

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

канд. техн. наук, доц.

_____ О.В. Попов

«__» _____ 2021 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ

«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І АВІАДВИГУНІВ»

Тема: Діагностування авіаційних газотурбінних двигунів в умовах стендових досліджень

Виконав: _____ **Ю.І. Ногай**

Керівник: канд.техн. наук, доц. _____ **М.Д. Туз**

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: канд. техн. наук, доц. _____ **О.М. Гунченко**

охорона навколишнього середовища:
канд. техн. наук, доц. _____ **Є.О. Бовсуновський**

Нормоконтролер _____

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет (очна форма навчання)
Кафедра підтримання льотної придатності повітряних суден
Освітній ступінь «Магістр»
Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
Освітньо-професійна програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

канд. техн. наук, доц.

_____ О.В. Попов

« ___ » _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

НОГАЯ Юрія Ігоревича

1. Тема роботи: «Діагностування авіаційних газотурбінних двигунів в умовах стендових досліджень», затверджено наказом ректора від 11.10.2021 року № 2197/ст.
2. Строк виконання роботи: з 25.10.2021 р. по 31.12.2021 р.
3. Вихідні дані до роботи: результати аналізу типових конструкцій випробувальних стендів, статистичні дані за результатами досвіду експлуатації випробувальних станцій і стендів для авіаційних газотурбінних двигунів, архітектура систем автоматизації стендів для сучасних авіаційних ТРД, порушення роботи, відмови та несправності стендів, методи відновлення працездатності випробувальних стендів та їх функціональних систем.
4. Зміст пояснювальної записки: аналіз типових конструкцій стендів для авіаційних газотурбінних двигунів та досвіду їх експлуатації, формалізація оптимальної конструкції стенду та методики проведення стендових випробувань газотурбінних двигунів, аналіз методів підвищення надійності та технологічності стендів, розробка методики та практичних заходів підвищення ефективності та достовірності результатів випробувань, розробка заходів з охорони праці та заходів з охорони навколишнього середовища.

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

6. Календарний план-графік

Завдання	Строк виконання	Відмітка про виконання
Аналіз технічних переваг та недоліків типових конструкцій випробувальних стендів	25.10.21 – 30.10.21	
Аналіз досвіду експлуатації випробувальних станцій і стендів для авіаційних газотурбінних двигунів. Постановка задач дослідження	01.11.21 – 02.11.21	
Вибір та обґрунтування оптимальної конструкції стенду та методики проведення стендових випробувань газотурбінних двигунів.	03.11.21 – 06.11.21	
Розробка методів підвищення ефективності та достовірності результатів випробувань ГТД	07.11.21–10.11.21	
Розрахунки, математичне моделювання, статистична апробація запропонованих заходів підвищення ефективності та технологічності обладнання при діагностуванні газотурбінних двигунів та їх агрегатів в умовах стендових досліджень	11.11.21–17.11.21	
Виконання окремих розділів роботи: охорона праці, охорона навколишнього середовища	18.11.21– 25.11.21	
Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу	26.11.2 – 09.12.21	
Охорона праці та навколишнього середовища	10.12.21 – 11.12.21	
Основні висновки та рекомендації	12.12.21 – 15.12.21	

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Канд. техн. наук, доцент Гунченко О.М.		
Охорона навколишнього середовища	Канд. техн. наук, доцент Бовсуновський Є.О.		

8. Дата видачі завдання: « ___ » _____ 2021 року.

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Туз М.Д.
Завдання прийняв до виконання _____ Ногай Ю.І.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Діагностування авіаційних газотурбінних двигунів в умовах стендових досліджень»

143 сторінок, 45 рисунків, 7 таблиць, 45 використаних джерел

Об'єкт дослідження – процес підтримання льотної придатності газотурбінних двигунів та функціональних систем повітряних суден.

Мета роботи – розробка комплексного діагностичного стенду для визначення технічного стану і працездатності паливних агрегатів авіаційного двигуна Д-436 в умовах стендових досліджень.

Наукова новизна роботи – полягає в розробці методики проектування та математичної моделі для розрахунку газових ежекторів в вихлопних пристроях шумоглушіння випробувальних стендів ГТД.

Метод дослідження – метод математичного моделювання.

Практичне значення дипломної роботи визначається підвищенням ефективності експлуатації авіаційних двигунів та функціональних систем сучасних повітряних суден та методів контролю їх параметрів.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати в навчальному процесі, практичній діяльності фахівців авіаційних експлуатаційних підприємств та конструкторських бюро.

ГАЗОТУРБІННИЙ ДВИГУН, КОМПЛЕКСНИЙ ДІАГНОСТИЧНИЙ СТЕНД, ФУНКЦІОНАЛЬНА СИСТЕМА, СТЕНДОВІ ДОСЛІДЖЕННЯ, ПАЛИВНА СИСТЕМА, ПАРАМЕТРИЧНА ДІАГНОСТИКА, ВІБРАЦІЙНИЙ КОНТРОЛЬ, ВИПРОБУВАЛЬНИЙ СТЕНД, ГАЗОВИЙ ЕЖЕКТОР

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ	8
ВСТУП	9
РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ ТИПІВ І КОНСТРУКЦІЇ ВИПРОБУВАЛЬНИХ СТЕНДІВ ДЛЯ АВІАЦІЙНИХ ГТД	10
1.1 Типи випробувальних стендів	11
1.2 Відкриті стенди для випробувань ГТД	13
1.2.1 Випробувальні бокси	13
1.2.2 Кабіни керування	16
1.2.3 Силівимірювальне обладнання	17
1.2.4 Обладнання для виміру крутного моменту	20
1.2.5 Технологічні системи випробувальних стендів	21
Висновки до розділу 1	25
РОЗДІЛ 2 СТЕНДОВІ СИСТЕМИ КОНТРОЛЮ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ	26
2.1 Загальні характеристики стендових систем контролю	26
2.2 Система автоматичного керування випробувальним стендом (САК ВС)	28
2.3 Система вібраційного контролю та діагностики	34
2.4 Система параметричного контролю та діагностики	39
2.5 Програма стендових випробувань двигунів Р-25-300 для формування вібраційного і параметричного паспортів	40
2.6 Визначення діагностичних режимів для двигунів Р-25-300	43
2.7 Статистична вібраційна модель двигунів Р-25-300	46
Висновки до розділу 2	50
РОЗДІЛ 3 МЕТОДИКА ПРОЕКТУВАННЯ ТА РОЗРАХУНОК ГАЗОВИХ ЕЖЕКТОРІВ В ВИХЛОПНИХ ПРИСТРОЯХ ШУМОГЛУШІННЯ ВИПРОБУВАЛЬНИХ СТЕНДІВ ГТД	51
3.1 Загальні відомості про газові ежектори	51

3.2 Основні конструктивні елементи газового ежектора	51
3.3 Робочий процес дозвукового газового ежектора	54
3.3.1 Термогазодинамічні та геометричні параметри ежектора	55
3.3.2 Особливості змішування потоків активного та пасивного газів при дозвукових та надзвукових швидкостях активного газу	56
3.3.3 Основні види втрат енергії в газових ежекторах	59
3.4 Розрахунки газового ежектора системи шумоглушіння при проектуванні випробувального комплексу авіаційних ГТД	60
Висновки до розділу 3	73
РОЗДІЛ 4 КОМПЛЕКСНИЙ ДІАГНОСТИЧНИЙ СТЕНД ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ І ПРАЦЕЗДАТНОСТІ ПАЛИВНИХ АГРЕГАТІВ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА Д-436	74
4.1 Призначення стенду	74
4.2 Конструкція стенду	74
4.3 Трансмісія силового приводу стенду	74
4.3.1 Принципова схема силового приводу стенду	75
4.3.2 Мультиплікатор	76
4.3.2.1 Кінематична схема редуктора	77
4.3.2.2 Вимірювач крутного моменту	78
4.3.2.3 Конструкція редуктора	79
4.3.2.4 Картер редуктора	81
4.3.2.5 Ведучий вал-ресора	81
4.3.2.6 Планетарний механізм	82
4.3.2.7 Ступінь перебору	84
4.3.3 Лобовий картер	85
4.3.3.1 Загальні відомості	85
4.3.3.2 Корпус лобового картера	86
4.3.4 Роздільний корпус двигуна АИ-25	93
4.4 Система приводів агрегатів	96

Висновки до розділу 4	102
РОЗДІЛ 5 РОЗРОБКА ЗАХОДІВ З ОХОРОНИ ПРАЦІ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ДІАГНОСТИЧНОГО СТЕНДУ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ АВІАЦІЙНИХ ГТД	103
5.1 Небезпечні та шкідливі виробничі чинники під час роботи з проєктованим діагностичним стендом	103
5.2 Організаційні і конструктивно-технологічні заходи по зменшенню впливу небезпечних факторів	104
5.2.1 Розрахунок заземлення	107
5.2.2 Порядок розрахунку	
5.3 Правила експлуатації випробувальних станцій для діагностування авіаційних двигунів	110
5.4 Заходи пожежної безпеки	111
5.5 Охорона праці при експлуатації випробувальних станцій і установок	116
Висновки до розділу 5	117
РОЗДІЛ 6 РОЗРОБКА ЗАХОДІВ З ОХОРОНИ НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ДІАГНОСТИЧНОГО КОМПЛЕКСУ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ АВІАЦІЙНИХ ГТД	118
6.1 Небезпеки, що пов'язані з випробуванням авіаційних двигунів та їх агрегатів	118
6.2 Законодавчі акти, що визначають основні положення про охорону навколишнього середовища	120
6.3 Небезпеки в процесі експлуатації діагностичного комплексу для випробувань авіаційних ГТД	124
6.4 Основні вимоги по забезпеченню екологічної безпеки при експлуатації діагностичного комплексу	127
Висновки до розділу 6	135
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	136
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	140

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

АСД	- автоматизована система діагностики;
ВС	- випробувальний стенд;
ГТД	- газотурбінний двигун;
КДСПА	- комплексний діагностичний стенд для паливних авіаційних агрегатів;
к.к.д.	- коефіцієнт корисної дії;
КВТ	- компресор високого тиску;
КНТ	- компресор низького тиску;
ОК	- осьовий компресор;
ПСВ	- програма сертифікаційних випробувань;
ПС	- повітряне судно;
САК ВС	- система автоматичного керування випробувального стенда;
СКЗ	- середньоквадратичне значення;
ТВТ	- турбіна високого тиску;
ТНТ	- турбіна низького тиску;
ТС	- технічний стан;
ТРДД	- турбореактивний двигун двоконтурний
ТС	- технічний стан;
ФС	- функціональна система

ВСТУП

Методи параметричної діагностики авіаційних двигунів, зокрема використання систем вібраційного контролю в дійсний час є базовими в складі випробувальних комплексів і стендів авіаційних ГТД.

Специфіка аналізу вібрацій авіаційних газотурбінних двигунів полягає в тому, що для правильної оцінки якості виготовлення двигунів необхідно оцінити їхню вібраційну поведінку на різних режимах: на прогріві, східчастому виході з малого газу до максимальних оборотів, приємності та вибігу. При цьому детальний аналіз вібраційного стану двигуна проводиться звичайно після завершення випробувань, які необхідно повторювати, якщо не вистачає даних, необхідних для достовірного висновку.

Удосконалювання технології випробувань авіадвигунів висунуло до засобів виміру та аналізу вібрацій нові вимоги. Крім вимог по точності вимірів, надійності, використанню сучасних цифрових технологій обробки вібраційних сигналів, висувається ряд вимог, пов'язаних з автоматизацією процесу контролю, реєстрації і обробки вібраційних сигналів.

У роботі проведено аналіз типових конструкцій стендів для авіаційних газотурбінних двигунів та досвіду їх експлуатації. Формалізовано склад оптимальної конструкції випробувального стенду. Розроблені програма та методики стендових випробувань турбореактивних двигунів для формування вібраційного і параметричного паспортів. Визначені характерні діагностичні режими випробувань, створена статистична модель авіаційного двигуна.

При розробці методів діагностування технічного стану приділяється значна увага реалізації повнофакторного моделювання умов роботи двигунів, їх агрегатів, дії на них усіх експлуатаційних факторів.

Аналіз методів підвищення надійності та технологічності стендів дозволяє розробити методики та практичні заходи покращення ефективності та достовірності результатів стендових випробувань авіаційних ГТД.

1 АНАЛІЗ ТИПІВ І КОНСТРУКЦІЇ ВИПРОБУВАЛЬНИХ СТЕНДІВ ДЛЯ АВІАЦІЙНИХ ГТД

1.1 Типи випробувальних стендів

У процесі розробки, експериментального доведення, а також при виробництві турбореактивних двигунів необхідно проводити великий обсяг випробувань на різних випробувальних стендах. По типу випробуваного об'єкта їх можна підрозділити на:

- стенди для випробувань повнорозмірних двигунів;
- стенди для автономних випробувань вузлів (компресорів, камер згоряння, турбін);
- стенди для випробувань окремих елементів, агрегатів та інше.

У даному розділі розглядаються стенди для випробувань двигунів, оскільки на таких стендах виконуються основні етапи доведення двигунів, а їх обладнання й устаткування в значній мірі є типовими для більшості інших випробувальних стендів. Характеристика стендів, призначених для випробувань окремих вузлів двигунів, дана нижче.

Стенди для випробувань повнорозмірних двигунів можна підрозділити на дві групи:

- стенди відкритого типу та висотні стенди.

До відкритих стендів відносяться як стенди, установлені поза приміщеннями, так і стенди, що мають усмоктувальні й вихлопні шахти. На стендах відкритого типу реалізуються умови, що відповідають $M = 0$ і $H = 0$. На цих стендах виконуються більші обсяги випробувань при досвідченому доведенні двигуна (перевірка основних даних двигуна шляхом зняття дросельної характеристики, оцінка характеристик окремих елементів, ресурсні випробування й ін.) і при його серійному виробництві (приймальноздавальні, періодичні, типові випробування).

На висотних стендах досліджуються особливості роботи двигуна або силової установки в умовах польоту (визначення висотно-швидкісних характеристик, перевірка надійності запуску в польоті, дослідження спільної роботи вхідного обладнання й двигуна при надзвукових швидкостях польоту й т.п.). У порівнянні з

літними випробуваннями випробування на висотних стендах дозволяють одержати більш точні й надійні дані завдяки використанню спеціалізованої вимірювальної апаратури, можливості безпосереднього виміру тяги й більш широкому діапазону зміни параметрів, а також вимагають менших витрат.



Рисунок 1.1 – Зовнішній вигляд стенда для випробувань повнорозмірних авіаційних турбореактивних двигунів

(установка двигуна безпосередньо на динамометричній платформі)

Випробувальні стенди входять до складу випробувальних станцій або лабораторій. Випробовувані двигуни встановлюються й випробовуються з використанням спеціального устаткування в випробувальних приміщеннях - боксах. Обслуговуючий персонал, вимірювальна й обчислювальна апаратура розміщуються в кабінах спостереження, вимірювальних залах і обчислювальних центрах.

Випробування забезпечуються системами харчування (паливні, масляні, повітряні й інші системи), розміщеними в спеціальних технологічних приміщеннях і частково в випробувальних боксах. Джерела харчування систем об'єкта й іспитового устаткування електроенергією різної напруги, стисненим повітрям і іншими різними середовищами розміщуються в спеціальних енергоцехах.

Обчислювальні центри, енергоцехи, а також технологічні підрозділи обслуговують, як правило, кілька стендів.

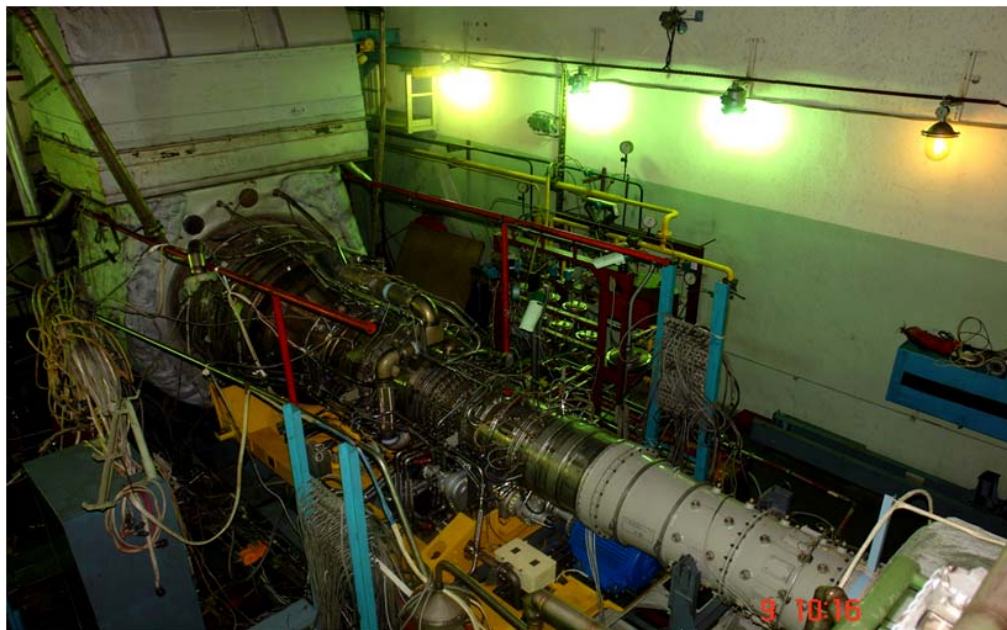


Рисунок 1.2 – ГТД в процесі проведення випробувань
(комунікації, діагностичне обладнання)

До складу випробувальних станцій входять також допоміжні виробничі підрозділи (наприклад, хімічна лабораторія, лабораторія контролю й випробувань приладів і ін.).



Рисунок 1.3 – Пультова кімната випробувального комплексу авіаційних ГТД

Частина робіт по підготовці двигунів до випробувань проводиться в спеціальних залах підготовки. На випробувальних станціях і стендах є також адміністративно-господарські й побутові приміщення. Кожний іспитовий стенд повинен задовольняти певним вимогам відносно забезпечення можливості моделювання експлуатаційних умов, режимів роботи двигуна, точності й вірогідності одержуваних результатів.

Точність виміру параметрів ГТД стендовими вимірювальними системами регламентується. Припустимі сумарні погрішності виміру параметрів двигуна при довірчому ймовірності $v = 0,95$ не повинні перевищувати 1,5 %.

На кожний стенд складається паспорт стенда - формуляр, що містить основні характеристики аеродинаміки стенда, його встаткування й систем . Усі характеристики повинні перевірятися й фіксуватися в паспорті стенда при ремонті, перебудові стенда або переході на новий виріб, але не рідше одного разу в рік.

1.2 Відкриті стенди для випробувань ГТД

1.2.1 Випробувальні бокси

Бокс для випробувань є основною частиною стенда і складається з наступних частин:

- а) вхідної, через яку до двигуна надходить повітря з атмосфери;
- б) центральної, де встановлюється випробуваний двигун;
- в) вихідної, де відбувається охолодження вихлопних газів і викид в атмосферу.

Як вхідна, так і вихідна частини можуть бути розташовані горизонтально або вертикально (рисунок 1.1). Вертикальне розташування переважніше, тому що в усмоктувальну систему попадає менше пилу, а вихлопні гази при цім компонуванні краще розсіюються в атмосфері.

При проектуванні проточної частини боксу проводиться аеродинамічний розрахунок, що має метою визначити його розміри. При цьому повинні бути виконані умови, що забезпечують точність результатів вимірів у процесі випробувань. Зокрема, швидкість потоку у вхідних каналах не повинна перевищувати 20 м/с. Швидкість потоку в боксах навколо двигуна не повинна бути

більше 5...8 м/с. Не допускається захарашення проточної частини боксу більш ніж на 10 % площі його поперечного перерізу. Втрати повного напору у вхідній частині не повинні перевищувати 1330 Па, $P_{\text{вх}} / P_{\text{н}} = 0,988... 1,02$, де $P_{\text{вх}}$ - повний тиск на вході у двигун; $P_{\text{н}}$ - статичний тиск навколишнього повітря в площині реактивного сопла на відстані 0,5 діаметра сопла від його краю.

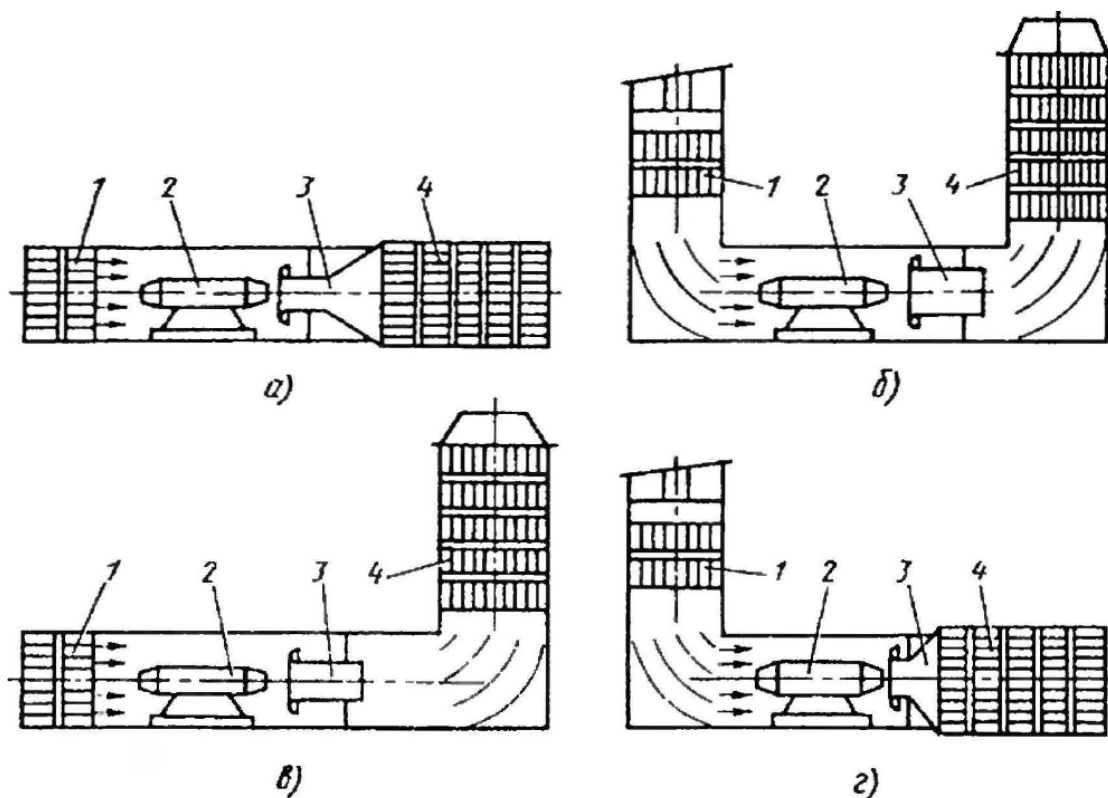


Рисунок 1.4 – Види взаємного розташування частин випробувальних боксів:

а) – горизонтальне; б) – П-подібне; в, г) – Г-подібні.

1 – частина всмоктування повітря з шумоглушінням; 2 – двигун, що випробовується;
3 – ежекторна труба; 4 – вихлопна труба з шумоглушінням

Міцність стін боксу при проектуванні повинна бути така, щоб і при аварії забезпечити безпека обслуговуючого персоналу.

Обладнання типового боксу наступне. Повітря надходить із атмосфери через шахту усмоктування 1 (рисунок 1.4, б). Випробуваний двигун 2 установлений у робочій частині стенда на платформі силовимірювального обладнання, яка укріплена на фундаменті, ізольованому від підлоги й стін боксу. Тому вібрації

безпосередньо не передаються на стіни будинку й не впливають на вимірювальну апаратуру.

Робоча частина боксу оснащена підйомно-транспортними обладнаннями (талі, тельфери, рейкові доріжки) для монтажу й заміни двигуна. Температура вихлопних газів у вихлопній шахті не повинна перевищувати 300...400°C, тому що матеріали шумоглушіння не витримують високих температур, та й шумоглушіння при низькій температурі більш ефективно. Тому вихлопна система стенда проектується так, щоб, використовуючи ежектуючу дія струменя газів, що випливає з реактивного сопла, можна було підмішати до неї достатню кількість атмосферного повітря. Для цього на деякому видаленні від зрізу сопла двигуна, щоб не спотворити поле тисків на хвостовій частині, установлюється ежекторна труба 3, звідки газу надходять у вихлопну шахту 4.

Таким чином, забезпечується як вентиляція боксу з метою відводу тепла від зовнішньої поверхні двигуна й установлених на ній агрегатів, так і зниження температури газу у вихлопній шахті. Впливає, однак, ураховувати, що виникаюче при цьому рух повітря в боксі створює зовнішній вплив на двигун і одночасно з'являється імпульс потоку на вході у двигун. Обоє фактора знижують значення сили, що діє на силовимірювальне обладнання. Тому для визначення дійсної стендової тяги потрібне внесення виправлень на "парусність" і на вхідний імпульс, значення яких залежать від рівня швидкості й можуть досягати 2...3 % обмірюваної тяги.

Величина поправки визначається експериментально за результатами виміру тяги й швидкості в боксі на тому самому режимі при різному ступені дроселювання вихлопної системи боксу або шляхом порівняння даних двигуна на різних стендах.

Відносні значення погрешностей визначення тяги зростають зі збільшенням ступеня двоконтурності двигуна (зі зменшенням його питомої тяги). Тому на стендах, призначених для випробувань двигунів з великим ступенем двоконтурності, передбачаються заходи, що забезпечують можливо більш рівномірне обтікання двигуна зовнішнім потоком під час випробувань, що й зводить

до мінімуму вплив потоку на елементи силовимірювального обладнання. Схема такого стенда наведена на рисунку 1.5.

Як видно, у вхідній частині експериментального боксу встановлені напрямні лопатки 1 і сітки 2, що вирівнюють поле швидкостей повітря на вході в бокс. Двигун кріпиться до силовимірювального обладнання за допомогою пілона, а саме обладнання 3 поглиблене в нішу. Монтажні містки під час випробувань убираються.

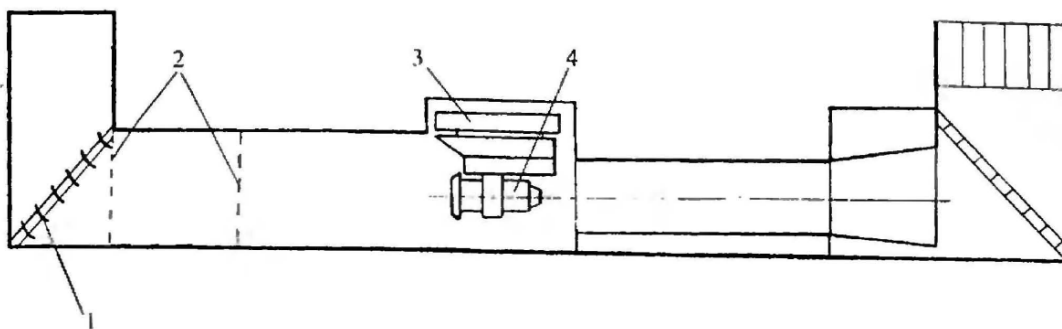


Рисунок 1.5 – Стенд для випробувань ТРДД:

а) – горизонтальне; б) – П-подібне; в, г) – Г-подібні.

1 – поворотні лопатки; 2 – спрямляючі сітки; 3 – сило вимірювальний пристрій;

4 – двигун, що випробовується

Поздовжні розміри вхідний і вихідний частин боксу досить великі. Завдяки зазначеним особливостям конструкції боксу досягається досить рівномірний розподіл швидкостей і тисків потоку навколо випробуваного двигуна, що знижує погрішності визначення дійсної (внутрішньої) тяги двигуна й полегшує розрахунки відповідних поправок.

На деяких режимах при випробуванні ТРДФ і ТРДДФ не вдається знизити температуру вихлопних газів до необхідного значення тільки за допомогою підмішування ежектуємого повітря. У цьому випадку в ежекторній трубі встановлюють водяний душ. Вихлопні газы через шахту шумоглушіння викидаються в атмосферу .

1.2.2 Кабіни керування.

У кабіні керування розташований пульт керування двигуном. На ньому встановлені важіль керування двигуном , стоп-кран, тумблери керування системами, основні прилади контролю експлуатаційних параметрів робочого процесу, рівня

вібрацій, показчики вимірників тяги, витрати палива. На пульті керування розташовуються дисплеї ЕОМ, на яких у ході випробувань наочно в цифровому або графічному виді з'являється інформація про параметри двигуна, результатах вимірів і їх первинній обробці на ЕОМ. Це дозволяє оперативно вносити зміни в режими роботи й настроювання двигуна, усувати можливі помилки й при необхідності повторювати виміру. Широке застосування одержали промислові телевізійні установки, які дозволяють під час випробуванні спостерігати за двигуном і його агрегатами, реактивним соплом і струменем вихлопних газів, а при необхідності робити запис зображення на відеомагнітофон.

1.2.3 Силувимірювальне обладнання

Тяга є основним параметром двигуна, і тому до її виміру пред'являються дуже строгі вимоги. Виміру ускладнюється тим, що двигун має значну масу, тому вимагає масивних систем кріплення, здатних витримати тягу двигуна, що досягає декількох десятків тонн.

При випробуваннях можливе виникнення значних бічних зусиль у площинах, перпендикулярних осі двигуна й вібраційних навантажень.

Найбільше поширення одержали тяговимірювальні системи (ТВС) з динамометричною платформою, на якій установлюється випробуваний двигун, а зусилля від нього через цю платформу передаються до первинного перетворювача – сило вимірювального пристрою (СВП), який урівноважує й вимірює тягу.

Динамометрична платформа встановлюється на пружних опорах - сталевих пластинах, які можуть працювати на розтягання (пружні стрічки, рисунок 1.6) або стиск (пружні шарніри). Можуть використовуватися й комбіновані пружні шарніри, що працюють на розтягання й стиск одночасний. Така конструкція допускає переміщення платформи на відстань 1...2 мм із мінімальним опором.

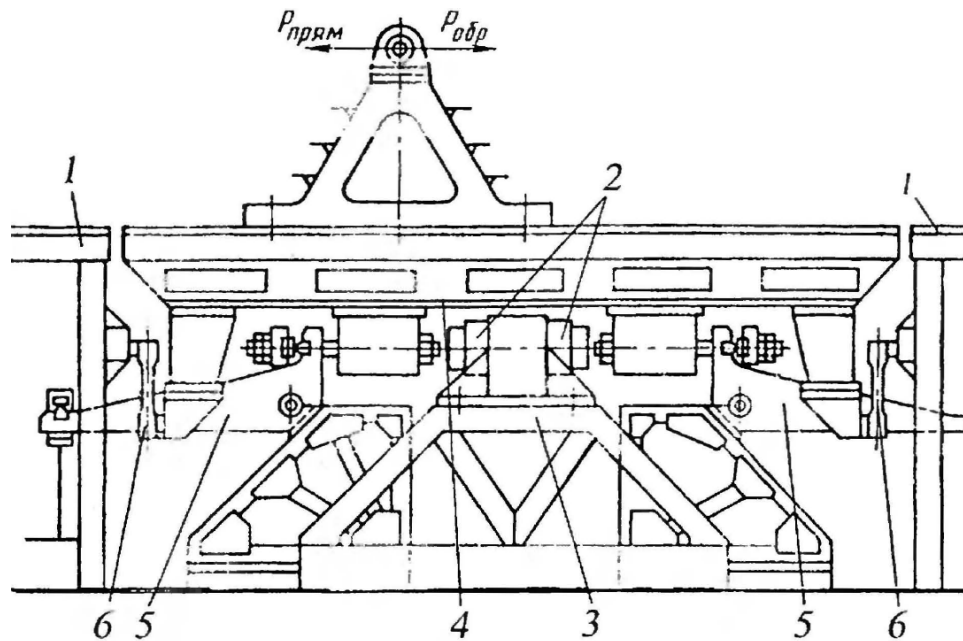


Рисунок 1.6 – Конструкція силівимірювального пристрою з підвіскою динамометричної платформи на пружних опорах:

1 – опорні стійки; 2 – перетворювачі зусиль; 3 – опора перетворювачів зусиль; 4 – динамометрична платформа; 5 – важелі градуировочних пристроїв; 6 – пружні стрічки

У СВП застосовуються вимірювальні перетворювачі різних типів:

- механічні з важільним редуктором і механічними вагами;
- механічні із пружним чутливим елементом, що сприймають зусилля й перетворюючим їх в електричний сигнал за допомогою тензорезисторних, ємнісних, індукційних або вібраційно-частотних первинних перетворювачів; гідравлічні або пневматичні месдозы зі зрівноважуванням вимірюваного зусилля тиском робочого середовища.

До СВП пред'являються наступні вимоги :

- 1) погрішність виміру тяги не повинна перевищувати 0,5 % вимірюваної величини при довірчій імовірності 0,95 і високої чутливості системи;
- 2) необхідно забезпечити можливість виміру як прямій, так і зворотної тяги при реверсуванні тяги двигуна;
- 3) повинна бути забезпечена можливість випробувань двигунів різних тяг;
- 4) у процесі випробувань не повинні виникати впливу на двигун, яких немає в експлуатації;

5) вплив системи комунікації на обмірювану тягу повинне бути мінімальним;

б) динамометрична платформа повинна мати пристосування, що дозволяють проводити градування системи.

Для аналізу погрішностей СВП необхідно оцінити погрішності, породжувані елементами системи. До них ставляться:

а) погрішності, внесені приладами, що реєструють. Вони пов'язані із класом точності приладу й діапазоном виміру. Зменшення погрішності приладу, що реєструє, може бути досягнуте шляхом застосування багато діапазонного обладнання або приладів з більш високою точністю;

б) погрішності, внесені маятниковим ефектом і опором вигину пружних опор. При відхиленні динамометричної платформи виникають осьова складова від її сумарної маси $\Delta G = G \cdot \operatorname{tg} \theta$, а також сили пружності, викликані деформацією опор і вигином комунікацій. Ці сили можуть бути враховані при градуванні СВП. Бажане, щоб деформації шлангів і інших комунікацій були б пружні, тобто не мінялися за часом при тривалому навантаженні. Тому в з'єднаних ділянках комунікацій не слід застосовувати пластичні матеріали;

в) погрішності виміру тяги, пов'язані з неточністю установки двигуна. Якщо двигун установили під кутом до динамометричної платформи, то виникає погрішність. Для зменшення цієї помилки на динамометричній платформі передбачається можливість перевірки правильності установки двигуна;

г) помилки, що виникають у процесі експлуатації стенда, пов'язані з непаралельністю установки гнучких опор. В однотипних підвісок при переміщенні платформи виникають реакції опор, сума яких дає горизонтальну складову сили. Помилка у вимірі тяги буде залежати від реальних розмірів елементів платформи й місця установки перетворювачів зусиль.

Розміри установки повинні ухвалюватися такими, щоб одержати $\delta=0,05 \dots 0,2$ %. Відносна погрішність, пов'язана з непаралельністю гнучких опор, виникає як внаслідок неточності складання, так і в результаті термічної деформації платформи при зміні температури.

При наявності більших перепадів температури повітря, наприклад при випробуванні влітку й узимку, коли різниця температур досягає 50^ос, температурна погрішність у величині тяги для сталеві платформи може скласти до 0,3...0,4 %. Тому в процесі випробувань треба контролювати непаралельність стрічок і вносити відповідне виправлення в обмірюване значення тяги. Для того щоб уникнути при вимірі появи систематичних погрішностей, СВП постачені обладнаннями для градування системи. Таке обладнання показує але на рисунку 1.6.. Градування проводиться шляхом послідовного навантаження важеля 5. При цьому створюється зусилля, що імітує тягу. За результатами градування будуються робочі графіки.

1.2.4 Обладнання для виміру крутного моменту

При випробуванні ТВД, а також при автономних випробуваннях компресорів і турбін основним параметром є крутний момент на валу. Розповсюдженим обладнанням для погашення потужності ТВД і для виміру крутного моменту є гідрогальмо .

Схема гідрогальма представлена на рисунку 1.6. Вал двигуна з'єднаний з ротором гідрогальма, на яке насаджений диск 2. Для поглинання більшої потужності гідрогальма можуть мати кілька дисків. У свою чергу , диск перебуває в корпусі 1, заповненому водою. Момент сил тертя диска про воду створює опір обертанню вала й передається на корпус гідрогальма. Потужність двигуна визначається по вимірним значенням крутного моменту корпуса й частоти обертання вала.

