зусилля від тяги. Двигун розміщується на платформі, підвішеній або встановленій на гнучких стержнях (стрічках).

Існують різні способи підвіски цієї платформи, щоб забезпечити її вільне переміщення під дією сили від тяги.

При своєму переміщенні платформа впливає на вимірювальні датчики, сигнали з яких перетворюються в цифрову форму з подальшим розрахунком величини сили від тяги.

Комплект обладнання, призначений для вимірювання сили від дії тяги двигуна, називають силовимірювальною системою.

Основні вимоги до силовимірювальної системі наступні:

- вимір тяги ГТД з похибкою;
- вимір тяги на сталих і несталих режимах;
- вимір (при необхідності) складових векторів тяги.

Вимоги по точності вимірювання тяги для серійних і випробуваних двигунів різні:

- для ГТД серійного виробництва – $\pm 0.5\%$ від вимірюваного значення,
- для ГТД дослідного виробництва – $\pm 0,3\%$ від вимірюваного значення.

Під вимірюваним значенням розуміється діапазон від максимального значення тяги до $0,5$ значення тяги на безфорсажному режимі. В іншому діапазоні відносною похибкою у відсотках від максимального значення тяги.

Газотурбінний двигун закріплений на рамі і встановлений на динамометричних платформу, в даному випадку підвішену на 4-х гнучких стрічках. Завдяки цьому, вона може переміщатися під дією сили від тяги.

Важеле-градувальний пристрій складається з еталонних вантажів і системи важелів, передають зусилля на динамометричних платформу.

Кінематична схема силовимірювальної системи приведена на рис. 2.5.1. Вимірювання сили від тяги ГТД відноситься до виду прямих вимірювань і проводиться методом безпосередньої оцінки вимірюваної величини за результатами спостережень, отриманими в процесі випробувань.

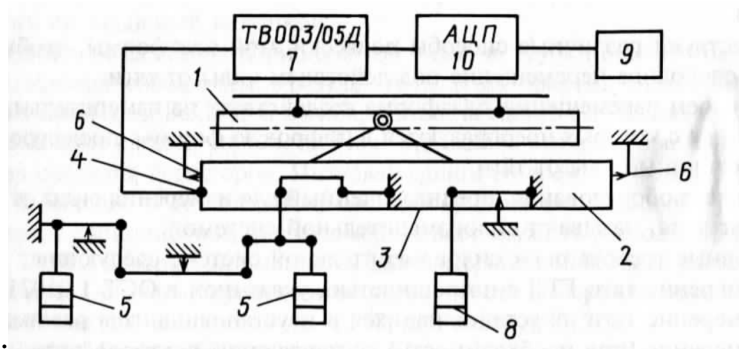


Рис. 2.5.1. Кінематична схема силовимірювальної системи:

1 - випробовуваний виріб; 2 - динамометрична платформа; 3 - підмоторна рама; 4 - датчик вимірювання сили тяги; 5 - важеле-градувальний пристрій; 6 - пружні пластини динамометричної платформи; 7- перетворювач ТВО03 / О5Д; 8 - система підгрузки; 9- ПЕОМ; 10 - аналого-цифровий перетворювач (АЦП)

Зусилля від тяги двигуна діє на динамометричних платформу, яка, зміщуючись, впливає на датчик.

При дії сили відбувається пружна деформація чутливого елемента датчика. Змінюється омичний опір резисторів, включених в тензометричний міст. В результаті тензометричний міст розбалансує, і на його виході з'являється напруга, пропорційне прикладеній силі. Напруга перетвориться в цифровий код, який надходить в систему контролю параметрів ГТД.

Вимірювання на двигуні виконуються після витримки двигуна на заданому режимі випробування відповідно до програми на випробування і технологією його проведення.

2.6. Датчики вимірювання моменту сили

При проведенні стендових приймально-здавальних і дослідницьких випробувань важливим параметром для оцінки характеристик ТГД і ГТД є їх потужність.

При експлуатації ГТД наземного застосування в складі газотранспортних зупинок необхідно періодично оцінювати основні технологічні показники газоперекачувальних агрегатів (ГПА): потужність газотурбінної установки (ГТУ), ефективний ККД, коефіцієнти технічного стану газоповітряної проточної частини і ін.

Існує ряд методів вимірювання потужності (крутного моменту):

- розрахунковий метод на основі вимірювання параметрів гідро- або пневмогальма, використовуваного в якості навантаження;
- метод прямого вимірювання крутного моменту за допомогою спеціальних датчиків (датчиків).

В даний час розроблені конструкції безконтактних вимірювачів моменту сили.

Більшість датчиків працює на принципі вимірювання кута скручування вала. Такі датчики називають торсіометрами.

За допомогою обмоток, розташованих над зубчастими фланцями, при обертанні вала виробляються синусоїдальні сигнали. При скручуванні вала під дією крутного моменту між синусоїдальними сигналами, які надходять від обмоток, виникає зрушення фаз, величина якого пропорційна моменту, що крутить. Вимірюючи зсув фаз, можна визначити величину крутного моменту.

Зазвичай при роботі з конструкціями, які працюють в безперервному режимі бота торсіометра в складі стендового обладнання або в складі ГПА), скручування вала не перевищує $0,5 - 1^\circ$. При відповідному підборі перетворюючої апаратури це забезпечує загальну похибка вимірювання не гірше $0,5 - 1\%$, що точніше широко застосовуваних розрахункових методів, заснованих визначенні втрат, наприклад, в пневмогальма.

Торсіометр – це вал, вбудований між газотурбінним двигуном і навантаженням. Статорна частина спирається на одну з частин установки (рама стенда, рама двигуна). Радіальний зазор між статором і ротором становить звичайно 3 мм .

Відсутність електроніки в складі торсіометра дозволяє застосовувати його в досить жорстких температурних, вібраційних умовах.

Робота торсіометра на малих кутах скручування гнучкого вала дозволяє тривалий час зберігати постійну жорсткість вала, а отже, і характеристики торсіометра.

2.7. Датчики вимірювання зазорів, переміщень

Поліпшення характеристик сучасного газотурбінного двигуна, як за параметрами, так і за надійністю, неможливо без контролю реальних величин зазорів і переміщень по проточної частини ГТД.

Зазор між статором і кінцевим елементом робочих лопаток компресорів і турбін визначає економічність і ефективність ГТД.

При цьому малі зазори, що покращують характеристики двигуна, можуть привести до зниження надійності та навіть до поломки матеріальної частини.

Великі зазори можуть різко погіршити характеристики двигуна за рахунок перетікання робочого тіла через площу зазору. За емпіричному співвідношенню зазор шириною в 1% від довжини лопатки призводить до 1% втрат по ККД.

При проведенні вимірювань зазорів і переміщень конструкцій використовують зазвичай датчики спеціальної розробки.

Як приклад нижче наведені технічні характеристики системи вимірювання радіальних зазорів в гвинтовинтеляторі двигуна. Основу системи складають вихореструмо датчики.

Вихореструмний датчик має чутливий елемент у вигляді одного витка проводу, звироднілого в відрізок проводу між двома струмопроводами. У перетині гвинтовинтелятора знаходяться симетрично 4 розташованих датчика.

Для зменшення величини похибки від зміни температури чутливого елемента в контрольованій точці встановлюються два датчика поруч або 2

датчика монтується в одному корпусі – один датчик робочий, інший - для цілей компенсації температурної залежності.

Чутливий елемент датчика, заснованого на одновиткового вихорострумівих перетворювачах, зберігає свою працездатність до високих температур ($1000^{\circ}C$) і не чутливий до змісту в середовищі масел, продуктів горіння, парів води і частинок пилу. Це дозволяє використовувати датчики для вимірювання зазорів в турбіні.

Перетворююча частина датчика винесена за межі корпусу двигуна. Тут розміщується електронна частина системи: вимірювальна котушка і електронний перетворювач.

2.8. Зонд вимірювання пульсацій тиску газових середовищ

Необхідність вимірювання пульсацій тиску в елементах проточної частини ГТД не викликає сумнівів, тому що інформація про пульсаційному стані газового потоку широко використовується при оцінці запасу газодинамічної стійкості компресора і дослідженні процесів горіння в камері згорання.

Особливо важливими стають питання оцінки рівня пульсацій тиску в камері згорання. Це пов'язано з тим, що доведення камери згорання за екологічними характеристиками змушує працювати на режимах, близьких до кордону стійкого горіння.

При цьому можуть виникнути резонансні явища, що призводять до значного зростання рівня пульсацій тиску.

При вимірюванні змінних тисків в загальному випадку на чутливий елемент датчика впливає тиск.

Для забезпечення контролю за рівнем пульсацій тиску і його амплітудно-частотним спектром датчик необхідно встановити в точці вимірювання. Однак це не завжди можливо зробити, так як в точці вимірювання можуть бути високі рівні тиску і високих температур.

Існують конструкції датчиків, які витримують температуру до $+700\text{ }^{\circ}\text{C}$, але їх габарити і низька точність не завжди дозволяють організувати вимірювання пульсацій тиску в проточній частині ГТД. Іншою перешкодою установки датчика безпосередньо в точку вимірювання є необхідність розбирання двигуна (вузла) для постановки або зняття датчика, так як через їх низької надійності їх не можна встановлювати на тривалі терміни.

Тому для вимірювань пульсацій тиску частіше використовують спеціальні пристрої, які називають зондами.

Зонд являє собою конструкцію, що складається з датчика, винесеного за межі оболонки двигуна, вузького трубопровідного каналу, за допомогою якого датчик підключається до точки вимірювання, корпусу конструкції і спеціальних компенсуючих елементів.

На рис. 2.8.1 наведені схеми зондів пульсацій тиску.

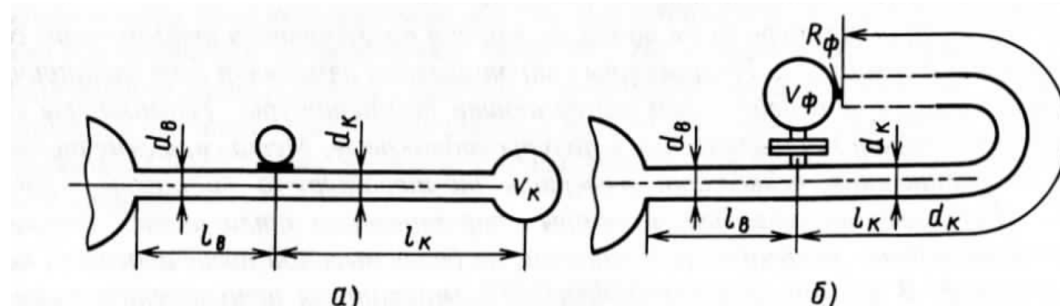


Рис. 2.8.1. Схеми зондів пульсацій тиску:

а) - схема зонда з датчиком абсолютного тиску; б) - схема зонда з датчиком дифференціального тиску; d_{θ} , l_{θ} - діаметр і довжина хвилеводу; d_K , l_K - діаметр і довжина коригуючого трубопроводу; V_K , V_{ϕ} - компенсуючий об'єм; R_{ϕ} - демпфуючий елемент (дросель)

У якості хвилеводів використовують трубопроводи з вузьким перетином. Довжина хвилеводу визначається відстанню від точки вимірювання до датчика. При цьому намагаються не подовжувати необґрунтовано довжину хвилеводу, так як це призводить до втрат на затухання коливань.

Діаметр хвилеводу вибирається на основі розрахункових і дослідних даних в діапазоні 2 – 6 мм. Коригувальний трубопровід служить для корекції амплітудно-частотної характеристики зонда в робочому діапазоні частот.

Ємнісні ВП можуть бути використані для вимірювання параметрів як абсолютної, так і відносної вібрації.

Залежно від інерційної маси і резонансної частоти, їх можна застосовувати для роботи в режимах віброметра, велосіметра і акселерометра.

Недоліками ємнісних ВП є залежність від зміни температури і вологості, а також від впливу ємності і індуктивності підвідних дротів (кабелів), що призводить до необхідності їх калібрування спільно з кабелем. Еквівалентна ємність ВП з кабелем визначається виразом:

$$C_{\text{екв}} = C[1 + \omega^2 L_k (C_k + C)] + C_{\text{ку}},$$

де C – ємність ВП; C_k – ємність кабелю; L_k – індуктивність кабелю. Зважаючи на малу ємність ВП, що становить тисячі пікофарад, як правило, потрібно застосовувати в якості джерел живлення високочастотні генератори.

Основні схеми побудови ємнісних ВП наведені на рис. 3.1. У даному пристрої безконтактного вимірювання вібрації лопаток турбіни авіадвигуна використовується схема зі зміною зазору.


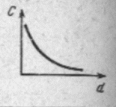

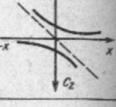

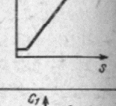

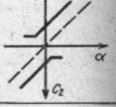
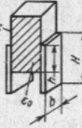
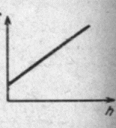
Тип	Схема	Основное уравнение	Характеристика
С изменением зазора		$C = \frac{\epsilon \epsilon_0 S}{d}$	
Дифференциальный с изменением зазора			
С изменением площади перекрытия пластин		$C = \frac{\epsilon}{\delta} S^{-\alpha}$	
Дифференциальный с изменением площади перекрытия пластин			
С изменением диэлектрической проницаемости		$C = b [H \epsilon_0 + h (\epsilon - \epsilon_0)]$	

Рис. 3.1. Основні схеми побудови ємнісних ВП

Найбільш поширеними вимірювальними схемами є схеми з ВП у ланцюзі постійного струму, мостові і резонансні схеми.

Схеми вимірювальних пристроїв, які застосовуються з ємнісними ВП, наведені на рис. 3.2-3.11.

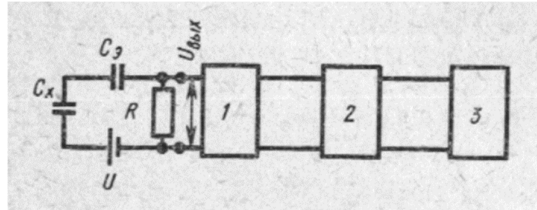


Рис. 3.2. Схема з ВП у ланцюзі постійного струму:

1 – попередній підсилювач; 2 – вимірювальний підсилювач; 3 – індикатор (C_x – ємність ВП; C_E – еквівалентна ємність ВП з урахуванням підвідних проводів; U – напруга джерела живлення)

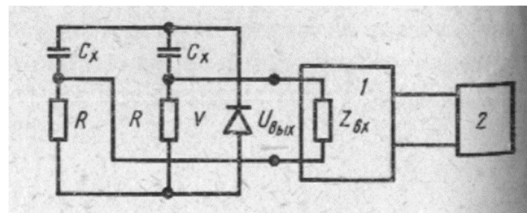


Рис. 3.3. Міст Блумлейна:

1 – підсилювач; 2 – індикатор (C_x – ємність ВП; Z_{BX} – вхідний імпеданс підсилювача)

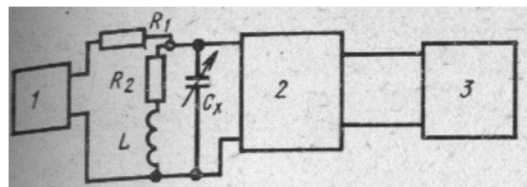


Рис. 3.4. Схеми, засновані на зміні власної частоти контура:

1 – генератор; 2 – підсилювач; 3 – частотомір

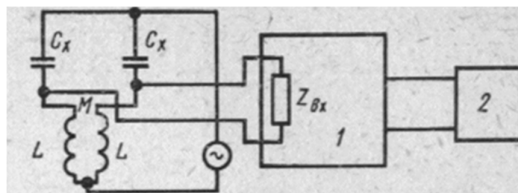


Рис. 3.5. Міст змінного струму:

1 – підсилювач; 2 – індикатор (C_x – ємність ВП; ; Z_{BX} – вхідний імпеданс підсилювача)

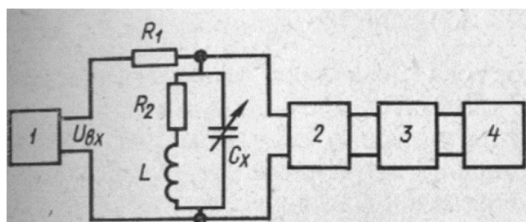


Рис. 3.6. Схеми, засновані на зміні відносного опору контуру:

