

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри АКСУ
_____ Тачиніна О.М.
« ____ » _____ 2021 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“БАКАЛАВР”

Тема: **«Пристрій вимірювання та автоматизації контролю температури та тиску у авіадвигуні»**

Виконавець: студент групи СУ- 401Б Рошин Віктор Олександрович

Керівник: доцент Дивнич Микола Полікарпович

Нормоконтролер:

(підпис)

Дивнич М.П.
(П.І.Б.)

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігацій, електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри АКСУ

_____ Тачиніна О.М.

« ____ » _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи (проекту)

Рощина Віктора Олександровича
(прізвище, ім'я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1. Тема дипломної роботи (проекту)

« Пристрій вимірювання та автоматизації контролю температури та тиску у авіадвигуні» затверджена наказом ректора від « 12 » 04 2021 р. №584/ст

2. Термін виконання роботи (проекту): з 17.05.21 по 15.06.21

3. Вихідні дані до роботи (проекту) діапазони вимірювання температури від - 50 до 150°C та від 0 - 1200°C похибка вимірювання $\pm 3\%$. Діапазон вимірювання тиску від 0 – 10 КГ/см² та 0 – 100 КГ/м². Похибка вимірювання $\pm 3\%$.

4. Зміст пояснювальної записки: загальні відомості про вимірювання тиску и температури. Методи вимірювання тиску. Авіаційні манометри. Авіаційні термометри. Авіаційні датчики і пристрої призначені для вимірювання температури газу ГТД. Розробка структурної схеми пристрою вимірювання та автоматизації контролю температури та тиску в авіадвигуні.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: класифікація (плакат) методів, схем вимірювання температури та тиску в авіадвигуні, плакат схеми пристрою вимірювання та автоматизації контролю температури та тиску в авіадвигуні.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Огляд літературних джерел	20.04.21- 30.04.21	
2	Вибір об'єкта досліджень	21.04.21- 24.04.21	
3	Постановка задачі	21.04.21- 35.04.21	
4	Огляд методів і засобів вимірювання та контролю температури та тиску	05.05.21- 15.05.21	
5	Огляд авіаційних манометрів	15.05.21- 20.05.21	
6	Огляд авіаційних термометрів	20.05.21- 25.05.21	
7	Розгляд авіаційних датчиків і пристроїв призначених для вимірювання температури газу ГТД	26.05.21- 28.05.21	
8	Розробка схеми пристрою вимірювання та автоматизації контролю температури та тиску	28.05.21- 4.06.21	
9	Вибір та розрахунок елементів схем	04.06.21- 06.06.21	
10	Оформлення пояснювальної записки	08.06.21- 09.06.21	
11	Оформлення презентації в Microsoft Office PowerPoint	07.06.21- 10.06.21	

7. Дата видачі завдання: “ 23 ” 03 2021 р.

Керівник дипломної роботи (проекту) _____ Дивнич М.П.
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Роцин В.О.
(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Сторінок 60, рисунків 36, таблиць 2, кількість джерел за переліком посилань 11

Об'єкт дослідження – пристрій вимірювання та автоматизації контролю температури та тиску у авіадвигуні.

Мета проекту - розглянути методи та засоби вимірювання та контролю температури та тиску, ознайомитись з принциповими схемами вимірювання та способами компенсації похибок, зробити розрахунок деяких параметрів схеми вимірювання датчику температури та датчику тиску.

Методи дослідження – робота з науково-технічною літературою. В результаті роботи по ознайомленню з науково-технічною літературою розглянуті методи та засоби вимірювання та контролю температури та тиску, розглянуті схеми вимірювання цих параметрів та способи компенсації похибок, зроблена схема пристрою вимірювання та автоматизації контролю температури та тиску авіадвигунів, зроблено розрахунок деяких параметрів схеми вимірювання датчику температури та датчику тиску.

ЗМІСТ

ВСТУП	7
РОЗДІЛ 1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ВИМІРЮВАННЯ ТИСКУ І ТЕМПЕРАТУРИ	8
1.1 Види вимірювання	8
1.2 Методи вимірювання	8
1.3 Поняття про автоматичний контроль	9
РОЗДІЛ 2. МЕТОДИ ВИМІРЮВАННЯ ТИСКУ	11
2.1 Класифікація методів та засоби вимірювання і контролю тиску.....	11
2.2 Частотні перетворювачі тиску.....	12
РОЗДІЛ 3. АВІАЦІЙНІ МАНОМЕТРИ	13
3.1 Електромеханічні манометри.....	14
3.2 Похибки манометрів та способи їх компенсації.....	16
РОЗДІЛ 4. АВІАЦІЙНІ ТЕРМОМЕТРИ	19
4.1 Особливості вимірювання температури на борту літальних апаратів.....	19
4.2 Електричні термометри опору.....	21
4.3 Термоелектричні термометри.....	23
4.4 Біметалічні термометри.....	27
4.5 Похибки термометрів.....	28
РОЗДІЛ 5. АВІАЦІЙНІ ДАТЧИКИ І ПРИСТОРОЇ ПРИЗНАЧЕНІ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ ГАЗУ ГТД	29
5.1 Особливості будови вимірювачів температури газу в ГТД. На основі термопарі.....	37
5.2 Електричні пристрої обмеження температури газу за турбіною.....	41

5.3 Канали вимірювання температури і тиску при випробуванні ГТД.....43

**РОЗДІЛ 6. РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ ПРИСТРОЮ
ВИМІРЮВАННЯ ТА АВТОМАТИЗАЦІЇ КОНТРОЛЮ ТЕМПЕРАТУРИ
ТА ТИСКУ У АВІАДВИГУНІ.....45**

6.1. Розрахунок датчика термометра опору.....47

6.2 Розрахунок індуктивного датчика манометра.....53

ВИСНОВОК.....58

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....59

ВСТУП

Процеси керування складними технічними об'єктами потребують вимірювання багатьох параметрів. В сучасних авіалайнерах вимірюється понад ста тисяч різноманітних параметрів, значна частина з яких є параметри температури і тиску. Аналіз сучасного стану наукових робіт пов'язаний зі створенням нових засобів вимірювання, автоматизованих методів та методик контролю параметрів (температури та тиску), модулюванням похибки вимірювання та процесами обробки вимірювальної інформації, елементами штучного інтелекту.

Одним з головних силових агрегатів сучасних літальних апаратів цивільної авіації є газотурбінні двигуни різних типів. Високий рівень ефективності цих двигунів, досягнутий в наш час, є наслідком використання в них високих значень параметрів робочого процесу, на сам перед таких як ступінь підвищення тиску, температури газу перед турбіною і після. Це обумовлює значне підвищення теплової та силової напруги в деталях двигуна. В цих умовах необхідний моніторинг високої кількості параметрів і автоматизація керування на встановлених та перехідних режимах роботи, висока точність підтримки необхідної подачі палива та положення керуючих елементів двигуна.

Подальше підвищення точності вимірювання можливе лише за умови розробки нових датчиків з високою чутливістю, а також нових інтерфейсів.

Вкрай важливою є проблеми розробки методів та засобів обробки інформаційних сигналів, які б забезпечили зменшення впливу випадкової складової похибки вимірювання, високий рівень якої знижує ефективність корекції систематичних складових похибки, без втрати швидкості. Метою дипломної роботи є розробка структурної схеми багато точкового вимірювача температури та тиску в різних зонах авіадвигуна.

РОЗДІЛ 1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ВИМІРЮВАННЯ ТИСКУ І ТЕМПЕРАТУРИ.

1.1 Види вимірювання

За способом отримання числового значення вимірюваної величини всі виміри ділять на два основних види:

Прямі і непрямі. Прямими - це вимірювання, які полягають у відліку показань приладу, безпосередньо що дає значення вимірюваної величини. Приклади прямих вимірювань: вимірювання температури термометрами, тиску - манометрами.

Непрямі вимірювання - це вимірювання результат яких визначають на підставі прямих вимірювань величин, пов'язаних з вимірюваною величиною відомою залежністю. Приклад непрямих вимірювань: визначення щільності твердого тіла шляхом вимірювань об'єму та маси; визначення потужності СЕУ на основі прямих вимірювань частоти обертання і крутного моменту з подальшим розрахунком за відповідними формулами.

1.2 Методи вимірювань

Метод вимірювання - сукупність прийомів використання принципів і засобів вимірювань. Сукупність фізичних явищ, на яких засновані вимірювання, називається принципом вимірювання.

Розрізняють два основні методи вимірювань: метод безпосередньої оцінки і метод порівняння з мірою.

Метод безпосередньої оцінки полягає у визначенні шуканої величини по відліковий пристрій вимірювального приладу.

					НАУ. 21. 12 .55 000 ПЗ			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дат</i>				
<i>Розроб.</i>	РошинВ.О.				ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ВИМІРЮВАННЯ ТИСКУ І ТЕМПЕРАТУРИ	<i>Лім.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушіє</i>
<i>Перевір.</i>	Дивнич М.П.						8	60
<i>Реценз.</i>						ФАЕТ- 401 гр.		
<i>Н. Контр.</i>	Дивнич М.П.							
<i>Затверд.</i>	Тачиніна О.М.							

Метод порівняння з мірою полягає в тому, що вимірювану величину порівнюють із значенням, відтвореним відповідною мірою. Метод порівняння з мірою може бути диференціальний, нульовий, протиставлення, заміщення, збігу.

Диференціальний (різницевий) метод - метод, в якому на вимірювальний прилад діє різниця між вимірюваною величиною і величиною, що відтворюється мірою.

Нульовий метод - окремий випадок диференціального методу, при якому результуючий ефект впливу вимірюваної величини і заходи на прилад порівняння доводять до нуля.

Метод протиставлення - метод, в якому вимірювана величина і захід одночасно впливають на прилад порівняння, за допомогою показань якого встановлюється співвідношення між ними.

Метод заміщення - метод, при якому вимірювану величину заміщують мірою, рівною за значенням заміщеної

Метод збігів - метод, при якому різниця між вимірюваною величиною і заходом вимірюють, використовуючи збіг оцінок шкал або періодичних сигналів.

1.3 Автоматичний контроль технічних систем та агрегатів.

Автоматичний контроль технологічних параметрів тісно пов'язаний з їх вимірюванням. Завдання вимірювання виконує вимірювальний ланцюг. Він складається із сукупності вимірювальних перетворювачів - пристроїв, в яких реалізується взаємно-однозначна залежність між вхідними і вихідними величинами. Первинний вимірювальний перетворювач називається датчиком. У загальному вигляді датчик може бути представлений у вигляді чутливого елемента (ЧЕ) і перетворювача (Пр): $X \rightarrow \text{ЧЕ} \rightarrow X_1 \rightarrow \text{Пр} \rightarrow Y$. Чутливий елемент (ЧЕ) в системах автоматики виконує функції органів почуттів. Він призначений для перетворення контрольованої величини X в такий вид сигналу X_1 , який зручний для вимірювання. У перетворювачі відбувається перетворення сигналу X_1 в сигнал Y , частіше в електричний сигнал.

Наприклад, тиск X в манометр перетворюється за допомогою ЧЕ в переміщення стрілки X_1 , а потім в перетворювачі - в зміну опору Y .

До основних характеристик датчиків відносяться наступні:

1) статична характеристика; 2) інерційність; 3) динамічна (диференціальна) чутливість; 4) поріг чутливості; 5) похибки.

Статична характеристика - це алгебраїчна залежність вихідної величини від вхідних: $Y = Y(X)$.

Інерційність - характеризує відставання змін вихідної величини від змін вхідної величини. Чим менше інерційність, тим краще. Наприклад, інерційність металевих термометрів опору (ТС) становить десятки секунд і хвилини, а інерційність напівпровідникових ТС - десяті частини секунди.

Динамічна чутливість визначається так $S = \frac{dY}{dX}$

Бажано мати велику динамічну чутливість.

Поріг чутливості - це найменше за модулем значення вхідного сигналу, яке викликає зміна вихідного сигналу.

Найбільшого поширення в автоматичі отримали електричні датчики, які поділяються на дві великі групи: параметричні та генераторні.

Параметричні датчики перетворюють неелектричні вхідні сигнали в зміну параметрів R , L , C , M (активного опору, індуктивності, ємності, взаємної індуктивності) вихідного ланцюга. Параметричні датчики поділяються на датчики активного опору (контактні, реостатні, потенціометричні, тензометричні, терморезистори) і датчики реактивного опору (індуктивні, взаємно-індуктивні, магнітоупругі, ємнісні). Генераторні датчики перетворюють вхідну величину в ЕРС або струм. До них відносяться термоелектричні (термопари), п'єзоелектричні, тахометричні, деякі фотоелектричні датчики та інші.

РОЗДІЛ 2. МЕТОДИ ВИМІРЮВАННЯ ТИСКУ.

2.1 Методи і засоби вимірювання і контролю тиску

За методом вимірювання, що визначає принцип дії прилади поділяються на такі групи:

- рідинні, в яких вимірювання тиску відбувається шляхом врівноваження його стовпом рідини, висота якого визначає величину тиску;
- пружинні (деформаційні), в яких значення тиску вимірюється шляхом визначення міри деформації пружних елементів;
- вантажно-поршневі, засновані на зрівноважуванні сил, створюваних з одного боку вимірюваним тиском, а з іншого боку каліброваними вантажами діючими на поршень, поміщений в циліндр;
- електричні, в яких вимірювання тиску здійснюється шляхом перетворення його значення в електричну величину, і шляхом виміру електричних властивостей матеріалу, що залежать від величини тиску.

По виду вимірюваного тиску прилади підрозділяють на наступні:

- манометри, призначені для вимірювання надлишкового тиску;
- вакуумметри, службовці для виміру розрідження (вакууму);
- мановакуумметри, що вимірюють надлишковий тиск і вакуум;
- напоромери, використовувані для вимірювання малих надлишкових тисків;
- тягоміри, що застосовуються для вимірювання малих розрідження;
- тяго-напороміри, призначені для вимірювання малих тисків і розріджень;
- диференціальні манометри (дифманометри), за допомогою яких вимірюють різницю тисків, жодне з яких не дорівнює атмосферному;
- барометри, використовувані для вимірювання барометричного тиску.

