

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

**Кафедра авіоніки**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Павлова С.В.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2022 р

# **ДИПЛОМНА РОБОТА**

**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ**

**«БАКАЛАВР»**

**Тема: Датчики тиску системи повітряних сигналів літака**

**Виконавець:** Воробйов Кирило Сергійович

**Керівник:.** Чужа Олексій Олександрович

**Нормоконтролер:** Левківський Василь Васильович

**Київ 2022**

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ С.В. Павлова

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

## **ЗАВДАННЯ**

**на виконання дипломної роботи**

Воробйова Кирила Сергійовича

**1.Тема дипломного проекту:** «Датчики тиску системи повітряних сигналів літака» затверджена наказом ректора від «06» грудня 2021р. № 2658/ст.

**2.Термін виконання роботи:** з 10.01.2022 р. по 28.02.2022 р.

**3.Вихідні дані до роботи (проекту):**система повітряних сигналів, приймач повітряного тиску, приймач статичного тиску, барометричний висотомір, датчики тиску, інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів

**4.Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**  
Характеристика системи повітряних сигналів. Аналіз систем повітряних сигналів сучасних літаків. Датчики тиску системи повітряних сигналів. Напівпровідникові датчики тиску системи повітряних сигналів.

**5.Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу :**

Типова схема системи повітряних сигналів. Схема датчика приладової швидкості. Система ADIRS літака Боїнг-737. Система повітряних переметрів та інерціальної навігації (ADIRS) Airbus A320. Принципова схема живлення СПС. Конструктивна схема кремнієвого датчика тиску. Перспективний приймач повного тиску. Приймач статичного тиску. Приймач повітряного тиску «Smart Probe Air Data System»

## 6. Календарний план-графік

№ пп	Етапи виконання роботи	Термін виконання етапів	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури	10-17.01.2022	
2	Підготовка та написання розділу 1	18-24.01.2022	
3	Підготовка та написання розділу 2	25.01-01.02 2022	
4	Підготовка та написання розділу 3	02-07.02.2022	
5	Підготовка та написання розділу 4	08-14.02.2022	
6	Перевірка на плагіат, оформлення та отримання рецензії	15-18.02.2022	
7	Підготовка презентації та доповіді	19-22.02.2022	

8. Дата видачі завдання «10» січня 2022 р.

9. Керівник дипломної роботи

Чужа О.О.

Завдання прийняв до виконання

Воробйов К.С.

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи на тему «Датчики тиску системи повітряних сигналів літака»: \_\_\_\_ с., \_\_\_\_ рисунки, \_\_\_\_ таблиць, \_\_\_\_\_ використаних джерел.

СИСТЕМА ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ, ДАТЧИК ТИСКУ, МІКРОМЕХАНІЧНІ ДАТЧИКИ ТИСКУ, КРЕМНІЄВІ ДАТЧИКИ ТИСКУ, НАПІВПРОВІДНИКОВІ ДАТЧИКИ ТИСКУ, ПЕРСПЕКТИВНИЙ ПРИЙМАЧ ПОВНОГО ТИСКУ

**Об'єкт дослідження** – система повітряних сигналів літака.

**Предмет дослідження** – аналіз застосування мікромеханічних кремнієвих датчиків тиску перспективного приймача повітряних параметрів.

**Мета дипломного проекту** – удосконалення системи повітряних сигналів літака шляхом застосування перспективних датчиків повітряних параметрів на основі мікромеханічних кремнієвих датчиків тиску.

**Метод дослідження** – теорія інформації, статистичний аналіз.

Установлено, що застосування мікромеханічних кремнієвих датчиків тиску в якості датчиків системи повітряних сигналів дозволить: збільшити швидкодію системи, застосовувати програмне забезпечення для керування системою, компенсувати на програмному рівні вплив атмосферних явищ на процес вимірювання фізичних величин, на високому рівні виконувати взаємообмін інформацією системи повітряних сигналів з бортовими навігаційними системами, зменшити вагу системи, зменшити вплив інструментальних похибок властивих механічним та електромеханічним датчикам тиску.