На рисунку 1.7,б наведена навантажувальна характеристика гідрогальма. На ній точка А відповідає максимальному крутному моменту; точка Б відповідає максимальній потужності, яку може поглинути гідрогальмо; точка У відповідає максимальній частоті обертання.

Лінія ОГ характеризує мінімальну потужність при мінімальному заповненні кожуха водою. Змінюючи подачу води, можна одержати будь-яку точку усередині діаграми ОАБВГ. Гідрогальма надійні при роботі й широко застосовуються при випробуваннях. До їхніх недоліків ставиться те, що вони мають вузький робочий діапазон, вимагають багато води й мають складну систему її охолодження, а також хитливо працюють на малих частотах обертання.

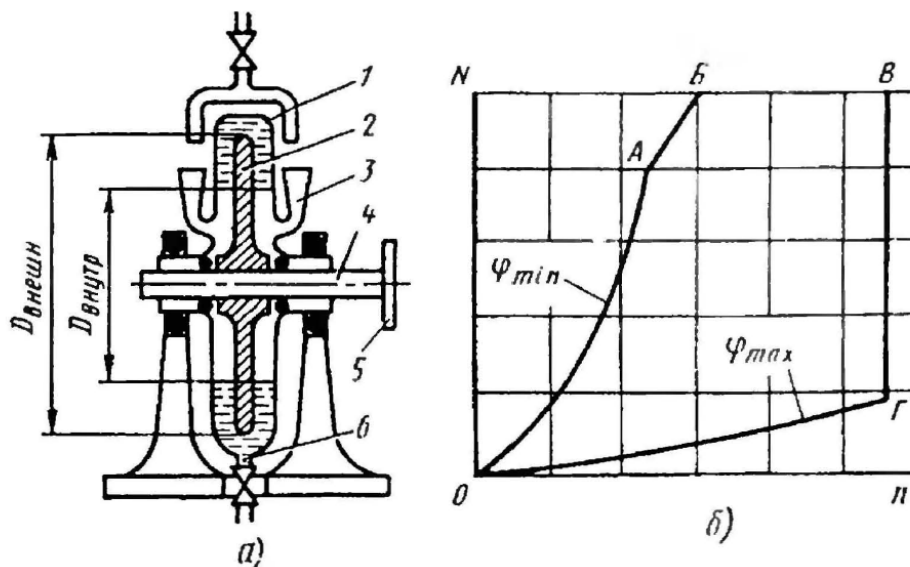


Рисунок 1.7 – Гідрогальмо та його характеристика навантаження:

1 - корпус; 2 - диск; 3 - патрубок підводу води; 4 - вал; 5 - муфта; 6 - патрубок відводу води. $D_{вн}$ – діаметр диску; $D_{внутр}$ – рівень води; N - потужність; n - частота

Крім того, крутний момент може вимірятися за допомогою електричних гальмових систем, що включають у себе електрогенератор, що перетворює енергію двигуна в електроенергію. Навантаження генератора може бути створена реостатом або іншим навантажувальним обладнанням. Рідше використовуються торсіонні (або крутильні) динамометри, точність яких нижче, чим у гідрогальм і електричних систем.

1.2.5 Технологічні системи випробувальних стендів

Паливна система стенда (рисунок 1.8) повинна забезпечувати:

- 1) безперебійну подачу палива до випробуваного двигуна;
- 2) виміру витрати палива з точністю до 0,5 %;
- 3) очищення палива;
- 4) пожежну безпеку на стендах.

Сучасні іспитові станції мають централізовану подачу палива до стендів. Паливосховище розташовується на безпечній відстані від стендів і складається з підземних і надземних паливних баків. Паливосховище обладнане насосною станцією для перекачування палива з поїздів ; насосною станцією, що підкачує,

подає паливо в магістралі, що зв'язують паливосховище зі стендами; магістраллю для аварійного зливу.

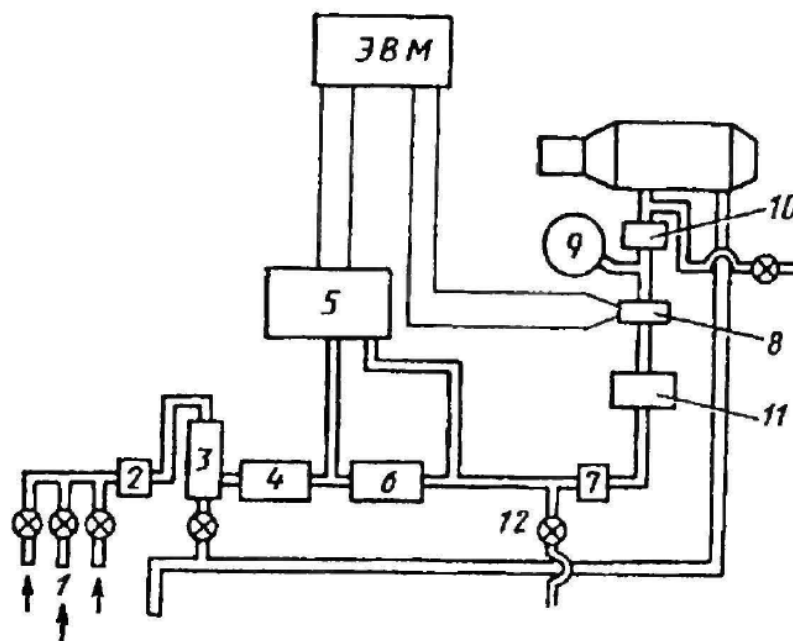


Рисунок 1.8 – Система подачі палива:

1 - колектор паливосховища ; 2 - аварійний відсічний кран; 3 - фільтр грубої очистки; 4 - регулятор; 5 – система виміру витрати палива ; 6 - кран керування системою; 7 - фільтр тонкого очищення; 8 - витратомір; 9 - манометр;
10 - зворотній клапан; 11 - нагрівач; 12 - кран аварійного зливу

Звичайно до стендів від паливосховища прокладаються кілька магістралей, це дає можливість подавати на стенд одночасно кілька видів палива. Крім того, від кожного зі стендів прокладається до паливосховища магістраль технічного зливу для дренажування й повернення в паливосховищі надлишку палива. Окремо прокладена магістраль аварійного зливу палива зі стендів.

Ємність аварійного зливу повинна бути більше ємності основних систем стенда.

Для забезпечення пожежної безпеки в магістралях встановлюються відсічні клапани з електричним і ручним приводами. У межах стенда трубопроводи бронюються, для того щоб виключити можливість їх ушкодження при аварійному руйнуванні двигуна.

У паливній системі стенда (рисунок 1.8) звичайно є обладнання для виміру витрати палива, наприклад ваговий витратомір, розташований в області низького тиску, що й дозволяє вимірювати осереднені за часом витрати палива G_n . У безпосередній близькості від двигуна встановлюється турбінний витратомір, що дозволяє вимірювати миттєві значення витрати палива. Крім того, у декількох крапках паливної системи вимірюється тиск палива P_n .

Особлива увага приділяється чистоті палива. У магістралях, що підводять, встановлюються фільтри грубого очищення, як правило, сітчасті, для вловлювання великих включень. Безпосередньо перед двигуном встановлюються фільтри тонкого очищення - паперові або матер'ян палива, що забезпечують очищення, до розмірів включень 5 мкм. Магістралі паливних систем виготовляються з корозійно-стійкою сталі й офарблюються в жовтий колір.

У деяких випадках при випробуваннях двигунів надзвукових літаків необхідно підігріти паливо. Для цього в систему включаються спеціальні парові підігрівники або підігрівники інших систем. Швидкість руху палива по трубопроводах вибирають із умови малих гідравлічних втрат, і вона не перевищує, як правило, 1...1,5 м/с. У тих випадках, коли тиск у камері згоряння більше тиску в системі, наприклад у момент запуску або включення подачі палива, існує небезпека влучення повітря в паливну систему. Для запобігання таких явищ у системі встановлюються зворотні клапани.

Масляна система.

Масляна система двигуна автономна, і на більшості режимів двигун забезпечується маслом від своєї власної системи. Але на стендах передбачається окрема масляна система, призначена для проведення стаціонарних випробувань двигуна на підігрітому або охолодженому маслі, а також для консервації двигуна шляхом нагнітання гарячого масла в паливну систему.

Вона містить у собі масляний бак, насоси подачі й водяні теплообмінники, у яких може бути забезпечений підігрів масла до 80°C. У системі є фільтри тонкого очищення до 5 мкм, уловлювачі стружки й магнітні пробки. У процесі роботи

вимірюються тиск, температура й витрата масла. При роботі із замкненого циклу періодично відбираються проби масла для його аналізу.

Електрична система.

Електрична система містить у собі:

- а) силову мережу 220 В 50 А для висвітлення боксів, сигналізації і т.д.;
- б) силову мережу трифазного струму, що дозволяє забезпечити електроенергією електроприводи й електродвигуни;
- в) мережа постійного струму 27 В. Ця система необхідна для роботи літакових агрегатів, запуску двигуна й харчування системи контролю в процесі випробувань. При запуску сила струму може досягати 200 А;
- г) систему харчування електроприладів із частотою 400 Гц.

Система виміру витрати повітря повинна забезпечувати високу точність. Допускається погрішність виміру не більш 0,7% вимірюваної величини. Для виміру витрати використовуються лемніскатні насадки, сопла Вентурі, що працюють у критичному режимі, що й мають спеціальне профілювання, яке забезпечує одержання в критичному перетині швидкості потоку, рівної звуковий. Однак такі системи важко регулюються. Витрата повітря можна змінювати підключенням різних сопел, якщо в системі застосовується їхній набір. Використання цього методу важко для виміру витрати на перехідних режимах.

На відкритих стендах найпоширенішим є метод, у якому вхідні насадки спрофільовані по профілю лемніскати або утворені дугами окружності. У цій системі, крім виміру повного тиску й температури гальмування на вході в цей насадок, потрібне вимір статичного тиску в мірному перетині для визначення швидкості потоку. Профіль насадка забезпечує плавне безвідривне обтікання вхідної крайки, поле швидкостей у вхідному перетині стає близьким до рівномірного; незначні втрати повного тиску, обумовлені тільки тертям потоку про стінки вхідної ділянки колектора.

Висновки до розділу 1

1. Стенди для випробувань авіаційних газотурбінних двигунів представляють дві групи: стенди відкритого типу та висотні стенди.

На стендах відкритого типу ГТД випробовуються в наземних термобаричних умовах. На висотних стендах досліджуються особливості роботи двигуна або силової установки в умовах польоту.

2. По типу випробуваного об'єкта випробувальні стенди авіаційних ГТД діляться на:

- стенди для випробувань повнорозмірних двигунів;
- стенди для автономних випробувань вузлів двигунів (компресорів, камер згоряння, турбін);
- стенди для випробувань окремих елементів, агрегатів та інше.

3. Сучасний діагностичний комплекс для визначення технічного стану авіаційних газотурбінних двигунів складається з випробувального стенду ГТД, випробувальних стендів окремих агрегатів, зовнішніх допоміжних функціональних систем випробувального стенду ГТД, системи керування, контролю, реєстрації та обробки параметрів випробувань, окремих будівель та споруд комплексу.

4. Враховуючи складність авіаційного ГТД як технічного виробу, випробувальний стенд завжди проектується лише для одного конкретного типу двигуна. Випробування іншого типу двигуна потребує глибокої модернізації стенду та встановлення іншого додаткового обладнання, технологічних функціональних систем.

2 СТЕНДОВІ СИСТЕМИ КОНТРОЛЮ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

2.1 Загальні характеристики стендових систем контролю

Серед основних систем стенда, що контролюють стан випробуваного двигуна можна виділити наступні:

- система автоматичного керування випробувального стенда (САК ВС);
- система вібраційного контролю й діагностики;
- система параметричного контролю й діагностики.

У цей час у практиці більшості підприємств, ведучих експлуатацію встаткування по технічному стану, практично у всіх галузях промисловості, використовуються багаторівневі системи обробки даних. Окремі випадки й досвід такої обробки відбиті у відповідних стандартах, рекомендаціях і керівництвах по експлуатації [13], [31], [34], [41].

В архітектурі стендових систем, що працюють як для проведення контрольних і приймально-здавальних випробувань, так і на супровід двигунів в експлуатації, також можна виділити наступні шість основних рівнів одержання й обробки даних:

- рівень, на якому проводиться збір сигналів з датчиків, що контролюють роботу двигуна, посилення, фільтрація, передача аналогових сигналів на відстань, перетворення сигналу в цифрове значення - дані;

- рівень первинної обробки даних у реальному масштабі часу, на якому проводиться вибірка отриманих сигналів у тимчасовій області, їх запис у базу даних (БД), стиск і архівація даних, перетворення тимчасового сигналу в частотний діапазон. Дані можуть бути отримані з математичних моделей;

- рівень моніторингу технічного стану шляхом порівняння отриманих значень параметрів процесів, що протікають у двигуні з очікуваними величинами або їх граничними значеннями, що визначають припустимі або аварійні значення параметрів. Отримані оцінки можуть використовуватися для визначення технічного стану в оперативному режимі;

- рівень, на якому використовуються спеціальні алгоритми діагностики, за допомогою яких визначається реальний технічний стан тих або інших деталей, вузлів або двигуна в цілому із вказівкою й ранжируванням конкретної ознаки, формуються параметричний і вібраційний паспорти двигуна. На цьому ж рівні проводиться оцінка досконалості технологічних процесів ремонту й відновлення двигуна;

- рівень, на якому робиться прогноз технічного стану двигуна, окремих вузлів і деталей. На цьому рівні може бути отримана оцінка про те, як буде розбудовуватися дефект, зроблений прогноз залишкового ресурсу встаткування;

- інтерфейсний рівень, що надає можливість інженерові-операторові визуалізувати інформацію всіх типів, із усіх рівнів, запровадити її, одержати відповідь на запитання, чому системи стенда поставили такий діагноз або зробили прогноз.

Кожний рівень нерозривно пов'язаний з попередніми рівнями обробки даних. Більш високі рівні використовують інформацію нижніх рівнів. Наприклад, спектральні характеристики вібраційних сигналів використовуються для оперативної оцінки поточного стану на рівні моніторингу, 17 параметри, що визначають ефективність процесів у двигуні використовуються для діагностики стану в трендовому аналізі. Поточний стан двигуна використовується для прогнозування можливого розвитку дефектів і т.д.

Системи стенда обмінюються між собою даними. Так, системи параметричного контролю й діагностики одержує дані із САК. САК одержує додаткові дані із системи вібраційного контролю й діагностики.

Приведемо основні види використовуваних технологій на різних рівнях обробки даних. У термінології стандарту OSA/CBM [57] ці технології можуть бути представлені наступною матрицею технологій, таблиця 2.1. Жирним текстом виділені технології, розроблені й у цей час використовувані при стендових випробуваннях газотурбінних двигунів Д25-300. Інші технології перебувають у стані впровадження або вимагають установки стаціонарних систем контролю й діагностики на КС (перспективні розробки).

Приведемо короткий опис використовуваних на стенді систем контролю параметрів і діагностики.

2.2 Система автоматичного керування випробувальним стендом (САК ВС)

САК ВС - призначена для автоматизації процесу проведення випробувань під навантаженням газотурбінних двигунів Р25-300, що пройшли капітальний ремонт, а також для контролю над станом систем РУ-10 кВ і допоміжного устаткування іспитового стенда [41]. У якості навантаження при випробуваннях двигунів передбачається турбогенератор типу Т-12-2РЭ В3.

До складу об'єкта автоматизації входять, рисунок 2.1:

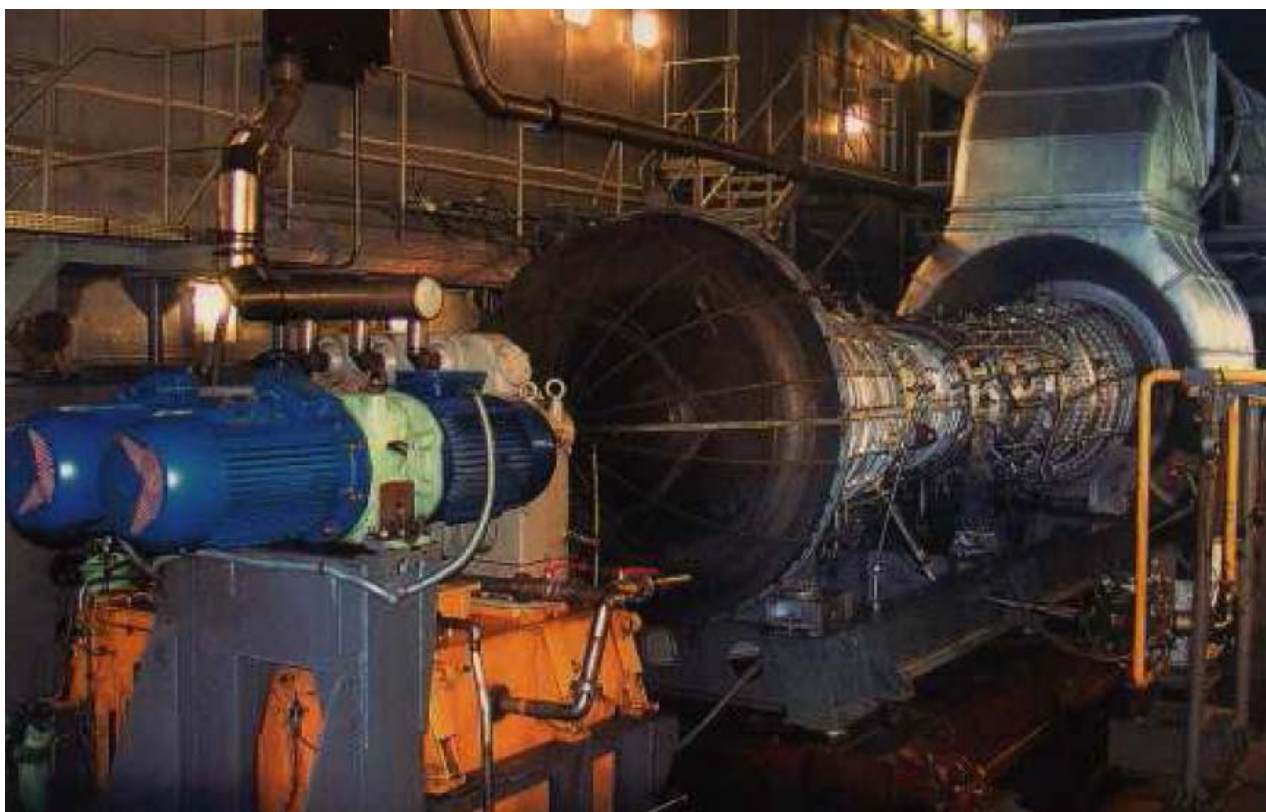


Рисунок 2.1 - Загальний вид боксу стенда з установленим ГТД

1. Газотурбінний двигун Р25-300 із системою маслопостачання й паливорегулюючою системою. У якості палива для двигуна передбачається авіаційне паливо ТС-1.

2. Електростартер.

3. Редуктор.

4. Генератор Т-12-2РЭ ВЗ потужністю 12 Мвт.

Комплектно з генератором поставляється обладнання точної синхронізації й станція керування порушенням.

5. Маслосистема редуктора й генератора.

6. Система охолодження генератора.

7. Допоміжне технологічне встаткування стенда:

- система РУ-10 кВ;
- система підготовки паливного газу;
- система пожегообнаруження й пожежогасіння;
- система контролю загазованості.

Керування агрегатом здійснюється за допомогою засобів відображення інформації й органів керування, установлених на пульті ВС, рисунок 2.2.



Рисунок 2.2 - Пульта з екранами САК ВС, системи вібраційного контролю і діагностики, системи параметричної діагностики, засобами ручного контролю та перемикачами

Сюди входять монітори, на яких відображається весь хід випробування, параметри контролю й керування; клавіатура й маніпулятори типу "миша", фізичні кнопки й перемикачі.

У якості технічної бази САК використовуються програмувальні логічні контролери фірми GE Fanuc , що володіють рядом переваг:

- підтверджена висока експлуатаційна надійність;
- широка номенклатура периферійних модулів, що дозволяють проводити підключення первинної апаратури всіх відомих сигналів і виконавчих механізмів;
- наявність ліцензійного математичного забезпечення - стандартні пакети системного й інструментального призначення;
- розвинена система діагностики апаратних і програмних засобів.

САК ВС забезпечує:

- підвищення якості оцінки технічного стану окремих вузлів, і двигуна в цілому;
- можливість обробки результатів випробувань двигунів і одержання систематизованої інформації про стан вузлів для наступного моніторингу двигунів в експлуатації;
- аналіз параметрів, одержуваних при випробуванні двигунів, з метою ідентифікації й локалізації можливих дефектів двигуна;
- вистава широкого спектра оперативної й ретроспективної інформації про стан двигуна й усього технологічного встаткування стенда. САК ВС забезпечує виконання наступних основних керуючих функцій:
 - автоматичну перевірку готовності двигуна до пуску;
 - автоматичну перевірку готовності генератора до приймання навантаження;
 - автоматичну або напівавтоматичну перевірку каналів захистів за допомогою контрольно-перевірочної апаратури й спеціальних тестових програм;
 - поетапний пуск у період пуско-налагоджувальних робіт;
 - холодне прокручування;
 - автоматичний параметричний пуск двигуна із завантаженням або без завантаження;

- автоматичну нормальну зупинку двигуна;
- автоматичну аварійну зупинку двигуна по сигналах спрацьовування захистів або по команді оператора;
- екстрену зупинку двигуна по команді оператора при відмові технічних засобів системи керування;
- автоматичний захист двигуна й генератора на всіх режимах випробувань;
- автоматичну стабілізацію заданого режиму двигуна й генератора;
- керування регулятором подачі палива з екрана робочої станції або спеціально встановленими кнопками: "Вище", "Нижче";
- дистанційне керування окремими режимами й виконавчими механізмами двигуна;
- дистанційне керування окремими режимами й виконавчими механізмами генератора й стосовного до нього встаткування.

САК ВС забезпечує виконання наступних основних інформаційних функцій:

- збір і обробку вхідних аналогових сигналів;
- збір і обробку вхідних дискретних сигналів;
- обмін інформацією з локальними системами автоматизації (системи пожежогасіння, виявлення загазованості й ін.);
- безперервне відображення оперативної інформації про поточні значення технологічних параметрів;
- відображення по запиті оператора неоперативної інформації про поточні значення технологічних параметрів у цифровому й графічному виді;
- розрахунки в реальному масштабі часу ряду параметрів (середня температура продуктів згоряння, витрата паливного газу, кількість пусків і ін.);
- автоматична безперервна вистава інформації про попереджувальні й аварійні ситуації, пов'язані з виходом технологічних параметрів за встановлені межі або спрацьовуванням захистів;
- автоматичне запам'ятовування першопричини спрацьовування аварійної сигналізації;

- ініціативні повідомлення про невиконані операції на всіх етапах роботи двигуна й генератора, а також про несправності САК ВС;
- довідкову інформацію із САК ВС;
- автоматичне формування масивів ретроспективної інформації про штатні й аварійні режими роботи двигуна, включаючи дії оператора;
- вистава по команді оператора розшифрованої інформації про причини невиконання передпускових умов і порушеннях на всіх режимах роботи двигуна й технологічного встаткування стенда; (ГОТОВИЙ ДО ПУСКУ, ПУСК, РОБОТА, НОРМАЛЬНА ЗУПИНКА, АВАРІЙНА ЗУПИНКА);
- формування архівів аварійних подій із вказівкою часу їх виникнення;
- облік кількості пусків і наробітку двигуна.

В обсяг інформації, яка документується, входять:

- параметри, у тому числі, що обчислюються, підлягають регулярної періодичної реєстрації згідно з діючою інструкцією;
- попереджувальні сигнали;
- аварійні сигнали з фіксацій першопричини аварії;
- події, пов'язані зі зміною стани технологічного встаткування по факту;
- події, взаємозалежні із сигналами аварійного захисту, таблиці їх зміни (тренди) в інтервалі
- параметри 2 хв. до аварії й 3 хв. після аварії.
- архіви аварійних параметрів зберігаються до санкціонованого скидання або не менш одних доби з моменту аварії.

Архівування аналогових параметрів, реалізованих у захисті, здійснюється з наступними циклами відновлення:

Не більш 1 секунди - наступні параметри двигуна:

- температура продуктів згоряння;
- вібрація;
- частота обертання КНТ, КВТ і роторів турбін;
- тиск олії-змащення.

Генератор:

- температура на границі мідь;
- температура на границі мідь-мідь;
- струм статора;
- струм порушення збудника;
- струм ротора; - напруга генератора;
- потужність генератора активна;
- потужність генератора реактивна (споживана);
- потужність генератора реактивна (що генерується).

При реалізації функцій регулювання САК ВС забезпечує:

- параметричний запуск двигуна;
- підтримка значення оборотів генератора (СТ) відповідно до завдання оператора (отладочный режим);
- підтримка оборотів КВД;
- автоматичне регулювання подачі палива;
- автоматичне регулювання охолодженням генератора по температурі охолодного повітря шляхом повороту заслінок рециркуляційного обладнання генератора;
- автоматичне регулювання активної й реактивної потужності генератора (відповідно до завдання) при роботі генератора.

При реалізації функцій регулювання передбачена "стратегія виживання", що забезпечує безпека двигуна при зникненні використовуваних вхідних сигналів або сигналів керування виконавчими механізмами.

САК ВС також забезпечує:

- автоматичний контроль цілісності фізичних каналів зв'язки з датчиками й ланцюгів керування механізмами, що функціонують у режимах аварійної й екстреної зупинки;
- діагностику програмно-технічних засобів АСУ ІС;
- контроль функціонування блоків живлення;
- захист засобів керування й інформації від несанкціонованого доступу;

- схоронність інформації й прикладних програм функціонування при повному відключенні зовнішніх джерел харчування (допускається автоматичний перезапуск програмно-технічних засобів).

САК ВС має засоби самоконтролю, що забезпечує досягнення наступних цілей:

- підвищення надійності й довговічності роботи встаткування САК ВС і скорочення витрат на його ремонт;

- мінімальні витрати на доробку й адаптацію САК ВС при її використанні для різних типів двигунів.

2.3 Система вібраційного контролю та діагностики

Система вібраційного контролю й діагностики являє собою комплекс апаратних і програмних засобів, адаптованих до конкретних умов стенда й конкретному типу двигуна. Система є штатною й використовується для проведення контрольних і приймально-здавальних випробувань (ПСИ).

У якості первинної апаратури використовуються акселерометри СА-136 і підсилювачі заряду компанії Vibro-Meter (Швейцарія).

Схема розташування датчиків на двигуні Р25-300 представлена на рисунку 2.3

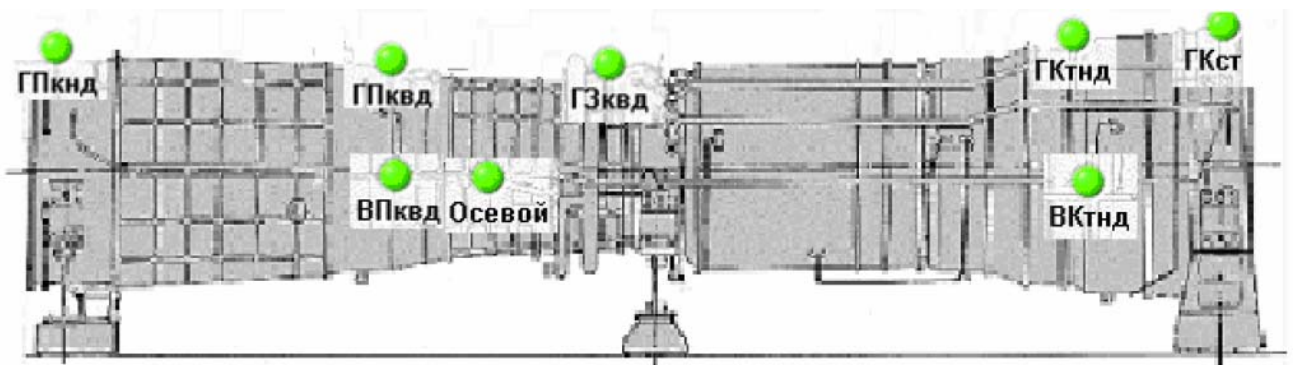


Рисунок 2.3 – Схема розташування вібраційних перетворювачів (акселерометрів) в процесі випробувань ГТД

Акселерометри з першим індексом Г у імені встановлені у верхніх точках, і мають горизонтальний напрямок вимірів. Акселерометри з індексом У встановлені в горизонтальній площині й мають вертикальний напрямок вимірів.

Для збору сигналів, їх первинної обробки, а також аналізу й діагностики стану використовується система комплексної діагностики Vibronet 2.1. Система орієнтована на використання технічних засобів фірми National Instruments.

Загальна архітектура технічної частини системи показана на рисунку 2.4.

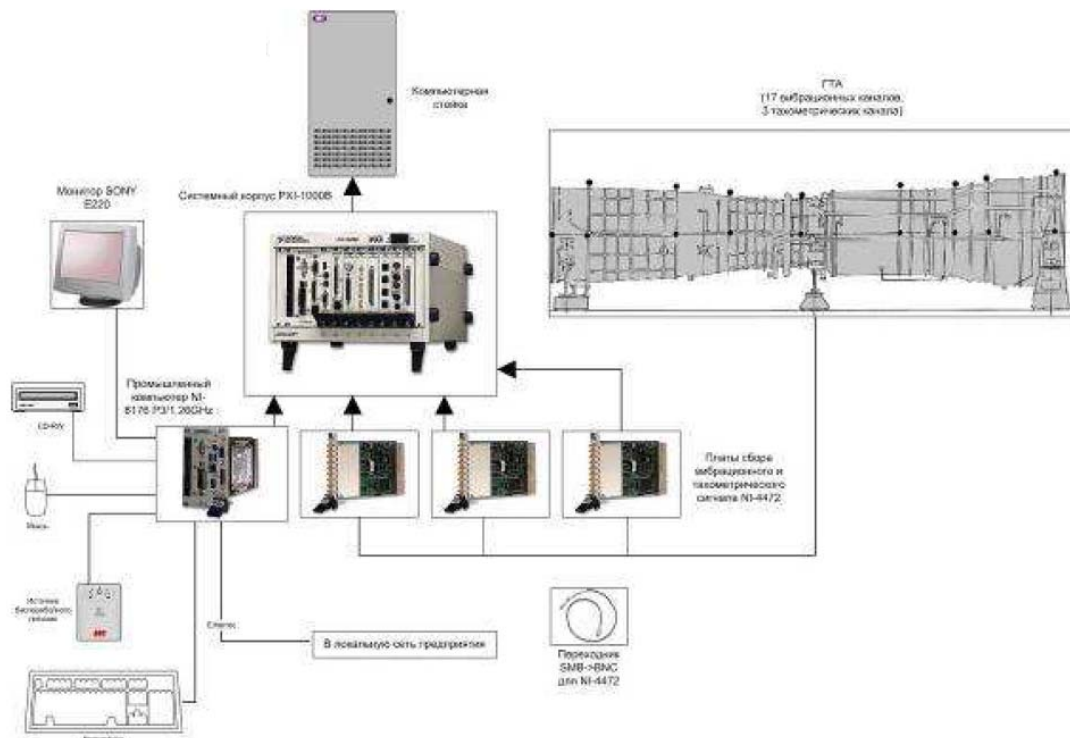


Рисунок 2.4 – Типова архітектура системи збору та обробки інформації та системи керування при випробуваннях ГТД на стенді

Для збору акустичної інформації використовуються плати NI - 4472. Плата має вісім одночасно опитуваних каналів. Кожний канал містить власний 24-х розрядний АЦП. Частоти дискретизації АЦП можуть бути від 1 до 102.4 khz, що дозволяє охоплювати для аналізу частотну область від 0 до 45..50 khz. За допомогою цих же плат можна здійснити вимір таксометричних сигналів (вони здатні генерувати сигнал у діапазоні 10В). Усі обладнання в системі працюють у єдиному часі (синхронізуються частотою 10 МГц).

Фільтрація на вході (апаратна) двоступінчаста: перший щабель - аналоговий фільтр (зрізує частоти вище максимальної частоти квантування АЦП), другий щабель - цифровий фільтр (що налаштовується, забирає частоти вище половини поточної частоти квантування).

Для установки плати використовується шасі NI PXI 1000В. Шасі має 8 слотів для установки необхідних модулів у стандарті PXI. У перший слот встановлюється промисловий комп'ютер PXI-8176 з наступними характеристиками: Pentium III 1,26 ГГц, ОЗУ 256 МБ PC133 SDRAM, 10 ГБ НЖМД, інтерфейс 100 BaseT Ethernet, інтерфейс GPIB (IEEE488.2) AGP SVGA 11 MB DRAM, 2 послідовних порту, паралельний порт, 2 USB, тригер, PS/2 рознімання для миші й клавіатури. Операційна система Windows XP. У другий і наступні слоти встановлюються плати NI-4472. Зв'язок системи Vibronet 2.1 с САК здійснюється по цифровій лінії, рисунок 2.5.

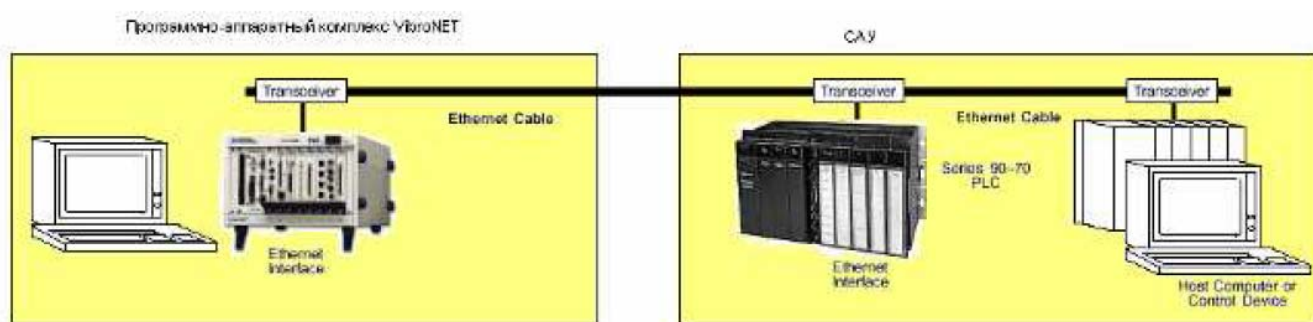


Рисунок 2.5 - Зв'язок системи Vibronet 2.1 з САК

Vibronet 2.1 складається із трьох основних блоків: програми - конфігуратора, програми збору й обробки сигналів, програми - аналізатора.

Програма - конфігуратор забезпечує:

- налаштування параметрів збору;
- налаштування параметрів тахометричних каналів;
- налаштування параметрів вібраційних каналів і їх градування;
- формування діагностичних ознак і їх значень;
- захист від несанкціонованого доступу до файлів конфігурації й випробувань;
- імпорт - експорт файлів конфігурації і їх протоколювання;
- перегляд файлів випробувань і видачу їх протоколів;
- запуск програми збору й обробки сигналів вимірювальних каналів.

Програма збору й обробки сигналів забезпечує:

- автоматичний збір інформації (реалізацій) на стаціонарних режимах по програмі АВТОСБОР;
- збір інформації (реалізацій) по програмі БЕЗПЕРЕРВНИЙ ЗБІР по команді оператора;
- збір однієї реалізації (1 БУФЕР) по команді оператора;
- збір даних на нестаціонарних режимах - приємність, малий газ, вибіг по програмі магнітограф по команді оператора;
- передачу даних по вібраціях у САК;
- запис отриманої інформації в базу даних;
- візуалізацію циклограми експерименту (частоти обертання роторів і СКЗ загального рівня вібраційних сигналів за часом);
- візуалізацію значень частот обертання роторів, отриманих з тахометричних каналів;
- колірну сигналізацію при перевищенні припустимих значень частот обертання роторів і СКЗ загального рівня;
- висновок поточного часу й часу від початку роботи програми;
- візуалізацію осцилограм тахометричних і вібраційних сигналів;
- одержання поточної інформації по всіх каналах - спектрів поточних реалізацій, каскадних діаграм, що обгинають частотних компонентів (амплітудно-частотних характеристик);
- висновок попереджуючих повідомлень;
- аналіз поточного стану за допомогою діагностичних алгоритмів і висновок діагностичної інформації;
- висновок протоколів випробувань;
- перехід у програму - аналізатор.