					НАУ. 21. 12 .55 000 ПЗ			
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб.		РошинВ.О.			МЕТОДИ ВИМІРЮВАННЯ ТИСКУ	Літ.	Аркуш	Аркушіє
Перевір.		Дивнич М.П.					11	60
Реценз.						ФАЕТ- 401 гр.		
Н. Контр.		Дивнич М.П.						
Затверд.		Тачиніна О.М.						

2.2 Частотні перетворювачі тиску

Мають перевагу в точності і перешкодо-захищеності, так як частотний сигнал мало спотворюється при посиленні і передачі його інформаційним каналам і може бути представлений в цифровій формі. Частотні перетворювачі тиску відрізняються високою швидкістю і малими переміщеннями. Для механічного коливального елемента використовують струну, трубчасті елементи і т.д. Для прикладу розглянемо струнний перетворювач рис 1. Частота власних коливань струни залежить від сили натягу струни F_{en} :

$$f = \frac{n_r}{2l} \sqrt{\frac{F_{en}}{m}} = \frac{n_r}{2l} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_m}}$$

де n_r - номер гармоніки; l - довжина струни; m - маса одиниці довжини струни; σ - напруга в струні; ρ_m - щільність матеріалу струни.

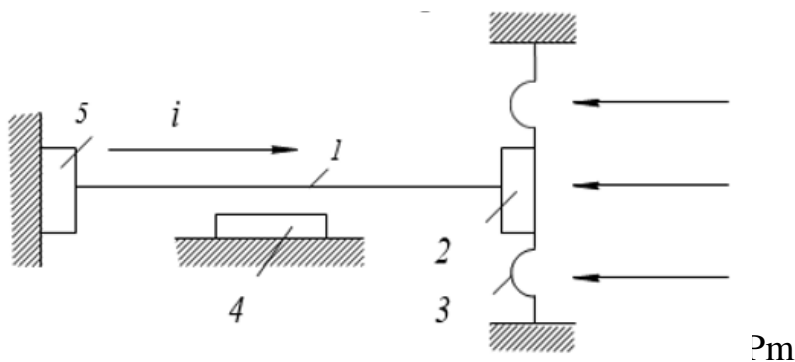


Рис. 1 Струнний перетворювач: 1 - струна; 2 - кріплення струни до мембрани; 3 - мембрана; 4 - збудник коливань; 5 - нерухомий зажим мембрани.

РОЗДІЛ 3. АВІАЦІЙНІ МАНОМЕТРИ.

За призначенням авіаційні манометри ділять на манометри які вимірюють абсолютний тиск і відношення двох тисків (диференціальний).

Диференціальні манометри використовуються для вимірювання надлишкових тисків рідин і газів в різних відсіках авіаційних двигунів (в паливній системі, системі мастила та ін.). Діапазони вимірювання від одиниць до сотень кг / см².

Манометри абсолютного тиску і диференціальні манометри широко застосовуються на повітряних апаратах манометричних пілотажно-навігаційних устаткуваннях. У них проводиться вимір повного і статичного тисків зустрічного потоку повітря і здійснюється автоматичний перерахунок результатів вимірювань по відомим функціональним залежностям з метою непрямого визначення висоти польоту, сигнальної швидкості, істинної повітряної швидкості, числа М і вертикальної швидкості.

Поряд з манометрами і манометричними пілотажно-навігаційними приборами, є інформація яка сприймається і обробляється людиною, на літальних апаратах широко застосовується сигналізатори і датчики тиску, що перетворює тиск в електричний сигнал, який використовується в системах автоматичного управління та в обчислювальних пристроях.

Датчики тиску входять також складовою частиною в комплект електричних дистанційних манометрів. Сигналізатори тисків включають електричний сигнал при виході вимірюваного тиску за допустимі для нормальної роботи двигуна межі.

В електричних манометрах використовується залежність фізичних властивостей чутливого елемента від прикладеного тиску. Одна з переваг - відсутність рухомих частин.

					НАУ. 21. 12 .55 000 ПЗ			
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб.		Роцин В.О.			АВІАЦІЙНІ МАНОМЕТРИ	Літ.	Аркуш	Аркушів
Перевір.		Дивнич М.П.					13	60
Реценз.						ФАЕТ- 401 гр.		
Н. Контр.		Дивнич М.П.						
Затверд.		Тачиніна О.М.						

До таких манометрам відносяться:

- манометри опору, в яких тиск визначається значенням електричного опору;
- манометри іонізаційні, в яких тиск визначається за значенням іонного струму;
- теплові манометри, в яких використовується залежність теплопровідності газу від тиску;
- електророзрядні манометри, принцип дії яких оснований на залежності параметрів електричного розряду в розрідженому газі від тиску;
- манометри з електричним частотним перетворювачем, що видає сигнал в функції від частоти власного коливального резонатора, що залежить від різниці тисків.

До манометрам також відносяться сигналізатори заданої величини тиску або заданого відносини двох тисків.

В авіації широко використовується деформаційні, електричні манометри і електричні з частотним перетворювачем.

Авіаційні манометри повинні відповідати таким основних вимогам:

- допустимі похибки при нормальних умовах не посадового. не перевищувати при вимірюванні тиску палива $\pm 3\%$, при вимірюванні тиску масла $\pm 4\%$;
- манометри повинні бути дистанційними;
- при застосуванні манометрів у вигляді датчиків в регуляторах діапазон відтворюваних ними частот повинен бути на порядок вище діапазону частот замкнутого контуру регулювання.

3.1 Електромеханічні манометри

Найбільш широке застосування в сучасних повітряних апаратах знайшли електромеханічні манометри. У електромеханічних манометрах як чутливі елементи застосовуються гофровані мембрани, манометричні коробки і манометричні трубки. Прилади (датчики) застосовуються для вимірювання тиску в діапазонах від $0 \div 1$ до $0 \div 250$ кГс / см². При вимірі тиску до 3 кГс / см² застосовуються манометричні коробки, до 100 кГс / см² - гофровані мембрани

до 250 кгс / см² - манометричні трубки.

У таких манометрах електричний перетворювач тиску з УЧЕ встановлюються безпосередньо на контрольованому агрегаті, а показчик - на приладовій дошці. Електричний перетворювач тиску перетворює вимірювану величину тиску в відповідне значення електричної величини (R, L, C, I і т.д.) і за допомогою лінії зв'язку передається і перетвориться у візуальну інформацію електровимірюваним приладом (показчиком) або надходить до споживача. Переважне поширення в авіації отримали електромеханічні манометри з логометричними показчиками.

Манометри типу ЕДМУ - уніфіковані електромеханічні манометри - призначені для вимірювання тиску палива і масла. Діапазон вимірювання 0 ÷ 15 МПа.

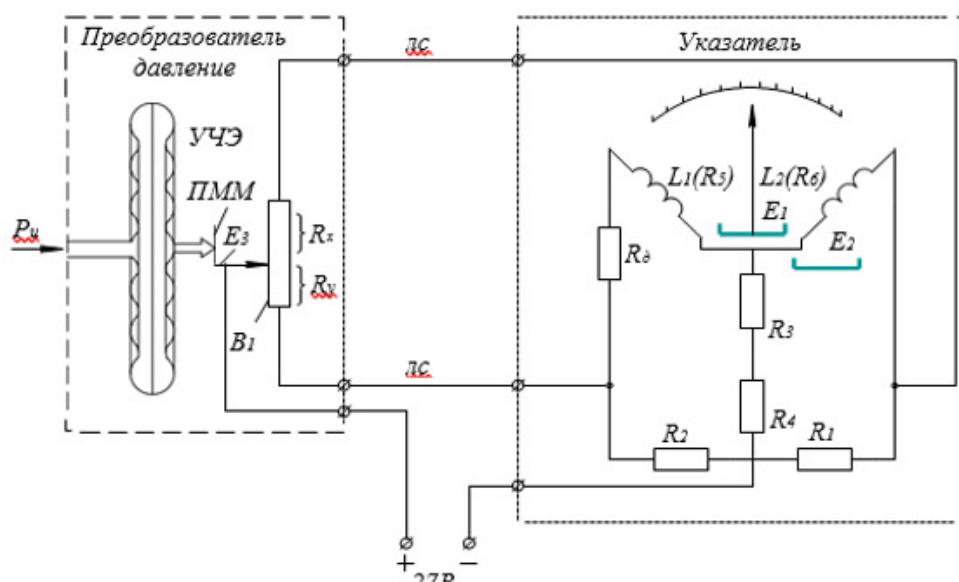


Рис. 2 Принципова схема манометра

РІ - вимірюваний тиск; Е3 - щітка потенціометра; В1 - потенціометр; RД, R5, R6 - діагональ моста; RД - додатковий опір для R5, вирівнюючий опір рамок логометра. R3 + R4 - вибирають з урахуванням компенсації температурної похибки (мідь + константан); Е1 - рухливий магніт; Е2 - нерухомий магніт.

Струм через котушки манометра протікає в протилежному напрямку і під кутом 120 °, створюючи взаємодіючі магнітні потоки. Похибки ± 4%. Аналогічно працюють манометри такого типу з різними схемами.

Манометри типу ДІМ (диференційний індуктивний манометр) не мають пари, що треться і вимірюють тиску до 30 МПа. Похибки $\pm 4\%$ рис.3

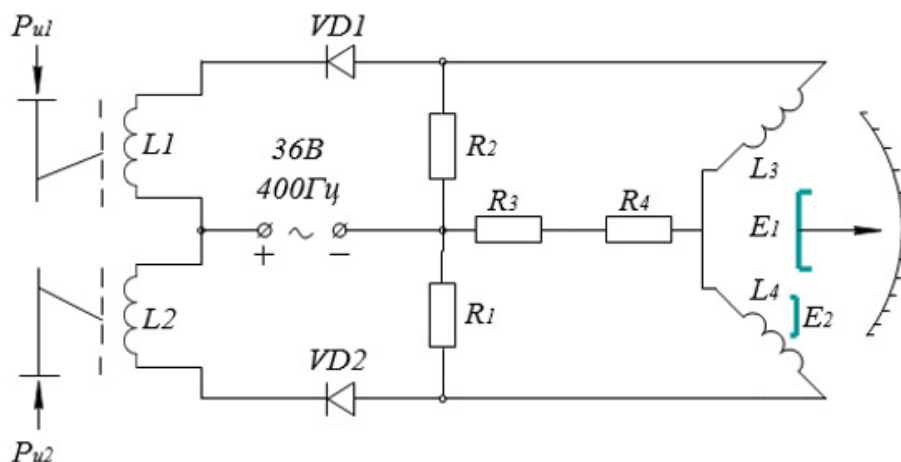


Рис.3 Принципова схема ДІМ

Принцип роботи ДІМ аналогічний ЕДМУ, що працює на змінному струмі. Діоди VD1 і VD2 необхідні для роботи логометра, що працює на постійному струмі.

3.2 Похибки манометрів і способи їх компенсації

Використовуються в авіації для вимірювання: тиску масла і палива в системах змащення і живлення паливом, тиску в гідроаккумулятори гальмівної системи, надлишкового тиску повітря в системі, запуску авіаційних двигунів і т.п. Методична похибка в манометрах надлишкового тиску виникає в тому випадку, якщо абсолютний тиск навколишнього середовища змінюється.

Інструментальні похибки. Шкалова похибка - похибка неповну відповідність шкали приладу і його градуювання через неточну регулювання механізму манометра під шкалу. Зменшується за рахунок використання локальних коректорів з індивідуальним регулюванням механізмів приладів і датчиків.

Похибка тертя - викликається тертям в опорах і шарнірах механізму приладу. Зменшення похибки відбувається за рахунок ретельного підбору матеріалу і якісної обробки деталей, що труться. При польоті за рахунок вібрації похибка

тертя зменшується. Похибка від зазорів в опорах і шарнірах - зменшується з допомогою початкового натягу спеціальної спіральної пружини, створює односторонній контакт ланок кінематичного ланцюга, що не порушує зазори при механічних впливах на прилад.

Похибка статичної та динамічної невірноваженості рухомих систем манометра зменшується ретельним збалансуванням рухомих системи. Похибка від гістерезиса і пружного наслідка виникає через недосконалість пружних властивостей матеріалу пружного чутливого елемента.

Температурна похибка виникає через зміни фізичних властивостей матеріалів і геометричних розмірів деталей приладу в функції від температури. Зменшення температурних похибок досягається наступними способами:

а) виготовленням чутливих елементів зі сплаву типу елінвар, що володіють дуже малим температурним коефіцієнтом модуля пружності;

б) зниженням залишкового тиску всередині анероїда шляхом більш ретельного їх вакуумування ;

в) введенням в конструкцію приладу спеціальних біметалічних компенсаторів, які викликають в залежності від температури приріст показання приладу, що дорівнює за величиною і протилежні по знаку температурної похибки приладу. Розрізняють біметалічні компенсатори 1 і 2-го роду. Дія компенсаторів 1-го роду засноване на введенні послідовної з пружним чутливим елементом кінематичної ланки, виконаної у вигляді закріпленої біметалічної пластини, лінійне переміщення вільного кінця якої Δs , пропорційне збільшенню температури, складається з прогином s пружного чутливого елемента.

Дія компенсаторів 2-го роду засноване на введенні в кривошип кінематичної ланки, виконаної у вигляді біметалічної пластини, переміщення вільного кінця якої, пропорційне збільшенню температури, викликає збільшення або зменшення плеча кривошипа на величину Δa , яка визначається так само, як і величина Δs для компенсатора 1-го роду. Характер впливу компенсатора 2-го роду на приріст показань приладу залежить від початкового кута ϕ_1 установки кривошипа. Якщо при $s = 0$ кривошип приблизно перпендикулярний шатуну, то

з'єднання Δ плеча кривошипа майже не викликає початкового повороту кривошипа, а лише змінює передавальне відношення механізму. Тому при $\varphi_1 = 0$ вводиться компенсатор 2-го роду правка носить чисто мультиплікативний характер. Якщо ж $\varphi_1 \neq 0$, то зміна температури викликає початковий поворот кривошипа при $s = 0$, і в цьому випадку вводиться компенсатором 2-го роду правка, містить як адитивні, так і мультиплікативні складові.