Матеріали дипломної роботи рекомендуються використовувати при проведенні наукових досліджень, навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро.

Прогнозовані припущення щодо розвитку об'єкта дослідження – розробка та вдосконалення бортового обладнання авіоніки сучасного літака, а також розширення функціональних можливостей систем повітряних сигналів.

## ЗМІСТ

ВСТУП.....	
РОЗДІЛ 1. Характеристика системи повітряних сигналів.....	
1.1. Система повітряних сигналів.....	
1.2. Датчики висотно-швидкісних параметрів.....	
1.3. Приймачі повітряних тисків.....	
1.4. Датчики вимірювання висоти польоту.....	
1.5. Датчики вимірювання швидкості польоту.....	
1.5.1 Вимірювач повітряної швидкості.....	
1.5.2. Вимірювачі вертикальної швидкості.....	
1.5.3. Вимірювач Маха.....	
РОЗДІЛ 2. Аналіз систем повітряних сигналів сучасних літаків.....	
2.1. Система повітряних параметрів літака Боїнг-737NG.....	
2.2. Система повітряних параметрів літака Airbus A320.....	
1.3. Система повного та статичного тиску літака АН-148.....	
РОЗДІЛ 3. Датчики тиску системи повітряних сигналів.....	
3.1 Загальна характеристика датчика тиску.....	
3.2. Типи аерометричних датчиків тиску .....	
3.2.1. Потенціометричний датчик тиску.....	
3.2.2. Індуктивний датчик тиску.....	
3.2.3. Ємнісний датчик тиску.....	
3.2.4. Вібраційно-частотний датчик тиску.....	
3.2.5. Компенсаційний датчик тиску.....	
3.3. Похибки датчиків тиску.....	
3.4. Шляхи вдосконалення датчиків тиску.....	
РОЗДІЛ 4 Напівпровідникові датчики тиску системи повітряних сигналів...	
4.1.Напівпровідникові датчики тиску.....	
4.2. П'єзоелектричні датчики тиску.....	
4.2. Особливості роботи п'єзоелектричних датчиків.....	
4.3. Чутливі елементи мікромеханічних датчиків тиску.....	
4.4. Похибки кремнієвих датчиків тиску.	
4.5. Реалізація кремнієвих датчиків тиску в системі повітряних сигналів...	
ВИСНОВКИ.....	
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ**

ЛА- літальний апарат

СПС- система повітряних сигналів

ІК ВШП - інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів

ППТ - приймач повітряного тиску

ПСТ-приймач статичного тиску

ЧЕ - чутливий елемент

ОП – операційний підсилювач

НЛП - норма льотної придатності

ІКАО- міжнародна організація цивільної авіації

РЛЕ - регламент льотної експлуатації

МДТ- мікродатчики тиску

НП- напівпровідниковий перетворювач

ІПТ- інтегральний перетворювач тиску

## РОЗДІЛ 1

### ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ

#### 1.1. Система повітряних сигналів

Літаководіння на сучасних повітряних суднах здійснюється в основному в трьох режимах пілотування: в штурвальному (або ручному), напівавтоматичному (або директорному) та автоматичному.

Всі ці режими керування повітряним судном вимагають визначення параметрів польоту які характеризують його рух у повітряному просторі. З одного боку контроль цих параметрів необхідно здійснювати льотному екіпажу, з іншого, їх поточні значення необхідні системам та комплексам авіоніки літака, які допомагають пілоту у здійсненні літаководіння, наприклад автопілот або навігаційний обчислювач. Ця група параметрів польоту має назву пілотажно-навігаційних параметрів, а група обладнання яка в першу чергу потребує їх вимірювання на літаках називається пілотажно-навігаційне обладнання.