1 – генератор; 2 – підсилювач; 3 – вимірювач повного опору; 4 – індикатор

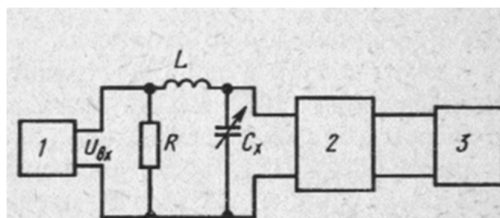


Рис. 3.7. Схема, заснована на зміні добротності контуру:

1 – генератор; 2 – підсилювач; 3 – індикатор

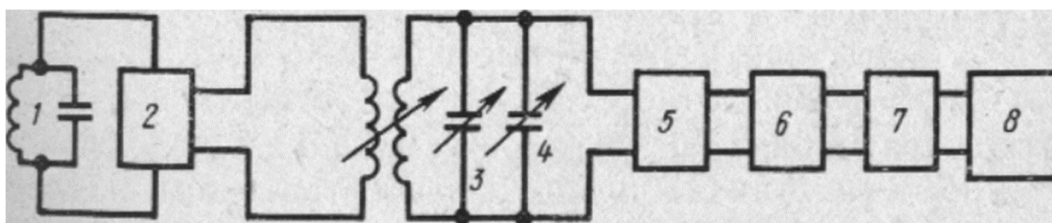


Рис. 3.8. Схема з генератором постійної частоти:

1 – опорний контур; 2 – генератор постійної частоти; 3 – налаштовувальний конденсатор; 4 – ємнісний перетворювач; підсилювач змінного струму; 6 – детектор; 7 – підсилювач постійного струму; 8 – стрілочний індикатор

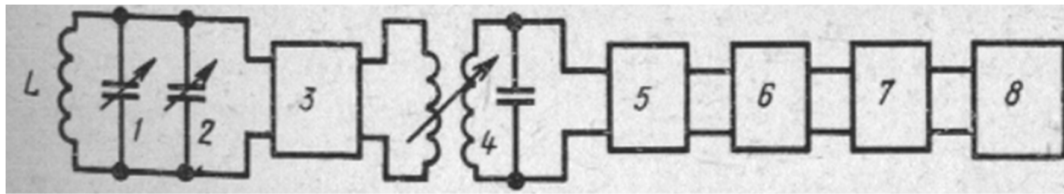


Рис. 3.9. Схема з генератором змінної частоти:

1 – налаштовувальний конденсатор; 2 – ємнісний перетворювач; 3 – генератор змінного струму; 4 – ВЧ-контур; 5 – підсилювач змінного струму; 6 – детектор; 7 – підсилювач постійного струму; 8 – стрілочний індикатор

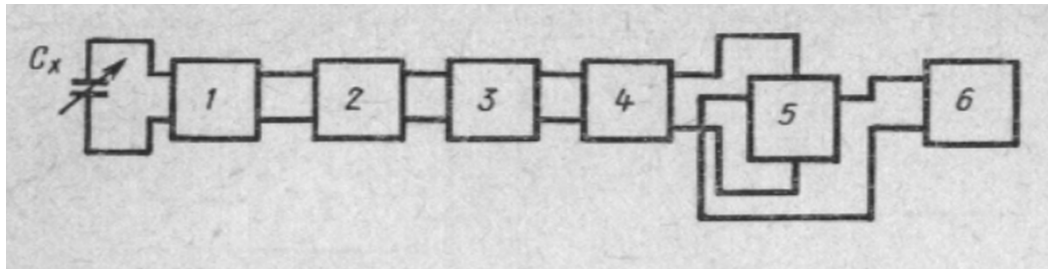


Рис. 3.10. Схема з частотною модуляцією:

1 – генератор; 2 – підсилювач; 3 – обмежувач; 4 – дискримінація; 5 – ЕЛТ; 6 – генератор розгортки (C_x – ємність перетворювача)

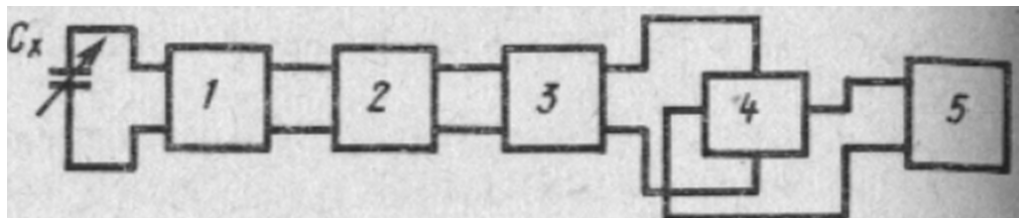


Рис. 3.11. Схема з фазовою модуляцією:

1 – генератор; 2 – дискримінація; 3 – катодний повторювач; 4 – ЕЛТ; 5 – генератор розгортки (C_x – ємнісний перетворювач)

Мостові схеми рекомендується використовувати в основному для диференціальних ВП. Ємності диференціального ВП складають два суміжних плеча моста; два інших плеча складають взаємопов'язані індуктивності, або обмотки живильного трансформатора із заземленою середньою точкою, або низькоомні резистори. Для виключення впливу ємності кабелю на рівновагу моста рекомендується схема, показана на рис. 3.12. Конденсатори з ємностями

$CK1$ і $CK2$, утворені між жилами і екранами кабелів 1 і 2, включені паралельно плечам відносини, а конденсатор з ємністю $CK3$ кабелю 3 - паралельно вихідний діагоналі. У деяких випадках зменшення шунтуючого впливу кабелю досягається застосуванням кабелів з подвійним екрануванням.

Схеми, засновані на резонансі коливального контуру, застосовують в тих випадках, коли не потребується висока лінійності ВП. У схемах, заснованих на зміні відносного опору і добротності контуру, потрібна стабілізація частоти і вихідної напруги живлячої генератора і висока стабільність елементів схеми.

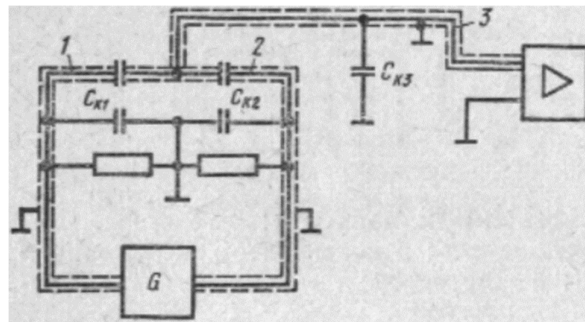


Рис. 3.12. Мостова схема з диференціальними ВП

Збільшення ємності ВП є однією з основних задач, що виникають при конструюванні, так як при цьому збільшується чутливість перетворювача, спрощується схема вимірювань, знижуються вимоги до вимірювального ланцюга і ізоляції ВП.

Оскільки в більшості випадків збільшення площі перекриття ємнісного ВП регламентується допустимими габаритами, прагнуть до зменшення зазору між ротором і статором. Для більшості ємнісних ВП зазор становить 100 – 500 мкм, а для деяких ІП 10 – 20 мкм. Високі вимоги пред'являють до матеріалів, з яких конструюють ВП, в частині високої стабільності температурного коефіцієнта лінійного розширення, гарною механічною міцністю, корозійної стійкості.

Зазор між статором і ротором повинен бути захищений від вологи, парів і пилу. Вибір металів для ємнісних ВП виробляють з урахуванням усунення

електролітичної корозії. У якості ізоляторів зазвичай застосовують керамічні матеріали. Однак поверхневий опір керамічних ізоляторів в значній мірі залежить від вологості і забруднення.

Температурна похибка диференціальних ємнісних ВП значно нижче. Високі вимоги пред'являють до корпусу ВП, так як його викривлення є неприпустимим, а отже, і зміна ємності ВП. Для ємнісних ВП потрібне також ретельне екранування кабелю.

Для вимірювання вібрації лопаток турбіни авіадвигуна пропонується пристрій для безконтактного вимірювання механічних коливань. Віброметр має розташовані навколо робочих лопаток ротора ємнісні датчики, блок реєстрації сигналів і блок обробки результатів вимірювань.

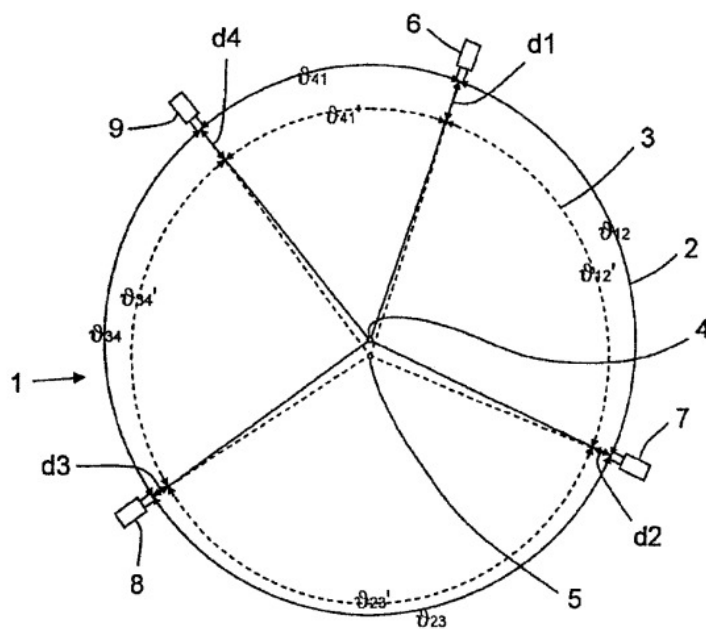


Рис. 3.13. Схематичне зображення розташування датчика при безконтактному вимірюванні вібрації лопаток

На схематичному зображенні в розрізі згідно рис. 3.1 показано відстеження ефективного розташування датчика при безконтактному

вимірюванні вібрації лопаток за допомогою інтегрованого аналізу радіального зазору.

При цьому навколо корпусу компресора 2 встановлені чотири ємнісних датчики 6, 7, 8, 9. Монтаж датчиків 6, 7, 8, 9 проводиться шляхом вгвинчування в відповідні різьбові отвори в кожусі корпусу.

Крім того, на рис.3.13 показано розташовані в центрі корпусу компресора 2, вісь корпусу 4 і вісь ротора 5. Обидві осі 4, 5 розташовані не на одній лінії, вони зміщені відносно один одного. Окружність оснащеного робочими лопатками ротора 3 позначена пунктиром.

Перший датчик 6 служить для вимірювання зазору $d1$ між внутрішньою стінкою корпусу 2 і вершинами робочих лопаток ротора 3. Другий датчик 7 служить для вимірювання зазору $d2$, третій датчик 8 служить для вимірювання зазору $d3$, а четвертий датчик 9 служить для вимірювання зазору $d4$ між внутрішньою стінкою корпусу 2 і вершинами робочих лопаток ротора 3. При цьому явно помітно, що ширина зазорів $d1$, $d2$, $d3$, $d4$ не однакова. Таким чином, лише на основі вимірювання зазору можна встановити ексцентричність, яка в даному випадку пояснюється зміщенням осі ротора.

Між першим і другим датчиком (6 і 7) по колу корпусу є сегмент v_{12} дуги окружності. При цьому перший датчик 6 визначає зазор вершини лопатки $d1$, а другий датчик 7 визначає відстань до вершини лопатки $d2$. За цими вимірами зазору визначається сегмент v_{12}' дуги окружності відповідних вершин лопаток, який на рис. 3.13 показаний у вигляді пунктирної лінії.

Аналогічним чином визначаються відповідні сегменти дуги v_{23}' , v_{34}' і v_{41}' окружності відносно до відповідного місцеположення датчиків 7, 8, 9, 6.

Таким чином можна розрахувати зміщення осі 5 ротора в якості центру кола, утвореної сегментами v_{12}' , v_{23}' , v_{34}' і v_{41}' дуги окружності. Ведучі до осі ротора 5 радіуси утворені в такий спосіб окружності, який показано пунктиром на рис.3.13. При використанні відповідних алгоритмів деформація корпусу або ж його овалізація може бути розрахована навіть за допомогою лише чотирьох датчиків 6, 7, 8, 9.

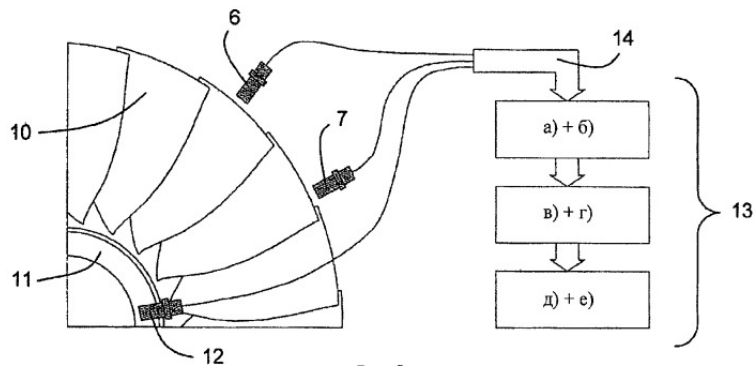


Рис. 3.14. Схема безконтактного вимірювання вібрації лопаток

На рис. 3.14 показана одна чверть турбіни авіадвигуна, оснащена робочими лопатками *10* і диском ротора *11*.

На диску *11* ротора передбачений тахометричний датчик *12*, який може бути використаний для корекції розрахованих величин. Як показано на рис. 3.14, ємнісні датчики *6, 7* через кабелі для передачі даних і блок реєстрації сигналів з'єднані з блоком обробки результатів вимірювань *13*.

Вимірювальні сигнали від датчиків *6, 7* і *12* через блок реєстрації сигналів *14* (наприклад, аналого-цифровий перетворювач) вводяться в блок *13* обробки результатів вимірювань і проходять через відповідні стадії розрахунку. При цьому блок обробки результатів вимірювань *13* може бути виконаний у вигляді спеціального пристрою або у вигляді стандартного комп'ютера, оснащеного спеціальними програмними засобами. При цьому перевагою є здатність блоку до обробки даних вимірювань в режимі реального часу.

На рис. 3.14 схематично, у вигляді блок-схеми, представлені окремі стадії, які відбуваються в блоці обробки результатів вимірювань.

На стадії обробки *а)* здійснюється реєстрація сигналів датчиків, оцифрованих аналого-цифровим перетворювачем, в блоці обробки результатів вимірювань, а на стадії обробки *б)* - аналіз часу проходження і зміни амплітуди.

Потім, на стадії обробки *c*), виробляється аналіз радіального зазору, а на стадії *г*) - розрахунок положення ротора, а також (при відповідній кількості датчиків) розрахунок овальності корпусу на основі вимірів радіального зазору у відповідних місцях розташування датчиків, як було показано на рис.3.13.

Нарешті, на стадії *е*) проводиться розрахунок ефективного для ротора розташування датчика, тобто місце розташування датчика обчислювально «відстежується». Потім на основі цих місць розташування на стадії *е*) проводиться аналіз вібрації лопаток.

3.1. Розрахунок ємності датчика

Основне рівняння для розрахунку ємності має вигляд:

$$C = \frac{\varepsilon \varepsilon_0 S}{d},$$

де S – площа перекриття обкладинок конденсатора, d – ширина зазору між обкладинками конденсатора, ε – діелектрична проникність повітря, ε_0 – діелектрична проникність повітря.