РОЗДІЛ 4. АВІАЦІЙНІ ТЕРМОМЕТРИ

4.1 Особливості вимірювання температури на борту літальних апаратів

Залежно від діапазону вимірюваної температури найбільш широке застосування в авіації знайшли:

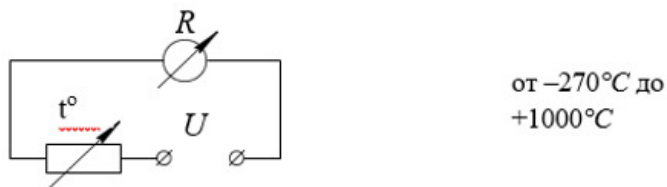


Рис.4 Електричні термометри опору



Рис.5 Термоелектричні



Рис.6 Біметалічні

При зіткненні термометричного чутливого елемента з середовищем в сталому режимі температура термоперетворювача відрізняється від температури середовища, тобто вимір температури завжди супроводжується систематичною методичною похибкою. Так, при вимірюванні температури газів, що рухаються з великими швидкостями, виникають похибки, обумовлені гальмуванням потоку в зоні датчика і переходом при цьому кінетичної енергії газу в теплову.

					НАУ. 21. 12 .55 000 ПЗ			
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб.		РоцинВ.О.			АВІАЦІЙНІ ТЕРМОМЕТРИ	Літ.	Аркуш	Аркушів
Перевір.		Дивнич М.П.					19	60
Реценз.						ФАЕТ- 401 гр.		
Н. Контр.		Дивнич М.П.						
Затверд.		Тачиніна О.М.						

Графік залежності перевищення температури гальмування над статичної температурою T_C газу в потоці від швидкості течії газу зображений на рис.7. Крім того, T залежить від форми і положення термо-вимірювальними перетворювачами в потоці, що включає в себе застосування безрозмірного коефіцієнта гальмування r .

З урахуванням цього температура термо-перетворювача дорівнює:

$$T_{ТП} = T_C(1 + 0.2rM^2)$$

де M - число Маха; T_C - температура середовища.

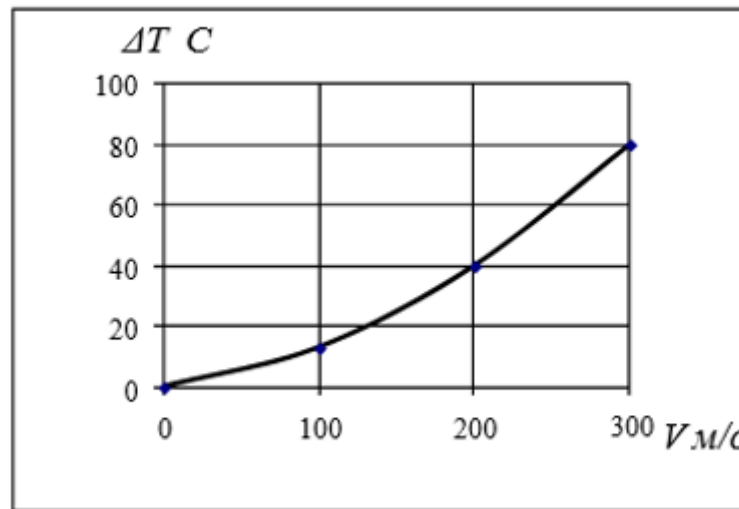


Рис.7 Графік залежності температури гальмування від швидкості зустрічного потоку.

Чим стабільніше коефіцієнт термо-перетворювача і близький до одиниці, тим перетворювач краще. З цією метою прагнуть стабілізувати швидкість газу або істотно знизити її в зоні термовимірювального перетворювача, наприклад за допомогою сопла Лавалю рис.8

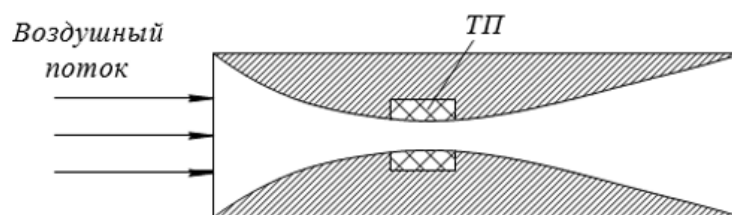


Рис.8 Датчик термометра температури зовнішнього повітря

При $M \geq 0,5$ встановлюється швидкість течії повітря, що дорівнює швидкості звуку в повітрі. Такий термо-перетворювач характеризується коефіцієнтом якості:

$$N = \frac{T_{\text{ТП}}}{T_C} = \frac{5 + rM^2}{5 + M^2}$$

При $M \geq 0,5$; $N = \text{const} = 0,978$.

Тоді
$$T_C = \frac{T_{\text{ТП}}}{N(1+0,2M^2)}$$

Застосовуються також камери гальмування рис.9, в яких коефіцієнт термо-перетворювача r дорівнює 0,92 - 0,96 при відношенні (діаметрів) отвору не менше 5. При вимірюванні будь-якого середовища відбувається запізнювання показань термометра, що викликає динамічну похибку, характеризує постійну часу τ термо-перетворювача.

$$\tau = \frac{C_m}{Sk_T}$$

де C - теплоємність; m - маса; S - площа термо-перетворювача;

k_T - коефіцієнт теплопередачі.

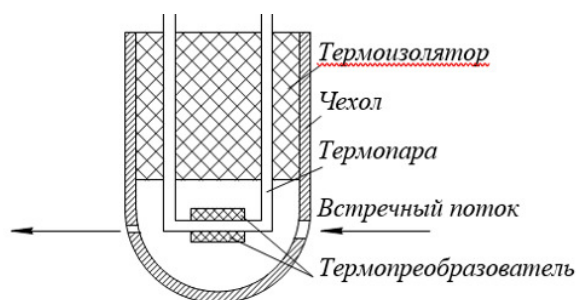


Рис.9 Камера гальмування.

Для зменшення динамічної похибки зменшують C , m і збільшують S , а також збільшують масу оточуючого повітря.

4.2 Електричні термометри опору.

Принцип дії заснований на залежності електричного опору провідників і напівпровідників від їх температури.

Залежність опору дротяного резистора R від температури в малому діапазоні зміни лінійна і описується рівнянням:

$$R = R_0(1 + \alpha\Delta t)$$

де R_0 - опір при $t^\circ = 0^\circ\text{C}$; α - температурний коефіцієнт опору; Δt - приріст T .

Найбільш часто для термометрів застосовується нікелева проволочка при вимірюванні t° рідин і газів. Вона має досить більший питомий опір і великий температурний коефіцієнт. Недолік - залежність ТКС від наявності домішок. Для зменшення цієї залежності, і також для забезпечення взаємозамінності, послідовно з резистором з нікелю включають резистор з манганіну з малим ТКС. В цьому випадку:

$$\alpha_{\text{ТП}} = \alpha \frac{R_0}{R_0 + R_M}$$

Вочевидь, що $\alpha_{\text{ТП}} < \alpha$.

Для більш стабільних термометрів застосовують платиновий дріт.

У напівпровідникових терморезисторами (ПТР) залежність опору від температури описується рівнянням:

$$R = Ae^{\frac{B}{T}}$$

де T - абсолютна термодинамічна температура; A , B - коефіцієнти, що залежать від матеріалу і розмірів ПТР. Розглянемо електричні схеми деяких типів термометрів. Наприклад, уніфікований електричний термометр ТУЕ-48, включений за схемою подвійного моста постійного струму, розглянутого раніше. Призначений для вимірювання температури рідин і газів рис.10. Технічні дані: $T_{\text{изм}}^\circ = -70^\circ \dots +150^\circ\text{C}$, $\tau = 3 \text{ с}$, похибки на ділянці від 40°C до $+130^\circ\text{C}$ не перевищує $\pm 3\%$. Термометр з напівпровідниковими термперетворювачами і неврівноваженим чотириплічним мостом постійного струму з використанням магнітоелектричного логометра, схема якого наведена на рис.11, призначений для вимірювання температури рідин і газів. $T_{\text{изм}}^\circ =$ від 0°C до $+120^\circ\text{C}$. Похибка $\pm 2^\circ\text{C}$. Аналогічну схему включення мають інші термометри даного типу, наприклад ТНВ-15, ТНВ-1, що застосовуються для вимірювання температури зовнішнього повітря.

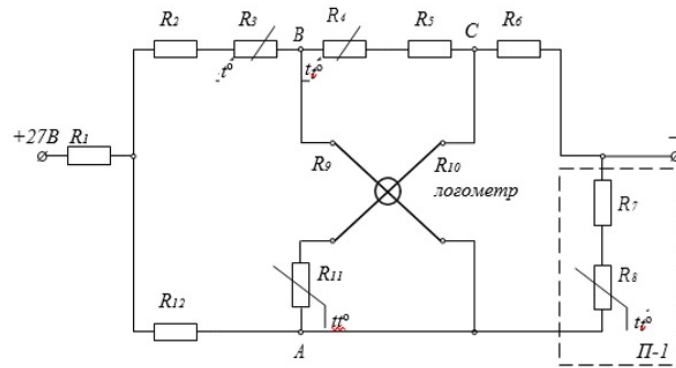


Рис.10 Електричний уніфікований термометр ТУЕ-48.

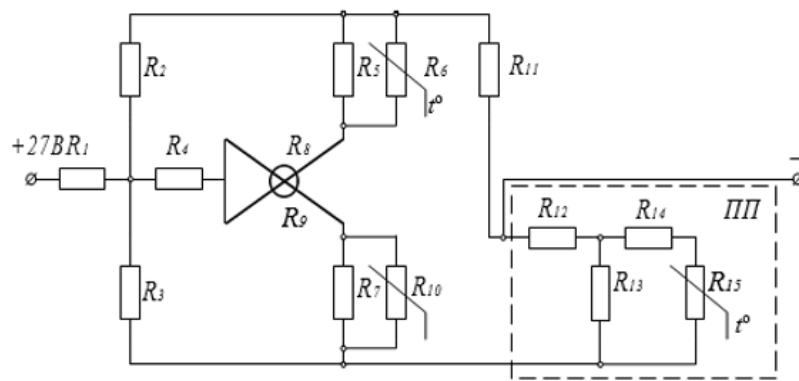


Рис.11 Термометр з напівпровідниковим термо-перетворювачем.

4.3 Термоелектричні термометри

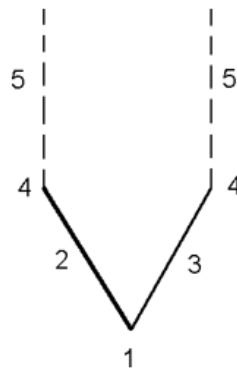


Рис. 12 Схема термопары

1- «гарячий» спай (робочий); 2- позитивний термоелектроди; 3- негативний термоелектроди; 4- «холодні» кінці (вільні); 5- компенсаційні дроти.

Для технічних вимірювань застосовують термопари з наступних матеріалів:

1. ТХК - термопара хромель - копель, межі вимірювання від $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+600\text{ }^{\circ}\text{C}$ (короткочасно $800\text{ }^{\circ}\text{C}$);
2. ТХА - термопара хромель - алюмель, від $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+1000\text{ }^{\circ}\text{C}$ (короткочасно $1300\text{ }^{\circ}\text{C}$);
3. ТПП - термопара платінародій - платина від $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+1300\text{ }^{\circ}\text{C}$ (короткочасно $1600\text{ }^{\circ}\text{C}$);
4. ТПР - термопара платінародій від $+300\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+1600\text{ }^{\circ}\text{C}$ (короткочасно $+1800\text{ }^{\circ}\text{C}$);
5. ТВР - термопара вольфрам - реній (до $2300\text{ }^{\circ}\text{C}$)

Градування термопар: Гр. ХК; Гр. ХА; Гр. ПП; Гр. ПР 30/6; Гр. ВР 5/20.

Позитивним є електрод, матеріал якого стоїть першим в градуировке, негативним - другий.

Застосовуються при вимірюванні температури окремих силових частин і газових потоків, що випливають з реактивного сопла двигуна. Принцип дії заснований на ефекті виникнення термоелектро-рушійної сили ТЕРС в спаях двох провідників з різних матеріалів при наявності різниці температур місця з'єднання провідників і їх вільних кінців, один з яких є позитивний, а інший негативним. Залежність ТЕРС від t° описати досить важко, тому її представляють у вигляді таблиць і графіків.

В авіації застосовують спаї з електродів хромелю і Копель (ХК), хромелю і алюмелю (ХА), а також нікель-кобальтового сплаву і спеціального алюмелю (НК-СА), никелево-залізного сплаву і спеціального Копель (НЖ-СК).

Графік залежностей ТЕРС цих термопар від температури гарячого спая показаний нижче рис.13 Як правило, прилади складаються з термоперетворювача (термопари - однієї або декількох) і показує приладу. Всі вони поділяються на три групи:

- типу ТЦТ-9, ТЦТ-13, 2ТЦТ-43, що вимірюють температуру циліндрів;

- типу ТСТ-29, ТВГ-26, ТВГ-11, 2 ТВГ-411 і ін., Що вимірюють температуру об'єктів та швидких газів;
- типу ІТ-2 та ін., Що вимірюють t° газів, що виходять з реактивного сопла двигуна і турбін низького і високого тиску.

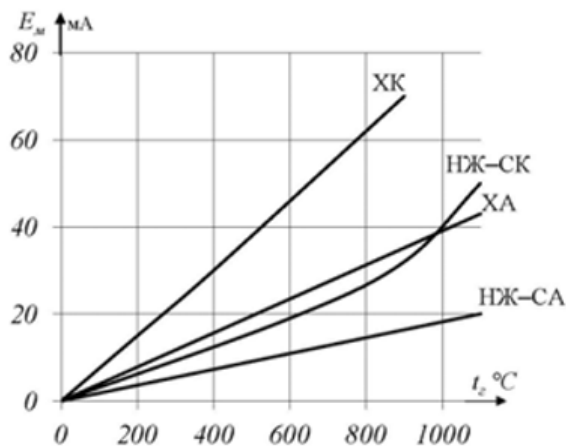


Рис.13 Графік залежності термо-ЕРС термопар від температури.