Програма - аналізатор призначена для перегляду отриманої інформації й поглибленого аналізу з метою уточнення діагностичних ознак стану і їх значень.

Програма забезпечує:

- перегляд і коректування конфігурації;
- завантаження баз даних;

- завантаження випробування з бази даних;
- візуалізацію циклограми випробування (частоти обертання роторів і СКЗ загального рівня вібраційних сигналів за часом);
- виділення будь-якої реалізації, отриманої в експерименті і її обробку (осцилограма, спектр, спектр потужності з ідентифікованими гармонійними компонентами, і т.д.);
- одержання каскадної діаграми вібраційних спектрів і проведення аналізу;
- одержання, що обгинають гармонійних компонентів (амплітудних і фазових характеристик);
- одержання форми коливань ГТД у місцях установки датчиків; - проведення аналізу нестационарних сигналів;
- побудова трендів параметрів;
- проведення діагностики стану;
- статистичну обробку отриманої інформації по багатьом випробуванням різних двигунів;
- висновок протоколів аналізу;
- і т.д.

Унікальність системи в тому, що в ній реалізуються не тільки функції для проведення контрольних і приймально-здавальних випробувань, але й функції моніторингу стендового комплексу "двигун - генератор", який може працювати кілька днів або тижнів без перерви під навантаженням [50]. Тобто система є прообразом стаціонарної системи для використання в умовах експлуатації.

Система пройшла досвідчену експлуатацію й у цей час використовується для проведення з її допомогою контрольних і приймально-здавальних випробувань. Передбачається оснащення цією системою й інших стендів підприємства, створення яких заплановано на найближчий час.

Використання даних, накопичених у процесі випробувань двигунів на стендах підприємства (алгоритми й моделі, програмні модулі, вібраційні паспорти конкретних двигунів, критерії діагностики і їх значення і т.д.) дозволяють

вирішувати й інше завдання - моніторинг і діагностика двигунів для забезпечення експлуатації агрегатів по їхньому технічному стану.

2.4 Система параметричного контролю та діагностики

У процесі збору й оцифровки сигналів іде передача газодинамічних даних у блок параметричної діагностики системи Vibronet 2.1 від САК ВС (температур, тисків, витрат, значень електричної потужності і т.д.).

На рисунку 2.7 показана архітектура програмної частини системи Vibronet 2.1, що забезпечує взаємодію із САК. У систему включений додатковий блок - сервер даних (DS) і циклічний буфер даних для синхронізації оцифрованих сигналів з інформацією САК. Блок веде опитування сигналів з вібраційних каналів із заданою частотою, постійно розраховує СКЗ і направляє ці дані в САК. Одночасно система одержує інформацію від САК по всіх параметрах процесів.

Для організації зв'язку між системами використовується драйвери компанії National Instruments, що дозволяють організувати обмін даними з контролерами САК (Fanuc - Series 90-70 PLS).

Отримані значення параметрів далі використовуються в блоці параметричного аналізу системи Vibronet 2.1.

Основні завдання, розв'язувані в блоці параметричного аналізу:

- приймання даних від стендової системи автоматичного керування (САК ВС) і запис їх у БД (температури, тиску, витрати і т.д.);
- візуалізація циклограм випробувань (параметрів роботи двигуна);
- стиск інформації;
- одержання дросельних характеристик випробуваного виробу;
- розрахунки основних показників термодинамічної ефективності у двигуні;
- формування параметричного (термодинамічного) паспорта випробуваного двигуна для використання в умовах експлуатації на КС;
- діагностика технічного стану двигуна по параметрах ефективності;
- статистична обробка отриманої інформації по багатьом випробуванням різних двигунів; • висновок протоколів контролю, аналізу, діагностики;
- одержання трендів параметрів ефективності в умовах КС;

- формування графіка проведення регламентних робіт двигуна в умовах КС;
- і т.д.

2.5 Програма стендових випробувань двигунів Р-25-300 для формування вібраційного і параметричного паспортів

Одним із завдань, яке вирішується в процесі проведення випробувань відремонтованих двигунів є формування програми стендових випробувань із метою одержання вібраційного та параметричного паспортів.

Під вібраційним паспортом двигуна розуміється сукупність тимчасових реалізацій з датчиків вібрацій, а також їх вистава в частотній області, тобто у вигляді спектрів вібрацій двигуна в деякому частотному діапазоні, отриманих на декількох режимах, що встановилися, або перехідних режимах [15].

Для ремонтного підприємства вібраційний паспорт установлює відповідність вібраційних властивостей вузлів і деталей відремонтованого двигуна еталонним характеристикам.

Для експлуатуючої організації вібраційний паспорт є гарантією, що вібраційні характеристики двигуна укладаються в ТУ, проведений ремонт є якісним.

Вібраційний паспорт формується експериментально шляхом вимірів вібрацій на режимах, що встановилися, роботи двигуна в діапазоні від "ХОЛОСТОГО ХОДУ" до "НОМІНАЛУ", а також на нестационарних режимах. До нестационарних режимів можна віднести всі перехідні режими й вибіг роторів після холостого ходу. Вібраційний паспорт містить інформацію, отриману для кожного встановленого датчика в процесі випробувань двигуна по заданій програмі.

Параметричний паспорт двигуна створюється в процесі програми сертифікаційних випробувань (ПСВ) в автоматичному режимі. Включає інформацію на кожному режимі, обраному для цілей наступного аналізу й діагностики. Містить усі заміряні в процесі ПСВ параметри, розраховані термодинамічні параметри й показники термодинамічної ефективності ГТД [5], що є еталонними для використання в умовах експлуатації.

Програма випробувань установлює:

- режими роботи двигуна в межах одного випробування, на яких може проводитися діагностика;
- параметри режиму;
- спосіб контролю стаціонарності режимів;
- тривалість режимів;
- види вимірів, що й розраховуються результатів;
- і т.д.

Досвід використання системи Vibronet 2.1 показав, що для створення вібраційного й параметричного паспортів двигуна, наступної діагностики поточного технічного стану відремонтованого двигуна, нагромадження статистичної інформації досить одного випробування двигуна по досить короткій програмі. В інших випадках система повинна використовуватися тільки як система, що веде поточний (у процесі контрольних випробувань) вібраційний або параметричний контроль по наявним уставкам (граничний контроль) і критеріям діагностики з видачею попереджуючих повідомлень.

Визначальним у визначенні програми випробувань є виміри для проведення вібраційного контролю й одержання вібраційного паспорта. Параметричний паспорт може бути отриманий досить просто в процесі проведення вібровимірів.

Створення вібраційного паспорта двигуна, нагромадження статистичної інформації для формування діагностичних критеріїв, проведення діагностики технічного стану двигуна припускає використання даних, отриманих на однакових і стаціонарних режимах роботи двигуна. Адекватність режимів устанавлюється по фізичних оборотах ротора високого тиску (РВД).

У таблиці 2.2 наведені прийняті в програмі випробувань режими і їх деякі характеристики.

Загальний час випробування не повинний перевищувати 6000-6500 сек. У цьому випадку кількість накопичених тимчасових реалізацій при роботі програми Vibronet 2.1 не перевищить 130-140.

При дотриманні даної програми випробувань для кожного двигуна може бути отримана досить повноцінна інформація (вібраційний паспорт двигуна,

параметричний паспорт двигуна), на підставі якої (яких) можна ухвалювати рішення щодо стану конкретної машини, а також накопичувати статистику для даного типу двигунів.

Таблиця 2.2 - Режими випробовувань ТРД типу Р-25-300

№ пп	Режим роботи	Параметри режиму, $n_{\text{квт}}$	Тривалість режиму, секунд	Спосіб контролю тривалості	Режим збору інформації
1	Запуск	-	-	-	Автозбір
2	Малий газ	4800	1000-1500	До виходу на стаціонарний режим	Автозбір
3	Ступеневе навантаження (0,4; 0,5; 0,75; 0,9; 1,0)	4800-7080	1500-2000	Різні, відповідно режиму	Автозбір
4	Режим повного навантаження	7080	1500-2000	До виходу на стаціонарний режим	Автозбір
5	Малий газ	4800	1000-1500	До виходу на стаціонарний режим	Автозбір
6	Вибіг	4800-0	100-260	До повної зупинки	Магнітограф

Слід мати на увазі, що для одержання параметричного паспорта двигуна потрібні режими, на яких можуть бути отримані й записані дросельні характеристики відновленого двигуна. У ряді випадків може виявитися достатнім використовувати дані при дроселюванні двигуна із кроком у кілька відсотків.

Дані оцінки в таблиці 2.2 отримані з результатів робіт з визначення діагностичних режимів, представлених нижче.

2.6 Визначення діагностичних режимів для двигунів P-25-300

Визначення режимів роботи двигунів, на яких може проводитися діагностика технічного стану, з'явилося одним з етапів у формуванні програми випробувань. Основні вимоги до діагностичного режиму визначаються тими алгоритмами, які використовуються в діагностиці. Для алгоритмів вібраційної діагностики на стаціонарних режимах ці вимоги будуть:

- стаціонарність діагностичних режимів;
- можливість поділу значимих для цілей діагностики гармонійних компонентів вібраційного спектра.

Визначення діагностичних режимів для двигунів типу P-25-300 проводилося за результатами випробувань двигуна № Д00294528. Циклограма випробувань представлена на рисунку 2.6.

На циклограмі випробувань можна виділити наступні основні ділянки:

1. Холостий хід $n_{РВД} = 4800$ про/хв. Режим холостого ходу для даного випробування є несталим. Це чітко видно по кривій СКЗ датчика ГЗ квд. Очевидно, що двигун повинен досить довго перебувати на цьому режимі, щоб криві СКЗ придбали стаціонарний вид.

Значно менші коливання в СКЗ на режимі холостого ходу після роботи двигуна на режимі повного завантаження. Дану ситуацію в першому випадку можна пояснити недостатнім прогрівом двигуна. У міру прогріву жорсткі характеристики конструкції міняються, що спричиняє зміна й динамічних характеристик. У другому випадку двигун прогрітий, однак часу знаходження на режимі холостого ходу (близько 10 хвилин) також недостатньо, щоб загасли всі виниклі перехідні процеси, і режим був повністю стаціонарним.

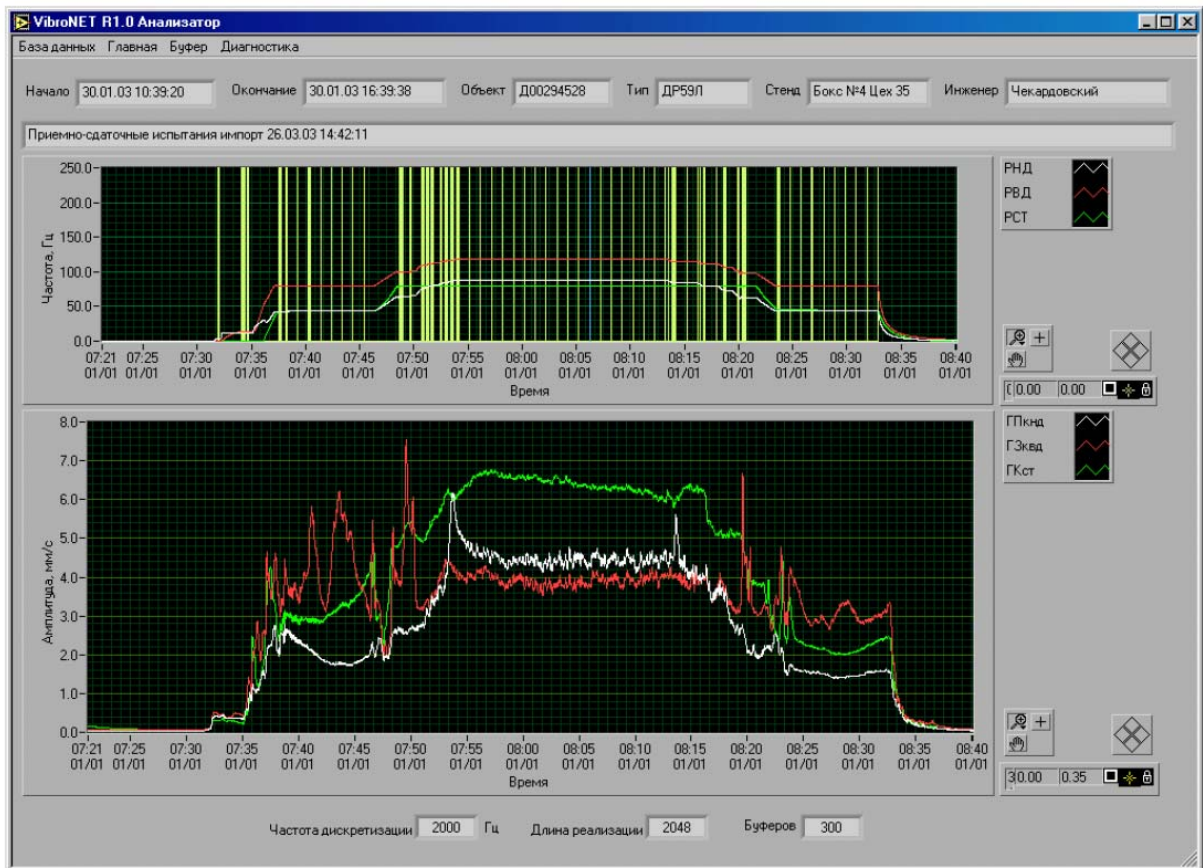


Рисунок 2.6 - Циклограмма випробувань двигуна Р-25-300

З урахуванням вищесказаного, режим холостого ходу перед остановом може бути використаний у якості діагностичного, однак тільки після того як він стане стаціонарним (час стабілізації близько 15 - 20 хвилин).

2. Режимы виходу на повне завантаження

Східчастий вихід на повне завантаження супроводжується наявністю істотних змін у кривій СКЗ датчика ГЗ_{квд}, рисунок 2.7.

Різкі зміни СКЗ по датчикові ГЗКВД пов'язані з резонансними зонами в досить вузькому частотному діапазоні. На рисунку 2.8 виділена зона різкого посилення СКЗ і відповідна ділянка кривій оборотів ротора ВД. Видне, що незначна зміна оборотів РВД приводить до істотного збільшення значення СКЗ.

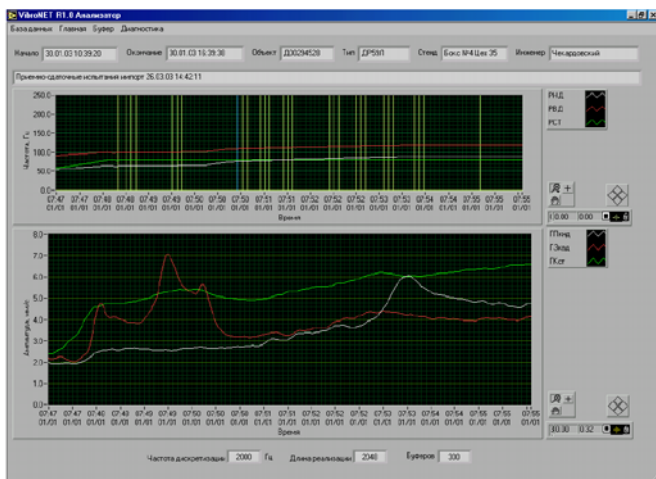


Рисунок 2.7 - Амплітуда та частота вібравантажень (циклограма випробувань двигуна P-25-300, пр.17/41)



Рисунок 2.8 - Амплітуда та частота вібравантажень (циклограма випробувань двигуна P-25-300, пр.17/47)

3. Режим повного завантаження генератором $n_{РВД} = \sim 7080$ про/хв. Для даного двигуна режим повного завантаження характеризується досить стабільними значеннями СКЗ по всіх штатних датчиках. Разом з тим слід звернути увагу на ділянку на початку режиму, де усе ще присутні перехідні процеси. З обліком цього даний режим можна використовувати в якості діагностичного після 5-10 хвилин роботи на ньому.

Позитивним фактором є, що на даному режимі практично відсутнє збіг значимих для діагностики гармонійних компонентів. Разом з тим слабкі компоненти, наприклад підшипникові гармоніки, можуть бути замасковані шумом, який на даному режимі може бути істотним. Для виділення слабких компонентів вібраційного сигналу можуть бути використані режими вибігу роторів при останові двигуна. На рисунках 3.8 2.12 і 3.9 2.13, 3.10 2.14 показані відповідно циклограма переходу ТРД з режиму 0.9N на режим 0.8N зі східчастою зміною оборотів КВТ і деякі дросельні характеристики - зміна витрати повітря через двигун і потужність силової турбіни залежно від наведених оборотів КВТ, отримані на цьому переході. Можна відзначити досить гладкий процес протікання характеристик, що говорить про можливість використання перехідних режимів зі стаціонарними ділянками для одержання дросельних характеристик ТРД й досить високої точності одержуваних результатів. Такий підхід дозволяє істотно знизити складність стендових

випробувань для одержання дросельних характеристик, і повністю автоматизувати процес їх одержання.

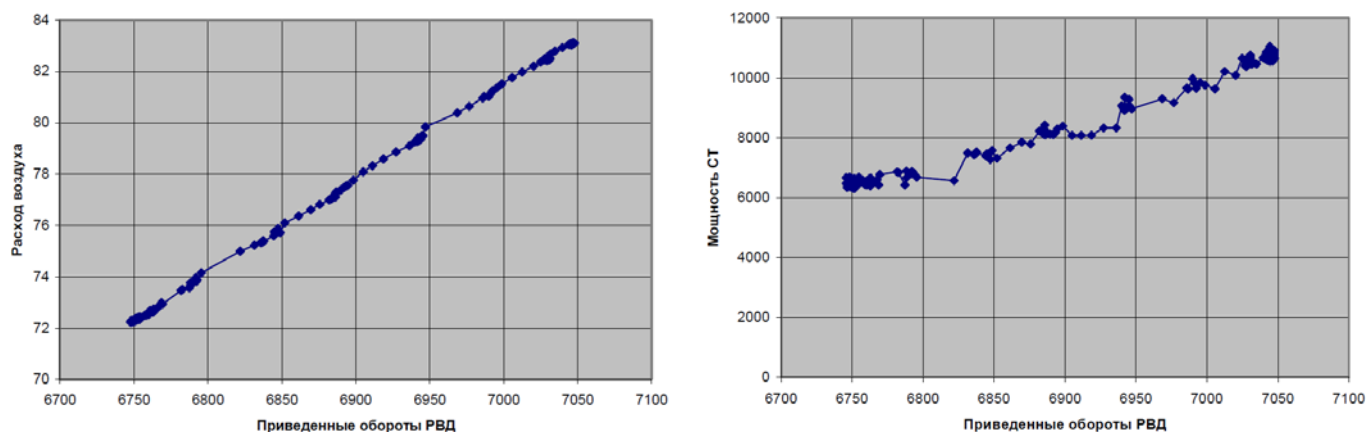


Рисунок 2.9 - Дросельні характеристики двигуна Р-25-300

а) витрата повітря

б) потужність

2.7 Статистична вібраційна модель двигунів Р-25-3000

Норми вібрацій, установлені як державними стандартами, так і міжнародними стандартами ІСО [13], визначають в основному амплітудні або середньоквадратні значення (СКЗ) загального рівня припустимих вібрацій на необертових частинах машин, і зокрема, газотурбінних двигунів наземного застосування, без прив'язки до конкретного місця установки вібраційного перетворювача.

Сучасні системи вібраційного контролю й діагностики технічного стану, як правило, використовують спектральні оцінки вібраційного стану, за критеріями, установленим на конкретний тип двигуна, або критеріям, установленим для конкретного двигуна (номера). Можливі наступні критерії:

- смугові оцінки на амплітуди або СКЗ на рівень вібрацій у смугах частот, де перебувають визначальні гармоніки, у тому числі в широкій смузі частот на тип двигуна з урахуванням місця установки вібраційного перетворювача;

- оцінки на значення амплітуд або СКЗ гармонійних компонентів вібраційного спектра, з урахуванням місця установки вібраційного перетворювача [38].

Такий підхід припускають нагромадження достатнє великої статистики по припустимих рівнях вібрацій для газотурбінних двигунів Р-25-300 и ДЖ59. Сьогодні така статистика накопичена для проведення смугового контролю стану [31] і практично відсутня по конкретних спектральних компонентах.

За час експлуатації стенда і його систем були проведені випробування близько 200 двигунів Р-25-3000. У результаті випробувань отримана велика інформація, яка була використана для встановлення критеріїв технічного стану двигунів даного типу. З обліком цього система вібраційної діагностики була доповнена функціями, що дозволяють автоматично обробити одночасно велика кількість двигунів (випробувань), що перебувають у базі даних і одержати відповідну статистику. Зокрема, для кожного вібраційного каналу інформацію зі значень значимих вібраційних компонентів у спектрі, які можуть бути використані для діагностики технічного стану.

Для одержання статистичної інформації й формування критеріїв стану даного типу двигуна вибираються тільки випробування, проведені по відповідній до програми. Для кожного двигуна в базі даних зберігався тільки один запис контрольних випробувань. Не розглядалися двигуни або їх випробування, якщо були порушення у вимірювальній апаратурі, або в отриманому записі були відсутні діагностичні режими. Для аналізу використовувалися виміри 8 вібраційних перетворювачів, які установлені в штатних місцях і в штатному напрямку. Розглядалися вібраційні спектри, з яких виділялися відповідні смуги або гармоніки.

Як було вище показано, найкращим стаціонарним режимом з погляду діагностики є режим повного завантаження двигуна потужністю $n_{\text{твт}} = 7000 \dots 7200$ об/хв. На цьому режимі досить добре розділяються гармонійні складові, хоча й можливо резонансне посилення гармонік.

Раніше відзначалося, значення отриманих амплітуд гармонік для кожного двигуна оцінювалися відповідно до методики [31].

Слід зробити наступні зауваження за даною методикою:

- оцінки на значення загального рівня вібрацій у смузі в методиці представлені тільки для режиму повного завантаження. Такий підхід не повністю

використовує можливості діагностичної системи підприємства, за допомогою якої можна оцінювати стан по багатьом режимам.

- у відповідність із методикою технічний стан двигуна оцінюється по СКЗ у відповідній смузі частот. При цьому, можливо, що в смузі перебуває кілька значимих компонентів, які можуть визначити стан двигуна. Із цих позицій використання оцінок для гармонік може виявитися більш кращим. У проведених випробуваннях первинна оцінка вібраційного стану проводиться шляхом порівняння СКЗ гармонік з оцінками на СКЗ відповідних гармонік, отриманими в результаті обробки великої кількості двигунів, що пройшли контрольні випробування.

Додатково відзначимо, що в експлуатації значення оцінок повинні формуватися по перших декільком сотням годин роботи двигуна. Це пов'язане з тим, що вібраційні властивості поставленого в експлуатацію двигуна можуть мінятися із часом, перш ніж стануть стабільними. Зрозуміло, що такий підхід може бути реалізований тільки при використанні стаціонарних систем вібраційного контролю й діагностики.

Для зазначеного режиму по всіх шести представленим у таблиці двигунам є тільки одне перевищення "нормального" рівня вібрації, певного рекомендованими граничними значеннями, як по СКЗ у роторній смузі частот 10-400 Гц, так і для інших компонентів.

Слід зазначити, що ряд гармонік не має оцінки з методики. Оцінки для цих гармонік за критерієм НОРМАЛЬНИЙ стан були обрані на підставі обробки всіх двигунів, що пройшли випробування на стенді. З появою необхідності використання в діагностиці нових компонентів вібраційного спектра, можна оперативно одержати і їх оцінки, використовуючи можливості системи діагностики.

Стендові випробування великої кількості відновлених двигунів дозволили нагромадити відповідну статистику по гармонійних компонентах вібраційного сигналу в місцях установки вібраційних перетворювачів, у тому числі штатних.

Дана статистика дозволила встановити граничні значення на гармонійні компоненти по кожному вібраційному каналу, які використовуються підприємством для оцінки технічного стану в граничному аналізі і якості проведеного ремонту.

Перевищення граничного значення вимагає проведення поглибленої діагностики двигуна по наявних алгоритмах, що у свою чергу дозволяє встановити причину такого перевищення.

Відсутність перевищення порога НОРМАЛЬНЕ по всіх компонентах вібраційного спектра для обраних двигунів говорить про досить високу якість виробничих і технологічних процесів, використовуваних на підприємстві, для відновлення двигунів Р-25-300 [49].

Висновки до розділу 2

1. Основними системами стенда, що контролюють стан авіаційного газотурбінного двигуна в процесі випробувань є наступні:

- система автоматичного керування випробувального стенда (САК ВС);
- система вібраційного контролю й діагностики;
- система параметричного контролю й діагностики.

2. Можна виділити шість основних рівнів одержання т обробки даних випробувань ГТД:

- збір сигналів з датчиків, що контролюють роботу двигуна;
- рівень первинної обробки даних у реальному масштабі часу;
- рівень моніторингу технічного стану шляхом порівняння отриманих значень параметрів процесів, що протікають у двигуні з очікуваними величинами або їх граничними значеннями;

- рівень, на якому використовуються спеціальні алгоритми діагностики, за допомогою яких визначається реальний технічний стан;

- рівень, на якому робиться прогноз технічного стану двигуна;
- інтерфейсний рівень, що надає можливість візуалізації інформації всіх типів, із усіх рівнів, одержання діагнозу або прогнозу.

3. Системи автоматичного керування випробувального стенда (САК ВС) оснащені засобами самоконтролю, що забезпечує досягнення наступних цілей:

- підвищення надійності й довговічності роботи встаткування САК ВС і скорочення витрат на його ремонт;

- мінімальні витрати на доробку та адаптацію САК ВС при її використанні для різних типів авіаційних двигунів двигунів.

4. Сучасні методи діагностування газотурбінних двигунів в умовах стендових досліджень в основному базуються на моделях параметричного аналізу ГТД та вібраційної діагностики

3 МЕТОДИКА ПРОЕКТУВАННЯ ТА РОЗРАХУНОК ГАЗОВИХ ЕЖЕКТОРІВ В ВИХЛОПНИХ ПРИСТРОЯХ ШУМОГЛУШІННЯ ВИПРОБУВАЛЬНИХ СТЕНДІВ ГТД

3.1 Загальні відомості про газові ежектори

Газовим ежектором називається апарат, у якому повний тиск газового потоку збільшується під дією струменя іншого, більш активного потоку.

Передача енергії від одного потоку до іншого відбувається шляхом їхнього турбулентного змішування.

Ежектор простий по конструкції, може працювати в широкому діапазоні зміни параметрів газів, дозволяє легко регулювати робочий процес і переходити з одного режиму роботи на іншій. Тому ежектори широко застосовуються в різних областях техніки. У залежності від призначення можливе різне конструктивне виконання ежектора [47].

Газовий ежектор є складовою частиною вихідного пристрою ГТД як підсилювач тяги, як засіб зниження температури вихлопних газів, як засіб забезпечення вентиляції в підкапотному просторі (з метою зниження температури) гондоли транспортного ГТД та контейнера стаціонарного ГТД. Зниження температури та зменшення концентрації CO_2 , NO_x , CO дозволяє зменшити рівень інфрачервоного випромінювання літального апарата в цілому.

3.2 Основні конструктивні елементи газового ежектора

Незалежно від призначення газового ежектора в ньому завжди мають місце наступні конструктивні елементи: активне сопло 1, пасивне сопло 2, змішувальна камера 3 і дифузор 4 (рисунок 3.1).

При виборі конструктивних параметрів газового ежектора і його розрахунку користуються узагальненими характеристиками. Це обумовлено тим, що один і той же ежектор може працювати на різних режимах і при різних співвідношеннях початкових параметрів газу.

Пасивне і активне сопло призначені для підводу газу до входу в змішувальну камеру з мінімальними втратами енергії. Розташування сопел може бути з активним

потокотом усередині, а пасивним по периферії камери змішування або зворотним, коли активний газ подається в камеру змішування по зовнішньому кільцевому соплу. Для скорочення довжини камери змішання один або обидва потоки можуть бути розділені на кілька струменів, що вимагає відповідного збільшення кількості сопел.

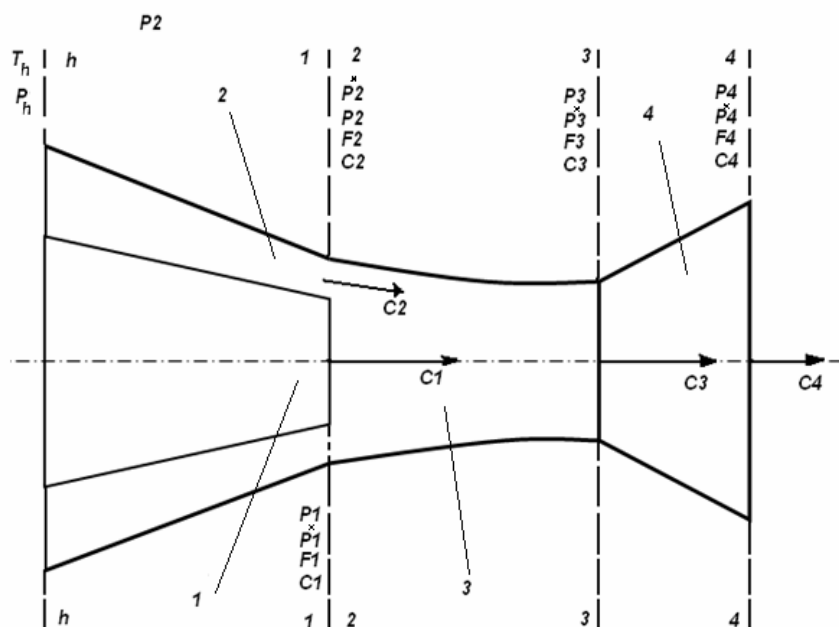


Рисунок 3.1 - Схема газового ежектора та розташування перерізів в яких визначаються газодинамічні параметри ежектора

Пасивне і активне сопло призначені для підводу газу до входу в змішувальну камеру з мінімальними втратами енергії. Розташування сопел може бути з активним потоком усередині, а пасивним по периферії камери змішування або зворотним, коли активний газ подається в камеру змішування по зовнішньому кільцевому соплу. Для скорочення довжини камери змішання один або обидва потоки можуть бути розділені на кілька струменів, що вимагає відповідного збільшення кількості сопел.

Взаємне розташування, число і форма сопел суттєво не впливають на кінцеві параметри суміші газів. Важливим є лише співвідношення між геометричними та газодинамічними параметрами активного та пасивного газу на вході в камеру змішування.

Якщо перепад тиску в соплі активного газу значно перевищує критичну величину, то в ряді випадків вигідно застосовувати надзвукове сопло. При цьому можуть бути поліпшені параметри ежектора на розрахунковому режимі.

Однак і при великих надкритичних відношеннях тисків можна використовувати ежектор із соплом у якому швидкість витікання активного газу не перевищує швидкості звуку. Такий ежектор прийнятий називати звуковим. Це найбільш розповсюджений тип ежектора, що ефективно працює в широкому діапазоні зміни параметрів газів.

Камера змішання може мати циліндричну чи перемінну по довжині площу перетину. Форма камери впливає на змішання газів. Камера змішування може також мати і інші геометричні форми, наприклад, як з переходом із циліндричної в плоску та інші.

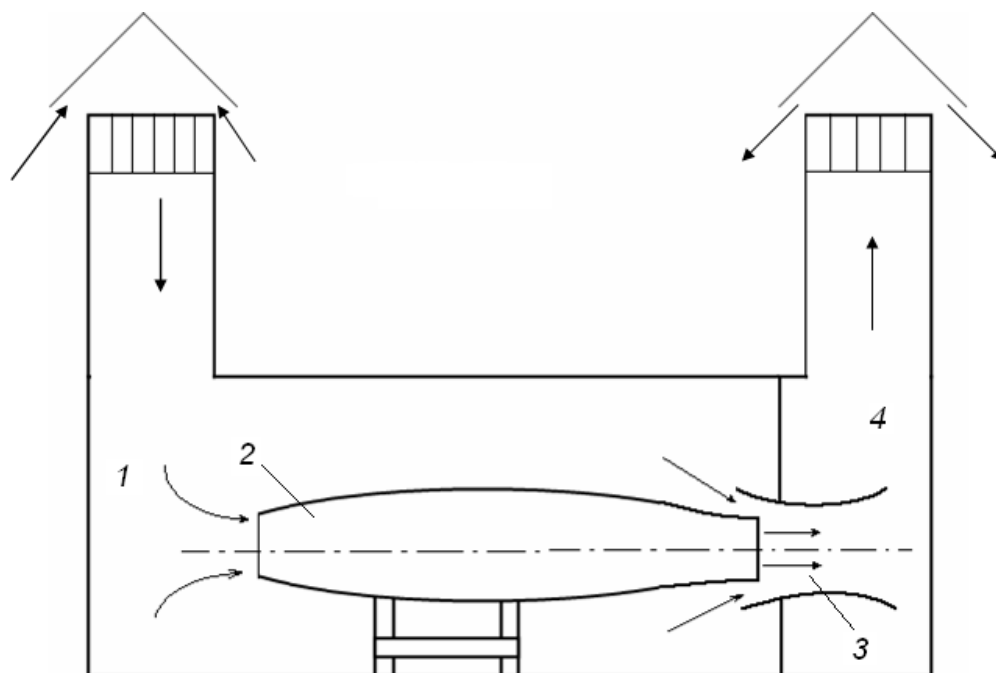
Довжина камери вибирається така, щоб у ній практично закінчився процес змішання потоків. В ежекторі вихідний перетин сопел збігається з вхідним перетином змішувальної камери. Існуючі методи розрахунку ежектора складені в основному для циліндричної камери змішування.

Часто на практиці сопла розташовують на деякій відстані від вхідного перетину камери. Так, наприклад, сопло двигуна на стенді не можна помістити у вхідний перетин циліндричної камери ежектора, тому що існуюче в цьому перетині розрідження змінить розподіл тисків на зовнішній поверхні сопла, що внесе погрішність у величину вимірюваної реактивної тяги.

Прикладом може служити зображена на рисунку 3.2 схема стенда для випробування реактивних двигунів [47]. Струмінь вихлопних газів, що впливає з реактивного сопла, підсмоктує в ежектор 3 повітря із шахти 1, забезпечуючи тим самим вентиляцію приміщення та охолодження двигуна 2. При цьому гарячі гази змішуються з атмосферним повітрям, що знижує температуру газу у вихлопній шахті 4 і поліпшує умови роботи вихлопних пристроїв (шумоглушників і ін.).

Дифузор установлюється на виході зі змішувальної камери в тих випадках, коли бажано підвищити статичний тиск суміші газів на виході з ежектора та коли

при заданому тиску на виході бажано одержати низький статичний тиск у камері змішання і у вхідному перетині ежектора.



1 – вхідна шахта; 2 – ГТД на балансірному станку; 3 – ежектор; 4 – вихлопна шахта

Рисунок 3.2 – Схема стенда для випробування реактивних двигунів:

Слід зазначити, що ежектор може працювати і без дифузора. У цьому випадку кінцевий перетин змішувальної камери одночасно є вихідним перетином ежектора. Це буває доцільним тоді, коли кінцевою задачею є прискорення потоку газу після змішання.

Так, наприклад, у різних схемах двоконтурних реактивних двигунів газові потоки, що виходять з контурів, змішуються в загальній камері, а потім витікають в атмосферу через загальне реактивне сопло дозвукового чи надзвукового типу.

Для дозвукових ежекторів наявність дифузора в більшості випадків не потрібна. Заданий статичний тиск може бути забезпеченим формою камери змішування.

3.3 Робочий процес дозвукового газового ежектора

Незалежно від конструктивних особливостей дозвукового газового ежектора його робочий процес складається із трьох складових: витікання активного газу із сопла двигуна та підсмоктування пасивного газу через вхідний пристрій з

атмосфери, турбулентного змішання цих газів у камері змішання та гальмування змішаного потоку в дифузорі.

3.3.1 Термогазодинамічні та геометричні параметри ежектора

Характер процесу змішання активного та пасивного потоків в ежекторі залежить від ряду геометричних і термогазодинамічних факторів. Схема течії в газовому ежекторі показана на рисунку 3.3.