До пілотажно-навігаційних параметрів відносяться:

- $H_{\text{абс}}$ ,  $H_{\text{відн}}$ ,  $H_{\text{справ}}$  – абсолютна, відносна та справжня висоти;
- $V_{\text{справ}}$ ,  $V_{\text{прил}}$ ,  $V_{\text{шлях}}$ ,  $V_{\text{верт}}$  – справжня, приладна (індикаторна), шляхова та вертикальна швидкості;
- $M$  – число Маха,
- $L$  та  $Z$  – відповідно пройдена відстань та боковий знос;
- $\alpha$ ,  $\beta$  – кути атаки та сковзання;
- $n_x$ ,  $n_y$ ,  $n_z$  – повздовжнє, вертикальне (нормальне) та бокове перевантаження;
- $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  – кутові швидкості;
- $\varphi$ ,  $\psi$ ,  $\gamma$  – кути тангажу, курсу, крену та інші.

Пілотажно-навігаційні параметри відносяться до групи аварійних параметрів, що безпосередньо впливають на безпеку польотів. Так втрата висоти або швидкості можуть привести до „звалювання” літака. В таку ж саму ситуацію може потрапити ПС при перевищенні критичного значення кута атаки.

Всі, без винятку, параметри пілотажно-навігаційної групи реєструються бортовими пристроями реєстрації польотних даних, для подальшого збереження і використання, у разі потреби, для виявлення дійсних причин авіаційних подій.

Всі параметри пілотажно-навігаційної групи умовно можна поділити на висотно-швидкісні параметри та параметри просторового положення та руху ПС.

До вимірювачів висотно-швидкісних параметрів належать інформаційно-вимірювальні пристрої, які забезпечують членів льотного екіпажу та авіоніку ПС інформацією про поточні значення висоти, швидкості, числа Маха, кутів атаки та ковзання, величин прискорення, перевантаження та ін.

До вимірювачів просторового положення та руху ПС відносять інформаційно-вимірювальні пристрої, які забезпечують членів льотного екіпажу та авіоніку ПС інформацією про поточні значення кутового положення літака в повітряному просторі відносно заданої системи координат.

Вимірювачі висотно-швидкісних параметрів входять до складу Системи Повітряних Сигналів (СПС) і складаються із безпосередньо датчиків вимірювання повітряних параметрів та обчислювачів, які перетворюють інформацію від датчиків у сигнал заданого формату (аналоговий або цифровий) та подають його до індикації екіпажу та обладнання авіоніки.

Система повітряних сигналів призначена для видачі основної пілотажної інформації на показники контрольно-вимірювальних приладів в кабіні літака та на бортові системи. До впровадження системи повітряних сигналів на літаках встановлювались окремі датчики параметрів, сигналізатори та покажчики (Рис. 1.1). Система повітряних сигналів об'єднала всі датчики та покажчики в єдину ідеологію, відкинувши дублювання та неузгодження інформації.