ЕРС вимірюється магніто-електричним мілівольтметром.

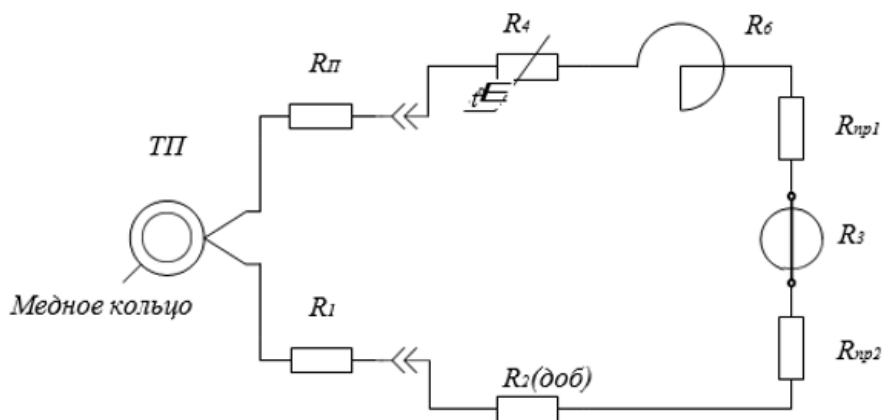


Рис. 14 Схема термометра с термо-перетворювачем.

Залежність кута α показань стрілки від різниці температур гарячого і холодного спаїв розраховується за формулою:

$$\alpha = \frac{kB}{C} \frac{E_{ХК}(t_2) - E_{ХК}(t_1)}{R_T + R_P + R_1 + R_2 + R_3 + R_{нр} + R_6 + R_4}$$

Де k - коефіцієнт залежний від конструкції мілівольметра

B - магнітна індукція

C - жорсткість протидіючих пружин

- опір противодіючих пружин

- опір проводів та термопари

- електричний опір біметалічного коректора

- опір підгіного резистора

- опір додаткового резистора

- опір рамки та терморезистора

-термо-ЕДС в прохолодному та гарячому спаях.

В даний час у всьому світі широкого поширення набули термоелектричні перетворювачі, що виготовляються з термопарного кабелю. Він являє собою гнучку металеву трубку з розташованими всередині однією або двома парами термоелектродів, розташованими паралельно один одному. Простір навколо термоелектродів заповнене сильно ущільненою дрібнодисперсною мінеральною ізоляцією.

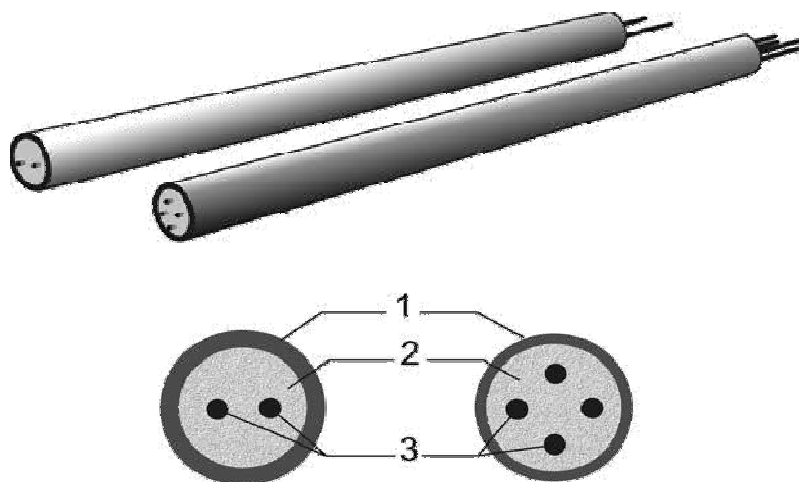


Рис. 15 Термопарний кабель з однією або двома парами термоелектродів:
1 - оболонка кабелю; 2 - мінеральна ізоляція (MgO); 3 – термоелектроди.

4.4 Біметалічні термометри

Принцип дії заснований на використанні різниці коефіцієнту лінійного розширення двох різнорідних матеріалів. Чутливий елемент зазвичай має форму гвинтової або спіральної біметалічної пластини, виготовленої зі сталі ($\alpha_1 = 19 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$) і інвара ($\alpha_2 = 1 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$). На рис. 16 і 17 зображені біметалічні термометри. Застосовуються в кабіні екіпажу і салоні для вимірювання t° повітря (ТВ-45), t° зовнішнього повітря (ТНВ-45) за бортом гвинтокрилів, в якості датчиків в системах регулювання. Діапазон вимірювання від -60 до $+70^\circ\text{C}$. Похибки $\pm (1 \div 3) ^\circ\text{C}$.



Рис. 16 Біметалічний термометр у виді гвинтової пластини.

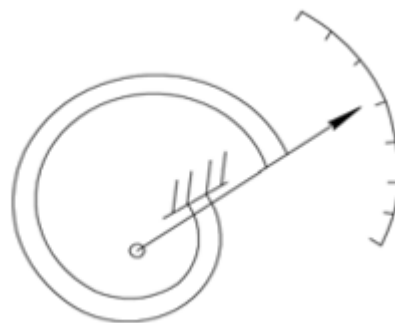


Рис. 17 Біметалічний термометр у виді спіралі.

Переваги - простота і надійність.

Недолік - значна інерційність (до 6 хвилин).

4.5 Похибки термометрів

Всі термометри мають методичну, динамічну та інструментальну похибки. Методична похибка виникає через різницю температур термо-перетворювача і вимірюваного середовища. У термометрах опору похибка виникає від нагрівання протікаючим струмом по теплочутливому елементу вимірювальної схеми, а також від мінливості напруги живлення. У термоелектричних термометрах вона виникає через зміни температури холодних кінців термопари, появи паразитних ТЕДС в місцях з'єднання провідників з різнорідних матеріалів, а також через неповного гальмування газу в термометрах вихідних газів. Для зменшення методичних похибок в термоелектричних термометрах застосовують біметалеві коректори, електричні компенсатори, спеціальні дроти, а також включення в схему термочувливих резисторів, включення терморезисторів по трьохпроводниковій схемі і т.д. У цьому випадку опір двох проводів, що з'єднують терморегулятор з мостовою схемою, включається в два суміжних плеча рис. 18.

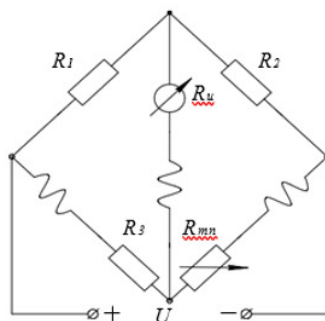


Рис. 18 Схема включення терморезисторів по трьохпроводниковій схемі.

Крім того, виникають похибки від гистерезиса, тертя і других причин. Тому в процесі експлуатації термометри проходять періодичну перевірку. Динамічна похибка характеризується постійною часу τ термометра і залежить від багатьох причин. Для її зменшення в приймачах встановлюють бронзові посріблені пластини (для більш швидкої теплопередачі), термопари кріплять до мідного кільця, зменшують обсяг камер гальмування при вимірюванні температури газів. В середньому τ для термометрів застосовуються в авіації дорівнює 2-3с.

РОЗДІЛ 5. АВІАЦІЙНІ ДАТЧИКИ І ПРИСТРОЇ, ПРИЗНАЧЕНІ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ ГАЗУ ГТД.

Температура газу перед турбіною і після робочих лопаток є одним з найважливіших параметрів, що характеризують тягу двигуна і його теплонавантаженість. Збільшення температури газу перед турбіною призводить до суттєвого підвищення економічності (ГТД), різкого зростання питомої потужності, зменшення ваги і габаритів двигуна. З ростом температури збільшується питома тяга авіаційних ГТД. Темпи зростання температури газів обмежені необхідністю експлуатації гарячих елементів конструкцій двигуна при температурі, що забезпечує тривалу міцність. Найбільш теплонавантаженими вузлами двигуна є робочі лопатки. Для створення і експлуатації високотемпературних двигунів з граничними характеристиками необхідна наявність апаратури для вимірювання температури робочих лопаток в стендових умовах, а також її підтримки на заданому рівню з високою точністю, при експлуатації ГТД на борту літального апарату. Наявність методу і апаратури для точного вимірювання температури робочих лопаток ГТД дозволить вирішувати ряд завдань щодо вдосконалення двигунів при їх проектування, а також поліпшити їх характеристики при експлуатації. Існують різні методи оцінки температури робочих лопаток: застосування термоіндикаторів, кабельних і плівкових термопар.

За способами призначення термометри авіаційних двигунів можна розділити на наступні основні види, що відрізняються діапазонами вимірювання:

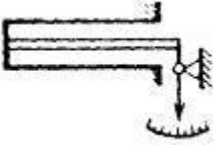
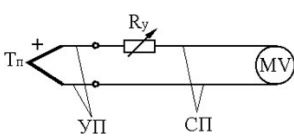
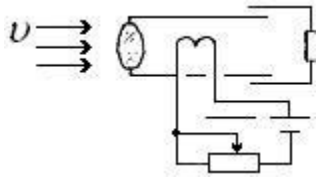
- a) термометри для вимірювання температури вихідних газів в газотурбінних двигунах з верхньою межею вимірювання до 900-2500 ° С;
- b) термометри для вимірювання температури головок циліндрів поршневих двигунів до 350 ° С;

НАУ. 21. 12 .55 000 ПЗ				
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дат</i>
<i>Розроб.</i>		Роцинв.О.		
<i>Перевір.</i>		Дивнич М.П.		
<i>Реценз.</i>				
<i>Н. Контр.</i>		Дивнич М.П.		
<i>Затверд.</i>		Тачиніна О.М.		
АВІАЦІЙНІ ДАТЧИКИ І ПРИСТРОЇ, ПРИЗНАЧЕНІ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ ГАЗУ ГТД.				
		<i>Літ.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
			29	60
ФАЕТ- 401 гр.				

с) термометри для вимірювання температури масла, води, повітря до 150 ° С.

За вимірюваними показниками даних термометрів оцінюють тепловий стан двигуна. Будь-який двигун розвиває номінальну потужність (тягу) тільки при деякій певній температурі. При температурі нижче встановленої, двигун переохолоджується і велика частина теплової енергії буде витрачатися не на корисну роботу, а на нагрів деталей двигуна. У перегрітих двигунів погіршується мастило, збільшується знос деталей, що труться, все це призводить до втрати потужності (тяги), а іноді до виходу двигуна з ладу, пожежі. Для підтримки номінальної температури двигунів встановлюються спеціальні механізми і системи, що дозволяють автоматично регулювати температуру масла і газів. У Таблиці 1 представлені основні термометри, що використовуються для вимірювання температури газу за турбіною, а також залежність від типу використання датчика та діапазону температур (Таблиця 1).

Таблиця 1

Значення термометра	Принцип дії	Принципова схема	Діапазон °С
Дилатометричний	Заснований на тепловому розширенні різних тіл		від - 60 до + 900
Термоелектричний термометр	Заснований на залежності терморухлиної сили термопари від температури		від - 260 до + 2500
Пірометр	Заснований на залежності теплового електромагнітного випромінювання тіла від його температури.		від 600 та більше

Пірометри - це прилади для вимірювання температури безконтактним методом.

Вони бувають двох типів:

- 1) пірометри яскравості - вимірюють яскравість нагрітого тіла у вузькому діапазоні довжин хвиль випромінювання;
- 2) пірометри випромінювання - вимірюють температуру по тепловій дії випромінювання розжареного тіла у всьому діапазоні довжин хвиль.

Пірометри випромінювання призначені для безконтактного вимірювання температури по тепловому випромінюванню нагрітих тіл.

Дія радіаційного пірометра засноване на вимірі всієї енергії випромінювання нагрітого тіла. Промені від нагрітого тіла об'єктивом фокусуються на зачерненій платівці і нагрівають її. Температура пластинки при цьому змінюється пропорційно енергії випромінювання, яка залежить від вимірюваної температури. Для вимірювання температури пластинки зазвичай застосовують батарею послідовно включених термопар, ЕРС якої може бути виміряна мілівольтметром або потенціометром.

Радіаційні пірометри застосовують для вимірювання температур від 100 до 2500 °С. У комплект пірометра входять телескоп, вимірювальний прилад і допоміжне обладнання, призначене для захисту телескопа від впливу вимірюваного середовища (кіптяви, пилу, високої навколишньої температури).

При вимірюванні температури до 1800°C датчиком температури є термопара. При зміні температури середовища ЕРС термопари змінюється. Термопара підключена до входу перетворювача НП-ТЛ (нормуючий перетворювач що працює з термопарою, лінеаризаційний). Перетворювач НП-ТЛ змінює ЕРС термопари перетворює у сигнал постійного струму від 0 до 5 мА. З виходу НП-ТЛ сигнал надходить на вхід перетворювача, далі обробка сигналу відбувається так само, як і в випадку з термометром опору.

Останнім часом популярність набирають інтелектуальні перетворювачі температури на зразок датчиків серії Метран-280.



Рис. 19 Термопара Метран 280

Перетворювачі температури (ПТ) Метран 280 призначені для точних вимірювань температури у складі автоматизованих систем управління технологічними процесами (АСУ ТП). Первинні перетворювачі: Pt100 з можливістю вимірювання температури до 500°C ; ТХА (К) з можливістю вимірювання температури до 1000°C ; ТНН (N) з можливістю вимірювання температури до 1200°C .