Розрахуємо ємність датчика *за відсутності вібрацій*. У даному випадку ширина зазору буде постійною, а площа перекриття буде змінюватись. Нехай ширина зазору d дорівнює 1.2 см, а площа перекриття пластин S змінюється в межах від 0 до 1 см² з кроком 0.1 :

$$C_1 = \frac{0,866 \cdot 0}{1,2} = 0 \text{ пФ};$$

$$C_2 = \frac{0,866 \cdot 0,1}{1,2} = 0,072 \text{ пФ};$$

$$C_3 = \frac{0,866 \cdot 0,2}{1,2} = 0,144 \text{ пФ};$$

$$C_4 = \frac{0,866 \cdot 0,3}{1,2} = 0,216 \text{ пФ};$$

$$C_5 = \frac{0,866 \cdot 0,4}{1,2} = 0,289 \text{ пФ};$$

$$C_6 = \frac{0,866 \cdot 0,5}{1,2} = 0,360 \text{ пФ};$$

$$C_7 = \frac{0,866 \cdot 0,6}{1,2} = 0,433 \text{ пФ};$$

$$C_8 = \frac{0,866 \cdot 0,7}{1,2} = 0,505 \text{ пФ};$$

$$C_9 = \frac{0,866 \cdot 0,8}{1,2} = 0,577 \text{ пФ};$$

$$C_{10} = \frac{0,866 \cdot 0,9}{1,2} = 0,649 \text{ пФ};$$

$$C_{11} = \frac{0,866 \cdot 1}{1,2} = 0,721 \text{ пФ}$$

Тоді графік залежності ємності від площі перекриття пластин матиме вигляд:

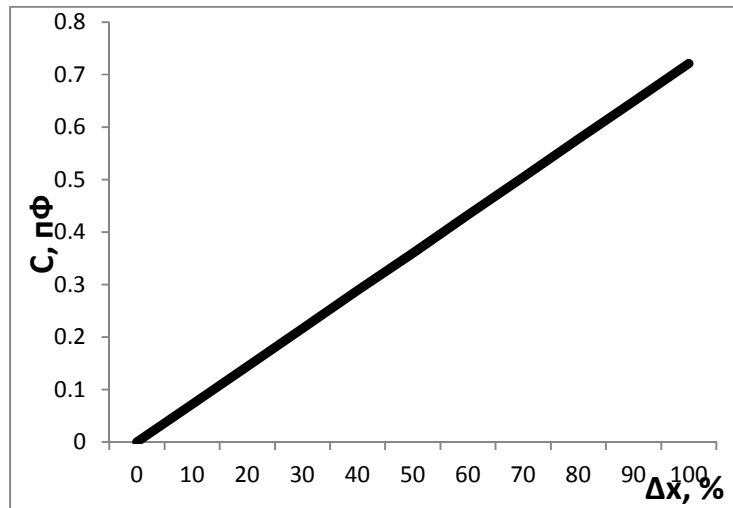


Рис. 3.1.1. Графік залежності ємності від площі перекриття пластин без вібрацій

Розрахуємо ємність датчика при вібрації лопаток без зміни площі перекриття пластин. У даному випадку ширина зазору буде змінюватись, а площа перекриття буде постійною. Нехай ширина зазору d змінюється від 1.2 до 1.8 см з кроком 0.1, а площа перекриття пластин S буде дорівнювати 1 см²:

$$C_1 = \frac{0,866 \cdot 1}{1,2} = 0,721 \text{ пФ};$$

$$C_2 = \frac{0,866 \cdot 1}{1,3} = 0,666 \text{ пФ};$$

$$C_3 = \frac{0,866*1}{1,4} = 0,619 \text{ пФ};$$

$$C_4 = \frac{0,866*1}{1,5} = 0,577 \text{ пФ};$$

$$C_5 = \frac{0,866*1}{1,6} = 0,541 \text{ пФ};$$

$$C_6 = \frac{0,866*1}{1,7} = 0,509 \text{ пФ};$$

$$C_7 = \frac{0,866*1}{1,8} = 0,481 \text{ пФ};$$

Тоді графік залежності ємності від зміни зазору між пластинами матиме вигляд:

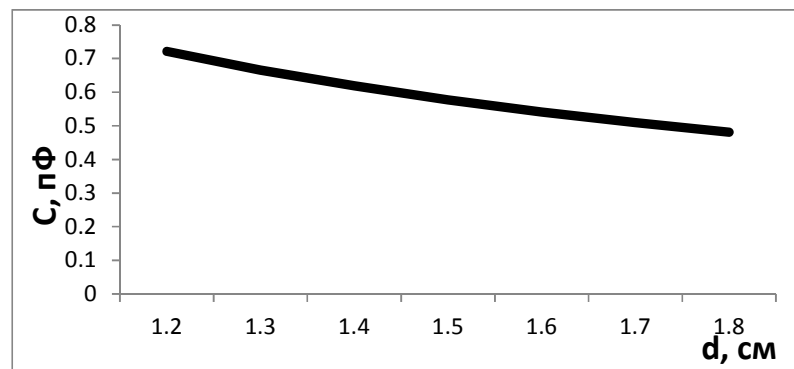


Рис. 3.1.2. Графік залежності ємності від зміни зазору між пластинами

Розрахуємо ємність датчика при зміні площі перекриття пластин і при вібрації

У даному випадку ширина зазору і площа перекриття пластин будуть змінюватися. Нехай ширина зазору d змінюється від $1,2$ до $1,7$ см з кроком $0,1$, а площа перекриття пластин S змінюється в межах від 0 до 1 см² з кроком $0,2$:

$$C_1 = \frac{0,866*0}{1,2} = 0 \text{ пФ};$$

$$C_2 = \frac{0,866*0,2}{1,3} = 0,133 \text{ пФ};$$

$$C_3 = \frac{0,866*0,4}{1,4} = 0,247 \text{ пФ};$$

$$C_4 = \frac{0,866 \cdot 0,6}{1,5} = 0,346 \text{ пФ};$$

$$C_5 = \frac{0,866 \cdot 0,8}{1,6} = 0,433 \text{ пФ};$$

$$C_6 = \frac{0,866 \cdot 1}{1,7} = 0,509 \text{ пФ};$$

Для того, щоб створити залежність в даному випадку необхідно розрахувати час проходження пластин на кожному проміжку площі від $0,1$ до 1 см^2 . Припустимо, що ротор авіадвигуна обертається зі швидкістю 30000 об/хв або 500 об/с . Відповідно матимемо:

$$t_1 = \frac{0,2}{500} = 0,4 \text{ мс};$$

$$t_2 = \frac{0,4}{500} = 0,8 \text{ мс};$$

$$t_3 = \frac{0,6}{500} = 1,2 \text{ мс};$$

$$t_4 = \frac{0,8}{500} = 1,6 \text{ мс};$$

$$t_5 = \frac{1}{500} = 2 \text{ мс};$$

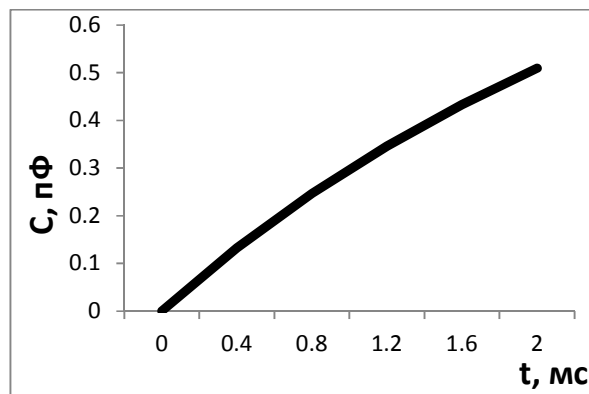


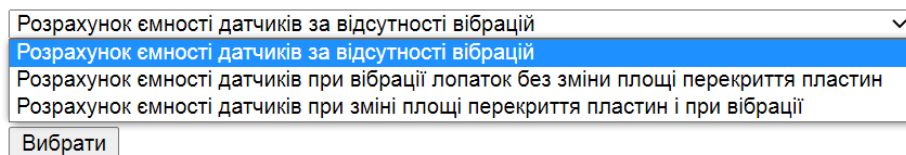
Рис. 3.1.3. Графік залежності ємності від часу

3.2. Побудова графіків залежності для ємнісних датчиків автоматизованої системи вимірювання вібрації

Для автоматизованої системи вимірювання вібрації лопаток турбіни пропонується програмний продукт, який дозволяє відобразити залежність ємності датчиків від різних параметрів і умов випробування.

У головному файлі програми «*index.php*» можна вибрати умови для побудови залежностей.

Виберіть умову для розрахунку ємності датчиків



The screenshot shows a web form with a dropdown menu and a submit button. The dropdown menu is open, showing four options: 'Розрахунок ємності датчиків за відсутності вібрацій' (selected), 'Розрахунок ємності датчиків за відсутності вібрацій', 'Розрахунок ємності датчиків при вібрації лопаток без зміни площі перекриття пластин', and 'Розрахунок ємності датчиків при зміні площі перекриття пластин і при вібрації'. Below the dropdown is a button labeled 'Вибрати'.

Рис. 3.2.1. Інтерфейс програми (файл «*index.php*»)

Код програми у файлі *index.php*:

```
<?php
if (isset($_POST['submit'])) {
    header('Location: ' . $_POST['methods'] . '.php'); }?>
<!DOCTYPE html>
<html>
<head> <meta http-equiv="Content-Type" content="text/html; charset=utf-8"></head>
<body>
<form method='post' action='index.php' style="margin: 0 auto; width:500px;">
    <label>Виберіть умову для розрахунку ємності датчиків</label><br><br>
    <select name='methods'> <option value='capacityWithoutVibration'>Розрахунок
ємності датчиків за відсутності вібрацій</option>
        <option value='capacityWithoutOverlap'>Розрахунок ємності датчиків при вібрації
лопаток без зміни площі перекриття пластин</option>
        <option value='capacityWithVibrationAndOverlap'>Розрахунок ємності датчиків
при зміні площі перекриття пластин і при вібрації</option></select><br><br>
    <input type='submit' value='Вибрати' name='submit'></form></body></html>
```

При виборі елемента зі списку «Розрахунок ємності датчиків за відсутності вібрацій» відкриється файл «*capacityWithoutVibration.php*».

Виберіть межі зміни площі
перекриття пластин (см²)
Від До

Крок

Ширина зазору

Рис. 3.2.2. Інтерфейс програми для побудови графіка залежності ємності від площі перекриття пластин без вібрацій (файл «*capacityWithoutVibration.php*»)

Дана програма дозволяє побудувати залежність ємності датчиків від зміни площі перекриття пластин у умовах відсутності вібрацій. Приклад виконання програми наведено на рис. 3.2.3.

Виберіть межі зміни площі
перекриття пластин (см²)
Від До

Крок

Ширина зазору

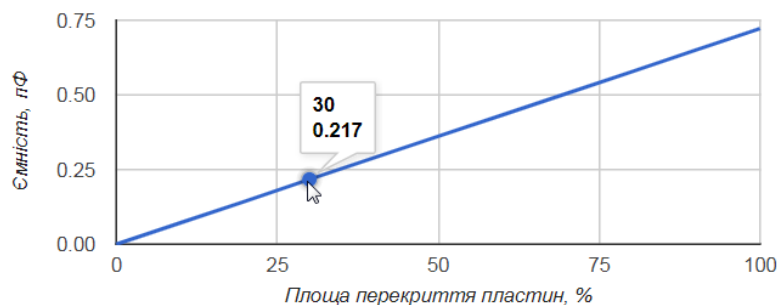


Рис. 3.2.3. Приклад виконання програми (файл «*capacityWithoutVibration.php*»)

Код програми у файлі «*capacityWithoutVibration.php*»:


```

<?php
    if (isset($_POST['submit'])) { for ($c = (float)$_POST['scopeFrom']; $c <=
$_POST['scopeTo']; $c += $_POST['step']) {$c1 = (round((0.866 * $c) / ((float)
$_POST['width']), 3));
        $result[] = [$c * 100, $c1]; }}?>
<!DOCTYPE html>
<html>
<head><meta http-equiv="Content-Type" content="text/html; charset=utf-8">
    <script type="text/javascript" src="https://www.gstatic.com/charts/loader.js"></script>
    <script type="text/javascript">
        google.charts.load('current', {packages: ['corechart', 'line']});
        google.charts.setOnLoadCallback(drawCurveTypes);
        function drawCurveTypes() {
            var data = new google.visualization.DataTable();
            data.addColumn('number', 'X');
            data.addColumn('number');
            data.addRows(<?php echo json_encode($result);?>);
            var options = { hAxis: { title: 'Площа перекриття пластин, %'},
                vAxis: {title: 'Ємність, пФ'},series: { 1: {curveType: 'function'}}};
            var chart = new
google.visualization.LineChart(document.getElementById('chart_div')); chart.draw(data, options);
        }</script></head><body>
        <form method='post' action="<?php echo $_SERVER['PHP_SELF'];?>" style="margin: 0
auto; width:250px;"> <label>Виберіть межі зміни площі перекриття пластин (см
<sup>2</sup></label><br><label>Від</label><select name="scopeFrom">
            <?php if (!isset($_POST['scopeFrom'])) { for ($from = 0; $from < 0.9; $from += 0.1)
{ echo '<option value="" . $from . "'>' . $from . '</option>';} } else echo '<option>' .
$_POST['scopeFrom'] . '</option>';?></select>
            <label>До</label><select name="scopeTo">
                <?php if (!isset($_POST['scopeTo'])) {
                    for ($to = 0.1; $to <= 1; $to += 0.1) { '<option value="" . $to . "'>' . $to .
'</option>'; } } else echo '<option>' . $_POST['scopeTo'] . '</option>';?>
                </select><br><br><label>Крок</label><br>
                <input type="text" name="step" placeholder="Введіть інтервал кроку"
                    size="25px" value="<?php echo $_POST['step']; ?>"><br><br><label>Ширина
зазору</label><br><input type="text" name="width" placeholder="Введіть ширину зазору

```

```
(см)" size="25px" value="<?php echo $_POST['width']; ?>"> <p><input type='submit' value='
Побудувати залежність      ' name='submit'></p></form><div id="chart_div" style="width:
500px; height: 200px; margin: 0 auto"></div></body></html>
```

При виборі елемента зі списку «Розрахунок ємності датчиків при вібрації лопаток без зміни площі перекриття пластин» відкриється файл «*capacityWithoutOverlap.php*».

Площа перекриття пластин
Введіть площу перекриття

Виберіть межі зміни ширини зазору (см)
Від 0 До 0.1

Крок
Виберіть крок

Побудувати залежність

Рис. 3.2.4. Інтерфейс програми для побудови графіка залежності ємності від площі перекриття пластин без вібрацій (файл «*capacityWithoutVibration.php*»)

Дана програма дозволяє побудувати залежність ємності датчиків від зміни зазору між пластинами при вібрації. Приклад виконання програми наведено на рис. 3.2.5.

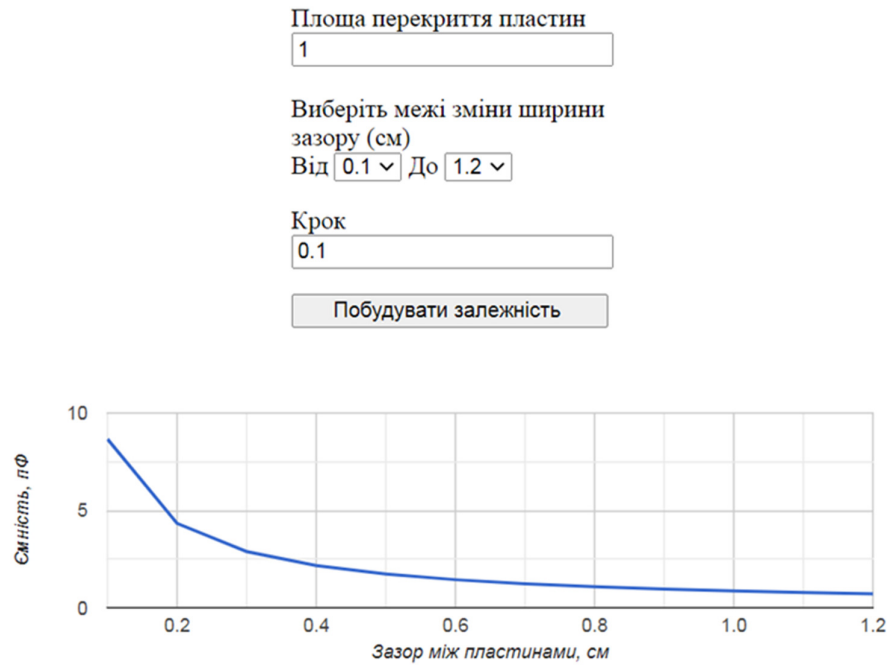


Рис. 3.2.5. Приклад виконання програми (файл «*capacityWithoutOverlap.php*»)

Код програми у файлі «*capacityWithoutOverlap.php*»:

```
<?php if (isset($_POST['submit'])) { for ($c = $_POST['widthFrom']; $c <=
$_POST['widthTo']; $c += $_POST['step']) { $c1 = round((0.866 * $_POST['overlap']) / ($c), 3);
$result[] = [($c / 10) * 10, $c1]; } }?>
<!DOCTYPE html>
<html><head><meta http-equiv="Content-Type" content="text/html; charset=utf-8">
<script type="text/javascript" src="https://www.gstatic.com/charts/loader.js"></script>
<script type="text/javascript">
google.charts.load('current', {packages: ['corechart', 'line']});
google.charts.setOnLoadCallback(drawCurveTypes);
function drawCurveTypes() {
var data = new google.visualization.DataTable();
data.addColumn('number', 'X');
data.addColumn('number');
data.addRows(<?php echo json_encode($result);?>);
var options = {hAxis: {title: 'Зазор між пластинами, см'},
vAxis: {title: 'Ємність, пФ'}, series: { 1: {curveType: 'function'}}};
var chart = new google.visualization.LineChart(document.getElementById('chart_div'));
chart.draw(data, options);}
```

```

</script></head><body>
  <form method='post' action="<?php echo $_SERVER['PHP_SELF'];?>" style="margin: 0
auto; width:250px;"><label>Площа перекриття пластин</label><br>
  <input type="text" name="overlap" placeholder="Введіть площу перекриття"
size="25px" value="<?php echo $_POST['overlap']; ?>"><br><br>
  <label>Виберіть межі зміни ширини <?php echo "\xC2\xA0"; ?> зазору
(см)</label><br><label>Від</label><select name="widthFrom">
  <?php if (!isset($_POST['widthFrom'])) { for ($from = 0; $from < 1.9; $from += 0.1) {
echo '<option value="" . $from . "">' . $from . '</option>';}
  } else echo '<option>' . $_POST['widthFrom'] . '</option>';?></select><label>До</label>
<select name="widthTo">
  <?php if (!isset($_POST['widthTo'])) { for ($to = 0.1; $to < 2; $to += 0.1) {
echo '<option value="" . $to . "">' . $to . '</option>';} } else echo '<option>' .
$_POST['widthTo'] . '</option>';?></select></p><label>Крок</label><br>
  <input type="text" name="step" placeholder="Виберіть крок" size="25px" value="<?php
echo $_POST['step']; ?>"><p><input type='submit' value=' Побудувати залежність '
name='submit'></p></form><div id="chart_div" style="width: 650px; height: 200px; margin: 0
auto"></div></body></html>

```

При виборі елемента зі списку «Розрахунок ємності датчиків при зміні площі перекриття пластин і при вібрації» відкривається файл «*capacityWithVibrationAndOverlap.php*».