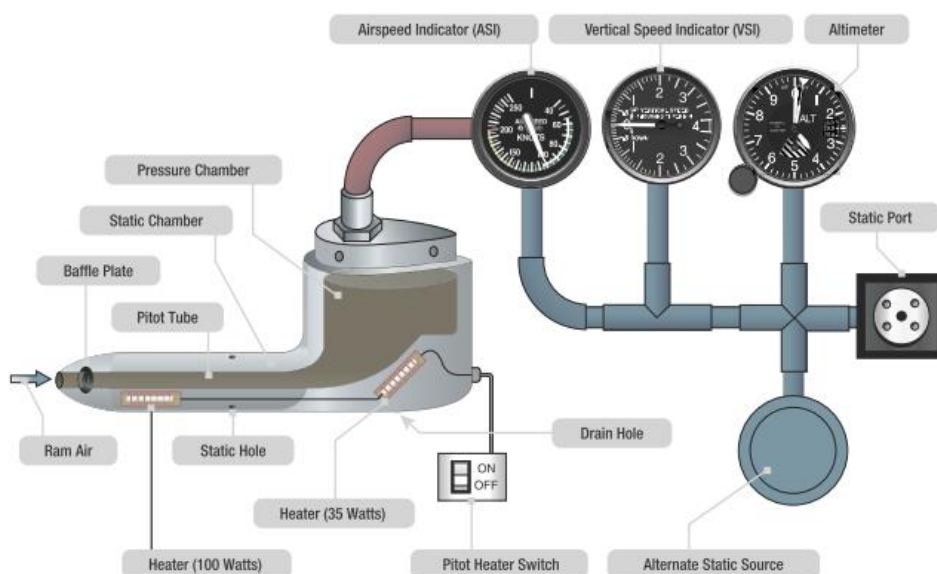


Рис. 1.1. Датчики та індикатори прямого вимірювання



Система повітряних сигналів – це автономна система, що складається з датчиків первинних аеродинамічних параметрів, обчислювача та показчиків. Вона визначає первинні величини, параметри руху та похідні від них.

До первинних величин СПС відносять: атмосферний (статичний) тиск, повний (динамічний) тиск, температура повітряного потоку, місцевий кут атаки, місцевий кут ковзання.

До параметрів руху ЛА, що обчислюється СПС, відносяться: приладова швидкість, дійсна швидкість, число  $M$ , вертикальна швидкість, дійсний кут атаки, дійсний кут ковзання, температура повітряного потоку [1].

На початковому етапі розвитку СПС працювали на аналоговому принципі обробки інформації. Прикладом таких систем є СВС-72 («Система воздушных сигналов» - рус.), яка встановлена на літаках Іл-86, Іл-76, Ан-124 та ін.

На рис.1.2 представлена структурна схема дозвуквої СПС побудована за стандартом АРІНК-706. Система складається з обчислювача, який отримує аналогову інформацію від датчиків первинних параметрів та споживачів цієї інформації - індикаторів приладної дошки та іншого обладнання авіоніки.

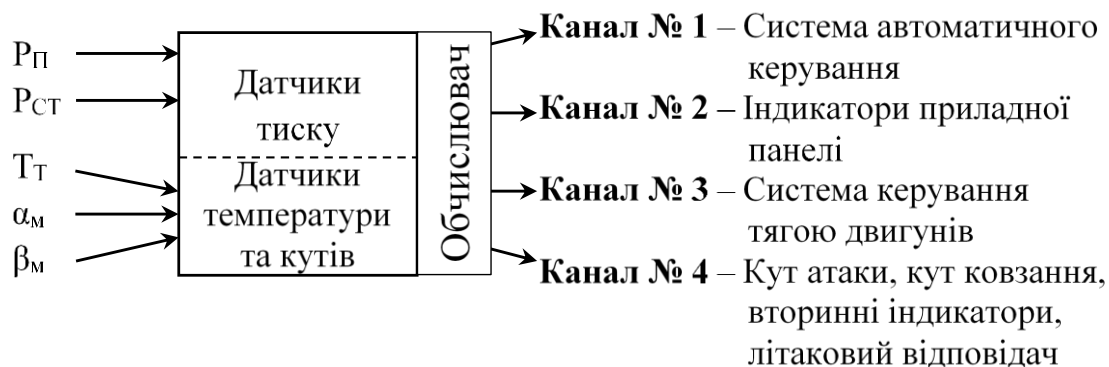


Рис. 1.2. Структурна схема дозвуквої СПС

У відповідності до вимог норм льотної придатності (рос. НЛГ) на борту повітряного судна повинно бути встановлена необхідна кількість приймачів та датчиків аеродинамічних параметрів із врахуванням їх резервування. Типовий приклад такої СПС представлений на рис.1.3 [2].