Конструктивно ПТ Метран 280 складається з первинного перетворювача та електронного перетворювача (ЕП), вбудованого в корпус сполучної головки. В якості первинного термо-перетворювача в Метран 281 використовуються чутливі елементи з термопарного кабелю з номінальною статичною характеристикою (НСХ) типу К; в Метран 286 - платинові резистивні чутливі елементи з НСХ типу Pt100, в Метран 288 - чутливі елементи з термопарного кабелю з НСХ типу N. ЕП перетворює сигнал первинного перетворювача температури в уніфікований вихідний сигнал постійного струму 4-20 мА з накладеним на нього цифровим сигналом.

У термометрах типу ТВГ, ТСТ термопари з'єднуються електрично у одну термобатарей послідовно. У вимірювальних системах термоперетворювачі мають дві комбінації паралельно або паралельно - послідовно з'єднаних термоелектродів, при цьому одна група термоперетворювачів використовується безпосередньо для вимірювання температури, а інша - в якості датчика

регулятора температури. Зазначені способи з'єднання дозволяють отримати сумарну термо-ЕРС, пропорційну середньому значенню температури вихідних газів. З'єднання термо-перетворювачів здійснюється в сполучних коробках, розташованих в такому місці літака, де температура навколишнього середовища змінюється незначно і не перевищує 100 ° С.

Здвоєна термопара Т-99 має нероз'ємну конструкцію і складається з корпусу 1, термоелектродів 4, виконаних із сплавів хромелю (позитивні) і алюмелю (негативні), і штуцера 9. У корпусі термопари, виготовленому з жароміцного сплаву, розміщені два незалежно працюючих термоелектродних спаїв 8, що знаходяться безпосередньо в газовому потоці. Камера гальмування 6 має два вхідні отвори 5 діаметром 3 мм і один вихідний отвір 7 діаметром 4 мм, що дозволяє отримати усереднену температуру по висоті термопари. Штуцер 9 запресований і припаяний до корпусу 1 термопари.

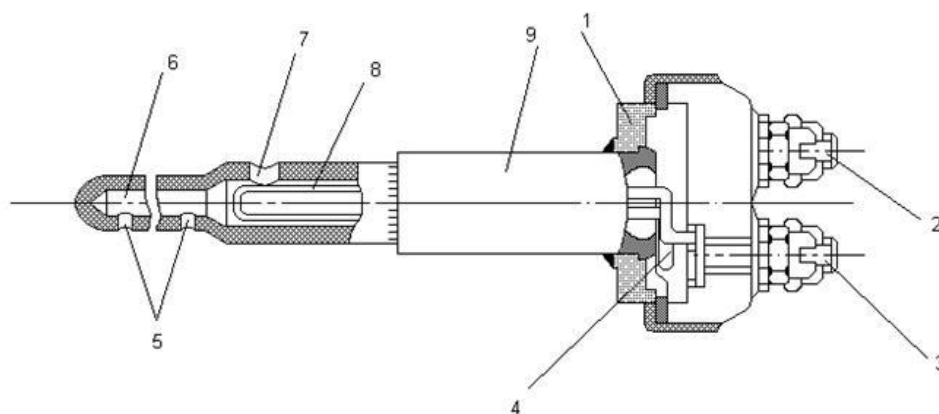


Рис.20 Термопара Т - 99: 1 - корпус; 2,3 - контактні гвинти; 4 - термоелектроди;
1 - вхідні отвори; 6 - камера гальмування; 7 - вихідний отвір;
2 - термоелектродний спай; 9 – штуцер.

Термоелектроди 4 приварені до контактних гвинтів 2 і 3. Термопари з'єднують в термобатарей з 12 паралельно включених термопар і підключають до показчика сполучними проводами з термо-матеріалу (хромелю і алюмелю). Для підгонки опору зовнішнього ланцюга термометра (включаючи термопари)

до величини $(7.5 + 0.1)$ Ом при температурі $+20^{\circ}\text{C}$ в штепсельним входом, відповідним до покажчика, впаяні додаткові опіри. Головка термопар витримує робочу температуру до $+200^{\circ}\text{C}$, граничну - до $+250^{\circ}\text{C}$.

Для термоелектричних термометрів типу ТВГ, ТЦТ, ТСТ характерно, що їх працездатність можна перевірити тільки при працюючих двигунах. При цьому швидкість зміни температури газу на перехідних режимах може досягати 500 K / с . Пірометри випромінювання призначені для безконтактного вимірювання температури по тепловому випромінюванню нагрітих тіл. Найбільш розповсюджені пірометри. Крім пірометрів, існують на даний момент струменеві системи вимірювання температури. Недоліком існуючих струменевих систем є невисока точність вимірювання, близько 5-10%.

Крім цього існують ще струнні системи вимірювання, в яких використовується струна з термостійкого матеріалу. Під впливом струменя проходження газу з турбіни відбувається коливання струни і за графіком залежності частоти коливань від температури дізнаються температуру газу за турбіною. Недоліком цього методу є виникнення довгих хвиль, які можуть негативно впливати на частоту коливань струни.

Всі ці датчики мають один суттєвий недолік: вони вимірюють температуру на сталих режимах роботи з мінімальною помилкою, однак на динамічних режимах роботи їх похибка дорівнює 0,5-1%, що є неприпустимим. Термопара, в свою чергу, вимірює температуру газу на виході ГТД в статиці близько до ідеальних значень.

Термопара являє собою спай з двох різнорідних металевих провідників (термоелектродів), які призначені для вимірювання температури в об'єкті

У Таблиці 2 наведено приклади термопар.

Таблиця 2

Код виробу	Основне призначення	Матеріал термоелектродів	Діапазон вимірювальних температур, °С	Особливості конструкції
ДТ-101	Вимірювання температури вихідних газів авіадвигунів	ХА (Хромель-алюмель)	Від -60 до +1200	-здвоєна термопара; -штуцер з мірою гальмування.
Т-9Д	Вимірювання температури вихідних газів авіадвигунів	ХА (Хромель-алюмель)	Від 0 до 1000	-штуцер з мірою гальмування.
Т-80-Т	Вимірювання температури вихідних газів авіадвигунів	ХА (Хромель-алюмель)	Від 0 до 1250	-здвоєна термопара; -штуцер з мірою гальмування.
Т-99-1	Вимірювання температури вихідних газів авіадвигунів	НК-СА (Нікель-копель-спеціальний алюмель)	Від 300 до 900	-здвоєна термопара; -штуцер з мірою гальмування.

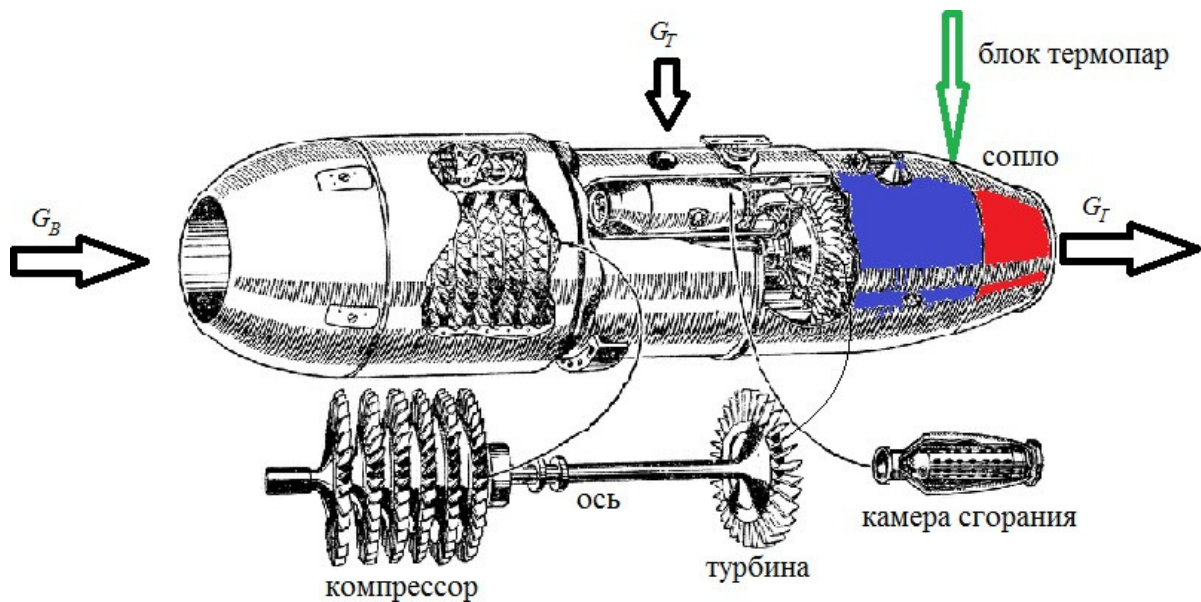


Рис. 21 Розташування термопар у газотурбінному двигуні

5.1 Особливості побудови вимірювачів температури газу в ГТД на основі термопар.

Розподіл температур як перед турбіною, так і за турбіною нерівномірно як по радіусу, так і по колу.

Величина нерівномірності поля температур становить 100-200 градусів. Нерівномірність поля температур пояснюється багатьма причинами: нерівномірною подачею палива через форсунки, нерівномірним полем швидкостей повітря, що виходить з компресора, відхиленням від нормального процесу горіння. Величина нерівномірності змінюється в залежності від режиму роботи двигуна.

Відзначається також нерегулярність поля температур газу, тобто в одній і тій же точці вимірювання ,при незмінному режимі роботи двигуна, температура газу в часі змінюється за довільним законом. Це описується непостійною подачею палива в двигун і великою турбулентністю потоку повітря.

Таким чином, виміряти справжню температуру газу в двигуні дуже важко і здійснити це можна лише наближено. Тому зазвичай замість локальної вимірюють середньо вагову, усереднену температуру.

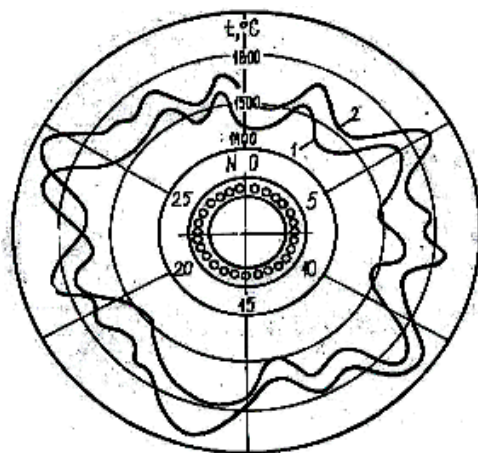


Рис.22 Розподіл температур в перетині двигуна.

Для вимірювання температури можуть використовуватися як прямі, так і непрямі методи вимірювання температури.

У зв'язку з певними труднощами виміру температури газу перед турбіною T_3^* , зумовленими її високим значенням, порівняно великою нерівномірністю, а також можливістю пошкодження лопаток в разі руйнування термопар, зазвичай використовується вимір температури газу за турбіною T^* . Температура T^* легше вимірюється внаслідок більш високої швидкості газу, яка зумовлює більшого значення коефіцієнта тепловіддачі від газу до спаю, меншою нерівномірності і нижчого (на 200 ~ 300 градусів) її значення. Однак температура T^* однозначно визначає температуру T_3^* і, отже, тепловий стан вузла турбіни тільки при постійних значеннях ступеня зниження тиску газу на турбіні (π^*) і її ККД (η_T), при заданій частоті обертання ротора двигуна (n).

За способом отримання інформації ІКС поділяються на системи з безпосереднім отриманням інформації по основним параметром (прямі) і отриманням інформації по непрямим параметрах.

Прямі методи вимірювання передбачають використання датчиків температури, в якості яких зазвичай використовуються термопари. Проблеми проектування таких датчиків пов'язані з вибором жаростійких матеріалів і

зменшенням розмірів для відповідного зниження інерційності датчика. При цьому необхідно використання коригуючої пристрої, що компенсують інерційність термопар.

Непрямі методи вимірювання температури газу ще називають методом синтезу температури. Синтез температури полягає у вимірі різних параметрів ГТД, наприклад, частот обертання двигуна і їх похідних, і у визначенні на основі цих даних температури газу за допомогою швидкодіючих обчислювачів. Цьому методу характерні статичні похибки реалізації моделі ГТД по температурі газу. Вочевидь, що при побудові вимірювачів температури газу можлива комбінація цих методів вимірювання.

Розглянемо основні принципи побудови вимірювачів температури газу ГТД на основі термопари. Термопару можна розглядати як інерційну ланку, її передавальна функція:

$$W_{\text{тер}}(p) = \frac{K}{T_{\text{Т}}p + 1}$$

Зі зміною режиму роботи ГТД і умов польоту стала часу термопари $T_{\text{тер}}$ змінюється відповідно до зміни витрати обтікаючого її газу $G_{\text{Г}}$.

$$T_{\text{тер}} = T_{\text{терр}} \left(\frac{G_{\text{Гр}}}{G_{\text{Г}}} \right)^{0.5}$$

Де $T_{\text{тер}}$ та $G_{\text{Гр}}$ – Розрахункові значення.

Для звичайних екранованих термопар з протокою газу, що встановлюються на ГТД, стала часу в стартових умовах знаходиться в межах (1,5 ... 4) с.

Для компенсації динамічної похибки термопари, в ланцюг вимірювання після термопари необхідно ввести послідовну коригуючу ланку з передавальною функцією.

$$W_{\text{к}}(p) = K_{\text{к}} \frac{T_{\text{к}}p + 1}{\tau_{\text{к}}p + 1}$$

Де $\tau_{\text{к}} \ll T_{\text{к}}$.

Тоді передавальна функція виміру температури.

$$W_{\text{и}}(p) = W_{\text{тер}}(p)W_{\text{к}}(p) = \frac{K_{\text{и}}(T_{\text{к}}p + 1)}{(T_{\text{тер}}p + 1)(\tau_{\text{к}}p + 1)}$$

Де $K_{\text{и}} = K_{\text{тер}}K_{\text{к}}$.

Компенсація динамічної похибки термопарі здійснюється тоді, коли

$$T_{\text{к}} = T_{\text{тер}}$$

Тобто, стала часу коригуючої ланки дорівнює сталій часу термопарі.