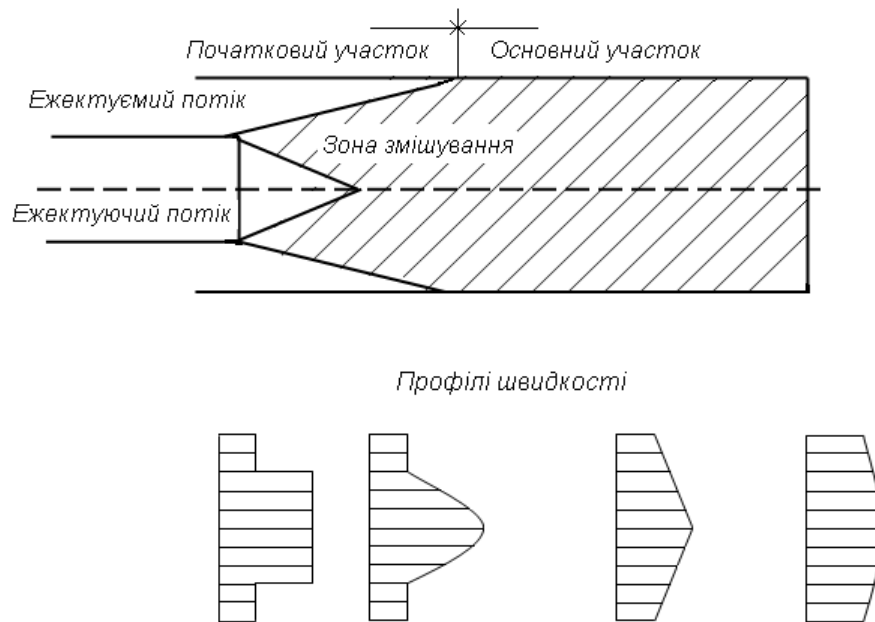


Рисунок 3.3 – Схема течії в камері змішування ежектора

До вихідних термогазодинамічних параметрів відносяться [6,9,47]:

p_1^*, p_2^* - повні тиски активного й пасивного газу;

T_1^*, T_2^* - повні температури активного й пасивного газу;

G_1, G_2 - секундні масові витрати активного й пасивного газу;

λ_1 - наведені швидкості активного та пасивного газу на вході в камеру змішання.

Зручно користуватися відносними параметрами робочого процесу ежектора:

$\pi_0^* = p_1^* / p_2^*$ - розташовуваний перепад повних тисків;

$\mathcal{G}^* = T_2^* / T_1^*$ - розташовуваний перепад повних температур;

$n = G_2 / G_1$ - коефіцієнт ежекції.

Висновок про те, що чотири відносних параметри π_0^*, ϑ^*, n та λ_1 повністю визначають процес в ежекторі для дозвукового газового ежектора не зовсім справедливо. Основною проблемою є те, що поняття λ_1 не має однозначного визначення.

До основних геометричних параметрів ежектора ставляться:

$d_{k,ci}$ - діаметр камери змішання; f_1, f_2, f_3, f_4 - відповідно площі на зрізах сопел активного й пасивного газу, на виході з камери змішання й на виході з дифузора; $l_{k,ci}$ - довжина камери змішання.

Зручно користуватися відносними геометричними параметрами:

$\alpha = f_1 / f_2$ - відносна площа сопла активного газу;

$\bar{f} = f_4 / f_3$ - ступінь розширення дифузора;

$\bar{l} = (l / d)_{e,ci}$ - відносна довжина камери змішання.

Зазначені термогазодинамічні та геометричні параметри в значній мірі визначають ефективність ежектора.

3.3.2 Особливості змішування потоків активного та пасивного газів при дозвукових та надзвукових швидкостях активного газу

Розглянемо фізичну модель змішання потоків у звуковому та надзвуковому газовому ежекторі. Прийmemo, що параметри активного потоку змінюються в діапазонах, характерних для вихідних пристроїв турбогвинтових та турбовальних ГТД, коли повні тиски не перевищують $(1,08 \dots 1,25) 10^4$ Па. Відповідно відношення тисків активного та пасивного газів буде істотно нижче критичного, а ,отже, дозвуковим.

Незалежно від особливостей течії при змішанні відбувається вирівнювання швидкості газів по перетині камери змішування шляхом обміну імпульсами між частками, що рухаються з більшою і меншою швидкістю.

У випадку дозвукового витікання газу з активного сопла статичний тиск на вході в камеру змішання в обох потоках однаковий. У активному соплі, яке звужується, при докритичному і критичному перепадах тисків активного та пасивного газів відбувається повне розширення активного газу. Його швидкість у

вихідному перетині сопла виявляється меншою або рівною швидкості звуку. При надкритичному перепаді тисків у межах проточної частини активного сопла газ розширюється неповністю, що обумовлює процес подальшого розширення газу за межами активного сопла. У цьому випадку тиск активного газу у вихідному перетині сопла перевищує тиск пасивного газу в початковому перетині камери змішання.

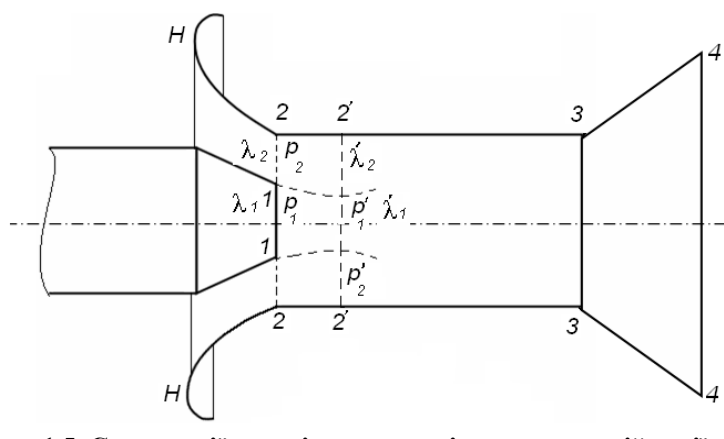
Дозвукова течія потоку активного газу по своїй фізичній сутності істотно відрізняється від звукової та надзвукової течії потоку активного газу. Ця відмінність полягає в самій сутності змішання струменів активного та пасивного потоків газу в початковій ділянці камери змішання. Причому, фізична суть процесу змішання в початковій ділянці камери змішання звукового та надзвукового активного газу з пасивним дозвуковим потоком пасивного газу практично не залежить від форми камери змішання.

При звуковій та надзвуковій течіях потоку активного газу газового ежектора необхідні уточнення, які враховують вплив стрибків ущільнення на структуру течії та втрати енергії, що затрачаються на подолання стрибків ущільнення.

На початковій ділянці камери змішання при дозвуковій течії активного газу відбувається газодинамічне зменшення площі прохідного перетину струменя активного газу за рахунок зменшення статичного тиску при зменшенні витрати (рисунок 3.4).

Газодинамічне зменшення витрати обумовлене тим, що частина маси активного газу віддала свою енергію пасивному потоку газу та залишилася умовно в зоні змішання. В даному випадку пасивний потік газу якби відсмоктує частинки активного потоку газу. Внаслідок даного ефекту відбувається зниження статичного тиску на вході в камеру змішування та збільшення швидкості в перерізі 2'-2'.

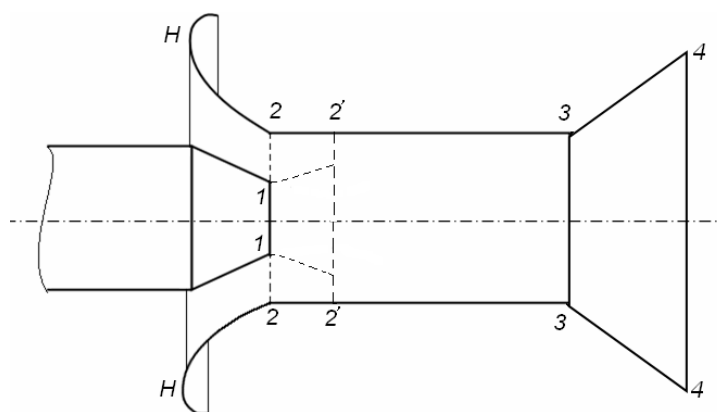
При надзвуковій течії активного потоку газу в соплі, що звужується, відбувається подальше збільшення швидкості активного потоку газу в камері змішання при відповідному збільшенні газодинамічних границь поперечного перерізу каналу активного потоку газу (рисунок 3.5).



H - вхід в сопло пасивного потоку газу; 1 - зріз активного сопла; 2 - початковий переріз камери змішання; 2' - переріз рівних тисків активного та пасивного потоків газу; 3 - вихідний переріз камери змішання; 4 - вихідний переріз дифузора

Рисунок 3.4 - Схема течії потоків в ежекторі при дозвуковій течії активного газу

Мінімальна величина статичного тиску в камері та максимальна швидкість активного потоку досягаються в перетині 2'-2', що перебуває на деякій відстані від зрізу активного сопла. Таким чином, при надкритичному перепаді тисків активний потік у початковій ділянці камери змішання являє собою надзвуковий струмінь, що розширюється.



H - незбурений потік; 1 - зріз активного сопла; 2 - початковий перетин камери змішання; 2' - перетин рівних тисків при надкритичному перепаді; 3 - вихідний переріз камери змішання; 4 - вихідний переріз дифузора

Рисунок 3.5 - Схема течії потоків в ежекторі при надкритичному перепаді тисків

Активний і пасивний потоки змішуються внаслідок наявності поперечних пульсаційних компонент швидкості, властивих турбулентному руху, і обміном енергією між частками газів з різним енергозмістом.

При цьому параметри потоків, що змішуються, вирівнюються. У початковій ділянці камери змішання спостерігається постійне залучення в рух часток атмосферного повітря активним струменем у зону змішання, завдяки чому забезпечується засмоктування атмосферного повітря в ежектор і створюється розрідження. З іншого боку, пасивний потік газу затримує частки активного потоку що відповідно приводить до зменшення статичного тиску на деякій відстані від зрізу сопла активного газу.

Таким чином, при дозвуковому витіканні активного струменя найбільше розрідження та максимальна швидкість активного потоку досягається саме в початковому перерізі камери змішання дозвукового газового ежектора.

3.3.3 Основні види втрат енергії в газових ежекторах

Процес змішання та вирівнювання швидкостей потоків по довжині камери змішання супроводжується втратами. Крім гідравлічних втрат у всіх елементах дозвукового газового ежектора мають місце специфічні втрати, пов'язані із самою суттю процесу змішання. Такими втратами є втрати кінетичної енергії й дифузії.

Втрати кінетичної енергії обумовлені розходженням швидкостей витікання вихідних потоків і аналогічні втратам енергії, що виникають при ударі непружних куль. У результаті цих втрат кінетична енергія змішаного потоку виявляється менше суми кінетичних енергій вихідних потоків до їхнього змішання. Втрати дифузії обумовлені змішанням (дифузією) різнорідних газів, що відрізняються в загальному випадку своїми тисками, температурами, газовими постійними, теплоємкостями.

Якщо газові постійні та теплоємності газів активного та пасивного потоків газу, що змішуються, мало відрізняються, то дифузія обумовлена тільки розходженням температур. Втрати дифузії пов'язані з ростом ентропії системи при мимовільному вирівнюванні температур активного та пасивного потоків. Вони відсутні тільки при змішанні повністю однорідних газів. Але в такому випадку відсутні і змішання (дифузія). У цьому складається парадокс Гіббса [6].

Зниження втрат в елементах дозвукового газового ежектора є джерелом істотного підвищення ефективності сопел вихідних пристроїв сучасних ЛА з системами відхилення вектора тяги, реверса та збільшення тяги, системами зниження рівня шуму, інфрачервоного випромінювання і т.д. Для стаціонарних ГТД зниження втрат в елементах дозвукового газового ежектора дозволяє ефективно застосовувати газові ежектори для вентиляції контейнера ГТД.

3.4 Розрахунки газового ежектора системи шумоглушіння при проектуванні випробувального комплексу авіаційних ГТД

Викладений метод розрахунку ежектора по кінцевим перетинам дозволяє вирішувати будь-які завдання, пов'язані з визначенням розмірів, параметрів і характеристик осьового циліндричного ежектора. В деяких наближеннях його можна застосовувати для розрахунку течії в камері змішування форма поперечного перерізу якої відмінна від циліндричної. Недоліком цього методу є відсутність явних аналітичних залежностей для визначення невідомих параметрів. Однак, даний метод дозволяє провести якісний аналіз впливу вихідних даних на рівень втрат енергії на змішування та визначити в першому наближенні основні оптимальні газодинамічні параметри ежектора.

Як уже відмічалось, незалежно від особливостей течії газів при змішанні, відбувається вирівнювання швидкості газів по перерізу камери шляхом обміну імпульсами між частинками, що рухаються з більшою і меншою швидкістю. Цей процес супроводжується втратами. Крім звичайних гідравлічних втрат на тертя об стінки сопел і камери змішування, для робочого процесу ежектора характерні втрати, пов'язані з самим істотою процесу змішування. Побудова дозвукових газових ежекторів з найменшими втратами енергії при заданому коефіцієнті ежекції є одним із основних завдань теоретичних та експериментальних досліджень.

Підвищення тиску пасивного газу без посередньої участі механічної енергії є основною, принциповою якістю ежекторних пристроїв різного призначення.

Розрахунки проводилися по уточненій методиці з уточненням згідно експериментальних даних.

За результатами розрахунку були отримані залежності коефіцієнта збереження повного тиску в камері змішування газового ежектора від коефіцієнта ежекції (рисунок 3.6).

Розрахунки проводилися при рівних температурах активного та пасивного газів.

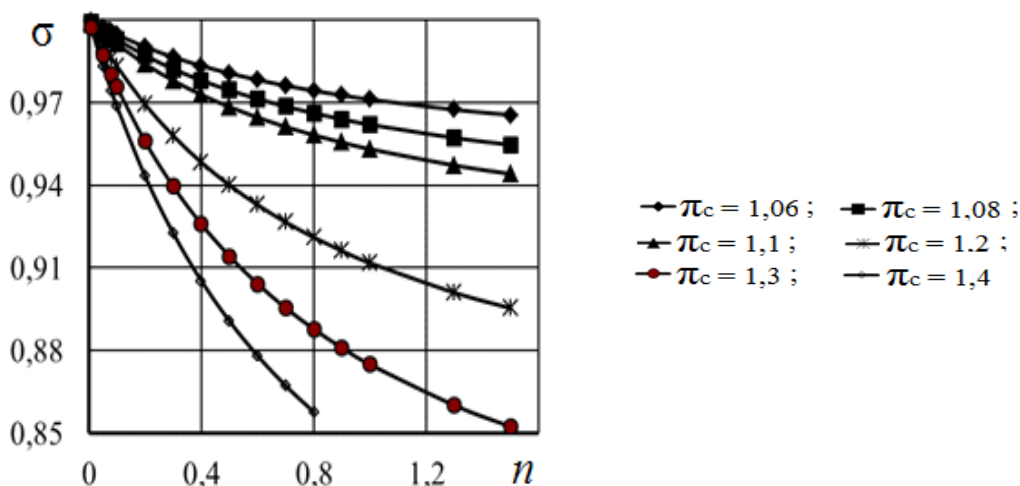


Рисунок 3.6 - Залежність коефіцієнта втрат повного тиску в камері змішування дозвукового ежектора від коефіцієнта ежекції π_c

Залежність коефіцієнта збереження повного тиску в камері змішування газового ежектора від перепаду тиску в соплі активного газу показано на рисунку 3.7.

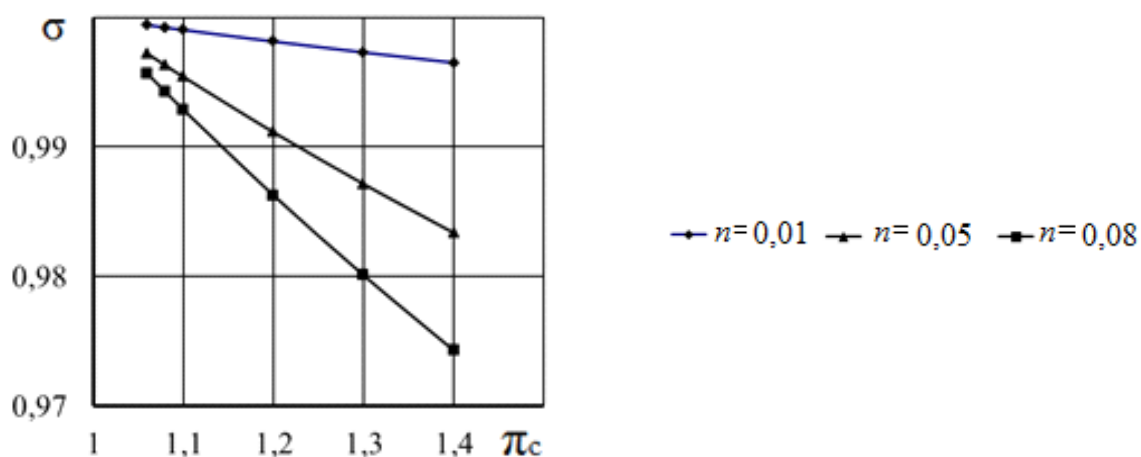


Рисунок 3.7 - Залежність коефіцієнта втрат повного тиску в камері змішування дозвукового ежектора від перепаду тиску в соплі пасивного газу

Розрахунки показали, що збільшення перепаду тисків в соплі активного газу призводить до нелінійної зміни залежності відношення швидкостей в соплах активного та пасивного газів.

Із рисунка 3.7. видно, що при збільшенні перепаду тисків інтенсивність зростання різниці швидкостей активного та пасивного газів зменшується. Однак, підвищення ударних втрат при змішуванні при збільшенні різниці швидкостей призводить до зменшення коефіцієнта збереження повного тиску, як видно із рисунках 3.6 та 3.7.

Збільшення коефіцієнта ежекції також призводить до зменшення відношення швидкостей пасивного та активного газів (рис. 5.4), а відповідно і до зменшення коефіцієнта збереження повного тиску, як видно із рисунків 3.6, 3.7.

При проектуванні дозвукового газового ежектора доні висновки мають важливе місце при необхідності забезпечення заданих характеристик потоку на виході дозвукового газового ежектора та забезпечення мінімальних втрат енергії в вихідному пристрої в цілому.

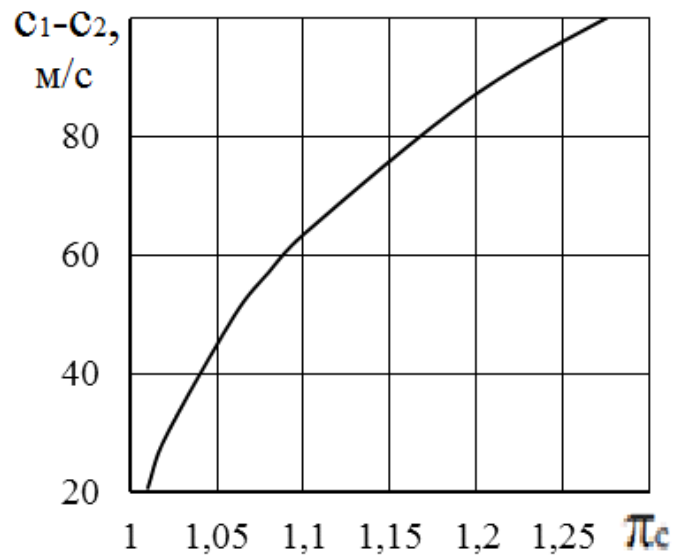


Рисунок 3.8 - Залежність різниці швидкостей активного та пасивного газів від перепаду тиску в соплі пасивного газу

Дослідження також показали, що застосування камер змішування, що звужуються при дозвукових швидкостях дозволяє за рахунок зменшення різниці швидкостей потоків активного і пасивного газів призводить до зниження ударних утрат при змішанні, тому що процес змішання відбувається в потоці, що

прискорюється. При цьому, однак варто враховувати, що збільшення вихідної швидкості може привести до зростання втрат у дифузорі [54], а також те, що максимальна швидкість на виході із камери змішування обмежена перепадом тиску.

Зі збільшенням коефіцієнта ежекції зменшується і коефіцієнт збереження повного тиску при змішанні потоків активного і пасивного газів. Тому повний тиск суміші на виході з камери змішування завжди нижче повного тиску пасивного газу $p_3^* < p_1^*$.

Для отримання найменших втрат, тобто найбільшої величини повного тиску суміші газів, бажано збільшувати швидкість пасивного газу так, щоб можливо більш наблизити швидкість пасивного газу до швидкості активного газу при вході в камеру змішування. Як видно з наведеного, це дійсно призводить до найвигіднішого протіканню процесу змішування.

Розглянемо, наприклад, що відбувається з ежектором при підвищенні температури гальмування активного газу T_1^* при $T_2^* = \text{const}$. Якщо $F_1 = \text{const}$ і $p_1^* = \text{const}$, то витрата газу через сопло G_1 змінюється обернено пропорційно кореню квадратному з T_1^* , так що $G_1 \sqrt{T_1^*} = \text{const}$. З наближеної формули в даному випадку витікає

$$\frac{G_2}{G_1 \sqrt{T_1^*}} = \text{const}.$$

Порівнюючи цей вираз з попереднім, отримуємо $G_2 = \text{const}$.

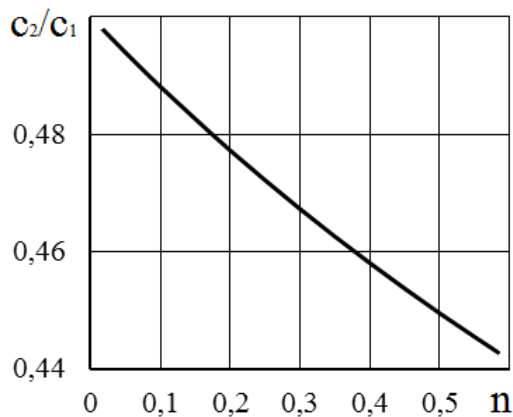


Рисунок 3.9 - Залежність коефіцієнта втрат повного тиску в камері змішування дозвукового ежектора від перепаду тиску в соплі пасивного газу

Таким чином, збільшення коефіцієнта ежекції при підвищенні температури гальмування активного газу пов'язане лише зі зниженням витрати цього газу G_1 , а витрата G_2 пасивного газу при зміні T_1^* не змінюється.

Так як p_2^* , F_2 і T_2^* постійні за умові, то останнє можливо тільки в тому випадку, якщо статичний тиск p_2 у вхідному перетині змішувальної камери не залежить від температури гальмування T_1^* . Таким чином, з проведених досліджень (рисунок 3.10) витікає, що при зміні температури одного з газів витрата і швидкість іншого, а також статичний тиск на вході в камеру змішування залишаються незмінними.

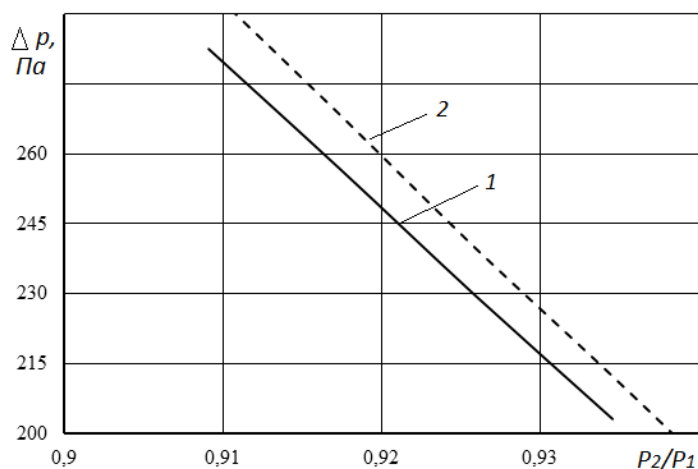


Рисунок 3.10 - Залежність різниці повного та статичного тиску в соплі пасивного газу від відношення тисків пасивного та активного газів: 1 – $\alpha = 0,2$; 2 – $\alpha = 0,35$

Проведені експериментальні дослідження підтверджують дані висновки, які співпадають з дослідженнями проведеними в роботі [54].

У загальному випадку величина втрат повного тиску на змішання потоків у газовому ежекторі і його лінійні розміри істотно залежать не тільки від перепаду тиску в соплі, форми камери змішання, величини коефіцієнта ежекції а також від його конструктивної компоновки.

При проектуванні ежектора важливо також правильно вибрати довжину камери змішання, що забезпечує досить повне вирівнювання поля швидкостей у поперечному перерізі потоку.

Потрібну довжину камери змішання можна істотно скоротити, якщо роздібнити ежектуючий потік на кілька струменів за рахунок застосування тієї ж багатоконтурної пелюсткової конструкції.

Експериментальні дослідження показали, що оптимальна довжина такої камери змішання складає 2...3 діаметра. Застосування перфорованої пелюсткової конструкції дозволяє зменшити довжину камери змішання до 1.5...2 діаметри.

Залежність відношення швидкостей другого і першого контуру газового ежектора від площі вихідного перетину сопла ГТУ представлена на рисунку 3.11.

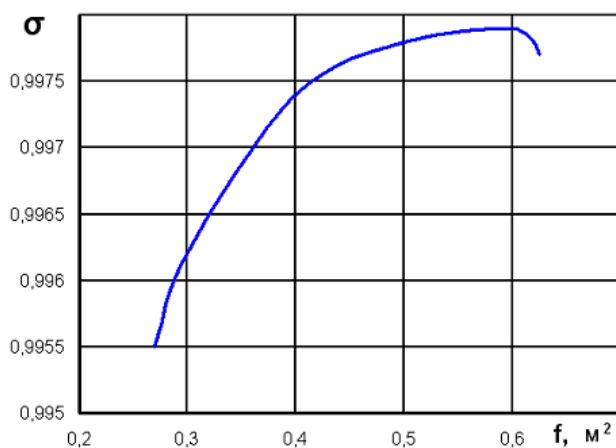


Рисунок 3.11 - Залежність коефіцієнта збереження повного тиску в камері змішування газового ежектора від площі вихідного перетину сопла ГТД ($n = 0,1$)

Характеристика газового ежектора показує, як працює ежектор при заданих геометричних розмірах не тільки на одному режимі, але і на змінних режимах, коли виникають додаткові втрати енергії в камері змішування.

Для газового ежектора при незмінних геометричних параметрах оптимальні умови можуть мати місце тільки на одному режимі, який називається розрахунковим для даного ежектора.

Залежність відношення швидкостей пасивного та активного газів ежектора від площі вихідного перетину сопла ГТД показана на рисунку 3.12.

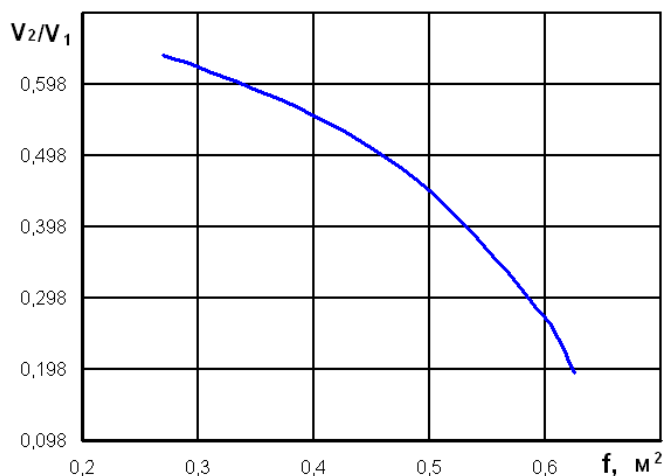
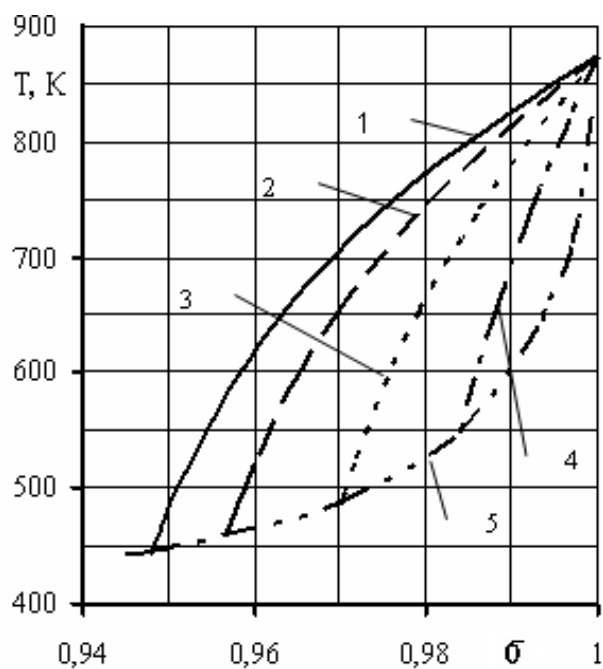


Рисунок 3.12 - Залежність відношення швидкостей другого і першого контуру газового ежектора від площі вихідного перетину сопла ГТД

Результати проведених досліджень і їхнє узагальнення показали, що величина перепаду тисків у соплі газотурбінної установки накладає обмеження на можливість досягнення мінімальної температури суміші газів (рисунок 3.13).



1 - $P_c = 1.075$; 2 - $P_c = 1.066$; 3 - $P_c = 1.051$; 4 - $P_c = 1.034$; 5 - лінія мінімально можливих значень температури на виході з камери змішання ежектора

Рисунок 3.13 - Зміна температури суміші газів (при зміні коефіцієнта ежекції) і коефіцієнта збереження повного тиску газового ежектора при різних значеннях перепаду в соплі

У даному випадку мінімальна температура суміші прямо залежить від рівня втрат повного тиску в газовому ежекторі. Розрахунки були проведені за умови рівності відношення статичних тисків низьконапірного і високонапірного потоків на зрізі сопел $\frac{p_2}{p_1} = const$.

Зменшення температури вихлопних газів можливо за рахунок збільшення коефіцієнта ежекції газового ежектора $n = \frac{G_2}{G_1}$ - відношення витрат пасивного і активного газів.

Зі збільшенням коефіцієнта ежекції зменшується і коефіцієнт збереження повного тиску при змішуванні пасивного і активного потоків. Тому повний тиск суміші на виході з камери змішування завжди нижче повного тиску активного гарячого газу ($p_3^* < p_1^*$).

Величина втрат повного тиску на змішання потоків у газовому ежекторі істотно залежить від величини коефіцієнта ежекції n та перепаду тиску в соплі при умові $\frac{p_2}{p_1} = const$.

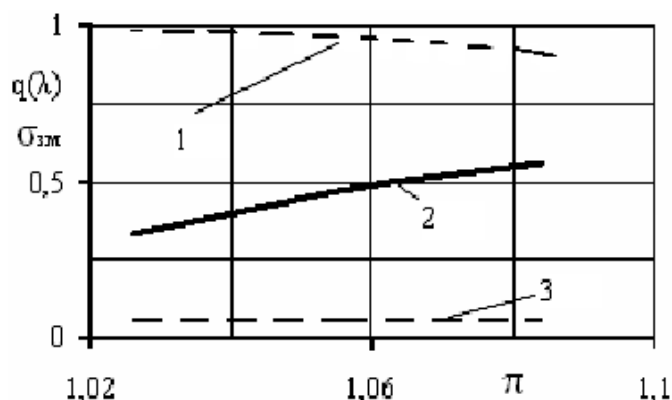
Із рисунка 3.13 видно, що для однієї і тієї ж температури змішування T^* величина коефіцієнта збереження повного тиску в ежекторі зменшується при збільшенні перепаду тиску в соплі.

Причиною є збільшення різниці швидкостей потоків які ежектують і ежектуються, що приводить до підвищення ударних втрат при змішуванні.

Основною причиною трохи більшої ефективності камер змішання які звужуються при дозвукових швидкостях є зменшення різниці швидкостей потоків і зниження ударних утрат при змішанні, тому що процес змішання відбувається в потоці, що прискорюється.

На рисунку 3.14 зображена залежність відносної густини току $q(\lambda)$ першого і другого контуру ежектора та коефіцієнта збереження повного тиску в ежекторі $\sigma_{зм}$ від перепаду тиску в соплі. До того ж забезпечення $\frac{p_2}{p_1} = const$ при збільшенні

π_c потребує збільшення швидкості активного газу, а відповідно і зменшення площі вихідного перетину сопла.



1 - $\sigma_{зм}$; 2 - $q(\lambda_1)$; 3 - $q(\lambda_2)$

Рисунок 3.14 - Залежність відносної густини току $q(\lambda)$ активних та пасивних коефіцієнта збереження повного тиску в ежекторі від перепаду тиску в соплі при

$$\frac{p_2}{p_1} = const$$

У промисловості, енергетичних і багатьох інших машинах зустрічається велике число різних поворотів потоків рідин і газів. Теоретичному і експериментальному дослідженню руху рідини в місцях повороту потоку присвячено досить багато робіт і окремих монографій [58].

З наведеного аналізу фізичної картини потоку на повороті впливає, що втрати в коліні складаються з втрат: на тертя, на освіту парних вихорів і втрат через наявність місцевих відривів потоку. Останні мають найбільшу відносну величину, а втрати на тертя складають найменшу частку загальних втрат. Звідси впливає, що для зменшення втрат в коліні, перш за все, потрібно усувати місцеві аеродинамічні дифузори, часто призводять до місцевих відривів потоку. Потім потрібно зменшувати інтенсивність вторинних струмів, що утворюють парні вихори, і тільки після цього піклуватися про зменшення сил тертя.

Фасонні частини патрубків, з вигином осі потоку в потрібному напрямку, називаються коліними.

Їх форма характеризується:

- діаметром D поперечного перерізу круглого коліна або сторонами прямокутного перетину h і b ;
- кутом повороту α ;
- радіусом закруглення коліна R_k , відлічуваним по осі труби та кількістю n внутрішніх діаметрів труби $R_k = nD$ при круглому перетині її або через ширину прямокутного каналу $R_k = nb$.

Коліно вихідних патрубків складається з ряду з'єднаних фальцами ланок. Додатковою характеристикою такого коліна є число ланок (сегментів), що характеризує плавність вигину при даних величинах α і R_k .

Наявність зон вихретворення є однією із причин зменшення запасу енергії потоку. Утворенню вихрових областей у зовнішньої й внутрішньої стінок коліна супроводжує деформація швидкісного поля. У вхідній ділянці відбувається зменшення швидкостей руху струмків потоку, що прилягають до зовнішньої стінки, і прискорення струмків у внутрішньої стінки коліна. У вихідній ділянці коліна спостерігаються зворотні явища.

Будова реального потоку в коліні ускладнюється, крім того, закручуванням потоку в так званий парний вихор: поряд з основним поступальним рухом потік у коліні закручується, і в результаті додавання цих рухів лінії потоку здобувають гвинтоподібну форму.

Причини закручування потоку в коліні можуть бути з'ясовані при розгляді. Для цього розсічемо коліно площиною симетрії BB на дві частини й будемо розглядати ліву половину поперечного перерізу. При повороті потоку в коліні розвиваються відцентрові сили, які, як відомо, пропорційні квадрату швидкості. Тому що швидкості v_2 в центральній частині ядра потоку більше, ніж у частинах, що прилягають до бічної стінки v_1 , то й відцентрова сила C_2 , що розташовується праворуч від крапки O , буде більше, ніж така ж сила C_1 , але розташована ліворуч від цієї крапки. Під впливом різниці цих сил виникає момент відцентрових сил Mc щодо деякої крапки O , що приводить потік в обертання. Така ж картина спостерігається і у правій симетричній частині перетину, у результаті чого в коліні утворюється

парний вихор, для створення якого затрачається частина енергії потоку. Перетворюючись у підсумку в тепло, енергія ця для потоку губиться, що виражається у втратах тиску. Обертання потоку, викликане коліном, триває й у прямій ділянці труби, що впливає за коліном, і припиняється досить повільно на дуже великій відстані, що досягає $80D$.

Таким чином, будова потоку реальної рідини в коліні дуже складна: вона характеризується одночасною наявністю двох вихрових областей і закручуванням потоку в парний вихор, як це показано на загальній схемі потоку.

Наведена схема підкреслює, що втрати тиску в коліні викликаються не вигином потоку, а складними явищами вихретворення; з них основним є утворення вихрових областей у зовнішньої й внутрішньої стінок коліна, що викликають різку нерівномірність поля швидкостей. Виникнення парного вихру обумовлює відносно менші втрати тиску.