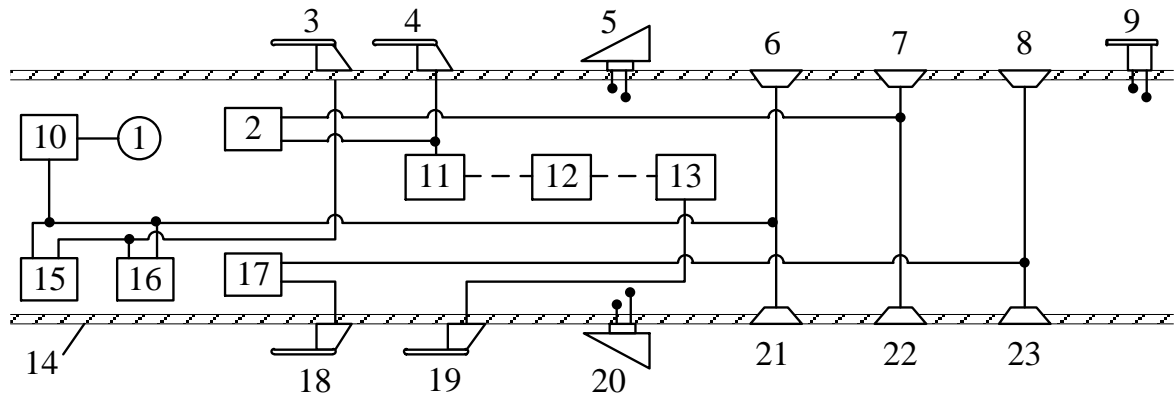


Рис.1.3. Типова схема системи повітряних сигналів:

1 – індикатор тиску; 2, 17 – обчислювачі СПС; 3, 4, 18, 19 – приймачі повного тиску; 5, 20 – датчики аеродинамічних кутів; 6, 7, 8, 21, 22, 23 – приймачі статичного тиску; 9 – приймач температури; 10 – датчик тиску; 11, 13 – перемикачі швидкості; 12 – повітряна турбіна; 14 – фюзеляж літака; 15 – резервний показчик приладної швидкості; 16 – резервний показчик висоти.

Розглянута стандартна дозвучова СПС сформована під дією тенденції централізації параметрів і розділення систем по функціям. Однак існує тенденція децентралізації параметрів і перегляд задач бортових систем. Об'єктивними причинами цього можуть бути: різке збільшення обчислювальних можливостей систем, зменшення габаритів і маси, застосування датчиків первинної інформації з вбудованими мікропроцесорами. Такі датчики беруть на себе деякі функції вчислювала СПС (корекція характеристик, фільтрація, формування кодів). Як результат, виникає можливість інтеграції більш інтелектуальних датчиків на більш високому рівні системи. Одним з варіантів децентралізації параметрів може бути такий, коли функції СПС будуть об'єднані з безплатформеною інерціальною системою (БІНС), яка має надлишок обчислювальної потужності і габаритів. Прикладом такої системи є ADIRS (Air Data Inertial Reference System) система вимірювання інерціальних та повітряних параметрів літака Боїнг-737.

## 1.2. Датчики висотно-швидкісних параметрів

На борту ПС застосовується група аерометричних (призначених для вимірювання тиску) вимірювачів, які видають інформацію про висотні та швидкісні параметри. В основу вимірювання параметрів аерометричними

вимірювачами покладені відомі залежності висоти та швидкості польоту від повітряних тисків. В цю групу входять вимірювачі барометричної висоти, вимірювачі приладної та справжньої повітряної швидкості, вимірювачі числа М та вертикальної швидкості (варіометри).

Всі ці вимірювачі побудовані на непрямих методах вимірювання, сутність яких полягає в том, що на основі первинної інформації про статичний і повний тиски та температуру зустрічного потоку повітря обчислюються величини висотних і швидкісних параметрів, які характеризують режим польоту.

Для того щоб застосувати метод непрямих вимірювань, необхідно знати рівняння даного методу, тобто функціональну залежність, що пов'язує шукані висотно-швидкісні параметри з параметрами потоку повітря. Для реалізації методів непрямих вимірювань датчики первинної інформації повинні взаємодіяти з обчислювальним пристроєм, який би вирішував рівняння методу вимірювання. В найпростішому випадку первинні чутливі елементи сполучаються в єдиній конструкції з обчислювачем, роль якого в механічних системах часто виконує передавально-множильний механізм.