Якщо умова не виконується, то буде або недокомпенсація $T_{\text{к}} < T_{\text{тер}}$, або перекомпенсація $T_{\text{к}} > T_{\text{тер}}$ рис.23

Виконання умови на різних режимах ГТД і при різних умовах польоту можливо тільки за рахунок зміни $T_{\text{к}}$ у самоналаштувувачу вимірювачі температури.

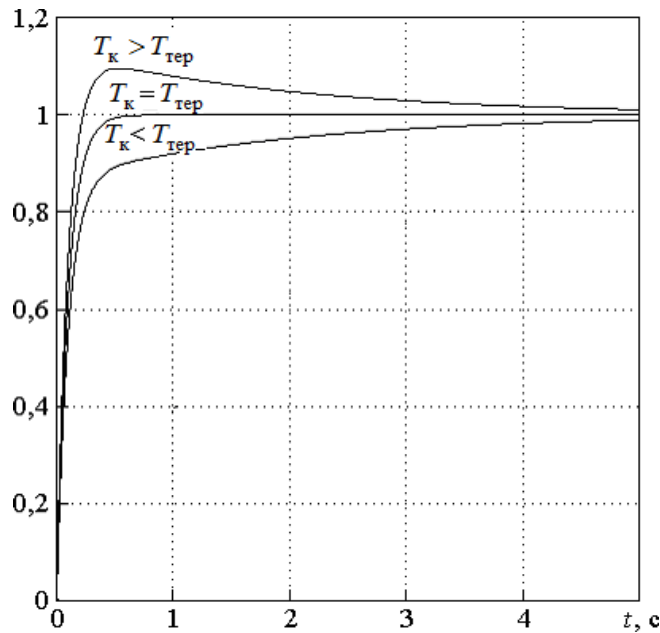


Рис.23 Перехідні процеси у вимірювачі температури.

При $T_{\text{тер}} = 2$ с, $\tau = 0,1$ с.

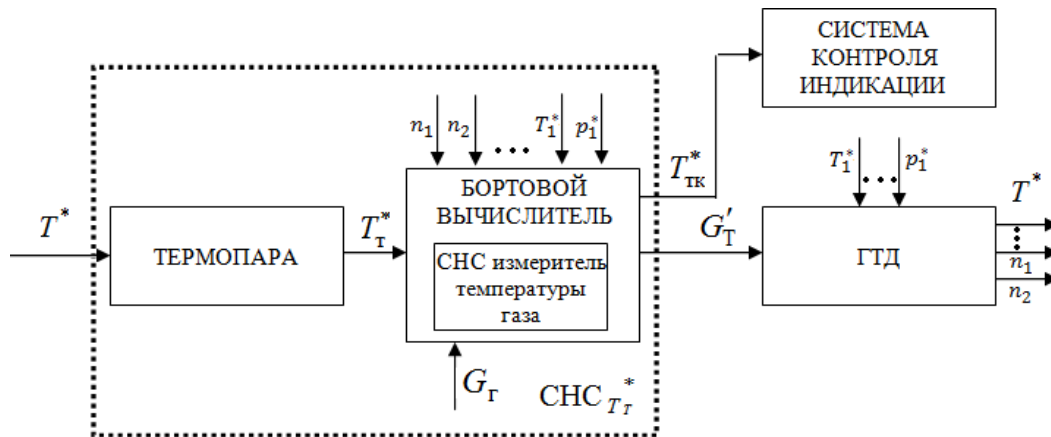


Рис.24 Загальна структура включення вимірювача температури газу в інформаційно-керуючій системі ГТД.

СНС - самоналаштувальна система

T_1^* - температура навколишнього середовища;

p_1^* - тиск навколишнього середовища;

n_1 - частота ротора обертання двигуна низького тиску;

n_2 - частота ротора обертання двигуна високого тиску;

G_T - величина витрати газу на виході з турбіни;

G'_T - величина витрати палива після обурення;

T_T^* - значення температури на виході термопари;

$T_{ТК}^*$ - значення температури на виході коригуючої ланки;

T^* - температура газу за турбіною.

5.2 Електричні пристрої обмеження температури газів за турбіною.

Система регулювання реалізує програму, яка визначається положенням важеля керування двигуном і статичним тиском навколишнього середовища. Обмеження температури ТГ здійснюється зміною витрати палива та переміщенні перепускної голки автомата дозування палива (АДП).

Регулятор перебудовується з затримками за часом для виключення пере регулювань в системі, можливих в наслідок великої сталої часу датчика температури. Система має висотну корекцію сигналом від датчика тиску, вимірюється настройка регулятора температури.

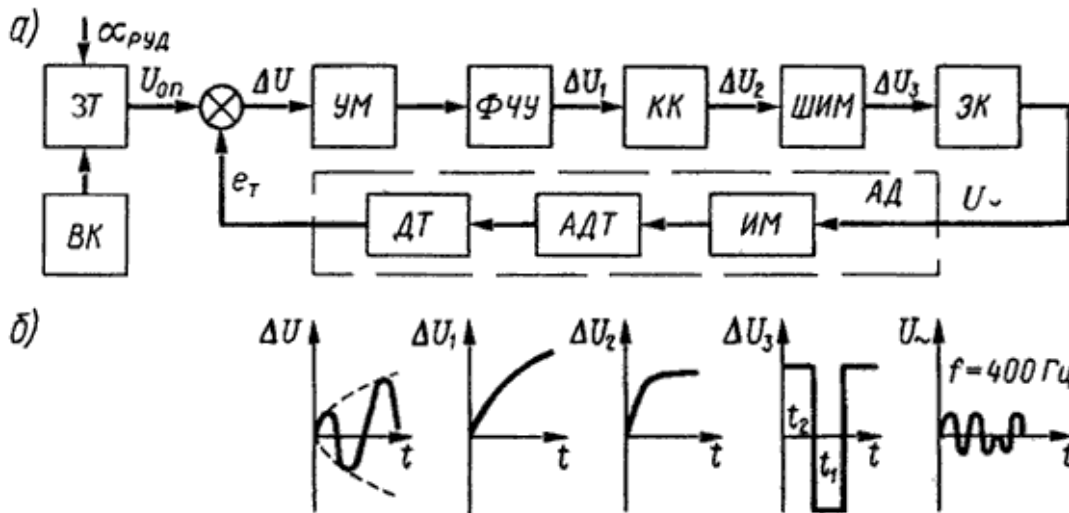


Рис.25 Схема регулятора температури (а) і вид сигналів управління (б):

ЗТ-датчик температури; ВК-висотний коректор; УМ-підсилювач; ФЧУ-фазочутливий підсилювач; КК-коригувальний контур; ШИМ-широкоімпульсний модулятор; ЕК-електроний ключ; ИМ-виконавчий механізм; АДТ-автомат дозування палива; ДТ-датчик температури.

Одним з важливих етапів процесу створення авіаційних газотурбінних двигунів є проведення їх випробувань на стендах ОКБ на заводі виробника, а також контроль в процесі експлуатації, в той же час проводяться льотні випробування. В процесі випробувань авіаційних ГТД вимірюється велика кількість параметрів в тому числі тиск і температура. Аналіз результатів вимірювань дозволяє оцінити робочий процес двигуна, визначити тепловий стан і напругу в елементах конструкції, при заводських випробуваннях серійних двигунів визначити відповідність двигуна заданим технічним умовам.

5.3 Канали вимірювання температури і тиску при випробуванні ГТД.

Сучасні методи вимірювання параметрів включають в себе широкий перелік різного устаткування, досить складного і об'ємного. Стендові випробування представляють собою складне обладнання, яке розміщується на великих площах і вимагають великих витрат ресурсів, а при льотних випробуваннях необхідний спрощений варіант вимірювання параметрів. В даному випадку використовується компактне обладнання, побудоване на базі мікропроцесора за спрощеною схемою.

Структурна схема системи вимірювання тиску і температури при випробуванні газотурбінного двигуна:

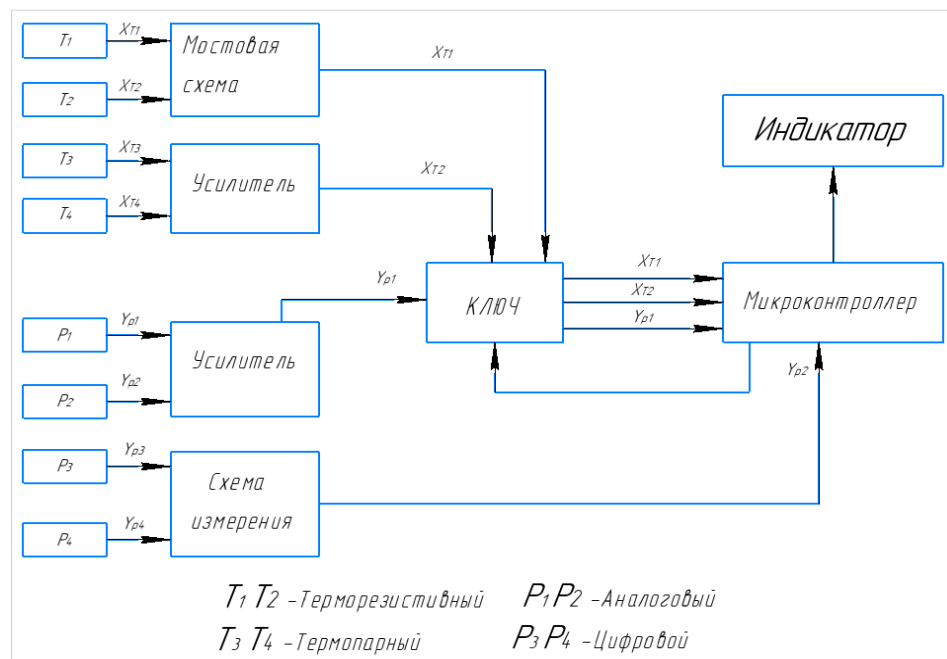


Рис.26 Структурна схема системи вимірювання тиску і температури при випробуванні газотурбінного двигуна.

Структурна схема складається з двох вимірювальних каналів:

-Тиску повітря (газів), рідин і сили постійного струму, відповідного значенням тиску;

-температури повітря (газів) і рідин, вимірювань термо-перетворювачів опору і опору постійному струму, відповідні значенням температури.

Датчики тиску і температури приймають сигнали, після чого сигнали потрапляють або на вимірювальну схему, або на підсилювач. Далі сигнали надходять на ключ, а цифровий сигнал на мікроконтролер, всі дані відображаються на індикаторі.

На відміну від стендових варіантів, де використовуються більш точні датчики, але великі за габаритами, такі як «МЕТРАН» .У цій системі використовуються більш компактні і спів мірні за точністю датчики, в тому числі використовуються штатні датчики.

У даній структурній схемі використовується датчик тиску МИДА-15, призначений для пропорційного перетворення надлишкового тиску, абсолютного тиску, і різниці тисків у вихідний сигнал у вигляді постійного струму, напруги постійного струму або цифровий сигнал інтерфейсу UART зі спеціальним протоколом обміну Mida або сигнал інтерфейсу RS485 з протоколом обміну на базі Modbus - протоколу або протоколом обміну Mida.

Датчик температури ТП-03М є терморезистивним перетворювачем і призначений для вимірювання температури робочого середовища.

Дана система вимірювання тиску і температури дозволяє проводити льотні випробування без використання габаритних датчиків вимірювання.

РОЗДІЛ 6. РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ ПРИСТРОЮ ВИМІРЮВАННЯ ТА АВТОМАТИЗАЦІЇ КОНТРОЛЮ ТЕМПЕРАТУРИ ТА ТИСКУ У АВІАДВИГУНІ.

ПРИЛАД ДЛЯ БАГАТОТОЧКОВОГО ВИМІРЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ

На цій схемі представлена функціональна схема приладу для багато точкового вимірювання температури та тиску у авіадвигуні.

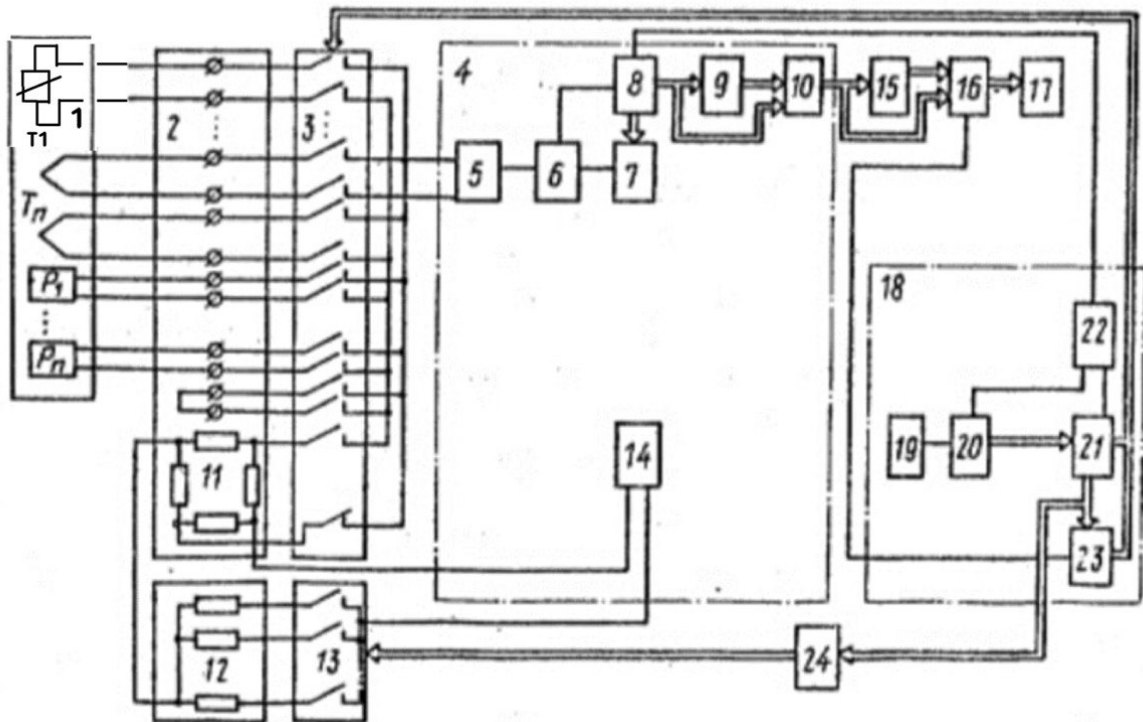


Рис. 27 Структурна схема пристрою вимірювання та автоматизації контролю температури та тиску у авіадвигуні.