Величини коефіцієнтів опору колін $\xi_{кн}$ не враховують втрат тиску на тертя; отже, при визначенні суми втрат тиску в якій-небудь ділянці, до довжини прямолінійних частин його повинна бути додана сума випрямлених величин довжини колін, що входять до складу даної ділянки.

При $Re > 10^5$ величина $\xi_{кн}$ настільки мало зменшується зі збільшенням Re , що для розрахунку вихлопних систем її можна вважати не залежною від Re , як це виходить з результатів експериментів ряду дослідників, і в першу чергу В.І. Левкова (1928 р.). З огляду на незначну величину відносної шорсткості патрубків можна орієнтуватися на величини $\xi_{кн}$, узяті для гладких колін.

Коефіцієнт опору колін із круглими й квадратним поперечними перерізами підвищується зі збільшенням числа факторів, що підсилюють інтенсивність вихретворення, тобто зі збільшенням кута повороту потоку α й зменшенням радіуса закруглення коліна R_k .

Опір колін з гострими крайками $R_k = 0$ досить великий, а вже при $\alpha = 80^\circ$ губиться тиск, рівний динамічному $\xi_{кн} = 1$. Тому їх використовують лише у виняткових випадках, при невеликих кутах повороту.

Дослідження опору колін з $R_k = nD$, де $n > 1$, показують, що інтенсивність вихретворення в коліні після $\alpha = 60 \dots 70^\circ$ наростає з явно вираженим уповільненням. Струмки потоку як би вже придбали потрібен для повороту характер руху і у структурі потоку, при подальшому повороті його не відбувається вже настільки значних змін, які спостерігалися при відносно малих кутах.

Зі збільшенням радіуса закруглення R_k / D - інтенсивність вихретворення неминуче повинна зменшитися. При нескінченно великому відношенні R_k / D коліно звертається в пряму трубу і величина вихрових втрат, які характеризуються $\xi_{кн}$ прагне до нуля. Ускладнювати і здорожувати вентиляційно-вихлопну мережу, збільшуючи радіуси закруглень колін більше $(2,0 \dots 2,5)D$ не треба, тому що це не викликає істотного зменшення величин $\xi_{кн}$; збільшення значення n до $5 \dots 8$ може бути доцільним лише для установок пневматичного транспорту[59].

Аналіз результатів ряду досліджень коефіцієнта опору коліна приводить до наступного загального вираження його, якщо α виразити в градусах:

$$\xi_{кн} = 0,008 \frac{\alpha^{0,75}}{n^{0,6}},$$

де $n = R_k / D$.

У вигляді, більше зручному для обчислень

$$\xi_{кн} = 0,008 \left(\frac{\sqrt[4]{\alpha}}{\sqrt[5]{n}} \right)^3.$$

Вираження $\xi_{кн}$ досить гарно передає результати безпосередніх вимірів для найбільш уживаних радіусів закруглень $n = 1 \dots 8$ і $\alpha = 20 \dots 180^\circ$, передбачаючи виготовлення колін, що мають кут $15-18^\circ$, тобто 5-6 ланок для коліна з $\alpha = 90^\circ$. Більшої кількості дрібних ланок не слід робити, тому що це незначно зменшує величину $\xi_{кн}$.

Вираження застосовується і для колін із квадратним поперечним перерізом, ($n = R_k / D$, де b - сторона квадрата). Для колін прямокутного перетину в отриманий результат потрібно внести виправлення, обумовлені відношенням однієї сторони

поперечного переріза h до іншої сторони b , що лежить у площині вигину. Коефіцієнт опору колін із прямокутним поперечним перерізом

$$\xi_{\text{кн.пр}} = c \xi_{\text{кн.кв}},$$

де $\xi_{\text{кн.кв}}$ - коефіцієнт опору для коліна із круглим або квадратним перетином.

Площину вигину колін із прямокутним перетином варто розташовувати, як правило, уздовж меншої сторони перетину.

Опір колін із квадратними і прямокутним поперечними перерізами, розташовуваних в умовах обмеженого простору, може бути істотно зменшений в результаті застосування напрямних лопаток, що впорядковують потік і утрудняють вихоретворення в коліні.

Дослідження показали, поворотні патрубкі вихлопних пристроїв з переходом форми поперечного перерізу із круглої в плоску мають більш низькі втрати енергії.

Висновки до розділу 3

1. Проведений теоретичний аналіз дозволив встановити залежність характеристик основних конструктивних елементів газового ежектора від наступних параметрів робочого процесу у вихлопних пристроях шумоглушіння випробувальних стендів ГТД:

- відношення площ поперечного перерізу сопел активного та пасивного газу;
- відношення площ поперечного перерізу камери змішування;
- відношення температур активного та пасивного газу;
- довжини камери змішування;
- фактора форми сопла активного та пасивного газу;
- кута повороту потоку на вході в сопло активного газу.

2. Із аналізу властивостей чисельних методів показано, що використання інтегральних та кінцево-різницевих методів ефективно при удосконаленні геометрії проточної частини ежекторів: площ поперечного перетину потоків активного, пасивного газів та камери змішування. Більш доцільне застосування кінцево-різницевих методів для детального дослідження проблемних частин геометрії ежекторів.

3. Чисельний експеримент дає можливість перевірити той варіант геометрії проточної частини елемента газового ежектора, який був отриманий за допомогою аналітичного методу. Чисельні методи дають можливість включити в процес проектування процедури оптимізації. Окрім того за допомогою чисельного експерименту можна детально дослідити проблемні частини газових ежекторів різного виконання. Відсутність обмежень по числам Маха і Рейнольдса дозволяє застосовувати чисельні методи при дослідженні таких режимів роботи газового ежектора, які неможливо моделювати іншими засобами.

4. Розроблена методика проектування дозвукових газових ежекторів в системах шумоглушіння випробувальних стендів ГТД, яка дозволяє в процесі розробок мінімізувати вартість конструкції при забезпеченні вимог акустичного навантаження на місцевість від працюючих випробувальних стендів.

4 КОМПЛЕКСНИЙ ДІАГНОСТИЧНИЙ СТЕНД ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ І ПРАЦЕЗДАТНОСТІ ПАЛИВНИХ АГРЕГАТІВ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА Д-436

4.1 Призначення стенду

Стенд призначений для визначення технічного стану, працездатності та експлуатаційних параметрів навісних агрегатів авіаційного двигуна Д-436, а саме:

- блоку паливних насосів 4436;
- паливного регулятора 4036;
- повітряного турбостартера;
- маслоагрегата МА-36;
- гідронасосів НП-107;
- датчика частоти обертання ротора ВТ ДТА-10;
- маслонасоса управління реверсом МУР-36Т.

4.2 Конструкція стенду

Комплексний діагностичний стенд для визначення технічного стану і працездатності паливних агрегатів авіаційного двигуна Д-436 (КДСПАА) складається з двох основних блоків: блоку силового приводу випробовуваних авіаційних агрегатів та блоку функціональних систем стенду.

Стенд включає наступні системи:

- трансмісії силового приводу;
- змащування;
- паливopостачання;
- стисненого повітря;
- приводів агрегатів;
- пульта керування;
- реєстрації та контролю параметрів;
- силового електроживлення і спеціальних струмів.

4.3 Трансмiсія силового приводу стенду

4.3.1 Принципова схема силового приводу стенду

Силовий привід комплексного діагностичного стенда для визначення технічного стану і ремонту паливних авіаційних агрегатів двигуна Д-436 складається з наступних основних вузлів, показаних на рисунку 4.1:

- несучої (силової) рами;
- електродвигуна;
- мультиплікатора (редуктора, що підвищує оберти);
- коробки приводів двигуна Д-36.

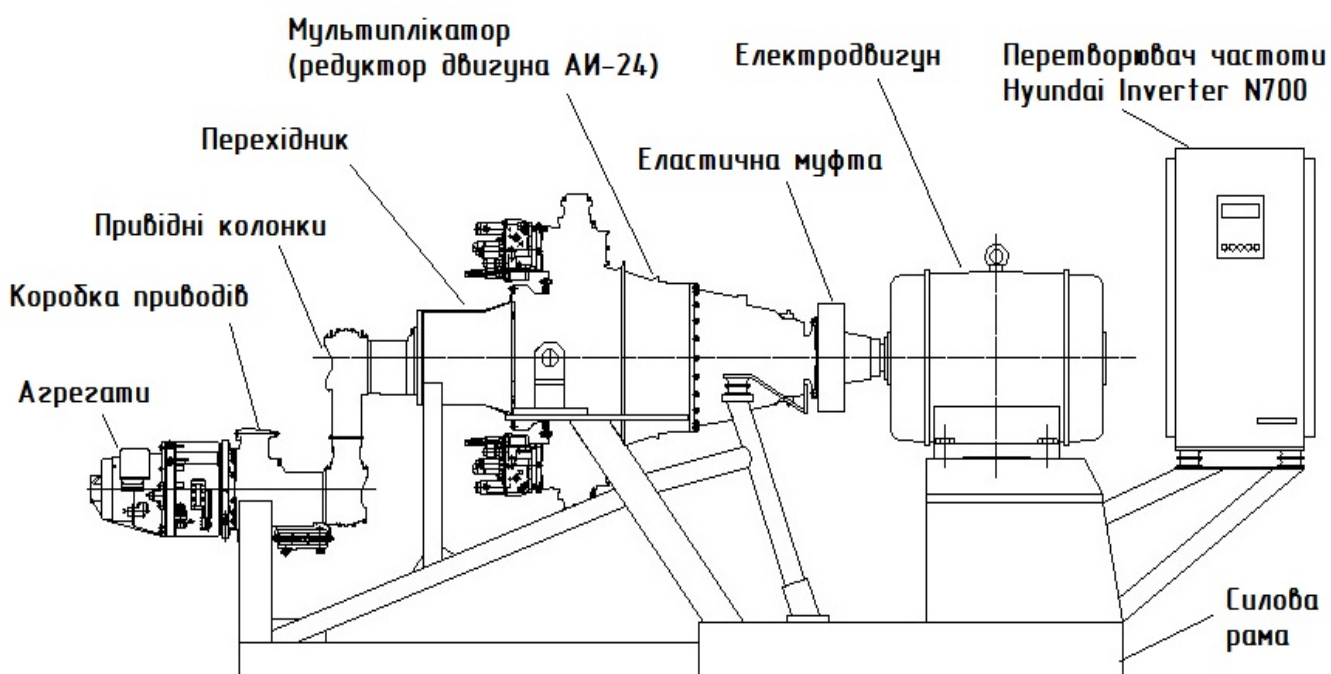


Рисунок 4.1 – Принципова схема силового приводу стенду

Несуча (силова) рама зварної конструкції із сталевих профілів: швелерів з перерізами 100×50×6 мм, 60×30×5 мм; прямокутних труб з перерізами 100×50×4 мм, 60×40×4 мм, 50×25×3 мм.

Електродвигун – електродвигун трифазний асинхронний, з напругою 380 В, 50 Гц, потужністю 55 кВт (основний привід) з номінальними обертами 950 об/хв. Управління і живлення електродвигуна здійснюється за допомогою перетворювача частоти Hyundai Inverter N700 для асинхронних двигунів, регулювання частоти від 0,1 до 400 Гц, потужність напруги живлення – 75 кВт. Перетворювач забезпечує

оберти двигуна від 1 до 120 % від номінальних при збереженні постійного крутного моменту у всьому діапазоні обертів [3].

В якості мультиплікатора (редуктора, що підвищує оберти) в трансмісії силового приводу стенду використовується редуктор авіаційного турбогвинтового двигуна АИ-24. При цьому силовий електродвигун стенда приєднаний до фланця повітряного гвинта, а підвищені з коефіцієнтом редукції оберти знімаються на валу-ресорі редуктора.

У трансмісії силового приводу після мультиплікатора використано проміжні колонки коробки приводів двигуна Д-36, штатні привідний вал з перехідником і кожухом. Така конструкція забезпечує високу експлуатаційну та ремонтну технологічність стенду. Дозволяє порівняно швидко проводити демонтаж окремих вузлів силового приводу стенду і подальше їх складання. При цьому необхідно забезпечити статичне і динамічне балансування обертальних мас і співвісність трансмісії, яка має сім опор на підшипниках.

Попередження: Встановлення стенду повинне проводитися на силовій підлозі, віброізолюваної від основної підлоги приміщення.

Привідні авіаційні агрегати двигуна Д-436, для визначення технічного стану яких призначений стенд, встановлюються на коробку приводів через адаптери.

При монтажі стенду на новому місці установки максимальне відхилення кожної з семи опор від осі трансмісії не повинна перевищувати 0,3 мм. Остаточна неспіввісність опор встановлюється дослідним шляхом динамічного балансування стенду в результаті підбору індивідуальних дистанційних прокладок під чотири опори силового електродвигуна і дві опори мультиплікатора.

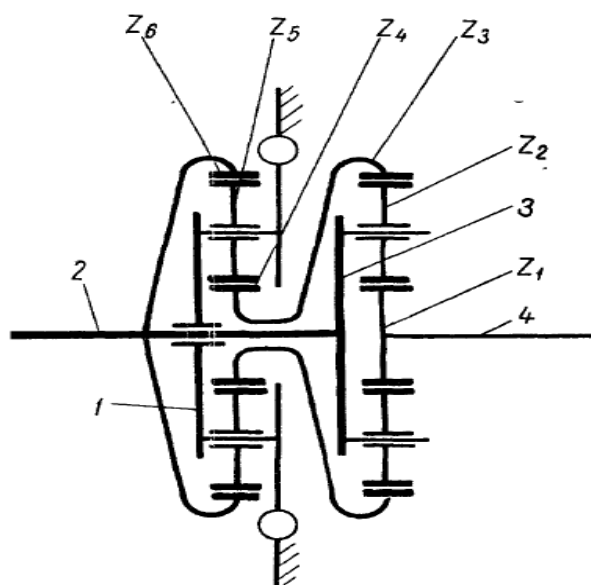
4.3.2 Мультиплікатор

В якості мультиплікатора в трансмісії силового приводу стенду використовується редуктор авіаційного турбогвинтового двигуна АИ-24. При цьому силовий електродвигун стенда приєднаний до фланця повітряного гвинта, а підвищені з коефіцієнтом редукції оберти знімаються на валу-ресорі редуктора. Оскільки на вхідному валу коробки приводів агрегатів необхідно лівий напрямок

обертання, то привід редуктора здійснюється в протилежному щодо штатного напрямку обертання.

4.3.2.1 Кінематична схема редуктора

Редуктор з передаточним числом 12,11341, виконаний за кінематичною схемою планетарного диференціального механізму замкнутого типу (рисунок 4.2).



1 – корпус перебору; 2 – вал гвинта; 3 – корпус сателітів; 4 – ресора;
 Z_1 – ведуча шестерня редуктора; Z_2 – сателіт; Z_3 – шестерня внутрішнього зачеплення; Z_4 – ведуча шестерня перебору; Z_5 – проміжна шестерня;
 Z_6 – шестерня внутрішнього зачеплення

Рисунок 4.2 – Кінематична схема редуктора

Ведуча шестерня редуктора Z_1 , поєднана з ротором двигуна ведучим валом-ресорою 4, обертається проти годинникової стрілки (якщо дивитися з боку реактивного сопла) і перебуває в зачепленні з трьома зубчастими колесами-сателітами Z_2 .

Сателіти Z_2 , обертаючись на осі корпусу 3 сателітів, спираються зубцями на зуби шестерні внутрішнього зачеплення Z_3 , обкатуються по ній і приводять в рух проти обертання годинникової стрілки корпус сателітів і з'єднаний з ним вал 2 гвинта. Одночасно сателіти Z_2 змушують обертатися шестерню внутрішнього зачеплення Z_3 і з'єднану з нею провідну шестерню перебору Z_4 в напрямку обертання годинникової стрілки.

Ведуча шестерня перебору Z_4 знаходиться в зачепленні з п'ятьма проміжними шестернями Z_5 , що обертаються проти годинникової стрілки на осях корпусу 1 перебору. Проміжні шестерні обертають в ту ж сторону шестерню внутрішнього зачеплення Z_6 , з'єднану з валом 2 повітряного гвинта.

В редукторі, виконаному згідно даної кінематичної схеми, крутний момент від ротора двигуна на вал гвинта передається паралельно по двох гілках: через корпус сателітів планетарної ступені (близько 30 %) і через ступінь перебору (інша частина).

Передаточне число визначається за формулою:

$$i = 1 + \frac{Z_3}{Z_1} + \frac{Z_3 \cdot Z_6}{Z_1 \cdot Z_4}, \quad (2.1)$$

де $Z_1 = Z_4 = 31$ – кількість зубців ведучої шестерні,

$Z_3 = Z_6 = 89$ – кількість зубців шестерні внутрішнього зачеплення.

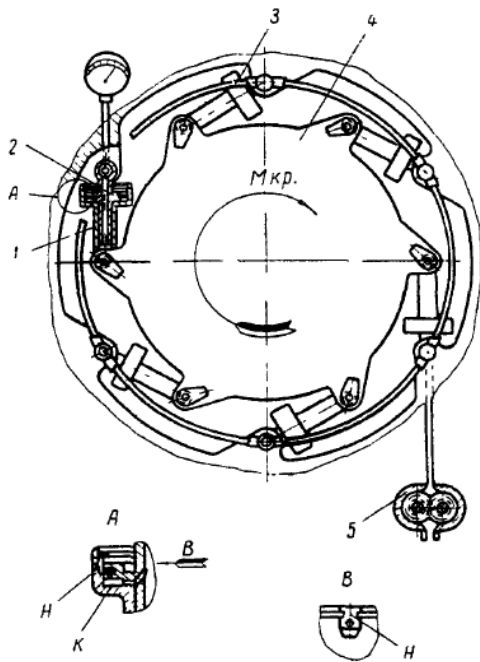
$$i = 1 + \frac{89}{31} + \frac{89 \cdot 89}{31 \cdot 31} = 12,11341,$$

Ступінь редукції $1/i = 1/12,11341 = 0,082553$. Нерухомою ланкою в кінематичній схемі є корпус 1 перебору, з'єднаний з картером редуктора за допомогою системи вимірювача крутного моменту (ВКМ) [4].

4.3.2.2 Вимірювач крутного моменту

Робота ВКМ, зображеного на рисунку 4.3, заснована на принципі рівноваги окружного зусилля від крутного моменту на корпусі перебору і сили тиску масла в робочих порожнинах K циліндрів ВКМ.

Крутний момент, що сприймається корпусом перебору, прагне обертати вінець 4, з'єднаний циліндрами 1 і поршнями 2 з картером редуктора. Під дією цього моменту виникає сила, спрямована по осі циліндрів і прагне переміщати їх назустріч поршням; при цьому поршневе кільце перекриває маслоскидаючу канавку H , зменшуючи скидання масла.



- 1 – циліндр; 2 – поршень;
 3 – колектор; 4 – вінець;
 5 – масляний насос ВКМ

Рисунок 4.3 – Схема вимірювача крутного моменту

Змащення і охолодження деталей редуктора, а також живлення масляного насоса ВКМ здійснюється маслом з магістралі двигуна.

Описана робота ВКМ властива при роботі редуктора на двигуні. У конструкції стенду поршні гідроциліндрів ВКМ фіксовані від виходу з циліндрів стопорними кільцями. Таким чином забезпечується фіксація корпусу перебору при роботі редуктора в режимі зворотного обертання.

4.3.2.3 Конструкція редуктора

Редуктор, зображений на рисунку 4.4, складається з наступних основних вузлів:

- картера 5, в якому розміщені всі вузли і деталі редуктора;
- планетарної ступені, що включає провідну шестерню 14 редуктора, три сателіта 13, шестерню внутрішнього зачеплення 12, маточину планетарного механізму 11, корпус 16 сателітів;

Тиск в робочих порожнинах циліндрів підвищується до тих пір, поки сила тиску масла не стане дорівнювати осьовій силі від крутного моменту. Тиск в робочих порожнинах циліндра створюється маслом, що підводиться із спеціального масляного насоса 5.

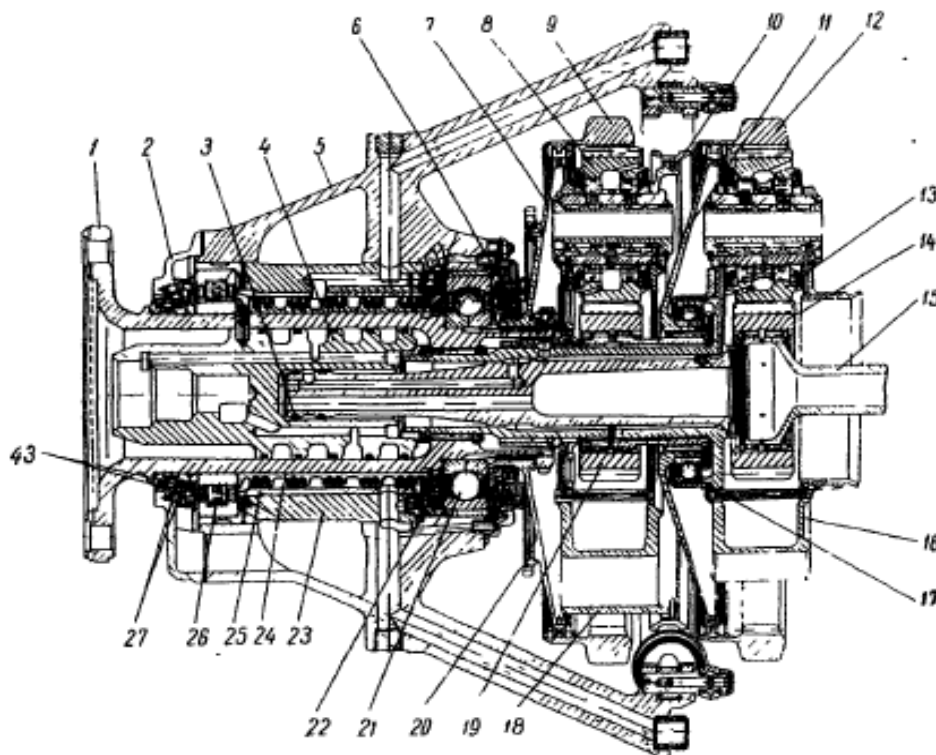
Знаючи тиск масла $p_{\text{ВКМ}}$ і оберти ротора, можна визначити гвинтову потужність, що розвивається двигуном, за формулою:

$$N_{\text{ГВ}} = K \cdot p_{\text{ВКМ}} \cdot n \text{ [кВт]}, \quad (2.2)$$

де n – оберти ротора двигуна в об/хв;

$p_{\text{ВКМ}}$ – тиск масла в системі ВКМ в МПа;

K – постійний коефіцієнт, що залежить від геометричних параметрів деталей редуктора і вимірювача крутного моменту. Для даного редуктора $K = 0,00171458$.



1 – вал гвинта; 2 – кришка носка редуктора; 3 – втулка перепуску масла; 4 – маслоперепускна пробка вала гвинта; 5 – картер редуктора; 6 – датчик автофлюгера по негативній тязі; 7 – маточина перебору; 8 – проміжна шестерня; 9 – шестірна внутрішнього зачеплення перебору; 10 – вінець ВКМ; 11 – маточина планетарного механізму; 12 – шестірна внутрішнього зачеплення; 13 – сателіт; 14 – ведуча шестерня редуктора; 15 – ресора; 16 – корпус сателітів; 17 – кулькопідшипник корпусу сателітів; 18 – корпус перебору; 19 – ведуча шестерня перебору; 20 – ведуча шестерня приводу масляного насоса ВКМ; 21 – кулькопідшипник вала гвинта; 22 – перевірочний пристрій датчика автофлюгера по негативній тязі; 23 – корпус маслоперепускної втулки; 24 – маслорозподільча втулка; 25 – маслоперепускна втулка; 26 – роликпідшипник вала гвинта; 27, 43 – маслоущільнювальні кільця; 28 – масляний насос ВКМ; 29 – ведуча шестерня приводу масляного насоса ВКМ; 30 – отвір підведення масла в редуктор з маслоагрегата; 31 – поршень; 32 – циліндр; 33 – колектор ВКМ; 34 – отвір прокладки кабелю електрообігріву лопатей гвинта; 35 – отвір підведення масла в канал фіксатора кроку; 36 – отвір підведення масла в канал малого кроку; 37 – отвір підведення масла в канал великого кроку; 38 – отвір підведення масла в командний канал датчика автофлюгера; 39 – отвір під шпильку кріплення редуктора до лобового картеру; 40 – отвір під вісь поршня ВКМ; 41 – отвір підведення повітря на ущільнення носка валу редуктора; 42 – отвір відведення масла з системи ВКМ на манометр; 43 – ущільнювальні кільця

Рисунок 4.4 – Редуктор двигуна АІ-24

- валу-ресори 15;
- ступені перебору, що включає ведучу шестерню 19 перебору, п'ять проміжних шестерень 8, шестерню внутрішнього зачеплення 9, маточину 7 перебору і корпус 18 перебору;
- вала 1 гвинта;
- механізму вимірювача крутного моменту, що включає вінець 10, циліндри 32, поршні 31, шестерні 20, 29 привода масляного насоса
- вимірювача крутного моменту, колектор 33.

4.3.2.4 Картер редуктора

Картер редуктора 5 (див. рисунок 4.4) відлитий з магнієвого сплаву. На передній частині картера є фланець з двома рядами шпильок: внутрішній ряд (дванадцять шпильок) призначений для кріплення кришки 2 носка редуктора, крім того, три шпильки з дванадцяти більш високі, ніж інші, використовуються також для кріплення корпусу струмоз'ємного пристрою електрообігріву повітряного гвинта; шість шпильок зовнішнього ряду служать для кріплення капота.

В отвір кришки запресована сталева втулка, за якою працюють сталеві кільця, які служать ущільненням носка редуктора. В розточенні кришки 2 вміщується запірня планка роликотітшипника, зафіксована від провертання трьома штифтами. В нижній частині кришки виконана кишень для зливу масла з порожнини ущільнення носка редуктора. Кришка центрується на фланці картера по посадковому буртику.

2.3.2.5 Ведучий вал-ресора

Передача крутного моменту від ротора двигуна до редуктора здійснюється ведучим валом-ресорою 15. Переднім шліцьовим хвостовиком вал-ресора з'єднується з ведучою шестірнею 14 редуктора, заднім шліцьовим хвостовиком – з ротором компресора двигуна і ведучою шестірнею центрального приводу лобового картера. Передній шліцьовий хвостовик має канавку, яка з'єднана отворами з внутрішньою порожниною хвостовика. У неї подається масло для змащення й охолодження шліцьового з'єднання. Обидва шліцьових хвостовика оміднені для

запобігання наклепу. В отвір заднього шліцьового хвостовика встановлений болт з регулюючою шайбою для осьової фіксації валу-ресори, болт кріпиться розрізним стопорним кільцем.

4.3.2.6 Планетарний механізм

Планетарний механізм (див. рисунок 2.2) складається з таких основних деталей: ведучої шестерні Z_1 , встановленої на шліці вала-ресори, корпусу 3 сателітів, трьох шестерень-сателітів Z_2 , осей сателітів, передач внутрішнього зачеплення Z_3 , маточини, кулькопідшипника, роликпідшипників сателітів. Зуби шестерень кореговані для зменшення контактних напружень і вирівнювання питомих ковзань.

Ведуча шестерня з валом-ресори самовстановлюється щодо сателітів під час роботи. В осьовому напрямку шестерня зафіксована двома стопорними кільцями.

Корпус колонок виконаний у вигляді коробки з вікнами, в яких змонтовані сателіти. Спереду коробка переходить в пустотілий вал, з'єднаний евольвентними шліцями з валом гвинта 2. Переднім кінцем корпус сателітів центрується у валу гвинта на спеціальній опорі і утримується від осьових переміщень стопорними кільцями і регулювальним кільцем.

На середній частині вала корпусу сателітів центрується підшипниками ковзання корпус перебору 18 (див. рисунок 4.4). Для підвищення зносостійкості центруючий пояс хромований. У середній частині поясу просвердлено отвір для підведення масла до втулки корпусу перебору на змащення і охолодження деталей вузла перебору. З передньою стінкою корпусу сателітів з'єднана втулка, в якій розміщується підшипник 17, фіксуючий маточину 11 і пов'язані з нею деталі (шестерню внутрішнього зачеплення, шліцьову втулку і ведучу шестерню перебору) від осьових переміщень.

У внутрішній порожнині вала корпусу сателітів встановлена втулка перепуску масла 3, утворює зі стінками вала кільцеву порожнину, куди підводиться масло, яке розподіляється на змащування деталей вузла перебору і планетарного механізму. У задній частині маслоперепускної втулки встановлена форсунка для змащування шліців ведучої шестерні.

На задньому кінці корпусу сателітів є посадковий хвостовик, яким корпус сателітів спирається на підшипник, встановлений у лобовому картері. У стінках корпусу сателітів виконані три отвори, в які запресовано осі сателітів. У передній стінці корпусу сателітів виконано свердління для подачі масла в порожнину осей сателітів на змащування роликотідшипників і далі через свердління в задній стінці і кільцеву порожнину між заднім хвостовиком корпусу сателітів і втулкою підшипника до трьох форсунок. Форсунки запресовані в отвори корпусу сателітів і зафіксовані втулкою підшипника.

Сателіти 13 термічно оброблені, цементовані за профілем зубів і встановлені на двох рядах роликів (по дванадцять роликів в одному ряду). Біговими доріжками для роликів служать цементовані внутрішні поверхні сателітів і зовнішні поверхні осей. Ролики розділені між собою дюралюмінієвим сепаратором, який центрується за розпірною втулкою. В центральному отворі сателіта виконані проточки, в яких встановлені обмежувальні кільця зі стопорними замками, що фіксують сателіт від осьових переміщень по роликах. Ролики на осі сателіта впираються своїми торцями в ціановані торці бічних опорних кілець. Між рядами роликів встановлена ціанована розпирна втулка, по зовнішній поверхні якої сепаратор центрується. У втулці виконана канавка з отворами для змащення поверхонь тертя.

Вісь сателіта – пустотіла, сталева, термічно оброблена і цементована по зовнішньому діаметру. Посадочні діаметри осі сателіта оміднені для запобігання наклепу. На опорному буртику осі виконаний зріз, який збігається при монтажі з лискою втулки підшипника 17 і захищає вісь від провертання. В осьовому напрямку вісь зафіксована зовнішнім стопорним кільцем, встановленим у кільцеву канавку.

Профілі зубів шестерні 9 внутрішнього зачеплення азотовані. Частина зубів вінця, відокремлена від іншої частини канавкою, використовується як шліци для з'єднання з маточиною планетарного механізму. Поверхня шліців оміднена для запобігання наклепу. На шліцах передач внутрішнього зачеплення прорізна кільцева канавка, що збігається з канавкою на шліцах маточини 11. Сюди через отвори в ободі маточини надходить барботаже масло для охолодження і змащення шліцьового з'єднання.

На зовнішній поверхні шліцьового хвостовика маточини встановлений кулькопідшипник 17, що обмежує її осьове переміщення. Внутрішня обойма кулькопідшипника затиснута гайкою з пластинчастим замком. Внутрішніми шліцями через шліцьову втулку маточина з'єднана з ведучою шестернею 19 перебору. Від осьових переміщень ведуча шестерня і шліцьова втулка зафіксовані стопорними кільцями.

В з'єднання шліцьової втулки з ведучою шестернею перебору подається масло з форсунки на валу корпусу сателітів через отвори в шліцьовій втулці.

4.3.2.7 Ступінь перебору

Ступінь перебору (див. рисунок 4.4) складається з наступних основних деталей: ведучої шестерні 19, корпусу перебору 18, п'яти проміжних шестерень 8, осей шестерень, передач внутрішнього зачеплення 9, маточини 11, деталей роликів підшипників.

Ведуча шестерня перебору, проміжні шестерні, шестерні внутрішнього зачеплення і деталі роликів підшипників взаємозамінні з аналогічними деталями планетарного механізму. Підшипник шестерні на відміну від підшипника сателіта не має сепаратора і складається з тридцяти чотирьох роликів по сімнадцять роликів в одному ряду.

Кріплення осей шестерень, підведення масла і вікна для установки шестерень в корпусі перебору і корпусі сателітів виконані аналогічно.

На задній стінці корпусу перебору з зовнішньої сторони виконані евольвентні шліци, які з'єднують корпус перебору за допомогою деталей вимірювача крутного моменту з картером редуктора. Передня стінка корпусу переходить у циліндричний хвостовик. В центральний отвір хвостовика запресовані дві бронзові втулки, якими корпус перебору центрується по валу корпусу сателітів. Втулки утворюють кільцеву канавку, в яку через отвір вала корпусу сателітів подається масло на охолодження і змащення деталей перебору.

Маточина перебору – сталева, термічно оброблена, зовнішні шліци цементовані, внутрішніми шліцями маточина з'єднується з валом гвинта. На

маточині виконаний поясок з різьбовими отворами для встановлення ведучої шестерні масляного насоса ВКМ.

4.3.3 Лобовий картер

4.3.3.1 Загальні відомості

Необхідність використання в трансмісії силового приводу ствену лобового картера двигуна АИ-24 пов'язана з особливостями конструкції двигуна. Крутний момент від ротора двигуна на редуктор передається через вал-ресору. При цьому, передньою опорою валу-ресори є кульковий підшипник, а задній – роликовий підшипник передньої опори ротора компресора, встановлені в посадочних місцях лобового картера, (зони А і Б відповідно на рисунку 4.5).

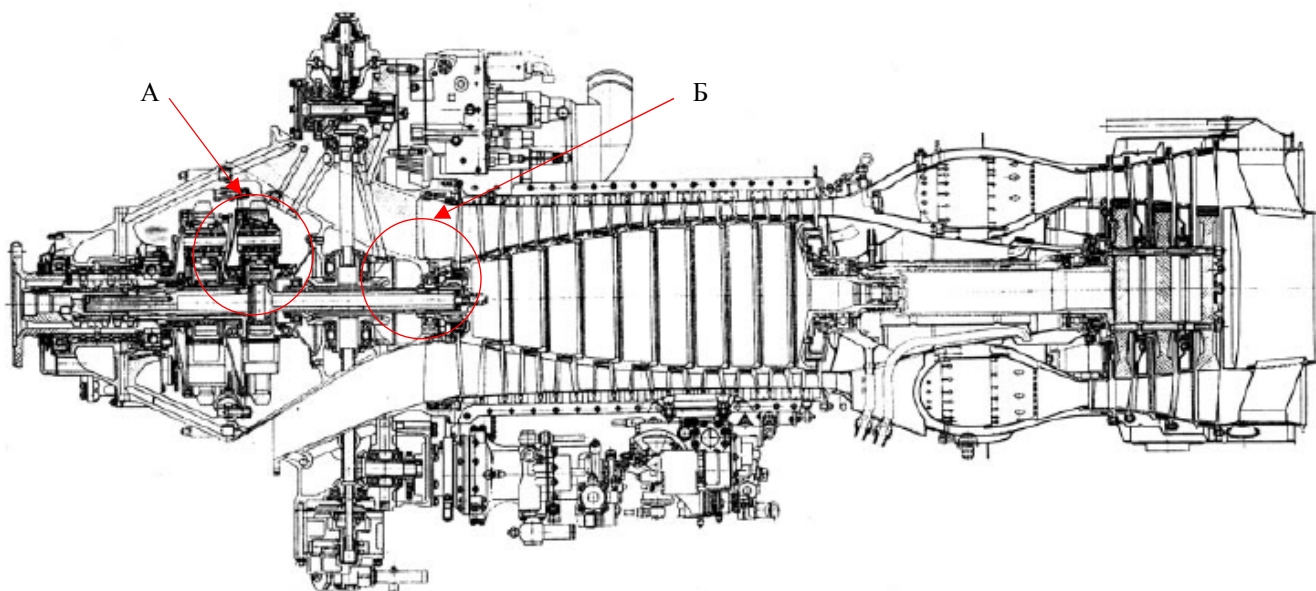


Рисунок 4.5 – Конструктивно-силова схема двигуна АИ-24

У двигуні АИ-24 лобовий картер розташований між редуктором і компресором і служить для розміщення агрегатів двигуна і приводів до них. У його внутрішній порожнині розміщені передня опора ротора компресора і вхідний напрямний апарат (ВНА), а зовні з боків – передні цапфи підвіски двигуна на літаку. Спереду лобовий картер має фланець для кріплення літакового повітрязабірника. Зовнішня і внутрішня стінки лобового картера утворюють вхідний повітряний тракт двигуна, розділений чотирма стійками-ребрами. Вузол лобового картера складається з наступних основних частин: корпусу, в якому розміщені вузли та деталі приводів, центрального вузла приводу і коробки приводів.