Виберіть межі зміни площі перекриття пластин (см²)
Від До

Крок

Виберіть межі зміни ширини зазору (см)
Від До

Крок

Швидкість обертів авіадвигуна

Рис. 3.2.6. Інтерфейс програми для побудови графіка залежності ємності від часу при зміні площі перекриття пластин і при вібрації (файл «*capacityWithVibrationAndOverlap.php*»)

Дана програма дозволяє побудувати залежність ємності датчиків від часу у реальних умовах (при зміні площі перекриття пластин і при вібрації).
Приклад виконання програми наведено на рис. 3.2.7.

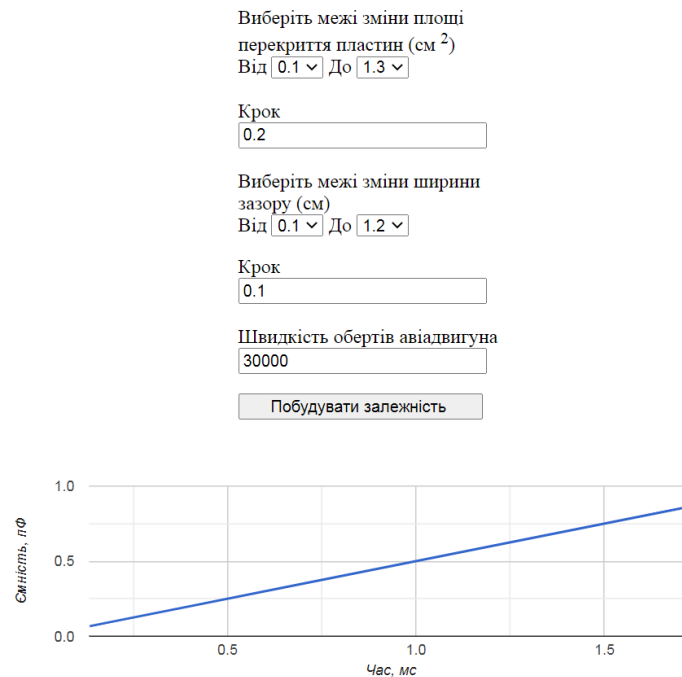


Рис. 3.3.7. Приклад виконання програми (файл «*capacityWithVibrationAndOverlap.php*»)

Код програми у файлі «*capacityWithVibrationAndOverlap.php*»:

```
<?php if (isset($_POST['submit'])) { for ($c = (float)$_POST['scopeFrom']; $c <=
$_POST['scopeTo']; $c += $_POST['stepOverlap']) { ($d = $_POST['widthFrom']; $d <=
$_POST['widthTo']; $d += $_POST['stepWidth']) { $c1 = round((0.866 * $c) / ($d), 3);
$result[] = [(($c1 / (($_POST['velocity'] * 60) / 3600) * 1000), $c1]; } }?>
<!DOCTYPE html><html><head><meta http-equiv="Content-Type" content="text/html;
charset=utf-8"><script type="text/javascript"
src="https://www.gstatic.com/charts/loader.js"></script><script type="text/javascript">
google.charts.load('current', {packages: ['corechart', 'line']});
google.charts.setOnLoadCallback(drawCurveTypes);
function drawCurveTypes() { var data = new google.visualization.DataTable();
data.addColumn('number', 'X'); data.addColumn('number'); data.addRows(<?php
echo json_encode($result);?>); var options = {hAxis: {title: 'Час, мс'}, vAxis: {title: 'Ємність,
пФ'},series: {1: {curveType: 'function'}}};var chart = new
```

```

google.visualization.LineChart(document.getElementById('chart_div')); chart.draw(data, options);
} </script></head><body><form method='post' action="<?php echo $_SERVER['PHP_SELF'];
?>" style="margin: 0 auto; width:250px;"> <label>Виберіть межі зміни площі перекриття
пластин (см <sup>2</sup></label><br> <label>Від</label><select name="scopeFrom">
    <?php if (!isset($_POST['scopeFrom'])) {for ($from = 0; $from < 0.9; $from += 0.1)
{echo '<option value="' . $from . "'> . $from . '</option>'; }} else echo '<option>' .
$_POST['scopeFrom'] . '</option>';?> </select><label>До</label><select name="scopeTo">
    <?php if (!isset($_POST['scopeTo'])) {for ($to = 0.1; $to <= 2; $to+=0.2) {echo
'<option value="' . $to . "'> . $to . '</option>'; }} else echo '<option>' . $_POST['scopeTo'] .
'</option>';?> </select><br><br><label>Крок</label><br><input
type="text"
name="stepOverlap" placeholder="Виберіть крок" size="25px" value="<?php echo
$_POST['stepOverlap'];?>"><br><br><label>Виберіть межі зміни ширини <?php echo
"\xC2\xA0"; ?> зазору (см)</label><br><label>Від</label><select name="widthFrom">
    <?php if (!isset($_POST['widthFrom'])) {for ($from = 0; $from <= 2; $from+=0.1) {
    echo '<option value="' . $from . "'> . $from . '</option>'; }} else echo '<option>'
. $_POST['widthFrom'] . '</option>'; ?> </select> <label>До</label><select name="widthTo">
<?php if (!isset($_POST['widthTo'])) { for ($to = 0.1; $to <= 2; $to+=0.1) { echo '<option
value="' . $to . "'> . $to . '</option>'; }} else echo '<option>' . $_POST['widthTo'] . '</option>';?>
</select></p><label>Крок</label><br><input
type="text"
name="stepWidth"
placeholder="Виберіть крок" size="25px" value="<?php echo
$_POST['stepWidth'];?>"><br><br><label>Швидкість обертів авіадвигуна</label><br>
<input type="text" name="velocity" placeholder="Введіть швидкість (об/хв)"
size="25px" value="<?php echo $_POST['velocity'];?>"> <p><input type='submit' value='
Побудувати залежність ' name='submit'></p></form><div id="chart_div" style="width:
660px; margin: 0 auto"></div></body></html>

```

3.3. Розрахунок параметрів схеми вимірювання ємності датчика

Модернізуємо мостову схему з диференціальними ВП:

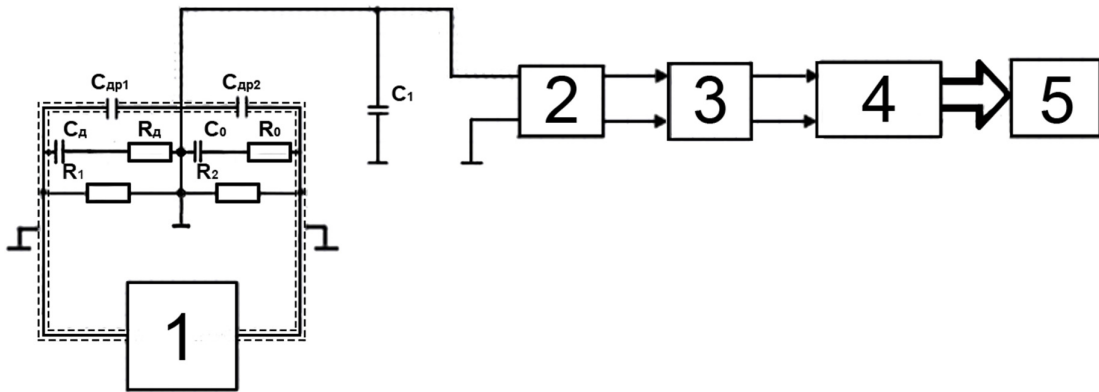


Рис. 3.3.1. Модернізована мостова схема з диференціальними ВП:

1 – генератор; 2 – підсилювач; 3 – амплітудний детектор; 4 – аналого-цифровий перетворювач; 5 – мікропроцесор

Дана мостова схема розбалансовується при зміні ємності датчика C_d . Напряга розбалансу, яка поступає на підсилювач 2 залежить від відстані між пластинами. Далі підсилена напруга поступає на амплітудний детектор, на виході якого напруга буде пропорційна амплітуді розбалансу мостової схеми.

Після цього сигнал поступає на аналого – цифровий перетворювач АЦП, який перетворює напругу (аналоговий сигнал) в дискретний код (цифровий сигнал), над яким мікропроцесор МП виконує певні дії.

3.4. Розрахунок параметрів мостової схеми з диференціальними ВП

Нехай для даної мостової схеми $C_d = 0,66$ пФ; $C_0 = 10$ мФ; $R_1 = 0,01$ Ом; $R_2 = 150$ кОм; $R_d = 10$ Ом; а $R_0 = 0,1$ Ом.

Умова рівноваги матиме вигляд:

$$Z_d R_1 = Z_0 R_2,$$

де

$$Z_D = \frac{1}{j\omega C_D} + R_D,$$

$$Z_C = \frac{1}{j\omega C_0} + R_0$$

Звідси маємо:

$$\left(R_D + \frac{1}{j\omega C_D}\right) * R_1 = \left(R_0 + \frac{1}{j\omega C_0}\right) * R_2;$$

$$R_D R_1 = R_0 R_2;$$

$$\frac{R_1}{j\omega C_D} = \frac{R_2}{j\omega C_0},$$

де $f = 10$ кГц, $\omega = 2\pi f$.

Кінцева умова рівноваги матиме вигляд:

$$\frac{10 \text{ Ом}}{2\pi * 10 \text{ кГц} * 0,66 \text{ пФ}} = \frac{15 \text{ МОм}}{2\pi * 10 \text{ кГц} * 10 \text{ мФ}}$$

РОЗДІЛ 4. ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ ВИПРОБУВАНЬ АВІАДВИГУНІВ ТА ОБРОБКИ РЕЗУЛЬТАТІВ ВИПРОБУВАНЬ

Основним напрямком підвищення ефективності випробувань ГТД є їх автоматизація. Це скорочує час і трудомісткість проведення випробування і обробки його результатів, підвищує інформативність випробування і достовірність отриманих результатів, що в кінцевому підсумку сприяє скороченню термінів створення двигунів, зниження матеріальних витрат на їх розробку і виробництво, підвищенню якості і надійності двигунів.

У цьому розділі розглядаються принципи автоматизації основних етапів проведення випробувань і пристрій автоматизованої системи випробувань ГТД (АСВ ГТД).

4.1. Типові операції при випробуваннях ГТД

У різних видах випробувань ГТД можна виділити наступні повторювані операції:

1. Підготовчо-заклучні операції.
2. Випробування за заданою програмою.
3. Налаштування параметрів двигуна в межах технічних норм і вимог.
4. Обробка результатів експерименту та їх аналіз.

<i>Кафедра АКСУ</i>				<i>ЦЛН ЗП 12 50 000 П2</i>						
<i>Ришард</i>	<i>Стамбірс</i>			<i>Розробка структурної</i>			<i>Лит</i>	<i>Ариши</i>	<i>Ариши</i>	
	<i>Ливши</i>								<i>07</i>	
<i>Конали</i>							<i>151</i>			
<i>Н</i>	<i>Ливши</i>									
<i>Зар. каф</i>	<i>Тачиція</i>									

Підвищення вимог до надійності ГТД призводить до необхідності організувати додатково до системи стендових випробувань систему постійного контролю за станом двигунів в експлуатації протягом всього ресурсу.

Цей контроль забезпечується наявністю на літальних апаратах багатоканальної системи реєстрації параметрів (БСРП), а на наземних випробувальних станціях - багатоканальних систем контролю і управління (БСКУ).

Трудомісткість окремих операцій технологічного циклу для одного виду випробувань різна. Відрізняється вона і для різних видів випробувань.

Кожна з перерахованих операцій може бути автоматизована. Доцільність і глибина автоматизації тієї чи іншої операції залежать від виду випробування і частоти його проведення.

4.1.1. Підготовчо-заклучні операції

До підготовчо-заклучним операціям (ПЗО) відносяться:

- підготовка стенду до випробування;
- розконсервування двигуна і монтаж його на стенді;
- підключення паливної та ін. магістралей, систем управління і вимірювання;
- демонтаж двигуна і консервація

Аналіз цих операцій показує, що вони мало придатні для автоматизації. При звичайній організації ПЗО вимагають близько 12 годин роботи безпосередньо на випробувальному стенді. Таке непродуктивне його використання вкрай не вигідно.

Для зменшення часу непродуктивного використання випробувального стенду робляться такі заходи по автоматизації ПЗО.

Підготовчо-заклучні операції переносяться з боксу в так званий «зал підготовки». Тут виробляються зовнішній огляд і розконсервування двигуна.

Застосовуються спеціальні «подмоторную рами», на які двигун монтується в залі підготовки. На рами встановлюються первинні перетворювачі та інше необхідне обладнання.

Всі комунікації двигуна виводяться на спеціальний щиток рами. Перевіряється контрольно-вимірювальна і вторинна апаратура. Застосовуються швидкодіючі з'єднання для підключення стендових систем (паливних, повітряних, гідравлічних та ін.) До щита подмоторной рами.

Двигун, змонтований на подмоторной рамі, доставляється із залу підготовки на стенд. Тут проводиться швидке кріплення рами на силовимірювальний верстат. Щит подмоторной рами з'єднується зі стендовими системами.

Для монтажу і демонтажу двигуна з подмоторной рами в боксі потрібно зазвичай по одній годині на монтаж і демонтаж. Отже, підготовчо-заклучні операції в цьому випадку вимагають дві години роботи на випробувальному стенді.

Таким чином, така зміна підготовчо-заклучних операцій приблизно на 10 год скорочує непродуктивну завантаження стенду.

Особливо доцільна автоматизація підготовчо-заклучних операцій при випробуваннях серійних ГТД. В цьому випадку относительное час підготовчо-заклучних операцій досягає 30 - 40% від загального часу пред'явницьких або приймально-здавальних випробувань. У рік на підприємстві може проводитися до декількох тисяч таких випробувань.

Тому в серійному виробництві автоматизація підготовчо-заклучних операцій дозволяє значно знизити непродуктивну завантаження стендів, збільшити пропускну здатність і скоротити потрібне їх кількість, отримавши велику економію матеріальних засобів.

4.1.2. Випробування за заданою програмою

Випробування за заданою програмою включають такі операції:

- реєстрацію параметрів;
- управління режимами.

Реєстрація параметрів - це одна з найголовніших операцій при випробуванні авіаційних двигунів.

В даний час число реєстрованих параметрів досвідчених двигунів досягає 2000 - 3000. Без автоматизації процесу вимірювань достовірно зареєструвати їх практично неможливо.

Завдання вирішується застосуванням автоматизованих систем вимірювання та реєстрації параметрів.

Реальні показники можуть відрізнитися істотно залежить від виду випробувань. На серійних випробуваннях обсяг менше, а на дослідних може істотно вирости. Збір даних і управління процесом проведення випробування виконуються зазвичай автоматично або напівавтоматично під управлінням оператора або інженера-випробувача.

У процесі випробування інженер-випробувач стежить не тільки за значеннями параметрів на табло, за аварійною сигналізацією, але і в міру можливості за станом матеріальної частини, що знаходиться в боксі стенду. Такий контроль здійснюється по екрану монітора.