НАУ. 21. 12 .55 000 ПЗ				
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат
Розроб.		РошинВ.О.		
Перевір.		Дивнич М.П.		
Реценз.				
Н. Контр.		Дивнич М.П.		
Затверд.		Тачиніна О.М.		
РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ ПРИСТРОЮ ВИМІРЮВАННЯ ТА АВТОМАТИЗАЦІЇ КОНТРОЛЮ ТЕМПЕРАТУРИ ТА ТИСКУ У АВІАДВИГУНІ.				
		Літ.	Аркуш	Аркуше
			45	60
ФАЕТ- 401 гр.				

Структурна схема складається з блоку 1 термодатчиків T1-Tn та датчиків тиску P1-Pn по числу точок контролю. Виходи термодатчиків та датчиків тиску розташовані в коробці 2 та підключені через комутатор 3 до входу АЦП 4 з автоматичною корекцією нуля. АЦП складеного з підсилювача 5 нуль-органа 6 цифроаналогового перетворювача 7 регістра послідовного приближення РПП 8 регістра пам'яті нуля 9 та лічильникам 10. У з'єднувальній коробці 2 розташований комплексний міст 11 з термометром опору увімкненим в один з його плечей. Діагональ живлення моста 11 через набір 12 резисторів та матрицю 13 ключів з'єднана з джерелом 14 живлення АЦП. Вимірювальна діагональ моста 11 через ключі нульового каналу комутатора 3 підключена паралельно входу АЦП 4, вихід якого через блок 15 лінійаризації з'єднаний з одним з входів мультиплектора 16 та з другим входом мультиплектора 16, вихід якого з'єднаний з блоком 17 індикації.

До складу приладу входить також блок управління 18. Він складається з генератора тактової частоти 19, лічильника дільника 20, дешифратора 21, схеми 22 запуску, блока 23 формування показника каналу тиску.

До складу приладу входить також блок 24 пам'яті. В момент включення кожного термодатчика, по сигналу блока керування 18 з блока пам'яті 24 береться число рівне ЕДС кожного термодатчика при температурі тестування. В результаті цього блок пам'яті 24 генерує сигнал включаючи відповідний ключ в матриці ключів 13. Через включений ключ резистор з набору резисторів 12 змінює вихідну напругу моста 11 у відповідності з результатами для даного термодатчика.

Вихідні сигнали термодатчиків та датчиків тиску підсилюються та нормуються підсилювачем 5. Напруга з виходу підсилювача 5 порівнюється нуль-органом 6 з набором зразкових напруг, генеруючих ЦАП7.

РПП 8 реалізує алгоритм порозрядної рівноваги вхідного сигналу. Після запуску РПП по черзі починає зі старшого включаються розряди ЦАП 7. По сигналу з виходу нуль-органа 6, РПП 8 залишаються увімкнутими ті розряди ЦАП вага яких існують у вхідному сигналі.

Сигнал запуску РПП 8, визначаючий момент початку перетворювача АЦП 4 виробляється блоком 18 керування.

Блок 18 керування працює наступним чином. З генератора 19 тактової частоти сигнал з частотою f_r поступає на лічильник дільника 20, який ділить f_r до частоти f_3 запуску РПП 8 та частоти f_k перемикання каналів. Частота f_3 запуску РПП 8 в 2 рази перевищує частоту f_k перемикання каналів. По сигналу з виходу лічильника дільника 20 схема 22 запуску двічі за період слідування імпульсів частоти f_k виробляє імпульсний сигнал збросу РПП 8 в нуль на початку порозрядної рівноваги. Вузол 23 ознаки каналу тиску у залежності від номера каналу перемикає на вихід мультиплексора коди з блоку лініалізації з АЦП. Код з мультиплексора фіксується блоком 17 індикації як істинний результат вимірювання.

В приладі досягнуто розширення функціональних можливостей за рахунок забезпечення багато точкового вимірювання тиску та температури. Застосування приладу зменшує затрати часу на вимірювання сигналів з датчиків тиску та температури, при цьому немає необхідності в створенні окремих приладів. Це досягається розширенням функціональних можливостей за рахунок одночасного вимірювання тиску та температури.

6.1 РОЗРАХУНОК ТЕРМОДАТЧИКА ОПОРУ.

Початкові дані для розрахунку:

а) заданий діапазон вимірювання температури. б) характеристика шкали вказівника. в) електрична схема приладу. г) допустима похибка.

Розрахунок датчика термометра опору з металевим перетворювачем .

1. Визначаємо опір з'єднувальної смуги з'єднуючого вказівника з датчиком

$$r_c = \frac{2L}{S} \text{ (Ом)}$$

Де r_c – опір з'єднувальної смуги

ρ – питомий опір матеріала провідника (Ом * м)

L – довжина одного з'єднувального провідника (м)

S – перетин провідника (m^2)

2. Визначаємо величину опору теплочутливого елемента .

Зміна опору теплочутливого елемента на величину r_c не повинна викликати похибки вимірювання, яка перевищує деяке значення ε . Орієнтовне значення опору теплочутливого елемента приймаємо рівним $R_{Q0} = \frac{r_c}{\varepsilon} \times 100 \text{ Ом}$

Де R_{Q0} - опір теплочутливого елемента при 20°C

ε – допустима похибка впливу смуги

Зазвичай R_{Q0} приймають в рамках 50-100 (Ом)

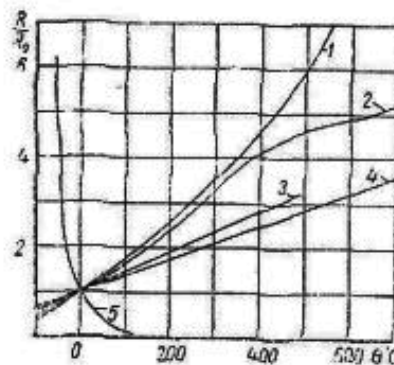


Рис.28 Залежність опору від температури металів

1.залізо, 2.нікель, 3.мідь, 4. платина, 5.термістор.

3. Значення опору датчика для будь-якого значення температури рис.28 в заданому діапазоні може бути розраховане по формулі

$$R_Q = R_{Q0} [1 + \alpha(Q - Q_0) + \beta(Q - Q_0)^2] \text{ (Ом)}$$

Значення коефіцієнтів α та β

для міді $\alpha = 4.26 \cdot 10^{-3} \text{ 1/градус}$. $\beta = 0$

Наведений коефіцієнт опору датчика розраховується $\alpha_{нд} = \frac{R_{Q0}}{R_{Q0} + R_M} \alpha_0$

Де R_M – опір з манганіла (Ом).

Наведений температурний коефіцієнт опору датчика менший за температурний коефіцієнт термо-опору через включення послідовно з ним опору з манганіла.

Опір з манганіла в існуючих конструкціях приймається рівним 25-30 Ом.

Для зберігання сталості початкового опору датчика R_{dQ0} та температурного коефіцієнта $\alpha_{нд}$ вибір опору R_{Q0} та R_m виконують формули :

$$R_{Q0} = R_{dQ0} \frac{\alpha_{нд}}{\alpha_Q}$$

$$R_m = R_{Q0} \left(\frac{\alpha_Q}{\alpha_{нд}} - 1 \right) \text{ або } R_m = R_{dQ0} - R_{Q0}$$

Розрахунок датчика термометра опору з напівпровідниковим перетворювачем.

Напівпровідникові термо-опори, маючи від'ємний температурний коефіцієнт опору в 5-10 разів більший в порівнянні з металами, все частіше знаходять застосування в якості теплочутливого елемента датчика. Однак з огляду на не лінійну залежності опору термістора від температури розкиду його характеристики, теплочутливі елементи підбирають по експериментальним даним, кривим рис.29 чи таблицям.

При застосуванні термістора зі стандартними вимірювальними схемами або вимірювальними механізмами необхідно враховувати, що для забезпечення повного відхилення стрілки лагометра плече R'_{dQ} , що містять термістор, в одному й тому ж діапазоні температур повинні мати туж кратність виміру опору що й стандартний датчик цього пристрою. Цю умову можна виконати включенням паралельно чи послідовно з термістором додаткових температуро стабільних опорів. Існують два види з'єднань додаткових опорів та термістора, які практично рівноцінні.

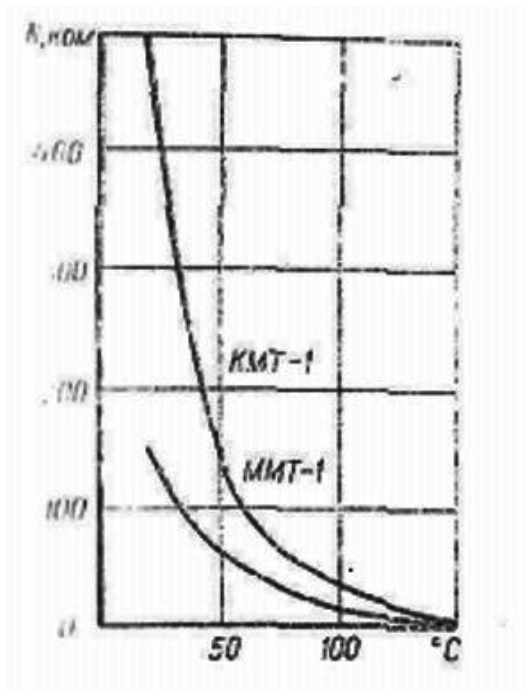


Рис. 29 Залежність опору від температури для термісторів

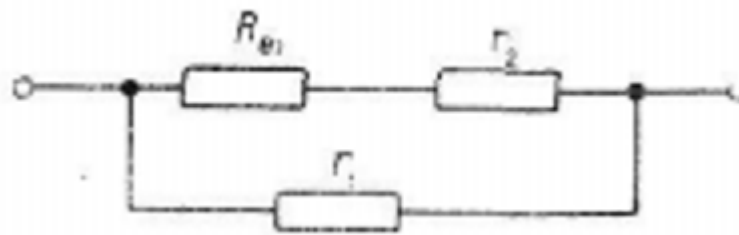


Рис.30 Послідовно-паралельна схема з'єднання термістора в датчику.

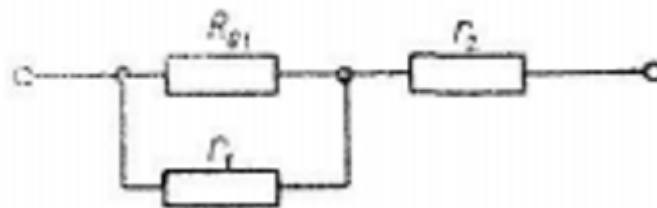


Рис . 31 Паралельно-послідовна схема з'єднання термістора в датчику.

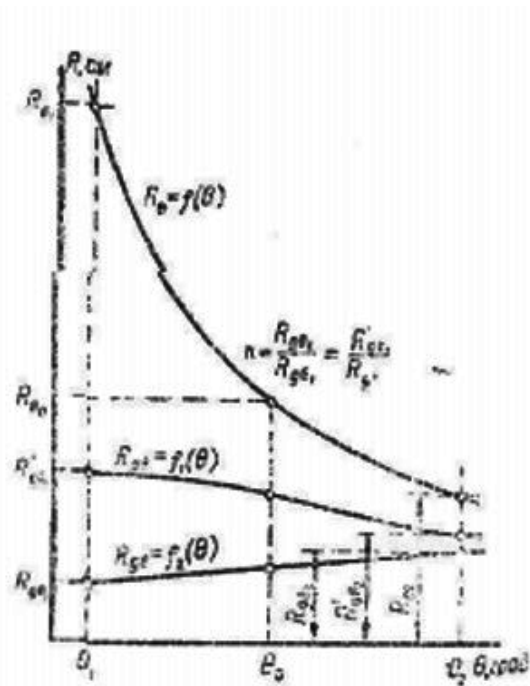


Рис. 32 Графічна побудова датчика з термістором

Виконаємо розрахунок додаткового опору в послідовно-паралельній схемі з'єднання термістора в датчику рис. 30

Визначаємо k – це кратність вимірювання опору стандартного датчика в заданому діапазоні температур $k = \frac{R_{ДQ2}}{R_{ДQ1}}$.

$$1. k = \frac{40}{5} = 8$$

$R_{ДQ1}, R_{ДQ2}$ – опір датчика термометра, що відповідає крайнім значенням діапазону вимірювання .

2. Визначаємо приріст опору термістора в заданому інтервалі температури

$$\Delta R_Q = R_{Q1} - R_{Q2} \text{ (Ом)}$$

$$\Delta R_Q = R_{Q1} - R_{Q2} = 75 - 10 = 65 \text{ Ом}$$

3. Визначаємо найменше значення опору датчика термометра при температурі Q_1

$$R'_{ДQ1} = \frac{k-1}{\Delta \sigma_q}$$

$$R'_{ДQ1} = \frac{k-1}{\Delta \sigma_q} = \frac{8-1}{\frac{13}{75}} = 40 \text{ (Ом)}$$

Де $\Delta\sigma_{Q1}$ – це приріст теплоплпроводності теплочутливого елементу датчика термістора.

$$\Delta\sigma_Q = \frac{1}{R_{Q2}} - \frac{1}{R_{Q1}}$$

$$\Delta\sigma_Q = \frac{1}{R_{Q2}} - \frac{1}{R_{Q1}} = 1/10 - 1/75 = 13/75$$

4. Визначаємо масштабний коефіцієнт $p = \frac{R'_{dQ1}}{R_{Q2}}$

$$p = \frac{R'_{dQ1}}{c} = \frac{40}{40} = 1$$

Де R_{dQ2} – це опір стандартного датчика при максимальній температурі Q_2

Величина p для збереження вимірювальної схеми повинна рівнятись одиниці, при $p > 1$ напругу живлення та номінальні опори вимірювальної схеми необхідно збільшити в (p) раз.