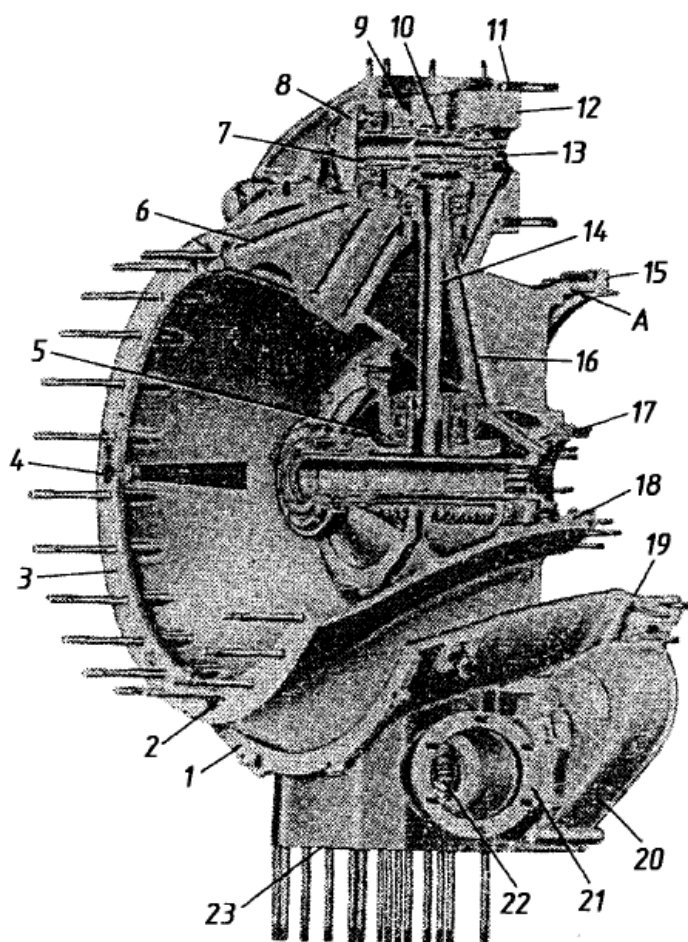
4.3.3.2 Корпус лобового картера

Корпус лобового картера, який зображено на рисунку 2.6, відлитий з магнієвого сплаву і являє собою два концентрично розташованих порожнистих конуса (зовнішній 19 і внутрішній 18). Конттури з'єднані між собою чотирма силовими стійками-ребрами, внутрішні порожнини яких з'єднуються з внутрішньою порожниною лобового картера.

На зовнішній поверхні картера зверху і знизу виконані напливи з фланцями для кріплення агрегатів двигуна. У центральній порожнині картера, в порожнинах вертикальних стійок-ребер і напливах змонтовані приводи до агрегатів.

На передньому торці зовнішнього конуса є фланець 1 з дванадцятьма отворами для кріплення повітрязабірника літака, а на задньому – фланець 15 з центруючим буртиком і двадцятьма чотирма шпильками для кріплення корпуса компресора. Всередині конуса ззаду виконано розточування А для розміщення зовнішнього кільця ВНА компресора.

На задньому торці внутрішнього конуса виконаний ступінчастий фланець 17 з центральним розточенням для встановлення сталевго стакана під роликівий підшипник передньої опори ротора компресора. На фланці стакана внизу є два продовгуваті отвори для зливу масла. Стакан кріпиться до фланця лобового картера трьома гвинтами і шістьма шпильками. На фланці 17 є дев'ять шпильок кріплення внутрішнього кільця вхідного направляючого апарату і отвір для підведення повітря до лабіринтного ущільнення переднього підшипника компресора.



1 – фланець кріплення літакового повітрязабірника; 2 – отвір для підведення масла на змащення деталей редуктора і в систему ВКМ; 3 – фланець кріплення редуктора; 4 – отвір для підведення масла до манометру в системі ВКМ; 5 – центральний привід; 6 – канали підведення масла на управління повітряним гвинтом; 7 – верхній горизонтальний вал; 8 – кришка; 9 – шестерня передачі обертання верхнього горизонтального валику; 10 – ведуча шестерня привода відцентрового суфлера; 11 – фланець для установки відцентрового суфлера; 12 – фланець для установки регулятора частоти обертання повітряного гвинта; 13 – шліцевий вал привода регулятора частоти обертання повітряного гвинта; 14 – верхній вертикальний вал-шестерня; 15 – фланець кріплення корпуса компресора; 16 – канал підведення масла з маслоагрегата до регулятора частоти обертання повітряного гвинта і для змащування деталей приводів верхнього припливу; 17 – стакан роликового підшипника передньої опори компресора; 18 – внутрішній конус; 19 – зовнішній конус; 20 – коробка приводів; 21 – фланець кріплення повітрявідділювача; 22 – ведуча шестерня повітрявідділювача; 23 – фланець установки маслоагрегата

Рисунок 4.6 – Корпус лобового картера

Спереду біля внутрішнього конуса є фланець 3 з центральним розточуванням і двадцятьма чотирма шпильками для кріплення редуктора до лобового картеру. На цьому фланці виконані:

- у зоні навпроти верхнього ребра – три канали 6 (на рисунку 4.6 видно два канали) для підведення масла від регулятора частоти обертання до втулки повітряного гвинта і один отвір для підведення масла від командного каналу регулятора частоти обертання до датчика зворотної тяги;

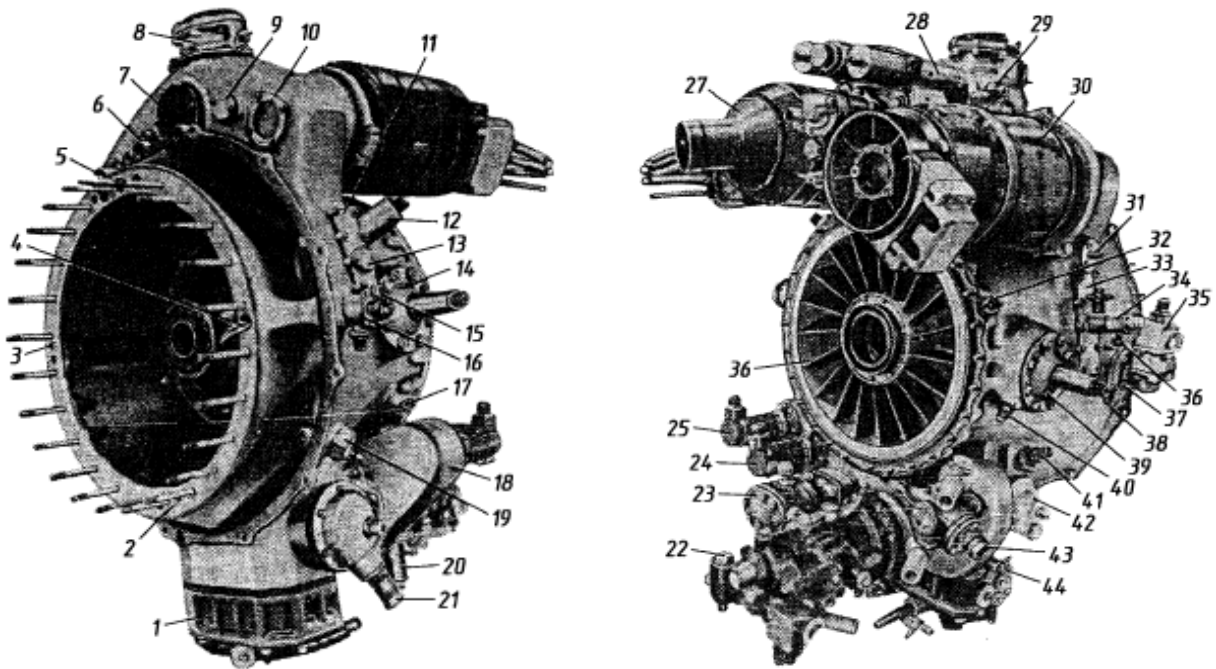
- у зоні навпроти правого горизонтального ребра – отвір 4 для підводу масла з робочих порожнин циліндрів ВКМ до манометру, датчика автоматичного флюгування по крутному моменту і до автомата дозування палива і один отвір для підведення повітря до переднього ущільнення носка редуктора;

- у зоні навпроти нижнього ребра – отвір 2 підведення масла від маслоагрегата двигуна на змащення і охолодження деталей редуктора, а також для живлення насоса високого тиску ВКМ і отвір для зливу масла з порожнини редуктора;

- навпроти лівого горизонтального ребра – отвір для прокладання електрокабеля обігріву лопатей повітряного гвинта і електропроводів управління клапаном перевірки флюгування за негативною тягою. У всі отвори, крім зливного, вставлені втулки з гумовими кільцями для ущільнення стику каналів. У середній частині внутрішнього конуса виконані два розточування та фланець з дев'ятьма шпильками для установки і кріплення вузла центрального приводу 5. На торці фланця в нижній частині встановлений штифт для фіксації центрального приводу в кутовому положенні.

На правому напльві виконані наступні фланці (рисунок 4.7):

- попереду п'ять фланців. Крайні бічні – для установки стаканів підшипників приводів генератора змінного струму 27 і стартера-генератора 30; середній для установки кришки 7 запасного приводу; середні бічні 6 і 9 для осей проміжних шестерень. Нижче фланця 6, закритого на рисунку 2.7 кришкою, розташований штуцер відведення масла для виміру тиску в каналі великого кроку гвинта;



1 – маслоагрегат; 2 – отвір для зливу масла з редуктора; 3 – отвір для підведення повітря до переднього ущільнення носка редуктора; 4 – отвір для прокладки електрокабеля; 5 – стакан підшипника приводу стартера-генератора; 6 і 9 – фланці осей проміжних шестерень; 7 – кришка фланця запасного приводу; 8 – відцентровий суфлер; 10 – стакан підшипника приводу генератора змінного струму; 11 і 33 – кришки каналів зливу масла з верхнього напливу; 12 – сигналізатор обмерзання; 13 – кришка запасного фланця; 14 і 35 – цапфи; 15 – місце установки термосповіщувача системи протипожежного захисту двигуна; 16 – перехідник для кріплення штепсельного роз'єму електропроводки; 17 і 32 – фланці для кріплення патрубків підведення повітря на обігрів лопаток ВНА; 18 – коробка приводів; 19 – фланець кріплення датчика виміру повного тиску повітря на вході в двигун; 20 – вологовідстійник; 21 – відцентровий повітрявідділювач; 22 – насос-датчик НД-24Т; 23 – гідронасос 623АН; 24 – датчик частоти обертання системи електричного коректора частоти обертання ДТЭ-1; 25 – датчик лічильника частоти обертання ДТЭ-1; 26 – вхідний направляючий апарат; 27 – генератор змінного струму Г016ПЧ8; 28 – регулятор частоти обертання гвинта Р68ДК-24; 29 – штуцер підведення масла до регулятора частоти обертання від флюгерного насоса літака; 30 – стартер-генератор СТГ-18ТМО-1000; 31 – штуцер подачі вогнегасного складу в порожнину лобового картера і редуктора; 34 – редукційний клапан; 35 – датчик автоматичного флюгування по крутному моменту; 36 – штуцер подачі масла до манометра в системі ВКМ; 37 – штуцер подачі масла з системи ВКМ в автомат дозування палива; 38 – штуцер підведення повітря до переднього ущільнення носка редуктора; 40 – штуцер підведення повітря від IV ступеня компресора до лабіринтного ущільнення переднього підшипника компресора; 41 – приймач виміру температури вхідного в двигун масла; 42 – масляний фільтр; 43 – підкачуючий паливний насос БНК-10И; 44 – кран зливу масла з порожнини лобового картера

Рисунок 4.7 – Лобовий картер з агрегатами

– зверху розташований фланець з вісьмома шпильками для установки і кріплення відцентрового суфлера 8;

– ззаду три фланця. Середній фланець з шістьма шпильками для установки і кріплення регулятора частоти обертання 28 повітряного гвинта. На фланці є шість отворів для підведення масла до регулятора, для зливу масла з регулятора, для

підведення масла в канал малого кроку, для підведення масла в канал фіксатора кроку, для підведення масла в канал великого кроку і для підведення масла в систему флюгування. У центрі фланця є отвір для центрування регулятора. Правий фланець – для кріплення перехідника, до якого за допомогою хомута кріплять стартер-генератор 30. Лівий фланець – для кріплення перехідника, до якого за допомогою хомута кріплять генератор змінного струму 27.

Крім зазначених фланців, ззаду верхнього припливу є штуцер 29 для підведення масла до регулятора частоти обертання від флюгера насоса літака, нижче фланця кріплення регулятора частоти обертання – штуцер підводу масла від командного каналу регулятора частоти обертання до датчика негативної тяги і на редукційний клапан.

На бічній поверхні напливу праворуч є фланець, на який встановлений штуцер подачі вогнегасного складу в порожнину лобового картера і редуктора.

На нижньому коробчастому припливі виконані наступні фланці і напливи:

– внизу – фланець з чотирнадцятьма шпильками для установки і кріплення маслоагрегата 1. На фланці є круглий отвір для підведення масла з нагнітаючою ступінню маслоагрегата на змащення і охолодження деталей двигуна і довгастий отвір для підведення відпрацьованого масла з відкачуючих ступенів маслоагрегата в повітрявідділювач. Для установки маслоагрегата в певному положенні на фланці передбачені два отвори під фіксуючі штифти;

– ззаду розташований фланець з дванадцятьма шпильками і п'ятьма отворами під болти для кріплення від'ємної коробки приводів. На фланці є два отвори під штифти фіксації коробки в певному положенні;

– зліва є фланець з шістьма шпильками для установки і кріплення відцентрового повітрявідділювача 21;

– праворуч знаходяться такі напливи: наплив під штуцер для підводу масла на змащення й охолодження заднього підшипника ротора компресора і підшипника турбіни (біля фільтра 42), гніздо з футоркою для установки приймача 41 виміру температури вхідного в двигун масла, наплив під штуцер для виміру тиску масла, що входить у двигун (біля масляного фільтра 42), порожнина для установки

масляного фільтра 42, бобишка для встановлення крана 44 зливу масла з порожнини лобового картера.

На бічних стінках зовнішнього конуса виконаний ряд напливів для установки агрегатів і штуцерів, а також для кріплення деталей двигуна, а саме:

– два припливи з фланцями праворуч і ліворуч в горизонтальній площині для установки цапф 14 і 39, є передніми точками підвіски двигуна на літаку. Кожну цапфу кріплять за допомогою восьми шпильок;

– праворуч (проти горизонтального ребра) виконаний наплив для установки датчика 35 автоматичного флюгування по крутному моменту двигуна. Біля фланця для кріплення датчика 35 розташовані три штуцера 36, 37 і 38. До штуцера 36 приєднаний літаковий манометр виміру тиску масла в ВКМ, штуцер 37 з'єднаний зовнішнім трубопроводом з автоматом дозування палива, штуцер 38 служить для підводу повітря до переднього ущільнення носка редуктора;

– на правому напливі під цапфою кріплення двигуна є штуцер 40 для підведення повітря з IV ступені компресора до лабіринтного ущільнення переднього підшипника компресора;

– з лівого і правого боків знаходяться два довгастих фланця з десятьма шпильками на кожному. Ці фланці, прикриті технологічними кришками 11 і 33, утворюють канали для зливу масла з верхнього напливу. На правій кришці встановлений редукційний клапан 34, що підтримує постійний тиск масла в командному каналі датчика флюгування за негативною тягою, рівний 0,54 МПа. На лівій кришці, що прикриває канал зливу, встановлюється термодатчик протипожежної системи (замість заглушки 15);

– навпроти кільцевої розточки у місці встановлення вхідного направляючого апарату компресора знаходяться два фланця 17 і 32 з отворами, через які по трубопроводах подається повітря на обігрів лопаток вхідного направляючого апарату;

– на зовнішньому конусі навпроти лівого горизонтального ребра є отвір 4 для прокладання електропроводів обігріву лопатей повітряного гвинта. Отвір зовні окантовано фланцем, до якого кріпиться гвинтами перехідник 16 для кріплення

штепсельного роз'єму електропроводки. На боковому фланці перехідника укріплений штепсельний роз'єм проводів управління клапаном перевірки флюгування за негативною тягою;

– між лівим горизонтальним і нижнім вертикальним ребрами знаходиться фланець 19 з двома шпильками для встановлення і кріплення датчика повного тиску повітря, що надходить у двигун. Забірна частина датчика виходить в повітряний тракт двигуна [4].

При установці лобового картера на стенд з нього були зняті за непотрібністю навісні агрегати:

- насос-датчик НД-24Т;
- гідронасос 623АН;
- датчик лічильника частоти обертання ДТЭ-1;
- генератор змінного струму Г016ПЧ8;
- регулятор частоти обертання гвинта Р68ДК-24;
- штуцер підведення масла до регулятора частоти обертання від флюгерного насоса літака;
- стартер-генератор СТГ-18ТМО-1000;
- датчик автоматичного флюгування по крутному моменту;
- підкачуючий паливний насос БНК-10И.

Посадочні фланці зазначених агрегатів на лобовому картері закриті заглушками, як показано на рисунку 4.8.

Враховуючи, що редуктор в режимі роботи на стенді в якості мультиплікатора обертається в протилежному напрямку щодо його роботи на двигуні АИ-24, використання маслоагрегата МА-24 двигуна стало неможливим. Однак, для збереження з'єднання внутрішніх порожнин картера між собою, маслоагрегат залишений встановленим на лобовому картері. Від нього був від'єднаний привідний валик коробки приводів.

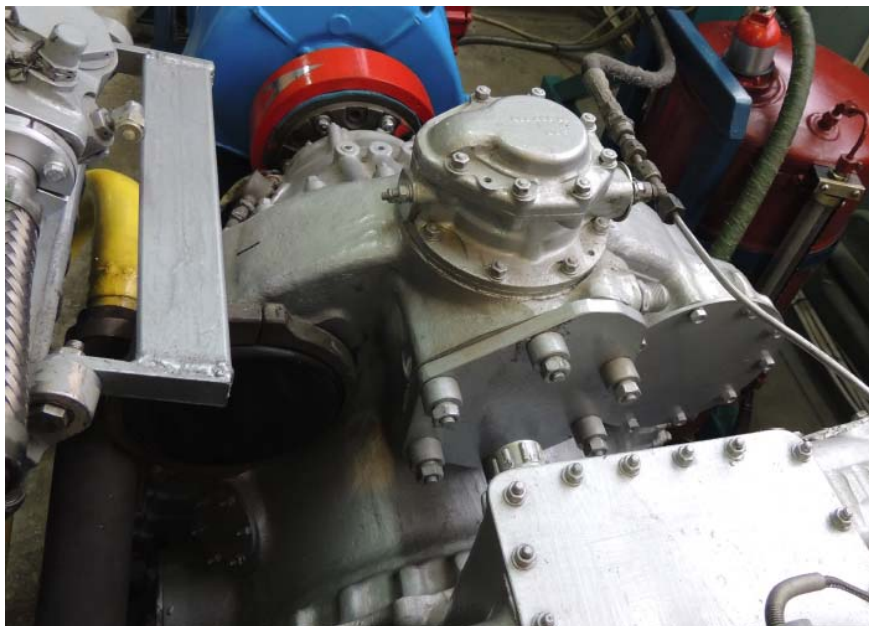


Рисунок 4.8 – Заглушки на фланцях агрегатів лобового картера

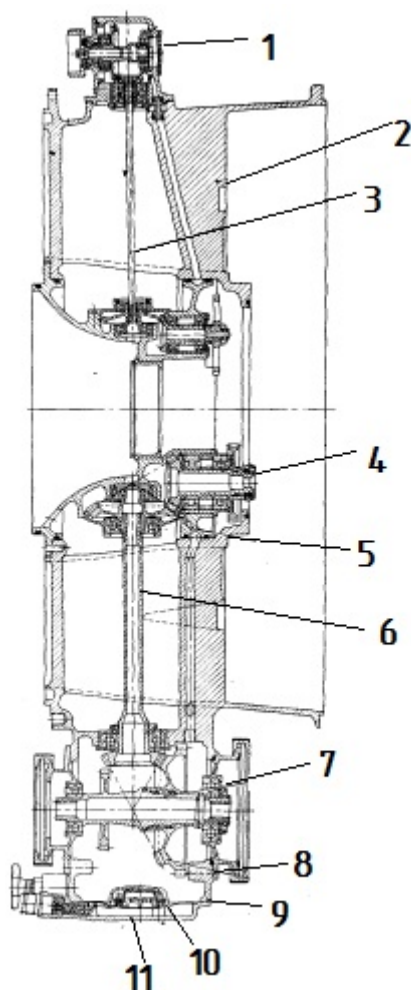
4.3.4 Роздільний корпус двигуна АИ-25

Роздільний корпус, що зображений на рисунку 4.9, розташований між компресорами низького та високого тисків, служить на двигуні АИ-25 двом цілям. По-перше, він призначений для поділу повітряного потоку, який поступає з компресора низького тиску, на два – внутрішній і зовнішній потоки, що надходять в перший і другий контури двигуна. По-друге, роздільний корпус служить для розміщення опор компресорів, агрегатів і приводів до них, приладів і пристроїв, які обслуговують і контролюють роботу двигуна і літака, а також вузлів підвіски двигуна до літака.

Роздільний корпус складається з наступних вузлів: корпуса 2, верхньої коробки приводів 1, центрального приводу 4 і приводів агрегатів та приладів, розташованих в нижньому напливі 9 роздільного корпусу.

На роздільному корпусі розміщені такі агрегати і прилади, які обслуговують двигун і літак: паливний насос 760Б, паливний регулятор 762МА, маслоагрегат МА-25, повітряний стартер СВ-25, повітрявідділювач ВО-25, стружкосигналізатор СД-25, магнітна пробка МП-25, дві котушки запалювання 1КНИ-11Б-Т, електромагнітний клапан пускового палива, колектор електропроводів, генератор

постійного струму ГСБК-9А, гідронасос НП-72М, датчики електричного тахометра ДТЭ-1, датчик виміру тиску масла ИД-8, датчик тиску палива ИД-100.



1 – верхня коробка приводів; 2 – корпус роздільного корпусу; 3 – верхній вертикальний валик; 4 – центральний привід; 5 – форсунка подачі масла; 6 – нижній вертикальний вал; 7 – нижня горизонтальна шестірня-вал; 8 – подвійна шестерня; 9 – нижній прилив; 10 – стружкосигналізатор; 11 – піддон

Рисунок 4.9 – Роздільний корпус двигуна АИ-25

Конструктивно корпус роздільного корпусу, відлитий з магнієвого сплаву, виконаний у вигляді двох усічених конусів, з'єднаних між собою шістьма силовими ребрами-стійками. Зовнішній і внутрішній конуси утворюють повітряний тракт двигуна, який роздільним кільцем ділиться на два контури.

Спереду до фланця зовнішнього конуса тридцятьма болтами прикріплений статор компресора низького тиску, а до фланця внутрішнього конуса на

вісімнадцяти шпильках встановлені корпуси центрального приводу і передньої опори ротора компресора низького тиску.

Ззаду до роздільного корпусу на тридцяти шести шпильках зовнішнього конуса прикріплений кожух другого контуру двигуна, до розподільного кільця на тридцяти двох шпильках – статор компресора високого тиску, зафіксований від провертання штифтом, а до фланця внутрішнього конуса на дванадцяти шпильках – корпус передньої опори ротора компресора високого тиску.

Із зовнішнього боку розділового корпусу на зовнішньому конусі, окремо від ребра жорсткості, є ряд фланців зі шпильками для кріплення агрегатів двигуна, вузлів підвіски двигуна і комунікацій масляної, суфлюючої протипожежної систем. Ліворуч і праворуч на зовнішньому конусі виконані оглядові вікна для огляду лопаток вхідного направляючого апарату компресора високого тиску і отвори з фланцями для кріплення ведучого валика механізму повороту лопаток вхідного направляючого апарату компресора високого тиску.

Крім того, на лівій стороні зовнішнього конуса розташований запасний штуцер, з'єднаний з повітряною порожниною другого контуру. У внутрішньому конусі розділового корпусу виконані два розточення для установки корпусу центрального приводу.

У нижній частині розділовий корпус має наплив, на якому встановлені агрегати і комунікації, які обслуговують двигун і літак, а у внутрішній порожнині напливу розміщені приводи до агрегатів.

Зверху на роздільному корпусі виконаний фланець з шістьма шпильками для кріплення верхньої коробки приводів агрегатів 1 (див. рисунок 2.9). На верхній коробці приводів є три фланця: нижнім фланцем коробка встановлена на роздільний корпус; до переднього фланця прикріплений датчик ДТЭ-1 числа обертів ротора компресора низького тиску; задній фланець запасний і закритий кришкою. У верхній коробці передбачений запасний привід [5].

Роздільний корпус необхідний на стенді для забезпечення механічного з'єднання (передачі крутного моменту) між мультиплікатором (редуктором двигуна АИ-24), і проміжними колонками приводів двигуна Д-36 (див. рисунок 4.1).

Конструктивно в двигуні АИ-24 вал-ресора редуктора 15 (див. рисунок 2.4), що передає потужність від ротора двигуна на редуктор, має одну опору підшипника в редукторі, а другою його опорою є передня опора ротора компресора (див. рисунок 4.5). Передня опора ротора компресора установлена в корпусі лобового картера.

Тому роздільний корпус двигуна АИ-25 був узятий як вузол, що забезпечує можливість співвісного встановлення другої опори на підшипнику для вала-ресори і його з'єднання з валом передачі потужності до КП.

Виготовлений за авіаційними технологіями, роздільний корпус має два паралельних співвісних фланця і дистанціонування між ними, що дозволяє реалізувати таке з'єднання.

В якості деталей для забезпечення з'єднання були використані:

- частина ротора компресора двигуна АИ-24 зі знятими робочими лопатками, обрізаний по гребенях лабіринтного ущільнення диска II ступеня (див. рисунок 4.10);
- шестерня конічна ведена II каскаду (рисунок 4.11);
- перехідник кожуха валу приводу КП з підшипником шестерні конічної веденої II каскаду (рисунок 4.12);
- спеціально виготовлені сталеві диски для співвісного з'єднання лобового картера двигуна АИ-24 і роздільного корпусу двигуна АИ-25 з одного боку і роздільного корпусу з перехідником кожуха валу приводу КП з іншого боку.

4.4 Система приводів агрегатів

У комплексному діагностичному стенді для визначення технічного стану і ремонту привідних авіаційних агрегатів двигуна Д-436 як системи приводів агрегатів використовується коробка приводів двигуна Д-36. За допомогою електромотора з керованою частотою обертання і мультиплікатора, на вхідному валу КП відповідно до програми випробувань агрегатів задаються необхідні оберти і необхідна інтенсивність їх зміни відповідно до дослідження працездатності агрегатів на перехідних режимах.

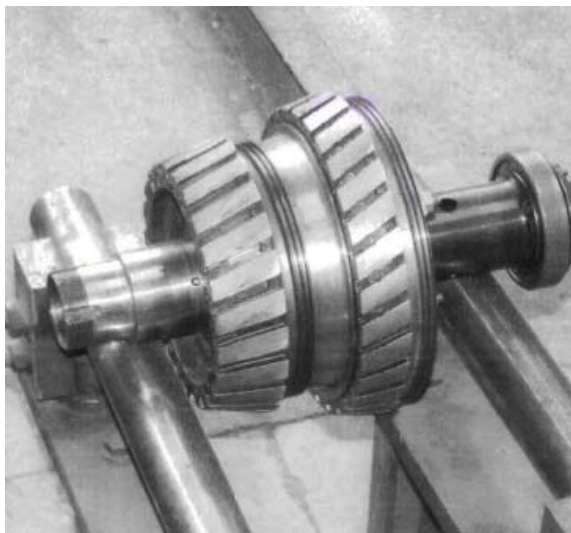


Рисунок 4.10 – Ротор компресора,
обрізаний по диску II ступеня



Рисунок 4.11 – Шестерня конічна
ведена II каскаду

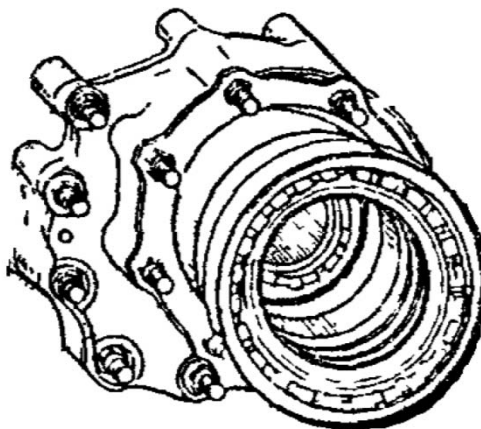


Рисунок 4.12 – Перехідник кожуха вала приводу

Використання штатної коробки приводів двигуна забезпечує повнофакторне моделювання умов роботи агрегатів. За рахунок жорсткого кінематичного зв'язку між агрегатами, пов'язується їх робота і взаємозв'язок в реальному часі.

При виконанні програми випробувань привідні агрегати працюють з частотами обертання, з передаточними числами, які відповідають основним робочим режимам двигуна, наведених в таблиці 4.1.

Таблиця 2.1 – Частоти обертання приводів агрегатів на робочих режимах

Режим роботи двигуна	Частоти обертання приводів агрегатів на режимах, об/хв						
	Привід ПТС	Привід привода-генератора	Привід блоку паливних насосів	Привід маслоагрегата	Привід повітря-відділювача	Привід датчика частоти обертання ротора ВТ	Привід маслососа керування реверсом
Земний малий газ	6222	4729	3195	2046	3990	1400	4200
Польотний малий газ	6667	5067	3424	2192	4275	1500	4500
0,4 від номіналу	8000	6080	4108	2631	5130	1800	5400
0,6 від номіналу	9556	7262	4907	3142	6128	2150	6450
0,7 від номіналу	10000	7600	5135	3288	6413	2250	6750
0,85 від номіналу	10556	8022	5420	3471	6769	2375	7125
Максимальний крейсерський	10667	8107	5478	3508	6840	2400	7200
Номінальний	10890	8276	5592	3581	6983	2450	7350
Злітний	11111	8445	5706	3654	7125	2500	7500

Стандартний технологічний процес капітального ремонту паливних агрегатів авіаційних двигунів включає такі обов'язкові етапи:

1. Розбирання.
2. Очищення і промивання.
3. Визначення технічного стану (дефектація) деталей.
4. Ремонт деталей.
5. Складання і регулювання.
6. Випробування агрегату і регулювання параметрів (стендові випробування):
 - 6.1. Обкатка після ремонту.
 - 6.2. Регулювання параметрів.
 - 6.3. Приймально-здавальні випробування.

7. Консервація, упаковка, маркування.

Етапи від 1 до 5 та 7 вимагають необхідних приміщень, інструментів, технологічного, допоміжного та контрольно-перевірочного обладнання, вимоги до яких і склад обумовлені інструкціями з капітального ремонту відповідних агрегатів.

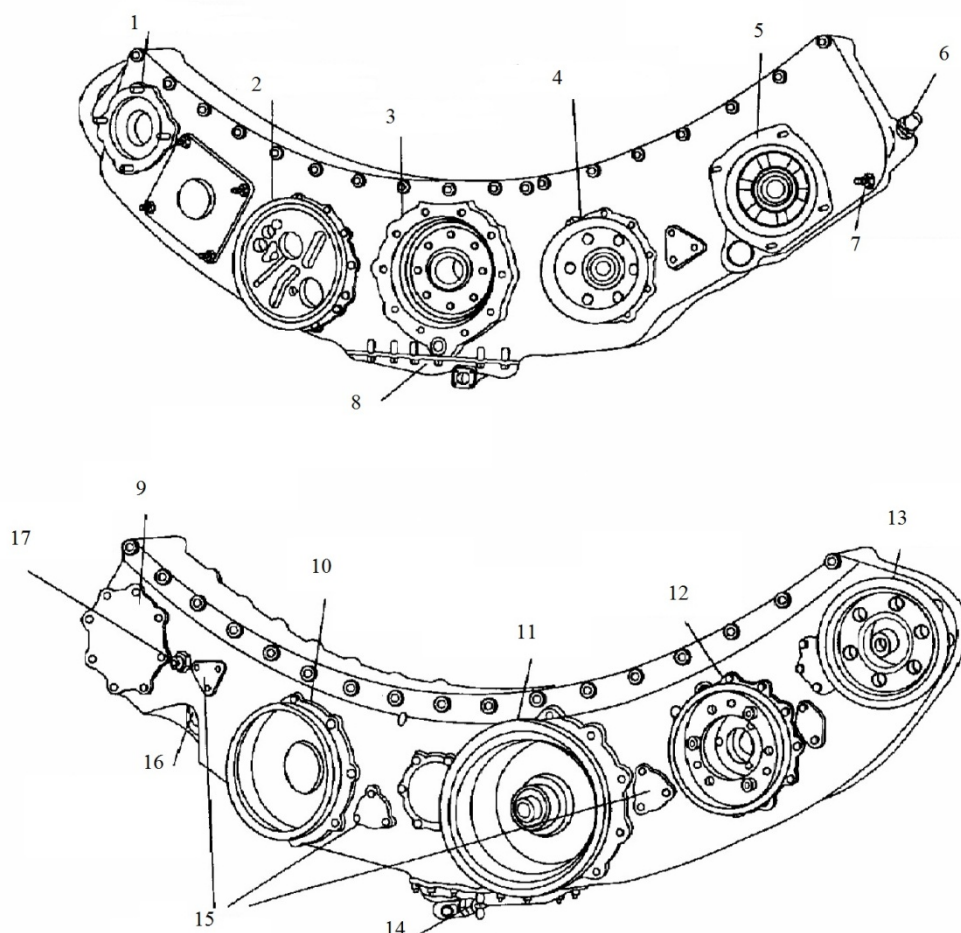
Розроблений і виготовлений стенд призначений для виконання етапу 6 технологічного процесу капітального ремонту наступних виробів:

- блоку паливних насосів 4016Т;
- паливного регулятора 4015Т;
- датчика частоти обертання ротора ВТ ДТА-10.

У корпусі коробки приводів двигуна Д-36 змонтовані шестерні передачі (рисунок 4.13) для приводу агрегатів, які обслуговують літак і двигун. Під'єднання досліджуваних агрегатів буде здійснюватись через спеціальні адаптери, оскільки монтажні роз'єми на коробці приводів двигуна Д-36 відрізняються від роз'ємів на коробці двигуна Д-436.

Агрегати розміщені ззовні корпуса коробки. На коробці приводів розміщуються такі агрегати:

- гідронасос НП-72,
- непривідний паливний регулятор – агрегат 935,
- блок паливних насосів – агрегат 934,
- гідропривід з генератором змінного струму ГП-21,
- маслоагрегат МА-36,
- відцентровий суфлер ЦС-36,
- повітрявідділювач ВО-36,
- повітряний стартер СВ-36,
- стружкосигналізатор СС-36.



1 – фланець установки повітрявідділювача ВО-36; 2 – фланець установки маслоагрегата МА-36; 3 – фланець установки колонки приводів; 4 – фланець установки паливних насосів (агр. 934); 5 – фланець установки відцентрового суфлера ЦС-36; 6 – штуцер суфлювання з маслобаком; 7 – штуцер для заміру тиску в порожнині коробки (на стенді); 8 – піддон зі стружкосигналізатором СС-36; 9 – фланець запасного привода; 10 – фланець установки паливного регулятора (агр. 935); 11 – фланець установки привода-генератора ГП-21; 12 – фланець установки повітряного стартера СВ-36; 13 – фланець установки гідронасоса; 14 – кран зливу масла; 15 – підведення масла на змащення приводів; 16 – місце установки сигналізатора перегріву ДТБ-2АУ; 17 – штуцер зливу масла з паливного регулятора

Рисунок 2.13 – Вузол коробки приводів двигуна Д-36

На коробці приводів також встановлюються: сигналізатор перегріву ДТБ-2АУ, штуцер суфлювання порожнини коробки з маслобаком і штуцер виміру тиску в порожнині коробки.