Телевізійні камери встановлюються таким чином, щоб можна було бачити двигун з усіх боків. Таким способом можуть бути виявлені течі, прорив газів, загоряння.

Системи, засновані на потужних комп'ютерах, що працюють в режимі поділу функцій, видають фізичні значення параметрів, наведені значення параметрів, розрахункові величини у вигляді таблиць і графіків.

При проведенні серійного випробування по його закінченні видається протокол.

Час випробувань двигуна істотно скорочується при використанні АСВ навіть з частковою автоматизацією процесу реєстрації параметрів.

4.1.3. Управління режимами роботи двигуна

Найбільш відповідальна і часто повторюється операція при випробуванні ГТД – висновок двигуна на заданий режим.

При випробуваннях серійних ТРДД ця операція повторюється понад 150 разів. При еквівалентно-циклічних ресурсних випробуваннях двигуна зміна режимів відбувається понад 5000 разів, так як прискорені тривалі випробування передбачають зміну режимів по циклам, в тому числі імітує роботу двигуна на літаку (тобто включення і відключення режимів відбору повітря, завантаження агрегатів, включення реверсу і системи протиобмерзання).

Ручне управління режимами здійснюється оператором шляхом переміщення важеля управління двигуна (ВУД). Процес при цьому контролюється візуально по стрілочних приладах. Час ручної установки режиму залежить від кваліфікації оператора і може досягати 40 с.

До недоліків ручного управління режимами відносяться:

- а) велика трудомісткість;
- б) значний час на установку режиму;
- в) підвищені похибки в установці і підтримці заданого режиму.

Для автоматизації управління режимами робіт двигуна необхідно на випробувальному стенді встановити виконавчий механізм управління руд, блок автоматики управління виконавчим механізмом і розробити відповідні алгоритми управління роботою двигуна.

4.1.4. Налагодження параметрів двигуна

Налагодження параметрів двигуна є однією з головних операцій при пред'явницьких і приймально-здавальних випробуваннях. Вона необхідна для

налаштування параметрів двигуна до значень, встановлених технічними нормами або умовами.

Налагодження здійснюється шляхом цілеспрямованої зміни положення регулюючих елементів, розмішені на двигуні (регулювальних гвинтів насоса-регулятора лопаток регульованих направляючих апаратів компресора, стулок регульованого сопла і т.п.). Наприклад, на двохвальному ТРДД є понад десяти регулювальних елементів, на трьохвальному ТРДДФ – більше двох десятків.

При ручному переміщенні регулювальних елементів проводиться послідовне регулювання параметрів двигуна (n , P , G , T та ін.). Фактично це означає, що доводиться робити послідовні наближення. Дія ручного переміщення регулювальних елементів двигун зупиняється.

Кількість операцій при переміщенні регульованих елементів і якість налагодження параметрів залежить від кваліфікації оператора. Часто необхідні багаторазові повторні переміщення, отже, багаторазові зупинки і запуски двигуна, висновки його на задані режими. Звідси впливають основні недоліки ручної налагодження параметрів ГТД:

- велика трудомісткість;
- подовження циклу випробування;
- негарантоване якість налагодження.

Для автоматизації налагодження двигуна необхідно:

1. Застосування виконавчих органів дистанційного регулювання (при цьому конструкція двигунів повинна дозволяти встановлювати такі виконавчі механізми);

2. Застосування спеціальних математичних методів визначення оптимального переміщення регулювальних елементів з урахуванням їх впливу на всі параметри ГТД.

Автоматизація налагодження ГТД в процесі випробувань дасть можливість проводити переміщення регулювальних елементів без зупинки двигуна, зменшити кількість регулювань і найкращим чином налагодити одночасно всі параметри двигуна.

4.1.5. Обробка результатів випробувань і їх аналіз

При обробці результатів випробувань проводять такі операції:

- а) розрахунок фізичних значень параметрів;
- б) розрахунок усереднених параметрів;
- в) приведення параметрів до САУ;
- г) побудова експериментальних характеристик двигуна;
- д) визначення невимірювальних параметрів двигуна і вузлів
- е) статистичний аналіз отриманих результатів.

Результати таких розрахунків не однозначні, вимагають ув'язки між собою різних параметрів двигуна і вузлів. Ця операція називається термодинамічним аналізом результатів випробування.

Термодинамічний аналіз ГТД необхідний для:

- визначення оптимального напрямку доведення досвідчених двигунів;
- оцінки ефективності здійснюваних доробок в конструкції;
- оптимізації налагодження параметрів досвідчених двигунів;
- контролю технічного стану експлуатованих двигунів (і проходять тривалі випробування).

Для статистичного аналізу результатів випробувань широко застосовується часткова автоматизація обробки із застосуванням ЕОМ, що дозволяє зменшити час на обробку параметрів, скоротити трудомісткість розрахунків з гарантованою точністю розрахунків.

При цьому з'являється можливість застосування найбільш досконалих математичних методів обробки результатів вимірювань.

Найбільш ефективна повна автоматизація обробки результатів випробувань на ЕОМ.

На різних етапах проведення експерименту на АСВ ГТД покладають різноманітні завдання.

Перед випробуванням це:

- здійснення оптимального планування майбутнього експерименту (визначається номенклатура параметрів, що вимірюються, кількість і розташування експериментальних точок);
- метрологічна атестація вимірювальних каналів (визначення градуовальних залежностей і їх похибок).

У процесі випробування це:

- первинна обробка експериментальних даних;
- виявлення грубих помилок, промахів, викидів в вимірі параметрів;
- видача оператору інформації про отримані результати обробки в наочному вигляді (на екрані дисплея, на принтері, на спеціальній панелі індикації);
- розрахунок і реалізація оптимальних переміщень регульовальних елементів двигуна;
- друк протоколу випробування.

Завдання, які вирішуються в ході експерименту називаються експрес-аналізом.

Після проведення випробування це:

- відновлення характеристик двигуна за експериментальними даними;
- визначення оцінок невимірбвальних параметрів двигуна і його вузлів;
- накопичення статистичних матеріалів про проведені випробування;
- видача необхідної документації у вигляді текстів, таблиць і графіків.

В цілому автоматизація обробки результатів випробувань дозволяє:

- підвищити оперативність обробки результатів випробування;
- підвищити точність і достовірність отриманих даних.

4.2. Основи побудови АСВ ГТД

4.2.1. Основні завдання випробувань, які вирішуються автоматизованою системою

Розрізняють часткову і комплексну автоматизацію випробувань авіаційних двигунів.

Часткова автоматизація - це автоматизація окремих операцій випробування, наприклад, реєстрація параметрів і обробка результатів випробування.

Комплексна автоматизація - це автоматизація відразу всіх операцій випробування, включаючи управління роботою двигуна і стендових систем.

До основних завдань випробувань, що вирішуються за допомогою АСВ ГТД, відносяться:

1. Оптимальне планування майбутнього випробування.
2. Вимірювання і реєстрація параметрів.
3. Безперервний контроль за аварійно-небезпечними параметрами
4. Обробка найбільш важливої інформації в реальному масштабі часу і в темпі випробування, видача результатів експрес-аналізу на пристрій відображення інформації (принтер, дисплей, панелі індикації, графічний пристрій).
5. Управління двигуном і його системами за заданою програмою, переміщення регулювальних елементів без зупинки двигуна.
6. Проведення повної обробки результатів випробування і підготовка необхідної документації.
7. Зберігання необхідної інформації в базі даних.

4.2.2. Основні вимоги до АСВ ГТД

При розробці АСВ ГТД необхідно враховувати ряд вимог, багато в чому визначають обличчя системи.

Висока точність вимірювання параметрів. Допустимі похибки вимірювання основних параметрів при довірчій ймовірності $p = 0,95$ повинні бути не більше 0,2 – 0,5%.

Така точність може бути забезпечена за рахунок градуювань вимірювальних каналів перед кожним випробуванням, одночасності реєстрації всіх параметрів, багатократності опитувань датчиків (за цикл вимірювань тривалістю не більше 0,1 с виробляється не менше 10 опитувань кожного датчика), після цього виробляються відбраковування можливих викидів і осереднення залишилися результатів.

- Забезпечення збереження експериментальної інформації при аварійних ситуаціях. Для цього використовують паралельний запис всієї інформації під час випробувань (проте в безаварійних випробуваннях такий запис є надлишковою); вибірково запис на режимах імовірною аварійності; запис інформації на «кільце» (замкнута магнітна стрічка, на яку протягом однієї хвилини ведеться запис з подальшим стиранням, якщо аварійної ситуації не виникло).

- Забезпечення можливості управління запуском двигуна, режимами його роботи і зупинкою за заданою програмою.

- Застосування найбільш досконалих математичних методів обробки експериментальних даних. Це дозволяє збільшити інформативність випробування, підвищити точність і достовірність отриманих результатів.

- Забезпечення діалогової взаємодії оператора з АСВ дозволяє оператору активно втручатися в хід проведення випробувань, ґрунтуючись на одержуваній інформації.

- Представлення результатів випробувань в найбільш повному і наочному вигляді текстів, таблиць, графіків.

- Застосування серійних технічних засобів. Повинні використовуватися засоби вимірювання, допущені до застосування після їх державної або відомчої метрологічної атестації.

- Можливість модульного нарощування системи без зміни її загальної схеми і математичного забезпечення.

- Висока надійність. Однією з кількісних характеристик надійності є час напрацювання на відмову. Для АСВ ГТД потрібно, щоб час напрацювання на відмову, усувається в експлуатації, було не менше 24 год.

Однією з головних заходів щодо забезпечення надійності АСВ є резервування ненадійних елементів.

- Невеликі габарити і маса. Вимірювально-обчислювальні комплекси (ВОК) повинні розташовуватися в кабіні спостереження випробувальних стендів. Сучасні ВОК на базі промислових персональних ЕОМ займають 2 – 3 м² площі статі та мають відносно невелику масу. Це дозволяє використовувати їх і на літаючих лабораторіях.

- Невелика вартість.

4.3. Пристрої зв'язку з об'єктом (ПЗО)

ПЗО – одне з найбільш важливих пристроїв в АСВ ГТД. Воно забезпечує зв'язок датчиків з ЕОМ і ЕОМ з виконавчими механізмами. ПЗО здійснює перетворення електричних сигналів в цифровий код і цифровий код в електричні сигнали.

ПЗО функціонально розташоване між датчиками, агрегатами управління і комп'ютером. Сучасні ПЗО будуються на базі конструктивних елементів, які

виконують певні функції. Залежно від конкретних особливостей АСВ ПЗО може включати в себе різні блоки, наприклад:

- комутатори - для послідовного підключення датчиків до елементів вимірювальної системи;
- нормалізатори - для отримання електричних сигналів необхідного рівня;
- формувачі - для отримання необхідної форми електричних сигналів;
- АЦП - для перетворення аналогових сигналів в цифровий код;
- ЦАП - для перетворення цифрового коду в електричні сигнали;

таймери - електронний годинник для фіксації необхідних інтервалів часу і управління блоком ПЗО;

генератори - для отримання сигналів заданої частоти;

лічильники - для підрахунку кількості електричних імпульсів;

перетворювачі харчування - для отримання напруги живлення необхідної величини).

Ще кілька років тому функціональні елементи: комутатори, АЦП виконувалися у вигляді окремих плат або блоків, то зараз функціональний елемент - плата (модуль) являє собою складну конструкцію, що складається з комутатора, АЦП, підсилювача, нормалізатора, а в ряді випадків і мікропроцесора. Зазвичай плату (модуль) пристрою зв'язку з об'єктом конструюють для виконання певної функції, наприклад:

- введення сигналів з термопар;
- введення сигналів з термометрів опору;
- введення частотних сигналів (наприклад, з датчиків частоти обертання);
- введення сигналів з датчиків з уніфікованим виходом ($4 - 20 \text{ mA}$, $0 - 10 \text{ V}$, $0 - 5 \text{ V}$);
- висновок аналогових сигналів ($0 - 5 \text{ mA}$, $4 - 20 \text{ mA}$, $0 - 10 \text{ V}$, $0 - 5 \text{ V}$);
- видача команд у вигляді замикання контактів або сигналів струму, напруги та ін.

При виборі модулів (плат, блоків) ПЗО слід звертати увагу, перш за все, на такі характеристики:

- метрологічні;
- надійності;
- ремонтпридатності.

РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ

5.1. Вступ

Розробка дипломного проекту на тему «Датчик вібрації лопаток авіадвигуна автоматизованої системи випробувань» включала в себе основні теоретичні відомості щодо автоматизації процесу випробування авіадвигунів. Більш детально було досліджено датчик вібрації лопаток турбіни двигуна автоматизованої системи випробування.

У даній дипломній роботі було використано комерційне, крос-платформне середовище розробки мовою програмування PHP «PHP Storm». Даний продукт було встановлено на персональний комп'ютер (далі – ПК), отже, суб'єктом охорони праці є програмний інженер (користувач ПК). Основною задачею інженера є розробка програмного продукту для автоматизованої системи випробувань, який дозволить будувати графіки залежності відповідно до вхідних даних та умов проведення випробування. Під час розробки дипломного проекту на програмного інженера можуть впливати різні чинники, які призводять до проблем фізичного та / або психологічного характеру. Це і є основною підставою до створення розділу «Охорона праці».

Отже, необхідно гарантувати безпечні умови для розробки дипломного проекту, тому що невиконання певних заходів зможе призвести до погіршення самопочуття та здоров'я інженера.

<i>Кафедра АКСУ</i>				<i>ЦЛН 20 12 50 000 П2</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Стамбіра</i>			<i>Охорона праці</i>	<i>Лист</i>	<i>Аркши</i>	<i>Аркши</i>
	<i>Листин</i>					<i>00</i>	
<i>Контроль</i>					<i>151</i>		
<i>Н</i>	<i>Листин</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Танишина</i>						

5.2. Аналіз умов праці на робочому місці програмного інженера

5.2.1. Організація робочого місця програмного інженера

Приміщення, в якому відбувається розробка дипломного проекту програмним інженером, має загальну площу 65 м², висоту стелі 3 м. У приміщенні знаходиться 1 робоче місце з ПК, яке обладнане робочим столом довжиною 135 см, шириною 65 см та висотою 75 см, кріслом та персональним комп'ютером, що складається з двох моніторів, системного блоку, клавіатури, миші та килимка. Слід відзначити, що площа одного робочого місця інженера ПК не повинна бути меншою за 6м², а об'єм не менший за 20м³, тобто площі та об'єму даного приміщення цілком вистачає для розташування одного робочого місця з ПК.

Основним робочим положенням програмного інженера є положення сидячи. Робоче місце для виконання робіт у положенні сидячи організується відповідно до ГОСТ 12.2.032-78.

Робочі місця з ПК відносно світлових отворів доцільно розташовувати таким чином, щоб природне світло падало на нього збоку, переважно зліва. Робоче місце з ПК повинне розташовуватися на відстані не менше 1 м від стін зі світловими прорізами; відстань між бічними поверхнями столів з ПК має бути не меншою за 1,2 м; відстань між тильною поверхнею одного ПК та екраном іншого не повинна бути меншою 2,5 м. Прохід між рядами робочих місць повинен бути не меншим 1 м.

5.2.2. Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників

Аналіз умов праці показує, що у приміщенні на програмного інженера можуть негативно впливати наступні фізичні та психофізіологічні фактори:

- підвищена або знижена температура повітря робочої зони;
- підвищена або знижена вологість повітря;
- недостатня освітленість робочого місця;

- занадто висока освітленість робочого місця;
- підвищений рівень шуму на робочому місці;
- підвищена іонізація повітря;
- підвищений рівень електромагнітних випромінювань;
- нервово-психічні перевантаження (розумова перенапруга, перенапруга аналізаторів);
- фізичні перевантаження.

5.2.3. Аналіз небезпечних та шкідливих виробничих факторів, що впливають на програмного інженера

5.2.3.1. Мікроклімат робочої зони

Нормування параметрів проводиться в залежності від періоду року та категорії важкості виконуваних робіт. Для постійних робочих місць, якими є робочі місця, встановлені оптимальні параметри мікроклімату, а при неможливості їх дотримання використовують допустимі параметри. Робота програмного інженера за енерговитратами відноситься до категорії легких робіт I_a, I_б. В таблиці 5.2.3.1.1. наведені оптимальні параметри мікроклімату в приміщеннях.