Якщо $p < 1$ його приймають рівним одиниці. В цьому випадку $R'_{dQ1} = R_{Q2}$

5. Визначаємо приріст опору датчика з терморезистором в якості термочутливого елемента в діапазоні температур Q_1, Q_2

$$\Delta R = R'_{dQ1} - R'_{dQ2} = R'_{dQ1} \frac{k-1}{k} = PR_{Q2} \frac{k-1}{k}$$

$$\Delta R = R'_{dQ1} \frac{k-1}{k} = 35 \text{ (Ом)}$$

6. Визначаємо додаткові опори r_1, r_2 для рис.30

$$r_1 = \frac{R_{Q1} + R_{Q2} + \Delta R + \sqrt{1 + \frac{4R_{Q1}R_{Q2}}{\Delta R_Q \Delta R}}}{2 \left(\frac{\Delta R_Q}{\Delta R} - 1 \right)} \text{ Ом;}$$

$$r_2 = \frac{1}{2} \left(R'_{dQ1} + R'_{dQ2} - \Delta R \sqrt{1 + \frac{4R_{Q1}R_{Q2}}{\Delta R_Q \Delta R}} \right) \text{ Ом;}$$

$$r_1 = \frac{75 + 10 + 35 + \sqrt{1 + \frac{4 \times 75 \times 10}{65 \times 35}}}{2 \left(\frac{65}{35} - 1 \right)} = 32 \text{ (Ом)}$$

$$r_2 = \frac{1}{2} \left(40 + 40 - 35 \sqrt{1 + \frac{4 \times 75 \times 10}{65 \times 35}} \right) = 13 \text{ (Ом)}$$

$$\text{де } R'_{\text{дQ2}} = PR_{\text{дQ1}} = 40$$

6.2 Розрахунок індуктивного датчика.

Недоліки потенціометричних перетворювачів зв'язані з зносом потенціометра, порушенням контактів при вібраціях, коливаннях вимірювального тиску та змінних температур, призвели до створення манометрів з індуктивними перетворювачами. Рис. 3

Вони застосовуються для вимірювання тиску в умовах підвищених температур та при значних пульсаціях вимірювального тиску з частотою до 700 Гц.

Манометри виготовляють з діапазоном вимірювання від 0-3кГ/см³ до 0-400 кГ/см³. В комплект приладу входять датчик, вказівник та з'єднувальні проводи.

Розрахунок датчика індуктивного манометра.

Для розрахунку електричних параметрів датчика необхідно знайти індуктивність його котушок, котрі визначають через проводимості повітряних проміжків. Точне визначання останніх представляє великі труднощі враховуючи трьохмірність електричного поля.

Розрахунок зробимо аналітичним методом, як найбільш суміжні в даному випадку.

Для цього магнітне поле в повітряному просторі розбиваємо на прості фігури, попередньо знаходячи всі геометричні розміри та зв'язуючи величини повітряних проміжків з величиною переміщення якоря X.

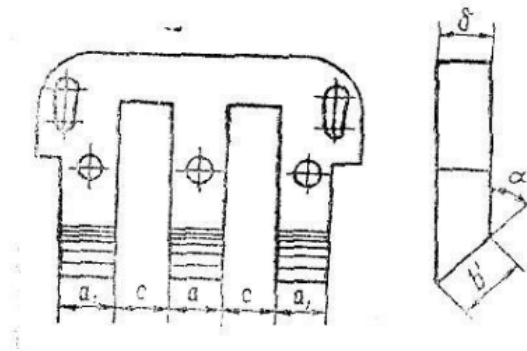


Рис.33 Магнітопровід індуктивного датчика

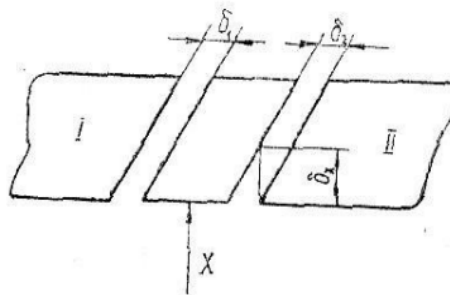


Рис.34 Форма перетину якоря з магнітопроводом індуктивного датчика

Форма та розмір одного з сердечників магнітної системи підтвержені на рис. 33, 34. Величина змінної якоря X рахується заданою $X = 0/0.6$ мм та рахується деформацією мембрани. Повітряний проміжок δ між нижнім сердечником та якорем при $X=0$ ($P=0$) може братися рівним 0.15 мм проміжок δ_1 між ним та якорем дорівнював також 0.15 мм.

При такій конструкції та розмірах магнітної системи, коли площа повітряного проміжку між якорем та сердечниками залишалась постійною, верхній сердечник потрібно підняти на висоту 0.6 мм відносно рівня нижнього сердечника.

Розглядаємо значення X від $X=0$ до $X = 0.6$ мм, знаходимо значення δ_1 та δ_2 Як бачимо з рис. 34 δ_1 та δ_2 зв'язані з X співвідношенням

$$\delta_2 = (\delta_x + X) \sin \alpha$$

Для $X=0$ $\delta x = \frac{\delta^2}{\sin \alpha}$ де α беруть рівним 45° .

Так як сердечники мають однакову конструкцію та розміри, досить визначити провідність повітряних проміжків між одним з сердечників та якорем. Дані для другого сердечника визначаємо з результату першого магнітопроводу.

Магнітний потік проходить не тільки крізь повітряний проріз між сердечником та якорем, але й поблизу нього та займає складну форму.

Об'єм по якому замикається магнітний потік розбивається на окремі фігури, розраховують їх провідності окремо а потім складають.

Провідність повітряного проміжку під середнім стрижнем сердечника:

1. Без обліку потоків випинання $G = \mu_0 \frac{ab'}{\delta}$

Де μ_0 - магнітна проникливість повітря .

Сумарна провідність середнього сердечника розраховується як сума всіх знайдених провідностей $G = \sum_{i=1}^n G_i$

Аналогічно знаходимо провідність повітряного проміжку під крайнім сердечником.

Провідність потоків розсіювання розраховується по формулі $G_{\text{раз}} = \mu_0 \frac{S_{\text{бок}}}{3c}$

Де $S_{\text{бок}}$ внутрішня бокова поверхність середнього стрижня займаного котушкою.

При побудові схеми заміщення у розрахунку величиною магнітного опору сталі G_2 можна знехтувати, вона дуже мала в порівнянні з опором повітряного проміжку G .

Так як довжина повітряного проміжку усіх стрижнів однакова а провідності повітряних проміжків крайніх стрижнів рівні то (рис.35) симетричний відносно точок a та b , тоді схему можна привести до виду рис.36.

Провідність по цій схемі буде дорівнювати:

$$G = \frac{G_1 * 2G_2}{G_1 + 2G_2}$$

З урахуванням потоків витоку схема заміщення приводиться до схеми рис.36в

Та її провідність буде дорівнювати : $G_0 = G_{\text{заг}} + 2G_{\text{вит}}$

Індуктивність котушок датчика вираховується по формулі :

$$L = \frac{w^2}{\frac{1}{\mu S} + \frac{2\delta}{\mu_0 S}}$$

$$L = \frac{1200^2}{\frac{1.5}{8.7 * 10^{-4} * \pi * 10^{-4}} + \frac{2 * 5 * 10^{-4}}{4\pi * 10^{-7} * \pi * 10^{-4}}} = 0.1 \text{ (Гн)}$$

Де $W = 1200$ - це число витків котушки

$$L = 1.5(\text{м})$$

$$\mu_{\text{ст}} = 8.7 * 10^{-4}(\text{Гн} * \text{м})$$

$$\mu_0 = 4\pi * 10^{-7}(\text{Гн} * \text{м})$$

$$S_{\text{вит}} = \pi * r^2 = 3.14 * 10^{-4}(\text{м})$$

δ – повітряний проміжок між якорями $\delta = 5 * 10^{-4}(\text{м})$

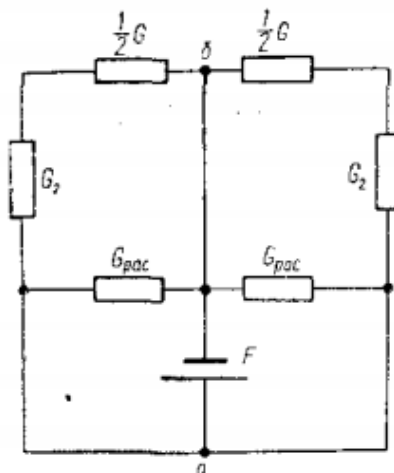


Рис.35 Схема заміщення по повітряним проміжкам.

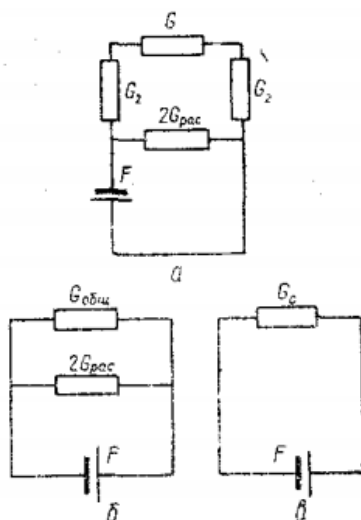


Рис. 36 Схема заміщення магнітного ланцюга.

В наведеній формулі:

$$\frac{L}{\mu_{ст}S} = R_M \quad - \text{магнітний опір сталі}$$

$$\frac{2\delta}{\mu_0 S} = R_{пн} \quad - \text{магнітний опір повітряного проміжку.}$$

По визначеним значенням індуктивності можна знайти реактивний опір котушок як функцію величини переміщення якоря X .

$$X_L = \omega L$$

$$X_L = 1200 \cdot 0.1 = 120 \text{ (Ом)}$$

Активний опір обмотки датчика може бути порохований по формулі :

$$r = \rho \frac{L_{сер} \omega}{q} = 780 \text{ (Ом)}$$

Де $L_{сер}$ середня довжина витка обмотки (знаходяться по геометричним розмірам котушки).

Знаючи індуктивний опір плечей моста ДІМ можна знайти значення струму в рамках вказівника ДІМ зібраного по схемі ЕДМУ.

Так як для роботи магнітно-електричного логометра необхідно постійний струм, в ланцюгу датчика розміщують діоди, які забезпечують однополуперіодне випрямлення змінного струму. При цьому, діючи значення випрямленого току в кожному плечі визначається значенням :

$$I_d = \frac{I_m}{2\sqrt{2}}.$$

$$I_m = \frac{U_m}{z}. \quad U_m = U\sqrt{2}.$$

При символічному методі розрахунку, величини струмів в рамках можуть бути отримані по аналогії з мостовою схемою ЕДМУ.

ВИСНОВОК

В першому розділі були розглянуті види та методи вимірювання температури та тиску.

В другому розділі були розглянуті методи і засоби та контролю тиску.

В третьому розділі були розглянуті авіаційні манометри, зокрема електромеханічні манометри, їх похибки та засоби компенсації похибок.

В четвертому розділі були розглянуті авіаційні термометри, особливості вимірювання температури на борту літака , схеми включення термометрів різних типів та їх похибки.

В п'ятому розділі були розглянуті авіаційні датчики та пристрої, призначені для вимірювання температури газу ГТД, зокрема термопари, пристрої обмеження температури газів за турбіною, розглянуті канали вимірювання температури та тиску під час випробувань ГТД.

В шостому розділі була розглянута й описана схема пристрою вимірювання та автоматизації контролю температури та тиску авіадвигунів. Розглянуто методи розрахунку термодатчика опору та метод розрахунку індуктивного датчику тиску.

В результаті роботи над дипломною роботою розглянуті методи та засоби контролю температури та тиску, зокрема в ГТД , принципові схеми вимірювання та способи компенсації похибок, зроблений розрахунок додаткових опорів в послідовно-паралельній схемі з'єднання термістора у датчику, зроблений розрахунок електричних параметрів індуктивного датчика тиску.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Автоматика управления авиационными двигателями: учебно-методическое пособие в 3 частях. Часть 2. Автоматические ограничители параметров двигателей, автоматизация процессов запуска и приемистости двигателя / сост.: А. И. Сидунов, Н. И. Пучко. – Минск: МГВАК, 2012. – 83 с.
2. Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов / В.И. Васильев, Ю.М. Гусев, А.И. Иванов и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
3. Агалакова, Л.М., Фрид, А.И., Шаймарданов Ф.А. Самонастраивающееся корректирующее устройство постоянной времени термопреобразователя // Контрольно-измерительная техника.-Львов: Изд. «Вища школа».-1983, №33.- С.93-98.
4. Добрянский, Г.В., Мартыанова Г.С. Динамика авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
5. Кудрявцев, А.В., Петунин, В.И., Шаймарданов, Ф.А. О повышении динамической точности определения температуры газов за турбиной газотурбинного двигателя // Методы и средства машинной диагностики газотурбинных двигателей и их элементов: Тез. докл. Всесоюз. науч. конф. Том 2. – Харьков, 1980. – С. 50-51.
6. Подкучаев, В. А. Теория автоматического управления (аналитические методы): учебник для вузов. М.:, 2011. 392 с.
7. Принципы построения и проектирования самонастраивающихся систем управления / Б.Н. Петров, В.Ю. Рутковский, И.Н. Крутова и др. – М.: Машиностроение, 1972. – 260 с.
8. Стенин В. А. Элементы систем контроля СЭУ.: учебное пособие 2008г. – 104с.
9. Р.К. Саффицлин. Основы автоматики и автоматизации процессов.: учебное пособие 2013г.- 187с.
10. В.В. Шершун Авиационные приборы и измерительные системы.: учебное пособие 1970г. -168с.

11.А.с. № 1649306 СССР; Устройство для многоточечного измерения температуры
/ В.М.Бейлин Н.А.Зенитова И.И.Кузнецова – № 4678230/10; Заявл. 18.04.89;
Опубл. 15.05.91. Бюл. № 18.