Змащення шестерень, підшипників і шліцьових з'єднань коробки приводів проводиться способом барботажу масла, що зливається з колонки приводів, і маслом, що надходить від масляного агрегату МА-36 через три спеціальні отвори в корпусі коробки [6].

Фланці агрегатів, які не потрібні в процесі роботи стенду, закриті технологічними заглушками.

Змащення механізмів коробки приводів на стенді планується забезпечити спеціально спроектованою масляною системою, про яку йтиметься в наступному розділі цієї роботи.

Висновки до розділу 4

1. Спроектовано стенд, який призначений для визначення технічного стану, працездатності та експлуатаційних параметрів навісних агрегатів авіаційного двигуна Д-436, в даному випадку блоку паливних насосів 4036 та паливного регулятора агрегат 935.

2. Комплексний діагностичний стенд для визначення технічного стану паливних агрегатів складається з двох основних блоків: блоку силового приводу випробовуваних авіаційних агрегатів та блоку функціональних систем стенду. Силова схема приводу виконана з наявних в розпорядженні деталей і агрегатів, а саме: редуктора двигуна АИ-24 в якості мультиплікатора, роздільного корпусу двигуна АИ-25, проміжних колонок і коробки приводів двигуна Д-436. Силовий електродвигун стенда під'єднаний до мультиплікатора через спеціально спроектовану муфту.

3. Використання електромотора з керованою частотою обертання і мультиплікатора на вхідному валу КП дозволило відповідно до програми випробувань агрегатів задавати необхідні оберти і необхідну інтенсивність їх зміни відповідно до дослідження працездатності агрегатів на перехідних режимах.

5 РОЗРОБКА ЗАХОДІВ З ОХОРОНИ ПРАЦІ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ДІАГНОСТИЧНОГО СТЕНДУ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ АВІАЦІЙНИХ ГТД

5.1 Небезпечні та шкідливі виробничі чинники під час роботи з проєктованим діагностичним стендом

Під час проведення технічного обслуговування чи роботи з обладнанням проєктованого стенду можуть проявлятися деякі шкідливі та небезпечні фактори, що можуть призвести до одержання травм або часткової чи повної втрати працездатності обслуговуючого персоналу.

При виконанні технічного обслуговування обладнання стенду чи безпосереднього використання його за призначенням на працівників можуть впливати такі небезпечні і шкідливі виробничі чинники (згідно з ГОСТ 12.0.003-74 «ССБТ. Опасные и вредные производственные факторы»):

а) підвищений рівень статичної електрики у випадку відсутності контакту заземлювачів з землею;

б) підвищена запиленість та загазованість повітря у зоні технічного обслуговування стенда;

в) відсутність або недостатність природного освітлення;

г) недостатня освітленість робочої зони;

д) небезпека виникнення пожежі пов'язана із використанням паливно-мастильних матеріалів (ПММ) при технічному обслуговуванні не знеструмленого стенда;

е) хімічні речовини, що входять до складу змивок, ґрунтовок та фарб, а також паливно-мастильних матеріалів (бензин, гас, мінеральні та синтетичні мастила та змазки) і проникають до організму через органи дихання, шлунково-кишковий тракт, шкіру та слизову оболонку;

є) нервово-психологічні перевантаження, що виникають в зв'язку із відповідальністю за якість виконаних робіт;

ж) рухомі незахищені елементи робочих механізмів стенда, важелі і вали, що обертаються, електромеханізми, що застосовуються в системі управління стендом;

з) уламки, що розлітаються під час руйнування деталей, що працюють під тиском стиснутих газів і рідин; балонів зі стисненим повітрям і киснем, манометрів, стаціонарних та ручних вогнегасників;

и) ударна хвиля у разі вибуху піротехнічних пристроїв, балонів і деталей, що працюють під тиском;

і) гострі уламки обладнання й кінці контрзувального дроту під час демонтажу агрегатів;

ї) підвищена температура поверхні обладнання: електроінструменту, механізмів та електромашин;

й) підвищений рівень вібрації, ультра- та інфразвуку під час роботи стенда;

к) підвищене значення напруги постійного і змінного струму електричних мереж обладнання стенда, замикання яких може статися через тіло людини; електрична дуга короткого замикання.

Процес технічного обслуговування слід організовувати таким чином, щоб виключити забруднення оточуючого середовища відходами паливо-мастильних матеріалів, спецрідин.

5.2 Організаційні і конструктивно-технологічні заходи по зменшенню впливу небезпечних факторів

Діагностичний комплекс пропонується встановлювати в приміщення, що мають сприятливі умови для експлуатації обладнання, що проектується. Важливо, щоб приміщення було безпечним з погляду безпеки ураження людини електричним струмом.

Усі виробничі приміщення щодо безпеки ураження людей електричним струмом розподіляються на три класи: з підвищеною безпекою, особливо небезпечні, без підвищеної безпеки. До приміщень із підвищеною безпекою належать приміщення, в яких є хоча б одна з таких умов, що створюють підвищену безпеку ураження людини електричним струмом:

- вологість або струмопровідний пил. Вологими називають приміщення, в яких відносна вологість довго перевищує значення 75 %; запиленими (зі струмопровідним пилом) називають приміщення, в яких за умовами виробництва

виділяється технологічний пил у такій кількості, що він може осідати на проводи, проникати всередину машин, апаратів тощо;

- струмопровідні підлоги металеві, земляні, залізобетонні, цегляні;

- висока температура (жаркими називають приміщення, в яких під впливом різних теплових випромінювань температура перевищує постійно або періодично (понад добу) значення плюс 35 °С);

- можливість одночасного дотику людини до металоконструкцій, будівель, технологічних апаратів, механізмів та інших об'єктів, що мають з'єднання із землею, з одною боку, і до металевих корпусів енергоустаткування – з іншого.

До особливо небезпечних приміщень належать приміщення з наявністю однієї з таких умов, що створюють особливу небезпеку:

- особлива вологість: особливо вологими називають приміщення, в яких відносна вологість повітря близька до значення 100% (стіни, стеля і предмети, покриті вологою);

- хімічно активне або органічне середовище.

Приміщеннями з хімічно активним або органічним середовищем називають приміщення, в яких постійно або протягом тривалого часу містяться агресивні пари, гази, рідини, утворюються відкладення або пліснява, які справляють руйнівний вплив на ізоляцію і струмопровідні частини устаткування.

Навколишні умови можуть сприяти збільшенню або зниженню небезпеки ураження людини електричним струмом. Наприклад, підвищена вологість і висока температура повітря під час технічного обслуговування, струмопровідний пил у дослідних лабораторіях, пари кислот і лугів в акумуляторних зарядних станціях, спеціальні рідини, які руйнують ізоляцію проводів, різко погіршуючи їхні діелектричні властивості, і, отже, сприяють переходу напруги на струмонепровідні частини обладнання.

Висока температура повітря сприяє рясному потовиділенню, а висока відносна вологість – поганому випаровуванню поту і, отже, зволоженню шкіри людини в процесі праці. Опір зволоженої шкіри різко знижує загальний електричний опір тіла, і це збільшує струм через тіло людини та небезпеку її

ураження. Струмopровiднi пiдлоги – землянi, бетоннi, залiзобетоннi, – посилюють небезпеку ураження людини електричним струмом пiд час технiчного обслуговування електро-, радiо-, приладного обладнання стенду.

Названi умови визначають ступiнь небезпеки для людини, тому їх потрiбно враховувати при плануваннi робочих примiщень для дiагностичного стенда та здiйснювати технiчнi заходи пожежної та електробезпеки .

Технiчнi способи i засоби захисту, що забезпечують електробезпеку, мають установлюватися з урахуванням:

- а) номiнальної напруги, виду й частоти струму електроустановки;
- б) способу електропостачання (вiд стацiонарної мережi, вiд автономного джерела живлення електроенергiєю);
- в) виду виконання (стацiонарнi, пересувнi, переноснi);
- г) можливостi зняття напруги зi струмопровiдних частин, на яких або поблизу яких має виконуватися робота;
- д) характеру можливого дотику людини до елементiв ланцюга струму: однофазний (однополюсний) дотик; двофазний (двополюсний) дотик; дотик до металевих струмонепровiдних частин, що опинилися пiд напругою;
- е) можливостi наближення до струмопровiдних частин, що перебувають пiд напругою, на вiдстань, меншу вiд допустимої або потрапляння в зону розтiкання струму;
- ж) видiв робiт: монтаж, налагодження, випробування, експлуатацiя електроустановок, здiйснення робiт у зонi розташування електроустановок.

Для забезпечення електробезпеки потрiбно застосовувати окремо або в поєднаннi один з одним такi технiчнi способи i засоби:

- захисне заземлення;
- занулення;
- вирiвнювання потенцiалiв;
- малi напруги;
- електричне роздiлення мереж;
- захисне вiдключення;

- ізоляцію струмопровідних частин (робоча, додаткова, посилена, подвійна);
- компенсацію струмів замикання на землю;
- захисні пристрої;
- попереджувальну сигналізацію, блокування, знаки безпеки;
- засоби захисту й запобіжне пристосування.

5.2.1 Розрахунок заземлення

Заземленню підлягає приміщення розміром 6×10 м, в якому розташовуються дослідний стенд, вимірювальні пристрої та робочі місця працівників, як показано на рисунку 5.1.

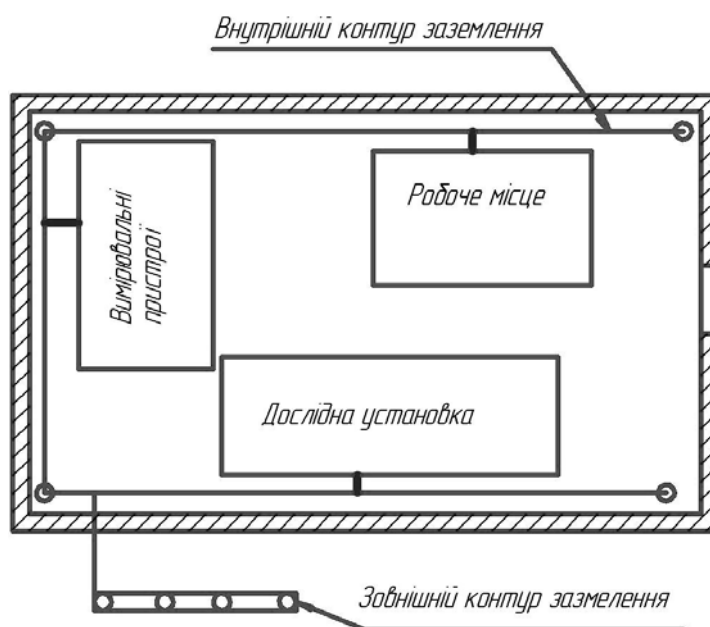


Рисунок 5.1 – Схема заземлення робочого приміщення

Внутрішній контур заземлення має П-подібну форму, проходить вздовж трьох стін і складається з металевих пластин з перерізом 40×4 мм. До нього під'єднують пристрої, які підлягають заземленню. Внутрішній контур з'єднаний з зовнішнім контуром заземлення кабелем або металевією пластиною. Зовнішній контур здійснює безпосереднє заземлення всього приміщення з обладнанням.

Для заземлення устаткування використовуються сталеві сполучні смуги, що приварюються до сталевих стрижнів діаметром d від 38 до 50 мм і довжиною l від 2 до 3 м. Ці смуги закопуються горизонтально в землю на глибину h від 0,5 до 0,8 м від верхньої поверхні стрижня або куточка до поверхні землі.

Опір розтікання струму від одиночного заземлювального стрижня або куточка розраховується за формулою:

$$R_{cm} = 0,366 \frac{\rho}{l} \left(\lg \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4h+l}{4h-l} \right) [\text{Ом}], \quad (5.1)$$

де ρ – питомий опір ґрунту (табл. 5.1), Ом·м; l – довжина стрижня, м; d – діаметр стрижня, м; h – відстань від поверхні ґрунту до середини стрижня, м.

Таблиця 5.1 – Питомий опір ґрунту

Ґрунт	Питомий опір $\rho_{вим}$, Ом·м
Пісок	700 (400 ÷ 1000)
Супісок	300 (150 ÷ 400)
Чорнозем	20 (9 ÷ 53)
Суглинок	100 (40 ÷ 150)
Глина	40 (8 ÷ 70)
Торф	20 (10 ÷ 30)
Вода річкова	50 (10 ÷ 80)
Вода морська	5 (0,2 ÷ 10)

Примітка

Значення питомих опорів ґрунтів дано при їхній вологості від 10 до 20%.

У дужках приведені граничні значення коливання питомого опору в залежності від вологості.

Питомий опір ґрунту розраховують такою формулою:

$$\rho = \rho_{вим} k_c [\text{Ом}\cdot\text{м}], \quad (5.2)$$

де k_c – коефіцієнт збільшення питомого опору (коефіцієнт сезонності).

Глибину закладення сталеві пластини в ґрунт визначають за формулою:

$$h_o = h - 0,5l [\text{м}], \quad (5.3)$$

Для сталевих смуг, перетином не менш 100 мм і товщиною 4 мм, закладання в ґрунт паралельно землі на глибину від 0,5 до 0,8 м, опір розтікання струму від смуги:

$$R_{cm} = 0,366 \frac{\rho}{l_1} \lg \frac{2l_1^2}{bh_o} [\text{Ом}], \quad (5.4)$$

де l_1 – довжина смуги, м; b – ширина смуги, м.

$$l_1 = (n-1)a [\text{Ом}], \quad (5.5)$$

де n – кількість стрижнів, шт.; a – відстань між стрижнями, м.

Кількість пристроїв заземлення визначають:

$$n = \frac{R_{cm}}{r_n \eta_{cm}} \text{ [шт.]}, \quad (5.6)$$

де r_n – нормоване значення опору пристрою, що заземлює, Ом; η_{cm} – коефіцієнт використання одиночного стрижневого пристрою заземлення.

Опір прямокутного контурного пристрою, що заземлює, зі стрижневих або кутових пристроїв заземлення зі сполучними смугами розраховують за формулою:

$$r_{кз} = \frac{R_{cm} R_{cm}}{R_{cm} \eta_{cm} + n R_{cm} \eta_{cm}} \text{ [Ом]}, \quad (5.7)$$

де η_{cm} – коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення смугою; η_{cm} – коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення стрижнем (табл. 5.2).

Таблиця 5.2 – Коефіцієнти використання одиночного та стрижневого пристрою заземлення

Число стрижнів (куточків) у контурі	η_{cm}	η_{cm}
3	0,75	0,50
4	0,65	0,45
6	0,60	0,40
10	0,55	0,35

Вихідні дані для розрахунку:

- питомий опір ґрунту $\rho_{вим} = 300$ Ом·м (супісок);
- коефіцієнт збільшення питомого опору стержня $k_{cm} = 1,5$;
- коефіцієнт збільшення питомого опору смуги $k_{cm} = 2,2$;
- пристрій заземлення – сталева труба: $l = 2$ м, $d = 0,04$ м, $h = 1,5$ м;
- смугова сталь шириною $b = 0,1$ м;
- коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення $\eta_{cm} = 0,45$;
- коефіцієнт використання стрижневого пристрою заземлення $\eta_{cm} = 0,65$;

- норма опору контурного заземлення $r_n \leq 90 \text{ Ом}$ (згідно Правил технічної експлуатації електроустановок споживачів для мереж з напругою 380/220 В).

5.2.2 Порядок розрахунку:

Опір розтікання струму від одиночного сталевго стрижня:

$$R_{cm} = 0,366 \frac{300 \cdot 1,5}{3} \left(\lg \frac{2 \cdot 2}{0,04} + \frac{1}{2} \lg \frac{4 \cdot 1,5 + 2}{4 \cdot 1,5 - 2} \right) = 164,7 \text{ (Ом)}$$

Глибина закладення сталевго пластини:

$$h_o = 1,5 - 0,5 \cdot 2 = 0,5 \text{ (м)},$$

Визначимо опір розтікання струму в землі від сталевго смуги:

$$R_{cm} = 0,366 \frac{300 \cdot 2,2}{3} \lg \frac{2 \cdot 3^2}{0,1 \cdot 0,5} = 205,8 \text{ (Ом)},$$

Кількість пристроїв заземлення:

$$n = \frac{164,7}{90 \cdot 0,65} \approx 3 \text{ (шт.)},$$

Опір контурного пристрою, що заземлює:

$$r_{кз} = \frac{164,7 \cdot 205,8}{164,7 \cdot 0,45 + 3 \cdot 205,8 \cdot 0,65} \approx 71,3 \text{ (Ом)}.$$

При нормі опору контурного заземлення $r_n \leq 90 \text{ Ом}$, опір контурного пристрою, що заземлює, становить 71,3 Ом, тобто вимога безпеки виконується.

5.3 Правила експлуатації випробувальних станцій для діагностування авіаційних двигунів

Перед початком випробування головний бригадир або оператор повинен особисто переконатися, що протипожежні засоби справні і справні інші засоби безпеки (вентиляція, аварійне освітлення, сигналізація та ін.), обладнання стенду пройшло перевірку та придатне до експлуатації і весь персонал знаходиться на своїх місцях та готовий виконувати покладену на нього роботу.

Під час проведення випробування агрегатів персоналу забороняється покидати свої пости без дозволу керівника випробування. На випробувальній станції для забезпечення санітарно-гігієнічних умов праці адміністрація підприємства здійснює періодичний огляд стану засобів шумопоглинання і звукоізолюючих

конструкцій, контроль рівнів шуму і вібрацій, аналіз повітряного середовища у всіх робочих приміщеннях випробувальних станцій і лабораторій..

Після закінчення випробування демонтаж агрегатів здійснюється після того, як установка повністю зупиниться і гаряча частина виробу охолоне. Тільки після цього приступають до демонтажу та транспортування агрегатів. Після цього проводиться перевірка стану стендових систем, обладнання, апаратури, трубопроводів, датчиків, пристосувань, інструменту та іншої оснастки випробувальної установки.

Для підтримки нормальної освітленості в виробничих і допоміжних приміщеннях випробувальної станції здійснюється регулярне, не рідше одного разу в квартал, очищення вікон і світлових ліхтарів і не рідше одного разу на місяць світильників штучного освітлення

5.4 Заходи пожежної безпеки

Пожежна безпека пристрою, що проектується, має забезпечуватися згідно з ГОСТ 12.1.004-91 «ССБТ. Пожежна безпека», вибухова – ГОСТ 12.1.010-76 «ССБТ. Вибухонебезпека. Загальні вимоги».

Під час проектування об'єкта потрібно вибирати вогнетривкі і важкозаймісті матеріали – метал, текстоліт для плат, гетинакс. Пожежонебезпеку речовим і матеріалів викладено в ГОСТ 12.1.044-84 «ССБТ. Пожаровзрывоопасность опасность веществ и материалов».

Пожежна безпека об'єкта має забезпечуватися:

- системою запобігання пожежі;
- системою протипожежного захисту;
- організаційно-технічними заходами.

Небезпечними чинниками пожежі, що впливають на людей, є:

- відкритий вогонь та іскри;
- підвищена температура навколишнього середовища, предметів тощо;
- токсичні продукти горіння;
- дим;
- знижена концентрація кисню;

- падаючі частини будівельних конструкцій, агрегатів, установок і ін.;
- небезпечні чинники вибуху (див. ГОСТ 12.1.010-76).

Запобігання пожежі необхідно досягати двома способами:

- запобіганням утворенню горючого середовища;
- запобіганням утворенню в горючому середовищі (або внесення в нього)

джерел займання.

Запобігання утворенню горючого середовища має забезпечуватися:

- максимально можливим застосуванням негорючих і важкозаймистих речовин та матеріалів;

- обмеженням маси та (або) об'єму горючих речовин, матеріалів та найбезпечнішим способом їх розміщення;

- ізоляцією горючого середовища;

- підтримкою концентрації горючих газів, пари, пилу та (або) окислювача в суміші поза межами їх займання;

- підтримкою його температури й тиску, за яких виключається поширення полум'я;

- максимальною механізацією й автоматизацією технологічних процесів, пов'язаних із перекачуванням горючих речовин;

- установленням пожежонебезпечного обладнання по можливості в ізольованих приміщеннях або на відкритих майданчиках;

- застосуванням для горючих речовин герметичного обладнання і тари;

- застосуванням пристроїв захисту виробничого обладнання з горючими речовинами від пошкоджень і аварій, установленням пристроїв, що відключають, відсікають, та ін.;

- застосуванням ізольованих відсіків, камер, кабін тощо.

Запобігання утворенню в горючому середовищі джерел займання має досягатися:

- застосуванням машин, механізмів, обладнання, пристроїв, під час експлуатації яких не утворюються джерела займання;

- застосуванням енергоустаткування, відповідного до пожежонебезпечної і вибухонебезпечної зон, групи і категорії вибухонебезпечної;

- застосуванням у конструкції швидкодіючих засобів захисного відключення можливих джерел займання;

- підтримкою температури нагрівання поверхонь машин, механізмів, обладнання, пристроїв, речовин і матеріалів, які можуть увійти в контакт з горючим середовищем, нижче граничнодопустимої, яка становить 80 % найменшої температури самозаймання пального;

- виключенням можливості появи іскрового розряду в горючому середовищі з енергією, яка дорівнює або вища від мінімальної енергії займання;

- застосуванням інструменту, що не іскрить під час роботи з легкозаймистими рідинами і горючими газами;

- ліквідацією умов для теплового, хімічного та (або) мікробіологічного самозаймання речовин, матеріалів, виробів і конструкцій;

- усуненням контакту з повітрям пірофорних речовин;

- виконанням установлених правил пожежної безпеки.

Протипожежний захист має забезпечуватися застосуванням:

- засобів пожежогасіння і відповідних видів пожежної техніки;

- автоматичних установок пожежної сигналізації та пожежогасіння;

- основних будівельних конструкцій об'єктів з регламентованими межами вогнестійкості та поширення вогню.

Вогнестійкість будівель і споруд має бути такою, щоб будівельні конструкції зберігали свої несучі та захисні функції під час пожежі протягом часу, необхідного для забезпечення безпеки людей і гасіння пожежі пожежними підрозділами. Вона забезпечується:

- застосуванням просочування конструкцій об'єктів антипіренами й нанесенням на їхні поверхні вогнезахисних фарб;

- пристроями, що забезпечують обмеження поширення пожежі;

- організацією своєчасної евакуації людей;

- застосуванням засобів колективного та індивідуального захисту людей від небезпечних чинників пожежі;

- застосуванням систем протидимного захисту.

Локалізація поширення пожежі за межі вогнища має забезпечуватися:

- улаштуванням протипожежних перешкод;
- установленням граничнодопустимих площ протипожежних відсіків і секцій, обмеженням кількості поверхів у будинку;

- налагодженням аварійного відключення і перемикання установок та комунікацій;

- застосуванням засобів, що запобігають або обмежують розливання та розтікання рідин у разі пожежі.

Для кожного виду пожежної техніки має бути визначено:

- кількість, швидкодію і продуктивність установок пожежогасіння;
- допустимі вогнегасні речовини (у тому числі з позиції їхньої сумісності з речовинами та матеріалами, що горять);

- джерела і засоби подачі води для пожежогасіння,

- нормативний (розрахунковий) запас спеціальних вогнегасних речовин (порошкових, газових, пінних, комбінованих);

- необхідну швидкість нарощування подачі вогнегасних речовин за допомогою транспортних засобів оперативних пожежних служб;

- порядок зберігання речовин і матеріалів, гасіння яких неприпустиме тими самими засобами залежно від їхніх фізико-хімічних і пожежонебезпечних властивостей.

Організаційно-технічні заходи щодо забезпечення пожежної безпеки мають охоплювати:

- організацію пожежної охорони (у встановленому порядку) відповідного виду (професійної, добровільної тощо), чисельності та технічної оснащеності;

- паспортизацію речовин, матеріалів, виробів, технологічних процесів і об'єктів у сфері забезпечення пожежної безпеки;

- розроблення і реалізацію норм і правил пожежної безпеки, інструкцій про порядок роботи з пожежонебезпечними речовинами і матеріалами, про дотримання протипожежного режиму та про дії людей у разі виникнення пожежі;

- розроблення заходів щодо дій адміністрації, робітників, службовців в разі виникнення пожежі й організації евакуації людей;

- виготовлення і застосування засобів наочної агітації щодо забезпечення пожежної безпеки.

Для гасіння практично всіх класів пожеж застосовують вогнегасники порошкові (ВП). Область їх застосування залежить від виду використовуваного в вогнегаснику порошку. Температурний діапазон їх застосування може досягати значень від мінус 50 до плюс 50 С°. Порошок, що знаходиться у ВП, подразнює органи дихання, тому під час роботи з ним потрібно користуватися захисною пов'язкою.

Вогнегасники порошкові призначені для гасіння загорянь класів:

- А (горіння твердих речовин);

- В (горіння рідких речовин);

- С (горіння газоподібних речовин), а також для гасіння загорянь електроустаткування, що знаходиться під напругою до 1000 В, в початковій стадії їх виникнення.

Вогнегасники вуглекислотні (ВВК) призначені для гасіння загорянь класу В (горіння рідких речовин), а також для гасіння загорянь електроустаткування, що знаходиться під напругою до 1000 В, в початковій стадії їх виникнення (гасіння робити тільки при знятій напрузі).

Для забезпечення пожежної безпеки в процесі експлуатації дослідної установки необхідно декілька переносних вогнегасників типу ВП-5 або ВП-6, а також хоча б один пересувний вогнегасник типу ВП-45. Також рекомендується додатково наявність вогнегасників типу ВВК-3,5 та ВВК-28.

Можливе застосування самоспрацьовуючих порошкових вогнегасників. Вони призначені для гасіння без участі людини вогнегасними порошками типу АВС загорянь твердих і рідких речовин, нафтопродуктів, електрообладнання під

напругою до 5000 В, в невеликих технологічних приміщеннях без постійного перебування в них людей. При необхідності можуть використовуватися замість або разом з переносними. Всі вогнегасники повинні відповідати вимогам ДСТУ 3675-98 або ДСТУ 3734-98.

Крім вогнегасників обов'язкова наявність пожежного щита в повній комплектації та пожежних кран-комплектів.

5.4 Охорона праці при експлуатації випробувальних станцій і установок

Перед початком випробування головний бригадир або оператор повинен особисто переконатися, що протипожежні засоби справні і справні інші засоби безпеки (вентиляція, аварійне освітлення, сигналізація та ін.) і весь персонал знаходиться на своїх місцях.

Під час проведення випробування агрегатів персоналу забороняється покидати свої пости без дозволу керівника випробування. На випробувальній станції для забезпечення санітарно-гігієнічних умов праці адміністрація підприємства здійснює періодичний огляд стану засобів шумопоглинання і звукоізолюючих конструкцій, контроль рівнів шуму і вібрацій, аналіз повітряного середовища у всіх робочих приміщеннях випробувальних станцій і лабораторій. Для підтримки нормальної освітленості в виробничих і допоміжних приміщеннях випробувальної станції здійснюється регулярне, не рідше одного разу в квартал, очищення вікон і світлових ліхтарів і не рідше одного разу на місяць світильників штучного освітлення.

Після закінчення випробування демонтаж агрегатів здійснюється після того, як установка повністю зупиниться і гаряча частина виробу охолоне. Тільки після цього приступають до демонтажу та транспортування агрегатів. Після цього проводиться перевірка стану стендових систем, обладнання, апаратури, трубопроводів, датчиків, пристосувань, інструменту та іншої оснастки випробувальної установки.

Висновки до розділу 5

1. Під час проведення робіт з обладнанням проектного стенду можуть проявлятися деякі шкідливі та небезпечні фактори, що можуть призвести до одержання травм або часткової чи повної втрати працездатності обслуговуючого персоналу. Вони перераховані в ГОСТ 12.0.003-74 «ССБТ. Опасные и вредные производственные факторы». Але їх можна уникнути, якщо дотримуватись інструкцій з обслуговування обладнання та виконувати вказівки з техніки безпеки на підприємстві.

2. Названі вище умови визначають ступінь небезпеки для людини, тому їх потрібно враховувати при плануванні робочих приміщень для діагностичного стенда та здійснювати технічні заходи пожежної та електробезпеки.

3. Пожежна безпека пристрою, що проектується, має забезпечуватися відповідно до ГОСТ 12.1.004-91 «ССБТ. Пожарная безопасность», вибухова — за ГОСТ 12.1.010-76 «ССБТ. Взрывобезопасность. Общие требования».

4. Електрична безпека регламентується відповідно до ГОСТ 12.1.030-81 «ССБТ. Электробезопасность. Защитное заземление. Зануление» та ГОСТ 12.1.013-78 «ССБТ. Строительство. Электробезопасность. Общие требования».

5. Для електрообладнання або обладнання, яке схильне електризуватися, важливим є розрахунок заземлення. Для дослідної установки розраховане значення опору заземлювального пристрою виконує вимоги електробезпеки.

6 РОЗРОБКА ЗАХОДІВ З ОХОРОНИ НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ДІАГНОСТИЧНОГО КОМПЛЕКСУ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ АВІАЦІЙНИХ ГТД

6.1 Небезпеки, що пов'язані з випробуванням авіаційних двигунів та їх агрегатів

Випробування окремих вузлів двигуна на автономних стендах є ефективним засобом випереджаючого відпрацювання нових технічних рішень, що дозволяють скоротити об'єм, вартість і загальні терміни робіт зі створення нового ГТД.

Задача випробувань агрегатів ГТД – всебічна перевірка якості випускної заводом серійної продукції. Надійність і ресурс ГТД є складовими більш загального показника ГТД – якості. Під надійністю авіаційних ГТД частіше розуміють лише вузьке поняття – його безвідмовність в роботі, тобто властивість виробу безперервно зберігати працездатність протягом всього заданого терміну служби в заданих умовах експлуатації. Безвідмовність в роботі авіаційного ГТД досить висока. Так, наприклад, за статистикою ІКАО з 100% авіаційних катастроф за останні 15 років, менше 10% відбулись за рахунок відмови двигунів.

Безвідмовність в роботі авіаційного ГТД великою мірою залежить від надійності його паливо-регулюючої апаратури. При випробуванні чи перевірці паливних систем авіадвигунів є обов'язковим запуск самого двигуна, що тягне за собою додаткові витрати палива.

Випробування надійності агрегатів системи паливопостачання окремо від двигуна дозволяє не лише зекономити матеріальні засоби, а й зменшити рівень шкідливих викидів під час ремонту двигунів та їх агрегатів, що впливає на стан навколишнього середовища.

До складу відпрацьованих газів газотурбінних двигунів входять такі основні компоненти, які забруднюють атмосферу: оксид вуглецю, вуглеводні (метан, ацетилен, етан, етилен, пропан, бензол, толуол та ін.), оксиди азоту, альдегіди (формальдегід, акролін, оцтовий альдегід та ін.), оксиди сірки, сажа (видимий димний шлейф за соплом двигунів), бензапірен. При роботі ГТД протягом одної

хвилини в атмосферне повітря викидається від 2 до 4 мг канцерогенних речовин, в основному бензапірену.

При забрудненні атмосферного повітря фахівці вирізняють економічні, соціально-економічні, соціальні та екологічні збитки.

До економічних збитків належать:

- збитки за рахунок коштів, потрібних для ліквідації наслідків забруднення в промисловості, житловому господарстві;

- збитки внаслідок зменшення обсягу промислової і сільськогосподарської продукції;

- збитки внаслідок зменшення продуктивності природних біогеоценозів;

- збитки, які утворилися, тому що з викидами в повітря потрапляє й частина матеріалів і природних ресурсів;

- витрати, потрібна для підтримки необхідної рівноваги в природних екосистемах;

- витрати внаслідок зменшення терміну дії будівель і споруд;

- збитки, які утворилися, тому що зменшилась продуктивність праці як наслідок зростання захворюваності населення.

Соціально-економічні збитки, які підлягають розрахункам, це:

- витрати на соціальне забезпечення населення, зростання захворюваності якого пов'язане із забрудненням природного середовища;

- витрати, які постійно зростають, на збереження рекреаційних ресурсів;

- додаткові витрати, потрібні для забезпечення населенню повноцінного відпочинку,

- збитки, які зростають як наслідок екологічної міграції населення.

До соціальних збитків належать:

- естетичні збитки від часткової або повної деградації ландшафтів природного середовища;

- психологічні збитки, які нагромаджуються внаслідок невдоволеності населення якістю природного середовища.

До екологічних збитків, які майже не підлягають розрахункам, враховуючи великий обсяг необхідної інформації, знань та часу, потрібних для цього, відносять:

- зникнення видів тваринного і рослинного світу;
- руйнування неповторних екологічних систем природного середовища, які накопичуються внаслідок генетичних помилок, характерних для нового, молодшого покоління населення.

Плата за забруднення навколишнього середовища встановлюється за:

- викиди в атмосферу забруднюючих речовин стаціонарними і пересувними джерелами забруднення;
- скиди забруднюючих речовин у поверхневі води, територіальні та внутрішні морські води, а також підземні горизонти, у тому числі скиди, що здійснюються підприємствами через систему комунальної каналізації;
- розміщення відходів у навколишньому середовищі.

6.2 Законодавчі акти, що визначають основні положення про охорону навколишнього середовища

Законодавчими актами, що визначають основні положення про охорону навколишнього природного середовища є загальні закони України, а також спеціальні законодавчі акти. До загальних законів, що визначають основні положення про охорону навколишнього природного середовища належать: Конституція України, Закони України «Про охорону навколишнього середовища», Закон України «Про охорону атмосферного повітря», Закон України «Про охорону земель», Водний Кодекс України, Земельний Кодекс України, Повітряний Кодекс.

Декларація про державний суверенітет України в розділі VII «Екологічна безпека» проголошує, що Україна має право заборонити будівництво або зупинити функціонування буді-яких підприємств, установ, закладів, об'єктів, які загрожують екологічній безпеці. Україна турбується про екологічну безпеку громадян і генофонд народу.

Закон України «Про охорону навколишнього середовища» визначає: «Охорона навколишнього природного середовища, раціональне використання природних ресурсів, забезпечення екологічної безпеки життєдіяльності людини –

невід'ємна умова сталого економічного та соціального розвитку України. З цією метою Україна здійснює на своїй території екологічну політику, спрямовану на збереження безпечного для існування живої і неживої природи навколишнього середовища, захисту життя і здоров'я населення від негативного впливу, зумовленого забрудненням навколишнього природного середовища, досягнення гармонійної взаємодії суспільства і природи, охорону, раціональне використання і відтворення природних ресурсів.

Цей Закон визначає правові, економічні та соціальні основи організації охорони навколишнього природного середовища в інтересах нинішнього і майбутніх поколінь».

Стаття 34 цього Закону розкриває завдання контролю у галузі охорони навколишнього природного середовища: «Завдання контролю у галузі охорони навколишнього природного середовища полягають у забезпеченні додержання вимог законодавства про охорону навколишнього природного середовища всіма державними органами, підприємствами, установами та організаціями, незалежно від форм власності і підпорядкування, а також громадянами».

Влада України підтримує і стимулює екологічно чисті підприємства, це відтворено у статті 48: «В Україні здійснюється стимулювання раціонального використання природних ресурсів, охорони навколишнього природного середовища шляхом:

- надання пільг при оподаткуванні підприємств, установ, організацій і громадян вразі реалізації ними заходів щодо раціонального використання природних ресурсів та охорони навколишнього природного середовища, при переході на маловідходні, ресурсо- та енергозберігаючі технології, організації виробництва і впровадженні очисного обладнання і устаткування для утилізації та знешкодження відходів, а також приладів контролю за станом навколишнього природного середовища та джерелами викидів і скидів забруднюючих речовин, виконанні інших заходів, спрямованих на поліпшення охорони навколишнього природного середовища; (Пункт "а" статті 48 із змінами, внесеними згідно із Законом N 1288-XIV від 14.12.99);

- надання на пільгових умовах короткострокових і довгострокових позичок для реалізації заходів щодо забезпечення раціонального використання природних ресурсів та охорони навколишнього природного середовища;

- встановлення підвищених норм амортизації основних виробничих природоохоронних фондів;

- звільнення від оподаткування фондів охорони навколишнього природного середовища;

- передачі частини коштів фондів охорони навколишнього природного середовища на договірних умовах підприємствам, установам, організаціям і громадянам на заходи для гарантованого зниження викидів і скидів забруднюючих речовин і зменшення шкідливих фізичних, хімічних та біологічних впливів на стан навколишнього природного середовища, на розвиток екологічно безпечних технологій та виробництв (Пункт "д" статті 48 із змінами, внесеними згідно із Законом N 186/98-вр від 05.03.98).