В більш складних випадках, при побудові навігаційних систем, датчики первинної інформації видають електричні сигнали, які далі надходять в обчислювач, що вирішує рівняння методу вимірювання.

Сьогодні, на сучасних ПС використовуються вимірювальні системи (інформаційні комплекси) висотно-швидкісних параметрів, в яких первинна інформація, видається датчиками в цифровому або аналоговому вигляді, а вирішення рівнянь здійснюється спеціалізованою або універсальною обчислювальною системою.

Всі вимірювачі висотно-швидкісних параметрів інформацію про стан атмосфери в якій здійснює політ ПС отримують через приймачі повітряних тисків, що встановлені на фюзеляжі літака.

### **1.3. Приймачі повітряних тисків**

Для правильного функціонування вимірювальних пристроїв, заснованих на вимірюванні параметрів зустрічного потоку повітря, до них необхідно підвести

повний та статичний тиски, що здійснюється через приймачі повітряних тисків (ППТ), які розташовані зовні літака. Такий приймач уявляє собою сукупність двох концентричних трубок (рис.1.4). Внутрішня трубка відкрита з торця назустріч потоку і служить для сприйняття тиску повітря при повному гальмуванні, тобто за допомогою цієї трубки отримують повний тиск  $p_2$ . Зовнішня трубка з торця закрита, однак має ряд отворів на боковій поверхні. Ці отвори повинні розміщуватися в зоні неспотвореного статичного тиску  $p_1$ .



Рис. 1.4. Принципова схема приймача повітряного тиску

Різниця між повним та статичним тисками дає нам значення динамічного тиску:

$$p_{\text{п}} - p_{\text{ст}} = p_{\text{д}}$$

Приймач лише повного тиску виготовляється у вигляді трубки, яка спрямована відкритим кінцем назустріч повітряному потоку (рис. 1.5).

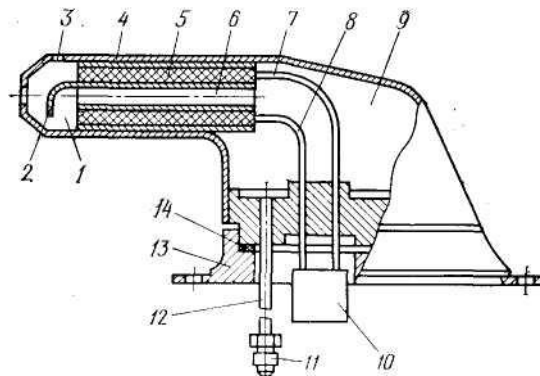


Рис. 1.5. Приймач повного тиску:

1 – камера; 2 – козирок; 3 – дренажний отвір; 4 – корпус; 5 – обігрівальний елемент 6 – трубка; 7, 8 – з'єднувальні проводи; 9 – камера; 10 – штепсельний з'єднувач; 11 – штуцер, 12 – трубопровід; 13 – фланець; 14 – прокладка

Для запобігання замерзання вологи у приймачі він оснащений електричним обігрівальним елементом 5.

Приймачі статичного тиску виготовляються в наступних варіантах:

а) у вигляді отворів, що розташовані на поверхні фюзеляжу літака в таких точках, де тиск дорівнює статичному; при цьому для підвищення жорсткості

обшивки фюзеляжу на ній розташовуються плити зі статичними отворами, з'єднаними у середині літака з трубопроводами, що підводять статичний тиск до відповідних вимірювачів;

б) у вигляді закріпленого на крилі або фюзеляжі літака витягнутого циліндра, вісь якого спрямована вздовж повітряного потоку, а на поверхні, в точках, де тиск дорівнює статичному, зроблені отвори.

На рис. 1.6 показаний варіант приймача повітряного тиску, який приймає як статичний, так і повний (динамічний) тиски. На поверхні циліндра є стовщення – компенсаційний контур (аеродинамічний компенсатор), який має форму двох зустрічних конусів і призначений для вирівнювання статичного тиску на поверхні контуру при різних режимах польоту.