Таблиця 5.2.3.1.1. Параметри мікроклімату для приміщень

Період року	Період мікроклімату	Величина
Холодний	Температура повітря в приміщенні	22...24°C
	Відносна вологість	40... 60%
	Швидкість руху повітря	до 0,1 м/с
Теплий	Температура повітря в приміщенні	23...25 °C
	Відносна вологість	40...60%
	Швидкість руху повітря	0,1...0,2 м/с

Слід зазначити, що для нормалізації параметрів мікроклімату слід використовувати у приміщеннях кондиціонування повітря, або забезпечити подачу свіжого повітря системами вентиляції. Норми подачі свіжого повітря наведені у табл. 5.2.3.1.2.

Таблиця 5.2.3.1.2. Норми подачі свіжого повітря в приміщення

Характеристика приміщення	Об'ємна витрата свіжого повітря, що подається в приміщення, м ³ на одну людину в годину
Об'єм до 20м ³ на людину	Не менше 30
20... 40 м ³ на людину	Не менше 20
Більше 40 м ³ на людину	Може біти використана природна вентиляція

Температура та вологість у приміщенні відповідають вказаним у таблиці значенням. Для підтримки в приміщенні оптимального температурного режиму відповідно до вимог є централізоване опалювання і вентиляція. У теплий період року використовується кондиціонування.

5.2.3.2. Природне та штучне освітлення

Робота користувачів комп'ютерів характеризується значним напруженням зорового аналізатора, тому виключно важливе значення має забезпечення раціонального освітлення робочих місць. Зоровий дискомфорт може бути викликаний:

- неправильною орієнтацією робочого місця відносно світлових отворів (вікон);

- неадекватними світловими характеристиками світильників (та / або) неправильним їх просторовим розташуванням відносно робочих місць;

- засліплюючою дією яскравих предметів, що знаходяться в полі зору користувача

- дзеркальним відбиттям на екрані предметів з високою яскравістю, що знаходяться за спиною користувача;

- неправильним розподілом яскравості в полі зору користувача;

-засвіченням екрана прямим чи розсіяним світлом світильників або небосхилу через світлові отвори.

Важливо також забезпечити однакові рівні освітленості екрана, клавіатури та документа (паперового носія інформації). Підраховано, що при інтенсивній зоровій роботі з документом, зокрема, при комп'ютерному наборі даних користувач до 20 тис. разів за зміну переводить погляд з документа на клавіатуру та екран. При неоднаковій освітленості цих трьох об'єктів переведення погляду у користувача викликає неминучу переадаптацію зорового аналізатора. Тому інтенсивність освітлення поверхні, де знаходиться документ та клавіатура не повинна перевищувати яскравості екрана. Нормований рівень освітленості на робочому столі в зоні розташування документа становить 300-500 лк.

Несприятливий вплив на зорову роботу програмного інженера може здійснювати дзеркальне відбиття на екрані яскравих елементів неправильно розташованих світильників, або ділянок стелі чи вікна, на які подають сонячні промені.

Згідно «Правил охорони праці під час експлуатації електронно-обчислюваних машин», освітлення у приміщеннях з ПК має бути змішаним (природне і штучне).

Природне освітлення повинно бути боковим, бажано одностороннім. Для уникнення засліплюючої дії сонячних променів найкраще, коли світлові отвори (вікна) зорієнтовані на північ чи північний схід. Коефіцієнт природної освітленості (КПО) повинен бути не нижче 1,5.

Для забезпечення відносної постійності природного освітлення незалежно від погодних умов чи пори року необхідно вікна обладнати

сонцезахисними регульованими жалюзі або світлорозсіюючими шторами з коефіцієнтом відбиття 0,5 - 0,7.

Штучне освітлення у приміщеннях з ПК необхідно здійснювати у вигляді загальної системи рівномірного освітлення.

В якості джерел штучного світла застосовуються люмінесцентні лампи, які краще поєднуються з природним освітленням, аніж лампи розжарювання. Окрім того, вони створюють більш дифузні світлові потоки, через що знижується можливість засліплюючої дії світла, відбитого екраном. Найкраще застосовувати люмінесцентні лампи типу ЛБ, які мають найвищу світловіддачу.

5.2.3.3. Шкідливі речовини в повітрі робочої зони

Шкідлива речовина – це речовина, що контактуючи з організмом людини, може викликати захворювання чи відхилення у стані здоров'я.

Шляхи потрапляння шкідливих речовин в організм людини:

- органи дихання (пари, газо- та пилоподібні речовини);
- органи травлення;
- шкіра (переважно рідини);
- слизові оболонки.

Ступінь отруєння залежить від:

- токсичності речовини;
- кількості (концентрації) речовини;
- часу дії;
- шляху, якими вони потрапили в організм;
- метеорологічних умов;
- індивідуальних особливостей людини;

Виробничий пил досить поширений небезпечний та шкідливий виробничий чинник. Залежно від походження пил може бути органічним (тваринний, рослинний), неорганічним (металевий, мінеральний) та змішаним.

Захист від шкідливої дії речовин на виробництві:

- вилучення шкідливих речовин у технологічних процесах, заміна шкідливих речовин менш шкідливими;
- удосконалення технологічних процесів та устаткування;
- автоматизація і дистанційне керування технологічними процесами, при яких можливий безпосередній контакт працюючих з шкідливими речовинами;
- герметизація виробничого устаткування, робота технологічного устаткування під розрідженням, локалізація шкідливих виділень за рахунок місцевої вентиляції;

Вентиляція – це сукупність заходів та засобів призначених для забезпечення на постійних робочих місцях та зонах обслуговування виробничих приміщень метеорологічних умов та чистоти повітряного середовища, що відповідають гігієнічним та технічним вимогам.

Вентиляція класифікується за такими ознаками:

- за способами переміщення повітря;
- природна, штучна (механічна) та суміщена (природна та штучна одночасно);
- за напрямком потоку повітря
- припливна, витяжна, припливно-витяжна;
- за місцем дії (загальнообмінна, місцева, комбінована);
- за призначенням – робоча, аварійна.

Припливна вентиляція слугує для подачі повітря ззовні у приміщення. Витяжна вентиляція вилучає повітря з приміщення, а зовнішнє надходить через вікна, двері, нещільності будівельних конструкцій. Припливно-витяжна вентиляція поєднує першу і другу.

5.2.3.4. Електробезпека

Для живлення устаткування (ПЕОМ, освітлювальні прилади) споживачами використовується двофазна мережа 220В. Заборонено доторкатися до дротів та з'єднань при наявності напруги в мережі, а також самостійно проводити ремонт електрообладнання. Усі питання щодо ремонту налагодження та інше, можуть виконувати тільки електрики та відповідні фахівці.

5.2.3.5. Вплив шуму на програмного інженера

Як було вказано вище, в приміщенні знаходиться одне робоче місце з ПК, яке устатковане двома моніторами, вінчестером в системному блоці, трьома вентиляторами системи охолодження ПК, клавіатурою та мишею. Крім того поряд працює периферійна техніка. Таким чином у приміщенні мають місце шуми механічного і аеродинамічного походження, широкосмугові із аперіодичним підсиленням при роботі принтерів. Орієнтовні еквівалентні рівні звукового тиску джерел шуму, що діють на програмного інженера на його робочому місці. Допустимий еквівалентний рівень шуму для робочого місця програміста складає 50 дБА. Розрахуємо середній рівень шуму на робочому місці оператора при роботі всієї вказаної техніки.

Таблиця 5.2.3.5.1. Рівні звукового тиску від різних джерел

Джерело шуму	Рівень шуму, дБА
Жорсткий диск	45
Вентилятор	45
Принтер матричний	55
Сканер	50

Рівень шуму, що виникає від декількох некогерентних джерел, що працюють одночасно, підраховується на підставі принципу енергетичного підсумовування рівня інтенсивності окремих джерел:

$$L = 10 \lg \sum_{i=1}^n 10^{0,1 \cdot L_i},$$

де L_i – рівень звукового тиску i -го джерела шуму;

n – кількість джерел шуму.

Підставивши значення рівня звукового тиску для всіх видів устаткування у формулу, отримаємо:

$$L = 10 \lg(104,5 + 104,5 + 105,5 + 105,0) = 44,2 \text{ дБ.}$$

За наявності декількох джерел шуму з однаковим рівнем інтенсивності L_i загальний рівень шуму визначають за формулою:

$$L = L_i + 10 \lg n.$$

У нашому випадку джерело одне, отже загальний рівень шуму буде визначатися так:

$$L = 44,2 + 10 \lg 1 = 44,2 \text{ дБ}$$

Розраховане значення середнього рівня шуму не перевищує гранично допустимий рівень шуму для робочого місця програмного інженеру, тобто передбачати заходи по зниженню рівня шуму не потрібно.

5.2.3.6. Статична електрика

Джерелами електростатичного поля можуть бути будь-які поверхні або предмети, які легко електризуються за рахунок тертя: килими, лінолеум, лаковані покриття, одяг із синтетичної тканини, взуття. Крім того, джерелом електростатичних зарядів є ПК.

На екранах ПК накопичується електростатичний заряд і виникає електромагнітне поле, яке характеризується напруженістю.

Напруженість електростатичного поля залежно від типу ПК коливається від 8 до 75 кВ/м. Поверхневий електростатичний потенціал ПК відповідно СН №1757-77 «Санітарно-гігієнічні норми допустимої напруженості електростатичного поля» та СНП 3.32-007-98 «Державні санітарні правила і норми роботи з візуальними дисплейними терміналами електронно-обчислювальних машин» не повинен перевищувати 500В.

Захист від електростатичної електрики та її небезпечних прояв досягається наступними заходами:

- 1) застосуванням іонізації повітря нейтралізаторами статичної електрики;
- 2) збільшенням електропровідності поверхні шляхом підтримки у приміщенні з ПК відносної вологості на рівні 40-60% ;
- 3) застосуванням у приміщенні з ПК підлоги з антистатичним лінолеумом і провідженням вологого прибирання;
- 4) періодично при вимкненому комп'ютері протирати ледве змоченим мильним розчином бавовняною ганчіркою пил з поверхонь апаратури.

5.3. Пожежна безпека

Ступінь вогнестійкості будинків приймається в залежності від їхнього призначення, категорії по вибухопожежній і пожежній небезпеці, по поверховості, площі поверху в межах пожежного відсіку згідно НАПБ Б.03.002-2007.

Будинок, у якому знаходиться робоче місце з одним ПК по пожежній небезпеці будівельних конструкцій відноситься до категорії *K1* (малопожежонебезпечні), оскільки тут присутні займисті (книги, документи, меблі, оргтехніка і т.д.) і тяжкогорючі речовини (сейфи, різне устаткування і т.д.), що при взаємодії з вогнем можуть горіти без вибуху.

По конструктивних характеристиках будинок можна віднести до будинків з несучими і огороджуючими конструкціями із природних або штучних кам'яних матеріалів, бетону або залізобетону, де для перекриттів допускається використання дерев'яних конструкцій, захищених штукатуркою або важкогорючими листовими, а також плитними матеріалами.

Отже, ступінь вогнестійкості будинку можна визначити як третю (III).

5.3.1 Причини виникнення пожежі

Пожежа може привести до дуже несприятливих наслідків (втрата коштовної інформації, псування майна, загибель людей і т.д.), тому необхідно:

- виявити й усунути всі причини виникнення пожежі;
- розробити план заходів для ліквідації пожежі в будинку; план евакуації людей з будинку.

Причинами виникнення пожежі можуть бути:

- несправності електропроводки, розеток і вимикачів які можуть привести до короткого замикання або пробією ізоляції;
- використання ушкоджених (несправних) електроприладів;
- використання в приміщенні електронагрівальних приладів з відкритими нагрівальними елементами;
- виникнення пожежі внаслідок влучення блискавки в будинок;
- загоряння будинку внаслідок зовнішніх впливів;
- неакуратне поводження з вогнем і недотримання мір пожежної безпеки.

5.3.2 Профілактика пожежі

Для профілактики пожежі надзвичайно важлива правильна оцінка пожежонебезпеки будинку, визначення небезпечних факторів і обґрунтування способів і засобів пожежопередження і захисту.

Одне з умов забезпечення пожежобезпеки – ліквідація можливих джерел запалення. У лабораторії джерелами запалення можуть бути:

- несправне електроустаткування, несправності в електропроводці, електричних розетках і вимикачах. Для виключення виникнення пожежі з цих причин необхідно вчасно виявляти й усувати несправності, проводити плановий огляд і вчасно усувати всі несправності;
- несправні електроприлади. Необхідні міри для виключення пожежі містять у собі своєчасний ремонт електроприладів, якісне виправлення поломок, не використання несправних електроприладів;
- коротке замикання в електропроводці. З метою зменшення імовірності виникнення пожежі внаслідок короткого замикання необхідно, щоб електропроводка була схованою;
- влучення в будинок блискавки. У літній період під час грози можливе влучення блискавки внаслідок чого можливий пожежа. Щоб уникнути цього я рекомендую установити на даху будинку блискавковідвід;
- недотримання мір пожежної безпеки і паління в приміщенні також може спричинити пожежу. Для усунення загоряння в результаті паління в приміщенні лабораторії пропоную категорично заборонити паління, а дозволити тільки в строго відведеному для цього місці.

З метою запобігання пожежі пропоную проводити з інженерами, що працюють у лабораторії, протипожежний інструктаж, на якому ознайомити працівників із правилами протипожежної безпеки, а також навчити використанню первинних засобів пожежогасіння.

У випадку виникнення пожежі необхідно відключити електроживлення, викликати по телефоні пожежну команду, евакуювати людей із приміщення

відповідно до плану евакуації, приведеному на рисунку 1 і приступити до ліквідації пожежі вогнегасниками. При наявності невеликого вогнища полум'я, можна скористатися підручними засобами з метою припинення доступу повітря до об'єкта загоряння.

5.4. Висновки

У розділі «Охорона праці» було проведено аналіз умов праці на робочому місці програмного інженера. Забезпечення здоров'я та гарного самопочуття людини, яка працює за ПК, завжди буде актуальним питанням охорони праці.

Суб'єктом охорони праці є програмний інженер. Основна мета охорони праці - це створення здорових і безпечних умов праці. Відображений стан безпеки праці та визначені рекомендації щодо поліпшення умов праці в конкретних умовах, на робочому місці, прийнятому за об'єкт дослідження. Висвітлені питання безпеки при виникненні надзвичайних ситуацій в заданих умовах.

Була описана організація робочого місця, небезпечні та шкідливі фактори, які мають вплив.

Робота за ПК потребує високої напруженості зорових функцій, великої кількості стереотипних рухів, що виконуються лише м'язами кистей рук, опанування великих масивів інформації, що викликає активізацію уваги та інших вищих психічних функцій. Також на робочому місці діють - електростатичні поля, електромагнітні випромінювання. Для того, щоб максимально нейтралізувати негативний вплив середовища на здоров'я необхідно правильно організувати робоче місце.

РОЗДІЛ 6. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Під час розробки дипломного проекту на тему «Датчик вібрації лопаток авіадвигуна автоматизованої системи випробувань» було досліджено, проаналізовано та доведено важливість випробувань авіаційних двигунів. Це є ключем для забезпечення якості та надійності експлуатації авіаційного двигуна. Детальні та якісні випробування мінімізують вірогідність авіаційних катастроф. Але також не слід забувати, що авіадвигун це надто потужний об'єкт, який має немалий вплив на навколишнє середовище. Отже, написання даного розділу є надважливим.

Метою написання розділу «Охорона навколишнього середовища» є проаналізувати проблеми впливу випробувальних стендів, проаналізувати основні джерела впливу та їх наслідки на навколишнє середовище та розробити рекомендацію щодо зниження цих негативних чинників.

6.1. Випробування з визначення викидів забруднюючих речовин авіаційними ГТД

Більшу частину забруднення атмосфери від об'єктів цивільної авіації складають викиди авіаційних газотурбінних двигунів (далі – ГТД). Літак є єдиним видом техніки, що експлуатується на висотах 9 – 13 км (а надзвукова авіація - 19 – 25 км), тобто там, де зароджуються багато атмосферні процеси, де знаходиться озоновий шар Землі.

<i>Кафедра АКСУ</i>				<i>ЦАУ 20 12 50 000 ПЗ</i>			
<i>Видав.</i>	<i>Стамбул</i>			<i>Охорона</i>	<i>Лит.</i>	<i>Аркиш</i>	<i>Аркиш</i>
	<i>Литвиш</i>						
<i>Консил.</i>							
<i>Н-Зав. каф.</i>	<i>Литвиш</i>						
	<i>Ташіцза</i>						151

Крім нормування викидів традиційних забруднюючих речовин (далі – ЗР) (CO , C_nH_m , NO_x , SO_2 , пил і т.п.) в останнє десятиліття, через особливу увагу до глобальних екологічних проблем, аналізуються викиди і так званих «парникових» газів (CO_2 , CH_4 , NO_x та ін.).