Стаття 56 окреслює поняття екологічної безпеки транспортних та інших пересувних засобів і установок: «Підприємства, установи, організації, що здійснюють проектування, виробництво, експлуатацію та обслуговування автомобілів, літаків, суден, інших пересувних засобів, установок та виробництво і постачання пального, зобов'язані розробляти і здійснювати комплекс заходів щодо зниження токсичності та знешкодження шкідливих речовин, що містяться у відпрацьованих газах та скидах транспортних засобів, переходу на менш токсичні види енергії й пального, додержання режиму експлуатації транспортних засобів та інші заходи, спрямовані на запобігання й зменшення викидів та скидів у навколишнє природне середовище забруднюючих речовин та додержання встановлених рівнів фізичних впливів (Частина перша статті 56 із змінами, внесеними згідно із Законом N 198-IV від 24.10.2002).

Виробництво і експлуатація транспортних та інших пересувних засобів та установок, у викидах та скидах яких вміст забруднюючих речовин перевищує встановлені нормативи, не допускається.

Керівники транспортних організацій та власники транспортних засобів несуть відповідальність за додержання встановлених для відповідного типу транспортного засобу нормативів вмісту забруднюючих речовин у відпрацьованих газах, скидів забруднюючих речовин та впливу фізичних факторів пересувних джерел на стан навколишнього природного середовища (Частина третя статті 56 в редакції Закону N 198-IV від 24.10.2002).

Закон України «Про охорону атмосферного повітря» спрямований на забезпечення та відновлення природного стану атмосферного повітря, створення сприятливих умов для життєдіяльності, забезпечення екологічної безпеки та запобігання шкідливому впливу атмосферного повітря на здоров'я людей та навколишнє природне середовище.

Стаття 10 цього закону визначає обов'язки підприємств, установ, організацій та громадян – суб'єктів підприємницької діяльності щодо охорони атмосферного повітря: «Підприємства, установи, організації та громадяни – суб'єкти підприємницької діяльності, що здійснюють викиди забруднюючих речовин в атмосферне повітря та діяльність яких пов'язана з впливом фізичних та біологічних факторів на його стан, зобов'язані:

- здійснювати організаційно-господарські, технічні та інші заходи щодо забезпечення виконання вимог, передбачених стандартами та нормативами екологічної безпеки у галузі охорони атмосферного повітря, дозволами на викиди забруднюючих речовин тощо;

- вживати заходів щодо зменшення обсягів викидів забруднюючих речовин і зменшення впливу фізичних факторів;

- забезпечувати безперебійну ефективну роботу і підтримання у справному стані споруд, устаткування та апаратури для очищення викидів і зменшення рівнів впливу фізичних та біологічних факторів;

- здійснювати контроль за обсягом і складом забруднюючих речовин, що викидаються в атмосферне повітря, і рівнями фізичного впливу та вести їх постійний облік;

- заздалегідь розробляти спеціальні заходи щодо охорони атмосферного повітря на випадок виникнення надзвичайних ситуацій техногенного та природного характеру і вживати заходів для ліквідації причин, наслідків забруднення атмосферного повітря;

- забезпечувати здійснення інструментально-лабораторних вимірювань параметрів викидів забруднюючих речовин стаціонарних і пересувних джерел та ефективності роботи газоочисних установок;

- забезпечувати розроблення методик виконання вимірювань, що враховують специфічні умови викиду забруднюючих речовин;

- використовувати метрологічно-атестовані методики виконання вимірювань і повірені засоби вимірювальної техніки для визначення параметрів газопилового потоку і концентрацій забруднюючих речовин в атмосферному повітрі та викидах стаціонарних і пересувних джерел;

- здійснювати контроль за проектуванням, будівництвом і експлуатацією споруд, устаткування та апаратури для очищення газопилового потоку від забруднюючих речовин і зниження впливу фізичних та біологічних факторів, оснащення їх засобами вимірювальної техніки, необхідними для постійного контролю за ефективністю очищення, дотриманням нормативів гранично допустимих викидів забруднюючих речовин і рівнів впливу фізичних та біологічних факторів та інших вимог законодавства в галузі охорони атмосферного повітря;

- своєчасно і в повному обсязі сплачувати збори за забруднення навколишнього природного середовища та погіршення якості природних ресурсів відповідно до закону.

Виконання заходів щодо охорони атмосферного повітря не повинно призводити до забруднення ґрунтів, вод та інших природних об'єктів.

6.3 Небезпеки в процесі експлуатації діагностичного комплексу для випробувань авіаційних ГТД

Випробування більшості агрегатів сучасних авіаційних двигунів супроводжуються:

1. Високими обертами таких обертових вузлів, як вали і зубчасті передачі. При цьому виникає небезпека руйнування цих вузлів і відриву від установки обертаються з високою швидкістю мас значної ваги і габаритів через високі механічні навантаження. Імовірність таких руйнувань зростає при випробуванні ще не доведених дослідних конструкцій агрегатів.

2. Високим рівнем шуму, який створюється внаслідок зіткнень зубчастих передач під час роботи та шуму від підшипників опор.

3. Наявністю вібрацій випробувального стенду (установки), що виникають через невірноваженості обертових мас окремих вузлів агрегатів. Вібрації можуть надавати несприятливий вплив на персонал, що обслуговує випробувальний стенд та на будівельні конструкції випробувальної станції.

4. Небезпечними і шкідливими для здоров'я людини парами та газами, що з'являються у процесі випробування агрегатів і здатних забруднювати навколишнє атмосферне повітря.

5. Небезпечними і шкідливими для обслуговуючого персоналу агресивними і токсичними рідинами, які в результаті витoku через порушення герметизації і при аварійних режимах, здатні забруднювати ґрунт та водойми і завдавати шкоди навколишньому природному середовищу.

Усі перераховані явища створюють певні небезпеки для обслуговуючого персоналу випробувальної станції, ускладнюють обслуговування випробувальних установок, забруднюють навколишнє середовище і повинні бути враховані при розробці заходів з охорони праці та навколишнього середовища.

Агресивні і токсичні рідини, що використовуються в якості робочих рідин для літальних апаратів, мають ряд специфічних властивостей, які вимагають застосування спеціальних методів захисту обслуговуючого персоналу та навколишнього середовища при їх зберіганні, транспортуванні та експлуатації.

До числа небезпечних властивостей цих агресивних і токсичних рідин відносяться:

- вибухонебезпечність і пожежонебезпечність;

- токсичність парів цих рідин, а також їх отруйність при проникненні в організм через шкірний покрив;
- опіки та екземи при контакті з окремими рідинами, а також їх здатність руйнувати біологічні тканини;
- корозійна активність ряду таких рідин, що приводить до руйнування конструкцій і травматизму, і їх здатність розчиняти органічні матеріали;
- збільшення крихкості органічних матеріалів і металів при контакті з окремими такого роду рідинами, що може призводити до аварій;
- можливість накопичення зарядів статичної електрики при транспортуванні горючих рідин по трубопроводах і при заповненні ємностей і зберіганні рідин в цих ємностях.

Авіаційне паливо (керосин) – слаботоксична речовина, однак гранично допустима концентрація його парів в повітрі не повинна перевищувати 300 мг/м³. Корозійна активність деяких сортів керосину обумовлюється головним чином присутністю в ньому сірки, сірчистих сполук, води, нафтових кислот і т.д. Різні сорти керосинів тому й мають різну корозійну активність.

Серйозну небезпеку можуть представляти заряди статичної електрики, які накопичуються при терті рідкого пального по твердій поверхні трубопроводів і резервуарів, при терті частинок палива між собою і навіть при проходженні крапель дрібно розпиленого пального через повітря або пароповітряну суміш. На швидкість утворення зарядів статичної електрики впливають багато експлуатаційних факторів, наприклад, швидкість перекачування, присутність в паливі механічних домішок, води, повітря і т.д. Зі збільшенням електропровідності палив небезпека утворення статичної електрики при операціях з гасом різко зменшується. Для цього в керосин вводять в незначних кількостях різні добавки, наприклад, кислоти, луги та ін. Для усунення можливості виникнення пожежі від розрядів статичної електрики необхідно паливні агрегати з'єднати між собою і заземлити.

Причинами пожеж можуть служити підвищена пожежонебезпека і вибухонебезпечність керосину. Температура спалаху парів авіаційного палива Т-1 плюс 50 °С, для авіаційного палива ТС-1 вона дорівнює плюс 25 °С, а для

авіаційного палива Т-2 – мінус 10 °С. Концентраційні межі вибухонебезпечних сумішей парів керосину Т-1 складають від 1,8 до 8% за обсягом, для ТС-1 – від 1,5 до 8% і для Т-2 – від 1 до 8%.

Крім концентраційних меж вибухонебезпечних сумішей парів авіаційного палива, слід дотримуватись гранично допустимих концентрацій речовин в повітрі, що впливає на стан здоров'я працівників. Для умов експлуатації дослідної установки ці концентрації наведені в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 – Гранично допустимі концентрації шкідливих речовин в повітрі робочої зони

Назва речовини	Концентрація, мг/м ³
Керосин	300
Масла мінеральні нафтові	5
Сірка	6
Синтетичні миючі засоби	5
Спирт етиловий	1000

6.4 Основні вимоги по забезпеченню екологічної безпеки при експлуатації діагностичного комплексу

1. При розміщенні на генеральному плані випробувальних станцій, лабораторій і окремих випробувальних установок необхідно створювати між ними і житловими та громадськими будівлями санітарно-захисних зону. Величина цієї зони визначається в залежності від гранично допустимих значень рівня звукового тиску і спектра шуму у житлових і громадських будівель і рівнів шуму на випробувальних станціях, лабораторіях і установках. Обрана санітарно-захисна зона з урахуванням розсіювання шкідливих речовин в атмосферному повітрі підлягає погодженню з органами Державної санітарної інспекції.

2. У зв'язку з витратами палив, які споживаються агрегатами в процесі випробування, для випробувальних станцій, лабораторій та установок передбачають систему паливостачання, яка складається з трубопроводів подачі, керованої

арматури, насосів і ємностей палива, що знаходяться поза будівлею випробувальної станції. Подача палива здійснюється з паливного сховища.

3. З метою зменшення виділення в навколишнє середовище парів агресивних і токсичних рідин, при зливі з заповнюваних ємностей, всі зливно-наливні операції проводяться тільки закритим способом.

4. При закритому способі ведення зливно-наливних робіт газові об'єми спорожнюваної і наповнюваної ємностей з'єднуються між собою. А для запобігання накопичення зарядів статичної електрики при русі по трубопроводах горючих рідин все обладнання, ємності і трубопроводи заземлюються.

5. Всі установки для випробування агрегатів двигунів, під час роботи яких можливі руйнування окремих вузлів і деталей, а також пожежі і вибухи, розташовуються в окремих ізольованих приміщеннях – боксах. Пульти керування таких установок розміщують в кабінах спостереження, ізольованих від боксу капітальною стіною. Будівельні конструкції для приміщень випробувальних станцій, лабораторій і установок повинні надійно захищати обслуговуючий персонал випробувань в разі аварій, пов'язаних з руйнуванням установки і агрегатів, пожеж, вибухів і ін.

6. Всі випробувальні установки мають шумопоглинаючі пристрої і звукоізолюючі конструкції, які створюються на підставі акустичних розрахунків або за результатами натурних випробувань аналогічних конструкцій або пристроїв. Передбачена також віброізоляція на випробувальних станціях у вигляді ізольованих фундаментів і амортизаторів для зниження рівнів вібрацій. Ізольовані фундаменти під випробувальними установками розміщують на пружній основі з застосуванням прокладок.

7. Ємності, трубопроводи та арматура, навіть після звільнення їх від палива, несуть в собі небезпеку не тільки через агресивну і токсичну дію парів на організм людини, але і в пожежонебезпечному і вибухонебезпечному відношенні.

8. Після спорожнення ємностей і трубопроводів від того чи іншого компонента, всередині їх дуже тривалий час може зберігатися надзвичайно токсичне газове середовище. Тому, якщо з трубопроводами або ємностями передбачається

після їх спорожнення проводити будь-які ремонтні або профілактичні роботи, то вони повинні бути ретельно очищені, нейтралізовані і продуті, після чого необхідно взяти хімічний аналіз середовища на присутність компонента.

9. В процесі експлуатації випробувальної установки необхідно уважно стежити за герметичністю всіх з'єднань паливної і масляної систем і не допускати підтікань та витоків робочих рідин. Якщо ж при аварії або з іншої причини відбулися витік і розлиття палива і масла, то їх слід видалити шляхом збору в спеціальні дренажні системи, а також за допомогою сухої тирси. Після цього тирсу потрібно зібрати в металеву тару і спалити на спеціальній станції.

10. Авіаційні підприємства, які експлуатують дослідний стенд, повинні розробляти і здійснювати заходи з охорони ґрунтів від забруднень, з очищення зливних вод з підприємства в разі їх забруднення. Значної шкоди і забруднення приносять неочищені стічні води, що містять масла різних сортів, гас, продукти, що застосовуються для мийки деталей і агрегатів стенда.

11. Ліквідація наслідків пожежі, утворення стічних вод та інші забруднення території підприємства вимагають прийняття невідкладних заходів з охорони навколишнього середовища. З цією метою для очищення стічних вод на авіаційних підприємствах застосовують спеціальні очисники-сепаратори. Відходи, що утворюються в процесі експлуатації установки, слід вивозити, а сміття спалювати на сміттеспалювальних заводах, обладнаних електроспалювальними установками для очищення вихідних газів.

6.5 Розрахунок екологічної небезпеки, яка утворюється внаслідок експлуатації діагностичного комплексу для випробувань авіаційних ГТД

Враховуючи те, що величина викидів шкідливих речовин (емісія авіадвигунів) залежить від режимів роботи авіадвигунів та тривалості роботи на цих режимах, необхідно визначити тривалість роботи авіадвигунів повітряного судна, що проектується, на різних режимах. Згідно зі статистичними даними, тривалість роботи на різних режимах для сучасних авіаційних двигунів складає:

Таблиця 6.2 – Режим роботи двигуна при випробовуванні

№	Режим роботи двигуна	Відносна тяга, R/R_0	Тривалість режиму, t, хв
1	Моделювання режиму малого газу під час руління перед зльотом	0,07	15
2	Моделювання злітного режиму	1	0,7
3	Моделювання режим набору висоти	0,85	2,2
4	Моделювання режиму заходу на посадку	0,42	4
5	Моделювання режиму малого газу під час руління після посадки	0,07	7

Як видно з цієї таблиці, найбільш тривалим та екологічно небезпечним є режим малого газу.

Взагалі, роботу авіаційних двигунів повітряних суден у зоні аеропорту можна розділити на два етапи, у зв'язку з тим, що режими роботи двигунів на цих етапах суттєво розрізняються.

Це наземні операції – запуск двигунів, їх прогрівання, та руління повітряного судна перед зльотом та після посадки – та операції зльоту – посадки – зліт, набір висоти 1000 м, зниження з висоти 1000 м та посадка.

Для того, щоб розрахувати екологічну небезпеку, яку створює авіаційний двигун, який встановлюється на повітряному судні, що проектується, треба визначити основні, з точки зору екологічної безпеки, характеристики авіаційного двигуна – контрольні параметри емісії авіадвигуна. Контрольний параметр емісії авіаційного двигуна – це значення відношення маси викинутого з авіаційного газотурбінного двигуна у складі відпрацьованих газів шкідливого інгредієнта за визначений час роботи авіаційного двигуна до злітної тяги цього авіадвигуна, ці параметри нормовані документами ІКАО за кожним із шкідливих викидів.

Для розрахунку контрольного параметра емісії авіаційного двигуна треба, в першу чергу розрахувати масу шкідливих речовин, що викидаються з авіаційного газотурбінного двигуна у складі відпрацьованих газів, під час виконання злітно-посадочного циклу.

Маса шкідливих речовин, що викидаються з авіаційного газотурбінного двигуна у складі відпрацьованих газів, під час виконання злітно-посадочного циклу, складається з маси шкідливих речовин, що викидаються при наземних операціях та маси шкідливих речовин, що викидаються при операціях зльоту–посадки повітряного судна.

Маса шкідливих речовин, що викидаються при наземних операціях дорівнює:

$$M_{i.H} = k_{i.H} \cdot G_{n.H}$$

У цій формулі:

k_{in} - коефіцієнт відношення маси викиду i -го інгредієнта при проведенні наземних операцій до маси палива, яке використане, кг шкідливої речовини/кг палива; величини цих коефіцієнтів для авіаційного двоконтурного турбореактивного двигуна Д-436, який є маршовим для повітряного судна, наведено у вигляді таблиці:

Інгредієнти	CO	C _x H _y	NO _x
Коефіцієнт викиду $k_{i.H}$ кг/кг	0,0193	0,0034	0,0084

$G_{n.H}$ - маса палива, що витрачається авіадвигуном при наземних операціях, кг/ч.

Ця маса розраховується за формулою:

$$G_{n.H} = C_{MG} \cdot R_{MG} \cdot t_{MG}$$

У цій формулі:

$C_{MG \text{ Д-436}} = 41$ кг/(кН ч) – питома витрата палива при роботі двигуна на малому газі, кг/(кН*ч);

$R_{MG \text{ Д-436}} = 0,07 R_0 = 4,7$ кН – тяга двигуна на малому газі

$t_{MG} = 22$ хв. = 0,367 ч. - наробіток двигуна на режимі малого газу за один злітно-посадочний цикл, ч;

Використавши отримані значення C_{MG} , R_{MG} , t_{MG} , можемо розрахувати значення маси палива, яке витрачається авіадвигуном Д-436 при наземних операціях за один злітно-посадочний цикл:

$$G_{TH \text{ Д-36}} = 70,7 \text{ кг};$$

Використовуючи отримані значення коефіцієнтів k_i та маси палива G_{mH} , розраховуємо маси шкідливих речовин, що викидаються двигунами повітряного судна при наземних операціях за один цикл зльоту-посадки, M_i . Ці розрахунки викладені нижче у табличному вигляді:

Інгредієнт	CO	C _x H _y	NO _x
Маса викидів,	1,36	0,24	0,59

Маса шкідливих речовин, що викидаються при операціях зльоту –посадки повітряного судна розраховується за формулою:

$$M_{i,з/п} = W_i \cdot T_1 + W_i \cdot T_2 + W_i \cdot T_3$$

У цій формулі:

W_i - масова емісія (швидкість емісії) i -го інгредієнта при визначеному режимі роботи двигунів, величини цих параметрів наведені у таблиці:

Режим польоту	Емісія інгредієнтів, кг/ч		
	CO	C _x H _y	NO _x
Зльотний	0,2	0,5	98
Набір висоти 1000 м	0,4	0,408	68
Зниження з висоти 1000	1,3	0,07	10,5

$T_1=0,7$ хв. =0,01167 ч – наробіток двигуна на зльоті;

$T_2 = 2,2$ хв. =0,03367 ч – наробіток двигуна при наборі висоти 1000 м;

$T_3 = 4,0$ хв. =0,0667 ч – наробіток двигуна при зниженні з висоти 1000 м.

За цими даними виконуємо розрахунок значень мас викидів шкідливих речовин при злітно-посадочних операціях за один цикл зльоту-посадки, який наведено у табличному вигляді далі:

Маса інгредієнтів, кг		
CO	C _x H _y	NO _x
0,103	0,024	4,134

Сумарні маси кожного зі шкідливих інгредієнтів, що викидаються протягом одного циклу зльоту-посадки:

$$M_{CO} = 1,36 + 0,103 = 1,436 \text{ (кг)} = 1436 \text{ (г)}$$

$$M_{C_xH_y} = 0,24 + 0,024 = 0,264 \text{ (кг)} = 264 \text{ (г)}$$

$$M_{NO_x} = 0,59 + 4,134 = 4,724 \text{ (кг)} = 4724 \text{ (г)}$$

Отримавши ці дані ми можемо розрахувати контрольні параметри емісії авіадвигуна та порівняти їх із нормативами ІКАО по кожному з шкідливих викидів.

$$\frac{M_{CO}}{R_0} = \frac{1436}{65} = 22.09 \text{ г/кН};$$

$$\frac{M_{C_xH_y}}{R_0} = \frac{264}{65} = 4.06 \text{ г/кН};$$

$$\frac{M_{NO_x}}{R_0} = \frac{4724}{65} = 72.67 \text{ г/кН}.$$

Нормативними документами ІКАО накладаються такі граничні обмеження на величину викидів за цими інгредієнтами:

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

$$\frac{M_{C_xH_y}}{R_0} = 19.6 \text{ г/кН};$$

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

Порівняння контрольних параметрів емісії авіаційного газотурбінного двигуна Д-436, з нормативами ІКАО, дає змогу зробити висновок щодо впливу роботи цього авіадвигуна, який встановлено на повітряне судно, на екологічне становище у зоні аеропорту.

Такі параметри, як емісія монооксиду вуглецю CO та суміші вуглеводневих сполук C_xH_y знаходяться у межах, лімітованих нормативами ІКАО, причому їх величина дуже незначна у порівнянні із граничними значеннями.

2. Водночас, параметр емісії оксидів азоту NO_x , хоча й не перевищує граничного значення, встановленого нормативним документом ІКАО, але знаходиться безпосередньо біля граничної межі. Це, хоча і не є порушенням нормативу, але вимагає прийняття мір, що мають бути спрямованими на зменшення впливу роботи авіадвигуна на екологічний стан у зоні аеропорту та покращення ситуації.

Висновки до розділу 6

1. Випробування авіаційних газотурбінних двигунів та їх функціональних систем в процесі ремонту вимагає їх запуску та тривалої роботи, в результаті чого в атмосферу виділяються продукти горіння авіаційного палива. До складу вихлопних газів авіаційного двигуна входить безліч шкідливих речовин.

Випробування агрегатів авіаційних двигунів на автономних стендах дозволить знизити кількість шкідливих речовин в процесі діагностування та ремонту систем двигуна. В нашому випадку діагностування агрегатів системи паливостачання окремо від двигуна дозволяє знизити фінансові витрати на пально-мастильні матеріали, знизити рівень шуму на дослідних станціях та зберегти ресурс двигуна.

2. Загальні закони України та спеціальні законодавчі акти визначають основні положення про охорону навколишнього природного середовища. Серед них наявні закони, які сприяють розробці екологічно безпечних технологій виробництва та ремонту в цивільній авіації. Розробка комплексного діагностичного стенду підпадає під ці закони та законодавчі акти.

3. Експлуатація дослідного комплексу для авіаційних ГТД передбачає деякі ризики, пов'язані з агресивними та токсичними речовинами, що використовуються в якості робочих рідин. Концентрація небезпечних речовин не повинна перевищувати гранично допустиму, інакше це може викликати підвищену пожежну і вибухонебезпеку в приміщенні або отруєння організму працівників.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. Діагностичний комплекс для визначення технічного стану авіаційних газотурбінних двигунів складається з випробувального стенду ГТД, випробувальних стендів окремих агрегатів, зовнішніх технологічних функціональних систем випробувального стенду ГТД, системи керування, контролю, реєстрації та обробки параметрів випробовувань, окремих будівель та споруд комплексу.

2. Стенди для випробувань авіаційних газотурбінних двигунів представляють дві групи: стенди відкритого типу та висотні стенди.

На стендах відкритого типу ГТД випробовуються в наземних термобаричних умовах. На висотних стендах досліджуються особливості роботи двигуна або силової установки в умовах польоту.

3. По типу випробуваного об'єкта випробувальні стенди авіаційних ГТД діляться на:

- стенди для випробувань повнорозмірних двигунів;
- стенди для автономних випробувань вузлів двигунів (компресорів, камер згорання, турбін);
- стенди для випробувань окремих елементів, агрегатів та інше.

4. Випробувальні стенди для турбореактивних двигунів великого ступеня двоконтурності мають верхня підвіску двигуна відносно динамометричної платформи на пілоні. Це обумовлено особливостями конструкції двигуна, його установки на літаку та особливостями роботи.

5. Основними системами стенда, що контролюють стан авіаційного газотурбінного двигуна в процесі випробувань є наступні:

- система автоматичного керування випробувального стенда (САК ВС);
- система вібраційного контролю й діагностики;
- система параметричного контролю й діагностики.

6. Можна виділити шість основних рівнів одержання та обробки даних випробувань ГТД:

- збір сигналів з датчиків, що контролюють роботу двигуна;

- рівень первинної обробки даних у реальному масштабі часу;
- рівень моніторингу технічного стану шляхом порівняння отриманих значень параметрів процесів, що протікають у двигуні з очікуваними величинами або їх граничними значеннями;
- рівень, на якому використовуються спеціальні алгоритми діагностики, за допомогою яких визначається реальний технічний стан;
- рівень, на якому робиться прогноз технічного стану двигуна;
- інтерфейсний рівень, що надає можливість візуалізації інформації всіх типів, із усіх рівнів, одержання діагнозу або прогнозу.

8. Проведений теоретичний аналіз дозволив встановити залежність характеристик основних конструктивних елементів газового ежектора від наступних параметрів робочого процесу у вихлопних пристроях шумоглушіння випробувальних стендів ГТД:

- відношення площ поперечного перерізу сопел активного та пасивного газу;
- відношення площ поперечного перерізу камери змішування;
- відношення температур активного та пасивного газу;
- довжини камери змішування;
- фактора форми сопла активного та пасивного газу;
- кута повороту потоку на вході в сопло активного газу.

9. Із аналізу властивостей чисельних методів показано, що використання інтегральних та кінцево-різницевих методів ефективно при удосконаленні геометрії проточної частини ежекторів: площ поперечного перетину потоків активного, пасивного газів та камери змішування. Більш доцільне застосування кінцево-різницевих методів для детального дослідження проблемних частин геометрії ежекторів.

10. Чисельний експеримент дає можливість перевірити той варіант геометрії проточної частини елемента газового ежектора, який був отриманий за допомогою аналітичного методу. Чисельні методи дають можливість включити в процес проектування процедури оптимізації. Окрім того за допомогою чисельного експерименту можна детально дослідити проблемні частини газових ежекторів

різного виконання. Відсутність обмежень по числам Маха і Рейнольдса дозволяє застосовувати чисельні методи при дослідженні таких режимів роботи газового ежектора, які неможливо моделювати іншими засобами.

11. Розроблена методика проектування дозвукових газових ежекторів в системах шумоглушіння випробувальних стендів ГТД, яка дозволяє в процесі розробок мінімізувати вартість конструкції при забезпеченні вимог акустичного навантаження на місцевість від працюючих випробувальних стендів.

12. Спроековано стенд, який призначений для визначення технічного стану, працездатності та експлуатаційних параметрів навісних агрегатів авіаційного двигуна Д-436, в даному випадку блоку паливних насосів 4036 та паливного регулятора агрегат 935.

13. Комплексний діагностичний стенд для визначення технічного стану паливних агрегатів складається з двох основних блоків: блоку силового приводу випробовуваних авіаційних агрегатів та блоку функціональних систем стенду. Силова схема приводу виконана з наявних в розпорядженні деталей і агрегатів, а саме: редуктора двигуна АИ-24 в якості мультиплікатора, роздільного корпусу двигуна АИ-25, проміжних колонок і коробки приводів двигуна Д-436. Силовий електродвигун стенда під'єднаний до мультиплікатора через спеціально спроектовану муфту.

14. Використання електромотора з керованою частотою обертання і мультиплікатора на вхідному валу коробки приводів дозволило відповідно до програми випробувань агрегатів задавати необхідні оберти і необхідну інтенсивність їх зміни відповідно до дослідження працездатності агрегатів на перехідних режимах.

15. Під час проведення робіт з обладнанням спроектованого стенду можуть проявлятися деякі шкідливі та небезпечні фактори, що можуть призвести до одержання травм або часткової чи повної втрати працездатності обслуговуючого персоналу. Вони перераховані в ГОСТ 12.0.003-74 «Опасные и вредные производственные факторы».

16. Пожежна безпека пристрою, що проектується, має забезпечуватися відповідно до ГОСТ 12.1.004-91 ССБТ «Пожарная безопасность», вибухова — за ГОСТ 12.1.010-76 ССБТ «Взрывобезопасность. Общие требования».

17. Основними факторами несприятливого впливу від експлуатації діагностичного комплексу для визначення технічного стану ГТД на навколишнє середовище є:

- викиди шкідливих речовин газотурбінними двигунами і наземною авіаційною технікою;
- авіаційний шум, що поширюється на велику територію;
- забруднення ґрунту і водойм стічними водами і твердими відходами при порушенні технологічного процесу випробувань авіаційних двигунів.

18. Результати розрахунків викидів шкідливих речовин в атмосферу при експлуатації діагностичного комплексу для випробувань ТРДД, враховуючи конкретний перелік речовин, що розсіюються в повітрі, свідчать, що рівень забруднення атмосферного повітря в районах проживання населення та на межі санітарної зони розташування діагностичного комплексу по всім шкідливим речовинам нижче гранично допустимих норм.

19. Відповідно до отриманих значень розсіювання шкідливих речовин додаткова санітарно-захисна зона навкруги розташування діагностичного комплексу для визначення технічного стану авіаційних ГТД в порівнянні з діючими архітектурно-будівельними вимогами не потребується..

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Руководство по летной эксплуатации. Самолет Ан-74ТК-300.-К.: Высшая школа, 1988.- 257 с.
2. Наставление по производству полетов в ГА НППГА-85. —М.: Воздушный транспорт, 1985.- 65 с.
3. Регламент технического обслуживания самолёта Ан-74ТК-300. М.: Воздушный транспорт. 1987,-261 с.
4. Писаренко Г.С. Сопротивление материалов.- К.: Вища кола, 1986.-124 с.
5. Буриченко Л.А. Охрана труда в ГА.- М: Транспорт, 1985.- 76 с.
6. Наставление по производству полетов в ГА НШ ГА-85. -М.: Воздушный транспорт, 1985.- 65 с.
7. Комаров А.А. и др. Техническая эксплуатация и безопасность полетов летательных аппаратов.- К.: КИИГА,1980.- 129 с.
8. Бурлаков В.И. Прикладная теория надежности.- К.: КИИГА, 1991 .-46с.
9. Бурлаков В.И. и др. Анализ надежности авиационной техники. Методические указания.- К.: КИИГА, 1982.-146 с.
10. Смирнов Н.Н. Техническая эксплуатация летательных аппаратов,- М.: Транспорт, 1990.- 423 с.
11. Андреев В.Н. Справочник инженера-конструктора. -М.: 2 изд. 1976,-68 с.
12. Прогноз развития воздушного транспорта до 2015 года. ИКАО. Утверждено Генеральным секретарем и опубликовано с его санкции. I Сентябрь. 2004. – 58 с.
13. Котин В.Ф. Загрязнение атмосферного воздуха двигателями воздушных судов/ Аэропорты, Прогрессивные технологии. -М.:2004.-112с.
14. Захарченко В. Описание изобретения № SU 1436387 к авторскому свидетельству. А. Москва. В 64 С 25/04.
15. Докучаев В.Г., Попов О.В. Методичні рекомендації до виконання дипломних робіт (проектів) для студентів спеціальності 7/8.100106 «Виробництво, технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів».К.:2010. - 47с.

16. Материалы будущего: перспективные материалы для народного хозяйства. Пер. с нем./ Под ред. А. Неймана. – Л.: Химия, 1985.
17. Тарнопольский Ю. М., Жигун И. Г., Поляков В. А. Пространственно-армированные композиционные материалы: Справочник. – М.: Машиностроение, 1987.
18. Политехнический словарь. Гл. ред. И. И. Артоболевский. – М.: «Советская энциклопедия», 1977.
19. Попов А.В., Маслак Т.П., Шпакович Н.И. Техническое обслуживание и ремонт воздушных судов и авиадвигателей: метод. рекомендации по выполнению дипломных работ (проектов) – К. НАУ, 2017. – 56 с.
20. Трехвальный ТРДД Д-18Т. Руководство по технической эксплуатации. Кн.1.– М.: Воздушный транспорт, 1988. – 282 с.
21. Трехвальный ТРДД Д-18Т. Руководство по технической эксплуатации. Кн.2.– М.: Воздушный транспорт, 1988. – 532 с.
22. Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-24 II серии. Техническое описание.– М.: В/О «Авиаэкспорт», 2001. – 160 с.
23. Авиационный турбореактивный двигатель АИ-25 I серии. Техническое описание. – М.: Машиностроение, 1971. – 128 с.
24. Трехвальный ТРДД Д-36. Руководство по технической эксплуатации. Кн.1.– М.: Воздушный транспорт, 1985. – 874 с.
25. Двигатель Д-30 КП-2. Инструкция по технической эксплуатации.– М.: Транспорт, 1985. – 996 с.
26. Протоєрейський О. С., Запорожець О. І. Охорона праці в галузі: Навч. посіб. – К.: НАУ, 2005. – 268 с.
27. Буріченко Л.А., Гулевець В.Д. Охорона праці в авіації: Підручник / За ред. Л.А. Буріченка. – К.: НАУ, 2003.– 448 с.
28. Заверуха Н. М. Основи екології: Навч. посіб. / Н. М. Заверуха, В. В. Серебряков, Ю. А. Скиба. – К.: Каравела, 2006. – 368 с.
29. Запорожець О. І. Безпека життєдіяльності: Підручник / О. І. Запорожець, В. М. Заплатинський, Б.Д. Халмурадов, В. І.Применко, В. О. Михайлюк, Т.Я.

Коніцула. – К.: НАУ, 2011. – 482 с.

30. Балицкий Ф.Я. Виброакустическая диагностика зарождающихся дефектов,

31. ГОСТ Р ИСО 10816-4-99. Контроль состояния машин по результатам измерения вибраций на невращающихся частях. Часть 4. Газотурбинные установки. Госстандарт России. Москва. ИПК. Издательство стандартов, 2000.

32. Дегтярев А.А. Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей в условиях ограниченной информации. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Рукопись. МАИ. 2002. - 100 стр.

33. Методика М029.002 «Система качества. Вибрационное обследование блока двигателей агрегатов ГПА-10 (01) с двигателями ДР-59Л (Л1), находящихся в эксплуатации» ОАО Кртз «КОНСТАР»

34. Программа и методика испытаний. Двигатель ДР59Л. 559108000 ПМ ОАО «Газтурбосервис». 2000 г.

35. Сиротин Н.Н., Коровкин Ю.М. Техническая диагностика авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1979, - стр. 272.

36. Система VibroNET 2.1. Руководство пользователя. 2004 г.

37. Технологическая инструкция на проведение приемо-сдаточных испытаний ДР59Л на стенде бокса №4 цеха 35 ПИИ ОАО «Газтурбосервис» ТИ ДР59-01, 42 стр.

38. Шабаев В., Немков В., Старых Л., Уласевич М. Авиационные стандарты качества при ремонте конвертированных судовых двигателей. Газотурбинные технологии. Том. 3. 2004 г. стр.

39. Шабаев В.М., Леонтьев М.К., Гаранин И.В. Концепция снижения энергоемкости и повышения качества отработки энергоустановок на базе ГТД. Труды IV Международного совещания по проблемам энергоаккумулирования и экологии в машиностроении, энергетике и на транспорте, М., ИМАШ РАН, 2004, стр. 4-6

40. OSA/CBM for COM/DCOM. Advanced Technology Lab Prague/Rockwell Automation. 2002.

41. Терещенко Ю.М. та ін. Газотурбінні двигуни літальних апаратів: Підручник/ Ю.М. Терещенко, Л.Г. Буцько, О.В. Малюнок; За ред. Ю.М. Терещенка. – К.: Вища шк., 2000.-319с.
42. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1969.
43. Fournell E. Calcul Approche sur les Trompes a Gas // La Recherche Aeronautique, 1950, № 13.
44. Plaskowsky Z. Schubmehrung durch Strahlmischung // Mitt. Unst. Aerodynamik ETN, Zurich, 1954, №21, p. 36-55,
45. Соснин Е.И. Теоретическое исследование характеристик эжекторного увеличения реактивной силы // Труды ЦАГИ, 1980, №2082.