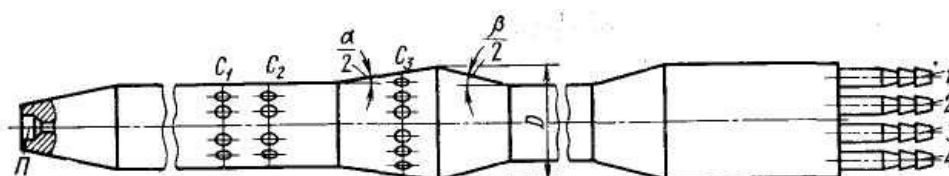


Рис. 1.6. Приймач повітряного тиску (ПВД-8) з контуром компенсації

У середині приймача є три герметичні камери, сполучені з розташованими на поверхні приймача отворами  $C_1$ ,  $C_2$  та  $C_3$  і виведені відповідно на штуцера 1, 2 та 3. Крім того, у передній частині приймача є центральний отвір  $\Pi$ , що сприймає повний тиск, який виводиться на штуцер 4.

Особливістю даного типу приймача повітряного тиску є те, що при польоті з дозвуковою швидкістю тиск в камері  $C_3$  близький до статичного, а в камерах  $C_1$  і  $C_2$  значно відрізняється від нього; при польоті ж із надзвуковою швидкістю тиск в камері  $C_3$  значно відрізняється від статичного, однак при цьому тиску в камерах  $C_1$  та  $C_2$  близькі до статичного. Тому при польоті на дозвукових швидкостях використовується камера  $C_3$ , а на надзвукових швидкостях – камера  $C_1$  або  $C_2$ . Перемикання магістралі статичного тиску на живлення з однієї камери на іншу здійснюється автоматично за допомогою пневматичного перемикача, що спрацьовує при переході швидкості літака через швидкість звуку.

Точність відтворення статичного тиску залежить від геометричної форми та розмірів контуру компенсації (кутів  $\alpha$ ,  $\beta$  та діаметру  $D$ ), а також від відстані між



На великих ПС використовують комплекси висотно-швидкісних параметрів, які призначені для обслуговування декількох бортових систем – автопілотів, навігаційних систем та комплексів, дистанційних показчиків та т. ін. В таких комплексах, зазвичай, конструктивно об'єднують датчики висоти польоту з датчиками швидкості та числа М.

Відомі наступні методи вимірювання висоти польоту:

- барометричний;
- радіотехнічний;
- інерційний;
- іонізаційний

Барометричний метод заснований на залежності між абсолютним тиском в атмосфері та висотою. В цьому методі вимірювання висоти зводиться до вимірювання абсолютного тиску за допомогою барометру.

Радіотехнічний метод заснований на вимірюванні проміжку часу проходження радіосигналом шляхом від літака до землі та у зворотному напрямку до літака. На такому ж принципі вимірювання часу проходження відбитим променем засновані оптичні методи вимірювання висоти.

Інерційний метод заснований на вимірюванні вертикальних прискорень літака і двійному інтегруванні цих сигналів.

Іонізаційний метод заснований на залежності іоносферної іонізації атмосфери від відстані до Землі. На висотах від 20 до 80 км ступень іонізації повітря збільшується із збільшенням висоти.

Найбільше розповсюдження отримали барометричний та радіотехнічний методи. Барометричний метод вимірювання висоти польоту базується на залежності абсолютного тиску  $P$  від висоти  $H$ , тобто  $P = f_1(H)$ .

Радіотехнічний метод вимірювання висоти польоту (називають також радіохвильовим або радіолокаційним) заснований на відбитті радіохвиль від земної поверхні. Пристрої, що побудовані на цьому принципі, вимірюють справжню висоту польоту та називаються радіовисотомірами.

Принцип дії барометричного висотоміру заснований на залежності барометричного тиску від висоти польоту.(рис. 1.8).