Найбільш важкорегульованим компонентом відпрацьованих газів двигунів є оксиди азоту. Вони ж є одним з озоноруйнівників, а також «парниковими» газами. Внесок повітряного судна цивільної авіації у викиди оксидів азоту на великих висотах оцінюється в 55%, тоді як на малих висотах він становить всього 2 – 4%.

Серйозними джерелами забруднення атмосфери є також експериментальні стенди, на яких випробовуються авіаційні ГТД. Так, при спалюванні 1000 т палива під час стендових випробувань двигуна в середньому утворюється близько 11 т оксидів азоту, приблизно 7,2 т незгорілих вуглеводнів, близько 11 т оксидів вуглецю.

6.1.1. Закономірності утворення забруднюючих речовин в авіаційних ГТД

При згорянні керосіноподібних палив в ідеальних умовах утворюються діоксид вуглецю CO_2 і пари води H_2O , співвідношення між якими залежить від співвідношення вуглець / водень (C / H), специфічного для кожного конкретного палива. Ідеальний і реальний процеси спалювання пального в авіадвигунів пояснюються на рис. 6.1.1.1. Відпрацьовані гази складають всього 8,5% маси речовин, що викидаються двигуном в атмосферу. Тільки дуже мала частина (близько 0,4%) продуктів реального згорання є наслідком «неідеальної» конструкції авіадвигуна, «допускає» неповне згорання (CO , C_nH_m і сажа) і окислення азоту (NO_x).

Освіта і виділення ЗР в авіадвигунах всіх типів, котрі використовують вуглеводневі палива, залежить від режиму їх роботи (рис. 6.1.1.2).

Питомі викиди CO_2 , H_2O і SO_2 однакові на всіх етапах циклу польоту. Вони пов'язані безпосередньо з витратою палива. Викиди CO , C_nH_m , і NO_x) залежать від великого числа змінних, але головний визначальний фактор – тяга двигуна.

Мінімальне утворення CO і C_nH_m має місце при найбільшій тязі, відповідної злітному режиму.



Рис. 6.1.1.1. Схема ідеального (теоретично повного) і реального згорання вуглеводневого палива в авіадвигунів

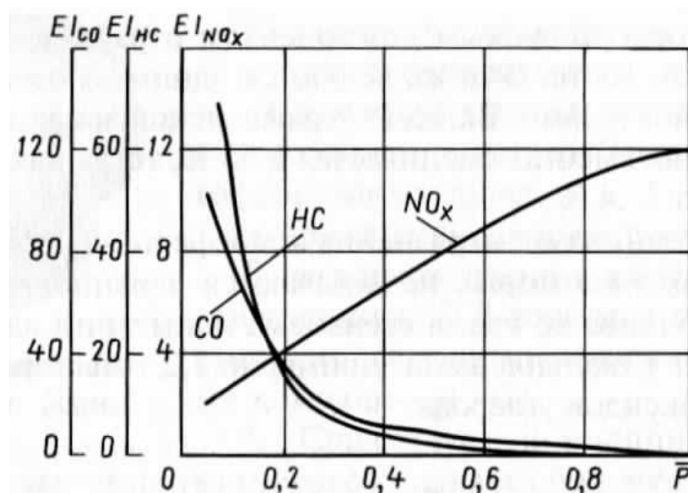


Рис. 6.1.1.2. Типові залежності питомих показників утворення забруднюючих речовин, г / кг палива, від відносної тяги авіадвигунів, наведені до статичних умов на рівні моря

Зі зменшенням тяги питомий виділення CO і C_nH_m швидко збільшується. Це обумовлено в основному зниженням температури процесу і тиску повітря перед камерою згоряння, а також погіршенням розпилення палива.

Максимальна освіта і викид NO_x в атмосферу спостерігаються в режимі зльоту, а в режимі «малого газу» в авіадвигунах вони мінімальні (див. рис. 6.1.1.2). Це обумовлено тим, що швидкість реакції між азотом і киснем зі збільшенням температури процесу зростає експоненціально.

Наявність у відпрацьованих газах авіадвигунів різних частинок регламентується показником (числом) димності.

Число димності – безрозмірна величина, що кількісно характеризує викид диму (часток), умовно позначається в матеріалах ІКАО як SN (від англ., «*smoke number*»).

Основним компонентом частинок є сажа, формування якої і подальше повне і неповне окислення є дуже складними процесами.

Характер зміни цього показника від тяги такий самий, як і для оксидів азоту – зі зростанням тяги число димності збільшується. Однак димлення, що характеризується умовними одиницями SN, досягає максимуму не в режимі зльоту (при $P_{взл}$), а в близькому до нього режимі.

6.1.2. Нормування забруднення атмосфери авіаційними ГТД

Показники освіти і викиду ЗВ (індекси емісії). У міжнародній практиці впливу цивільної авіації на навколишнє середовище – освіта та подальший викид в атмосферу кожного ЗВ – характеризують питомою показником викиду, рівним масі цієї речовини, що утворився при спалюванні одиниці кількості палива, а потім викинутого двигуном в атмосферу. Розмірність питомої показника викиду – грам ЗВ на кілограм палива, позначення – *EI*.

Питома показник викиду *EI* кожного забруднюючої речовини визначають для всіх типів авіадвигуна експериментально за прийнятою ІКАО

стандартною методикою при заданих характеристиках палива і при певних атмосферних умовах (в перерахунку на МСА на рівні моря).

Експериментально отримані дані далі приводять (перераховують) до умов міжнародної стандартної атмосфери.

Відповідно до діючих вимог ІКАО регламентується вміст у відпрацьованих газах авіадвигунів оксиду вуглецю CO, незгорілих вуглеводнів C_nH_m , оксидів азоту NO_x і показник (число) димності. Форма подання таких даних в «Банку даних ІКАО по емісії вихлопних газів двигунів» на прикладі двигуна ПС-90А приведена в табл. 6.1.2.1).

Контрольний параметр викиду в атмосферу. Негативний вплив відпрацьованих газів двигуна на атмосферу в зоні аеропорту Міжнародною організацією цивільної авіації ІКАО прийнято характеризувати відношенням маси забруднюючих речовин, викинутих в зоні аеродрому M за злітно-посадковий цикл (ЗПЦ) (рис. 6.1.2.1), до злітної тяги даного двигуна $P_{взл}$.

Табл. 6.1.2.1. Форма представлення даних по емісії вихлопних газів двигунів

Режим	Тяга (в % от $P_{взл}$)	Час, хв	Витрата палива, кг/с	Індекс емісії (г/кг)			Число дим- ності
				HC	CO	NO_x	
Зліт	100	0,7	1,739	0,12	0,35	37,0	—
Набір висоти	85	2,2	1,431	0,12	0,40	31,5	—
Захід на посадку	30	4,0	0,489	0,2	0,90	11,8	—
Малий газ	7	26,0	0,178	0,3	6,90	5,8	—
Кількість випробувань				3	3	3	3
Кількість двигунів				1	1	1	1
$M/P_{взл}$ (середнє) (г/кН) або SN (МАКС)				0,9	13,6	74,2	13
$M/P_{взл}$ (г/кН) или SN (сігма)				—	—	—	—



Рис. 6.1.2.1. Стандартний злітно-посадковий цикл ІКАО

Характерні операції літака (етапи ЗПЦ) і відповідні їм режими роботи авіадвигунів в зоні аеродрому, прийняті ІКАО в якості стандартних (по АП-34), наведені в табл. 6.1.2.2.

Режими злітно-посадкового циклу (див. табл. 6.1.2.2) являють собою умовність, яка необхідна для однакового випробування авіадвигунів, їх порівняння між собою, сертифікації та порівняння з установочними нормами допустимого впливу на навколишнє середовище.

Маса кожної забруднюючої речовини M , що утворився в авіадвигунів і викинутого в атмосферу за повний злітно-посадковий цикл (ЗПЦ), кг, може бути розрахована по залежності:

$$M = \sum EI_i G_{mci} \tau_i,$$

де EI_i – питомий показник викиду розглянутого забруднюючої речовини в i -му режимі роботи двигуна; G_{mi} – витрата палива на i -му режимі роботи двигуна, кг / с; τ_i – тривалість i -го режиму роботи двигуна, с; i – режим роботи двигуна в зоні аеропорту (етап ЗПЦ) відповідно до табл. 6.1.2.2.

Табл. 6.1.2.2. Режими роботи двигунів в ЗПЦ

Етап взлетно-посадочного цикла	Дозвуковые самолеты		Сверхзвуковые самолеты	
	Тяга двигателя на этапе	Продолжительность этапа, мин	Тяга двигателя на этапе	Продолжительность этапа, мин
Взлет	$P_{взл}$	0,7	$P_{взл}$	1,2
Набор высоты	$0,85P_{взл}$	2,2	$0,65P_{взл}$	2,0
Снижение	–	–	$0,15P_{взл}$	1,2
Заход на посадку	$0,30P_{взл}$	4,0	$0,34P_{взл}$	2,3
Руление (земной малый газ)	$0,07P_{взл}$	26,00	$0,058P_{взл}$	26,00

Для турбореактивних і турбовентиляторних двигунів дозвукових літаків нормативні значення ЗВ наступні:

- для незгорілих вуглеводнів C_nH_m , $M / P_{взл} = 19,6$ г / кН;
- для оксиду вуглецю CO - $M / P_{взл} = 118$ г / кН;
- для оксидів азоту NO_x , г / кН:

а) для двигунів тих типів або моделей, перший серійний зразок яких виготовлений до 31.12.1995 р., а конкретний екземпляр - до 31.12.1999 р.:

$$M/P_{взл} = 40 + 2\pi_k^*$$

б) для двигунів тих типів або моделей, перший серійний зразок яких виготовлений після 31.12.1995 р. і конкретний екземпляр яких виготовлений після 31.12.1999 р.:

$$M/P_{взл} = 32 + 1,6\pi_k^*$$

В АП-34 посилені (введені додатково) вимоги до викидів оксидів азоту NO_x , що пред'являються до типу і моделі турбореактивних і турбовентиляторних двигунів дозвукових літаків зі встановленою злітною тягою понад 26,7 кН (2720 кгс), перший серійний зразок яких виготовлений пізніше. Для них нормативне (максимально допустимий) значення викидів, г / кН, визначається за такими формулами:

$$\begin{aligned} &\text{при } \pi_k^* \leq 30 \text{ и } P_{\text{взл}} > 89 \text{ кН (9075 кгс)} \rightarrow M/P_{\text{взл}} = 19 + 1,6\pi_k^*, \\ &\text{для } 26,7 \text{ кН (2720 кгс)} < P_{\text{взл}} < 89 \text{ кН} \rightarrow M/P_{\text{взл}} = 37,572 + 1,6\pi_k^* - 0,2087P_{\text{взл}}; \\ &\text{при } 30 \leq \pi_k^* \leq 62,5 \text{ и } P_{\text{взл}} > 89 \text{ кН (9075 кгс)} \rightarrow M/P_{\text{взл}} = 7 + 2\pi_k^*, \\ &\text{для } 26,7 \text{ кН} < P_{\text{взл}} > 89 \text{ кН} \rightarrow \\ &\quad \rightarrow M/P_{\text{взл}} = 42,71 + 1,4286\pi_k^* - 0,4013P_{\text{взл}} + 0,00642\pi_k^*P_{\text{взл}}; \\ &\text{при } \pi_k^* > 62,5 \rightarrow M/P_{\text{взл}} = 32 + 1,6\pi_k^*. \end{aligned}$$

Чергове посилення вимог до викидів ЗР авіадвигунами ПС в зоні аеродрому відюлося вже в першому десятилітті ХХІ століття. Причому, в зв'язку з тим, що вплив викидів оксидів азоту, вуглецю, сірки і водяної пари у верхній тропосфері і нижній стратосфері на процеси глобальної зміни клімату планети вважається доведеним, також обговорюється введення обмежень на викиди ЗР від двигунів ПС на етапі крейсерського польоту для дозвукових і надзвукових літаків,

До числа вітчизняних ПС, оснащених двигунами, які відповідають перспективним міжнародним вимогам щодо викидів ЗР в атмосферу, відносяться Ту-204 і Іл-96-300 з двигуном ПС-90А, а також Ту-334 і Бе-200 з двигуном Д-436Т1.

6.1.3. Вимірювання вмісту забруднюючих речовин у відпрацьованих газах ГТД

Випробування з визначення вмісту забруднюючих речовин проводяться на стаціонарному наземному стенді, обладнаному відповідними вимірювальними системами. Вимірювання виконуються на сталих режимах при величинах тяги, відповідних умовного циклу злітно-посадкових операцій. Крім концентрації забруднюючих речовин у вихлопних газах, на кожному режимі вимірюються тяга, масова витрата палива, частота обертання ротора, температура і тиск повітря на вході в двигуни (на відстані не більше одного

діаметра від вхідного пристрою), тиск і температура повітря на вході в камеру згоряння p_k і T_k , відносна вологість навколишнього повітря (на відстані не більше 15 м від вхідного пристрою).

Точки відбору проб розподіляються рівномірно між чотирма секторами вихідного перетину реактивного сопла, освіченими двома взаємно перпендикулярними діаметрами.

Пробовідбірник виконується з корозійностійкої сталі і повинен забезпечувати відбір проб газу не менше ніж в 12 точках перетину сопла двигуна. Пробовідбірник повинен бути сконструйований таким чином, щоб не менше 80% падіння тиску проходить через нього газу доводилося на отвори. Для двигунів без форсажної камери пробовідбірник встановлюється на відстані не більше 0,5 м від площини зрізу сопла (зрізу сопла внутрішнього контуру для ТРД з роздільними контурами). Можуть використовуватися змішують пробовідбірники, що мають отвори однакового діаметра (рис. 6.1.3.1, а).

Для двигунів з форсажною камерою пробовідбірник встановлюється на відстані, рівному 25-й діаметрами сопла від його зрізу, так як температура вихлопних газів на форсажних режимах висока (2000 – 2200 К) і при змішуванні їх з повітрям відбувається інтенсивне Догорание продуктів неповного згоряння палива .

З пробоотборника проба подається до газоаналізуючої апаратурі по магістралі з внутрішнім діаметром 4 – 8,5 мм по найкоротшому шляху (довжина не більше 25 м). Витрата повинен бути таким, щоб час проходження газу по магістралі не перевищувало 10 с. Температура в магістралі повинна підтримуватися в межах 145 – 175 ° С. Магістраль виготовляється з корозійностійкої сталі і обігрівається електричним струмом.

Схема системи відбору та аналізу проб приведена на рис. 6.1.3.1, б. Система складається з підсистем, призначених для вимірювання концентрації окремих компонентів. До складу кожної підсистеми входять необхідні

пристрої для регулювання витрати газу, підтримування певної температури проби і вимірювання.

Для вимірювання загального вмісту вуглеводнів в пробі використовується полум'яно-іонізаційний детектор. У дифузне водневе полум'я вводиться проба газу. При горінні вуглеводнів газ в полум'я іонізується і між відповідним чином встановленими електродами, до яких прикладена різниця потенціалів, виникає іонізаційний струм, пропорційний витраті вуглеводнів через полум'я. За результатами вимірювання іонізаційного струму можна визначити концентрацію незгорілих вуглеводнів. Повний діапазон вимірювань - $0 - 5 \cdot 10^{-3}$ об'ємних часток.

При вимірах необхідно забезпечити, щоб елемент, заповнений відібраним газом, і інші компоненти системи мали температуру приблизно 50°C . Діапазон вимірювань для CO - $0 - 2,5 \cdot 10^{-3}$, а для CO_2 - $0 - 5 \cdot 10^{-3}$ об'ємних часток.

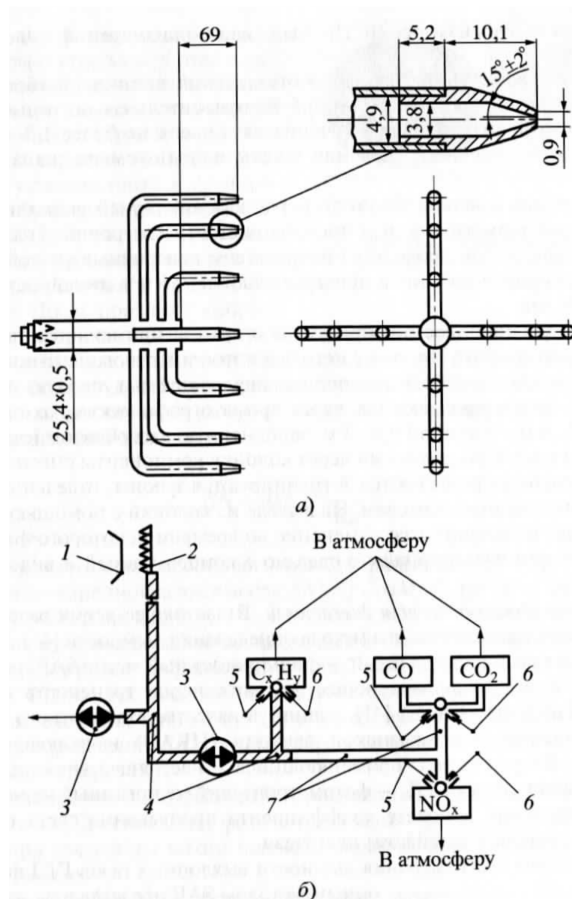


Рис. 6.1.3.1. Схема змішуючого пробовідбірника (а) і схема системи відбору і аналізу проб газу (б):

1 – сопло; 2 – пробовідбірник; 3 – насос; 4 – ділянки магістралі, що нагріваються до 175 ° С;
5 – підведення «нульового» повітря; 6 – підведення піврічного газу; 7 – ділянки магістралі, що нагріваються до 60 ° С; C_xH_y, CO, CO₂, NO_x, – аналізатори

Вимірювання вмісту оксидів азоту здійснюється за методом хемілюмінесценції, тобто вимірюється випромінювання, що виділяється при реакції NO і O₃. Оскільки в пробі газу міститься, крім NO, також і NO₂, то проба газу пропускається через конвертер, в якому NO₂ перетворюється в NO. Зміст NO вимірюється перед конвертером, а також за ним. Зміст NO₂ визначається за різницею цих вимірів. Повний діапазон вимірювань - 0 – 1·10⁻³ об'ємних часток.

До точності вимірювань пред'являються дуже високі вимоги. Наприклад, чутливість не менше 0,5%; відносна похибка ± 1%; зміна вихідного сигналу протягом двох годин не більше 1% (відсотки обчислюються від кінцевого значення шкали використовуваного діапазону показань).

Для отримання високої точності перед кожною серією випробувань проводиться перевірка герметичності і чистоти системи вимірювань. Градування та перевірка аналізаторів проводяться за допомогою перевірочних сумішей газів.

Мета градування полягає в перевірці стабільності і лінійності характеристик приладів.

При дослідженнях складу продуктів згоряння застосовується також метод газової хроматографії. За цим методом в потік інертного газу-носія (аргон, Гелій) вводиться невелика порція аналізованих продуктів згоряння (проба). Ця суміш пропускається через хроматографічну колонку-трубку

діаметром 2 – 4 мм і довжиною 0.5 – 3 м, заповнену адсорбентом (силікагелем, деревним вугіллям). При русі через колонку компоненти суміші внаслідок відмінностей у сорбції поділяються і групуються в зони, відокремлені один від одного інертним газом-носієм. На виході з колонки за допомогою спеціального детектора реєструється зміна в часі деякого фізичного властивості, яке функціонально пов'язане з концентрацією і видом кожного компонента.

Визначення рівня димності двигунів. В даний час розроблені і знайшли широке застосування два методи визначення димності. Перший з них і найбільш поширений – фільтраційний метод SAE, розроблений в 1970 р американським суспільством інженерів транспорту (Society of Automotive Engineers - SAE), прийнятий в якості стандартного Міжнародною організацією цивільної авіації (ІКАО) та включений в ГОСТ 17.2.2.04-86. Другий метод, що застосовується в даний час для оцінки димності авіаційних ГТД – фотометричний, заснований на безпосередньому визначенні в польоті коефіцієнта пропускання світла вихлопної струменем (або димовим шлейфом) двигуна.

Схема системи для вимірювання димності вихлопних газів ГТД фільтраційним методом SAE представлена на рис. 6.1.3.2.

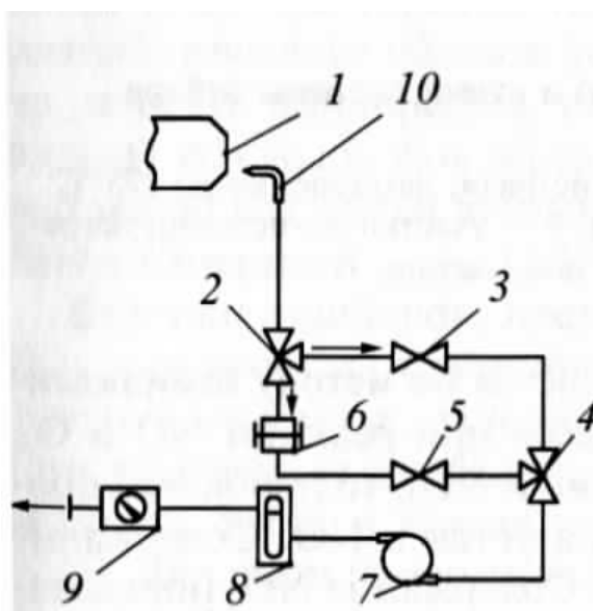


Рис. 6.1.3.2. Схема системи для вимірювання рівня димності вихлопних газів фільтраційним методом

Вихлопні гази через осереднюючу гребінку 10 під дією швидкісного напору потоку вихлопних газів або за допомогою насоса 7 надходять по обігривається магістралі до трьохходовим клапану 2, який дозволяє направляти потік вихлопних газів в робочу магістраль до фільтру або в байпасну лінію. У байпасну лінію вихлопні гази направляються при налаштуванні режиму двигуна, а також в проміжку між окремими вимірами димності. Клапаном 2 при вимірюванні димності закривається байпасна лінія і відкривається робоча магістраль, вихлопні гази пропускаються через встановлений в фільтротримачі 6 паперовий фільтр. Постійний об'ємний витрата вихлопних газів ($0,23 \text{ м}^3 / \text{с}$) встановлюється за допомогою регулювального клапана 5 і ротаметра 8. Після прокачування вибраної кількості вихлопних газів (їх обсяг фіксується газовим лічильником 9) проводиться перемикання потоку вихлопних газів в байпасну лінію і відпрацьований фільтр видаляється з фільтротримачем 6. Потім за допомогою фотометра визначається відбивна здатність «експонованого» фільтра R_s і допоміжна величина:

$$SN = 100 \left(1 - \frac{R_s}{R_w} \right),$$

де R_w – відбивна здатність чистого фільтра.

За допомогою лінійної залежності $SN' = f(\log M / A)$, де M – маса вихлопних газів, що пройшла фільтр; A – площа «робочої» поверхні фільтра, визначається виміряне значення числа димності SN , відповідне базової величини навантаження на фільтр $M / A = 16,2 \text{ кг} / \text{м}^2$. Реальні значення SN не перевищують 80 – 85. На рис. 6.1.3.3 приведені фотографії двох

відпрацьованих фільтрів, що відповідають «сильному» (а) і «слабкому» (б) димлінню.

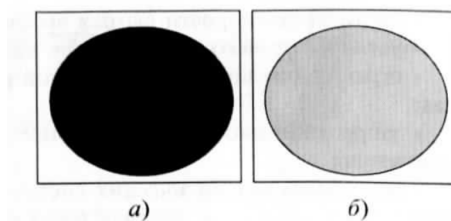


Рис. 6.1.3.3. Зразки фільтрів:

а – сильне задимлення; *б* – слабе димління

Точність SN за допомогою розглянутої вимірювальної системи складає ± 2 од.

Метод вимірювання коефіцієнта пропускання світла вихлопної струменем авіаційного ГТД заснований на фотометруванні фото-, кінонегативів, одержуваних при зйомці димового шлейфу, що утворюється двигуном або літаком в польоті.

Визначення параметра викиду сажі D виробляється при випробуваннях двигуна на наземному стенді. Відбір проб газу здійснюється на сталих режимах роботи двигуна при температурі навколишнього повітря не нижче 15°C . Відбирається не менше трьох проб на кожному режимі.

6.1.4. Зменшення емісії авіаційних ГТД при стендових випробуваннях

Застосування ряду технічних і організаційних заходів дозволяє скоротити концентрації шкідливих речовин при роботі експериментальних стендів. До таких заходів належать:

- застосування вертикальних вихлопних шахт;
- збільшення швидкості виходу вихлопних газів в атмосферу;
- збільшення висоти вихлопних шахт;

- обмеження часу спільної роботи стендів на напружених режимах;
- заборона роботи стендів при несприятливому вітрі по швидкості і напрямку;
- розробка каталітичних систем очищення вихлопних газів від оксидів азоту;
- скорочення часу випробувань шляхом вдосконалення технології і методології випробувань, а також за рахунок автоматизації випробувань.

Освіта і подальший викид в атмосферу «термічних» оксидів азоту залежить, перш за все, від трьох основних чинників:

$$C_{NO} = f(T_{max}^*, C_0, \tau),$$

де T_{max} – максимальна температура; C_0 – концентрація атомарного і молекулярного кисню; τ – час дії максимальної температури.

Тому основними способами зменшення освіти NO_x є:

1. Зниження максимальної температури згорання, яке досягається:
 - уприскуванням води в камеру згорання;
 - рециркуляцією продуктів згорання (відпрацьованих газів) в зону горіння:
 - збіднінням паливо-повітряної суміші.

2. Зменшення концентрації кисню на початкових стадіях процесу горіння палива, коли мають місце високі температури і відбувається інтенсивне утворення NO. Це забезпечується застосуванням двостадійного згорання, при якому на початку (перша стадія) процес проводять при нестачі кисню ($\alpha = 0,7 - 0,95$), а на другій стадії додають повітря для допалювання CO , C_nH_m , C , але температура процесу вже недостатня для синтезу NO.

Зменшити утворення сажі дозволяє:

- 1) вдосконалення процесу розпилювання рідкого палива у фронтальному пристрої;

2) скорочення розмірів первинної зони і циркуляційних зон і збіднення паливоповітряної суміші в цих зонах.

Прикладом реалізації цих заходів можуть служити багатофорсункові камери згоряння.

Кардинальним шляхом розв'язання проблеми зменшення сажеутворення і димності вихлопних газів ГТД є перехід до регульованим камер згоряння і, зокрема, камер згоряння з регульованими фронтними пристроями.

Компанія GEAE має низку патентів на камери згоряння, які оснащені двоярусними завихрювачі з закруткою потоку. Створюючи потужні вихрові потоки, такі камери згоряння забезпечують швидку підготовку однорідної паливно-повітряної суміші. З точки зору ефективності перспективні паливні форсунки можуть знизити рівень емісії NO_x , CO і HC більш ніж на 50%.

Компанією досліджувалися різні конструктивні схеми і способи організації робочого процесу в камерах згоряння (рис. 6.1.4.1).

В даний час фірма Роллс-Ройс працює над створенням простий дешевої однозонної кільцевої камери згоряння (КЗ), в якій подача палива здійснюється через одну форсунку. Застосування такої камери згоряння гарантує отримання істотних вигод в порівнянні з застосуванням подвійного кільцевої камери згоряння за вартістю, масі і надійності при забезпеченні кращої емісії.

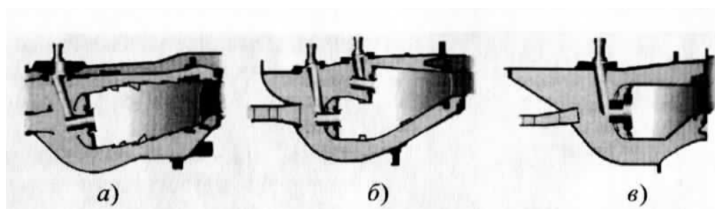


Рис. 6.1.4.1. Схеми камер згоряння:

a – однозонна кільцева (SAC); *б* – двохзонна кільцева (DAC); *в* – однозонна кільцева з збідненою зоною горіння і прямим уприскуванням палива (LDIS SAC)

Розглядається напрямок, пов'язаний зі зменшенням рівня емісії CO_2 до нуля в ГТД дозвукових літаків. Досягти мети передбачається, завдяки

застосуванню в якості палива рідкого водню і нового способу перетворення енергії, зокрема, паливних елементів. Використання паливних елементів дозволяє відмовитися від застосування в конструкції двигуна камери згорання і турбін, а сам двигун в цьому випадку перетворюється в рушій, який приводиться в обертання від електромотора.

6.1.5. Висновки

У даному розділі було проаналізовано проблеми впливу випробувальних стендів, проаналізувати основні джерела впливу та їх наслідки на навколишнє середовище та розказано про випробування по визначенню викидів забруднюючих речовин авіаційними газотурбінними двигунами. Також було представлено способи нормування забруднень атмосфери авіаційними двигунами, вимірювання вмісту забруднюючих речовин у відпрацьованих газах ГТД та про зменшення емісії авіаційних двигунів при стендових випробуваннях.

ВИСНОВОК

Випробування авіадвигунів є актуальним не лише в наші дні, але й надалі залишиться дуже важливим процесом. Особливу увагу було виділено контролю вібрації лопаток турбіни. Було досліджено, чому так важливо контролювати цей параметр і безпосередньо запропоновано структурну схему для вимірювання вібрації лопаток турбіни авіадвигуна.

У першому розділі було розглянуто види випробувань авіаційних двигунів, випробувальні стенди та обладнання. Розрізняють такі групи випробувань авіадвигунів: науково-дослідні випробування (науково-дослідний експеримент), випробування окремих вузлів створюваного двигуна, доводочні і спеціальні випробування дослідного двигуна, державні та сертифікаційні випробування двигуна та випробування серійних двигунів. Також було розглянуто структуру випробувальної станції, випробувальних верстатів та приладів та основні системи стендів.

У другому розділі представлено датчики автоматизованих систем випробування авіадвигунів, а саме: датчики вимірювання температури, тиску, частоти обертання, витрат палива, сили тяги, моменту сили, зазорів, переміщень та зонди вимірювання пульсацій тиску газових середовищ.

У третьому розділі було розроблено структурну схему для вимірювання вібрації лопаток турбіни авіадвигуна. Також було описано принцип дії ємнісних вимірювальних перетворювачів, надано схеми вимірювальних пристроїв, які застосовуються з ємнісними ВП і розраховано ємність датчика у різних умовах, а саме: при відсутності вібрацій, без обертання ротора авіадвигуна і при наявності вібрацій з обертанням ротора газотурбінного двигуна. На основі розрахунків було побудовано три графіки залежності: ємності: залежність ємності від площі перекриття (при відсутності вібрацій), від зміни зазору між пластинами (без обертання ротора авіадвигуна) та від часу (при наявності вібрацій та обертанні ротора двигуна). Також було розроблено програмний продукт для побудови графіків залежності для ємнісних датчиків автоматизованої системи вимірювання вібрації на серверній мові програмування «PHP 7.2». Відштовхуючись від особливостей автоматизованої системи випробувань було модернізовано мостову схему вимірювання ємності з диференціальними ВП та описано принцип дії цієї схеми. Далі було розраховано параметри мостової схеми та умову її рівноваги.

У четвертому розділі було розглянуто основні принципи побудови автоматизованої системи випробувань авіадвигунів та обробки результатів випробувань, типові операції під час роботи з автоматизованими системами випробувань та основні вимоги до таких систем.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Григорьев, В. А. Испытания авиационных двигателей: учебник для вузов. 2-е изд., доп. / под общ. ред. В. А. Григорьева и А. С. Гишварова: Машиностроение, 2016
2. Иванов И. О. Измерение вибрации двигателей на воздушных судах : Учебное пособие / И. О. Иванов — К. : КИИГА, 1991. — 32 с.
3. Клочков Б. Н. Волновые и вибрационные процессы в машиностроении : Тез. докл. Всесоюзн. конф. / ИПФ АН СССР. Горький, 1989. ч. 2, С. 7-106
4. Клюев В. Б. приборы и системы для измерения вибрации шума и удара : справочник / Под ред. В. Б. Клюева. — М. : Машиностроение, 1978. — т. 1. — 448 с. : т. 2. — 500 с.
5. Дорошко С. М. Контроль и диагностирование технического состояния газотурбинных двигателей по вибрационным параметрам / С. М. Дорошко. — М. : Транспорт, 1984. — 128 с.

6. Измеритель вибрации двигателя [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:
<https://studfiles.net/preview/6810192/page:27/>.

7. Измерение параметров конденсаторов [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:
https://zpostbox.ru/izmerenie_parametrov_kondensatorov.html.

8. Устройство и способ бесконтактного измерения вибрации лопаток [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:
<https://findpatent.ru/patent/246/2465562.html>.