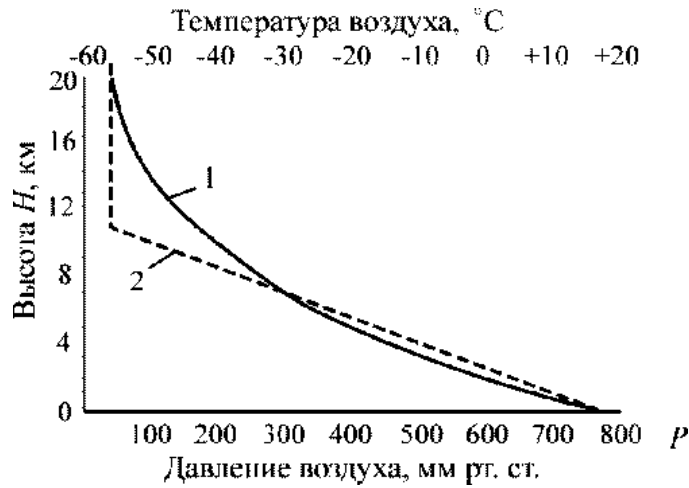


Рис. 1.8. Залежність тиску та температури повітря від висоти (за СА): 1-тиск; 2-температура.

При збільшенні висоти атмосферний тиск зменшується. До висоти  $H = 11000$  м він змінюється по наступному закону графік 1 (рис. 1.8), що підтверджений багаторічними спостереженнями:

$$P = P_o \left( 1 - \frac{\tau}{T_o} H \right)^{\frac{1}{R\tau}},$$

де  $P_o = 760$  мм рт. ст.;  $T_o = 15^\circ \text{C}$  ( $288^\circ \text{K}$ );  $\tau = 6,5 \cdot 10^{-3}$  град/м – температурний градієнт;  $R = 29,27$  м/град – газовий коефіцієнт.

Ця формула має назву стандартної барометричної, тому що встановлює залежність  $P = f(H)$  для стандартної атмосфери, яка характеризується постійними значеннями  $P_o$ ,  $T_o$ ,  $\tau$  та  $R$ . Якщо цю залежність вирішити відносно  $H$ , то отримуємо формулу, що має назву гіпсометричної:

$$H = \frac{T_o}{\tau} \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_o} \right)^{R\tau} \right].$$

Ці дві залежності справедливі до висоти 11 км. Для висот більш 11 км при виводі барометричної та гіпсометричної формул температура повітря рахується постійною і дорівнює  $T = 216,66^\circ \text{K}$  (мінус  $56,6^\circ \text{C}$ ), тобто  $\tau = 0$ .

Барометричний висотомір являє собою манометр абсолютного тиску, принципова схема якого представлена на рис. 1.9.



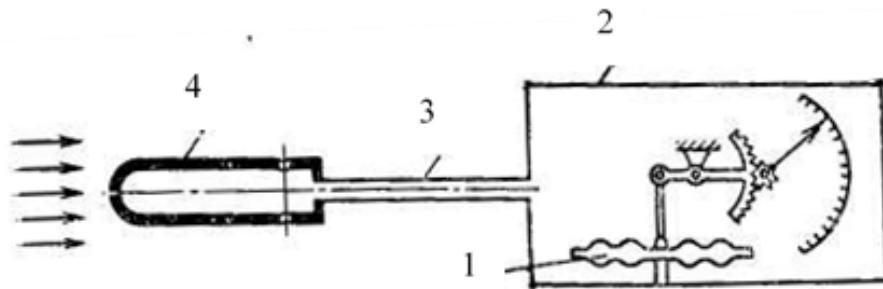


Рис. 1.9. Принципова схема барометричного висотоміру: 1 – анероїда коробка; 2 – корпус; 3 – трубопровід статичного тиску; 4 – приймач повітряного тиску

Чутливим елементом висотоміру є анероїд – мембранна коробка 1, в якій тиск незмінний заданого значення. Анероїд розміщений в герметичному корпусі 2, який сполучається трубопроводом 3 з приймачем статичного тиску 4, що встановлений на зовнішньої частині фюзеляжу літака. Зовнішній вигляд барометричного висотоміру показаний на рис. 1.10.

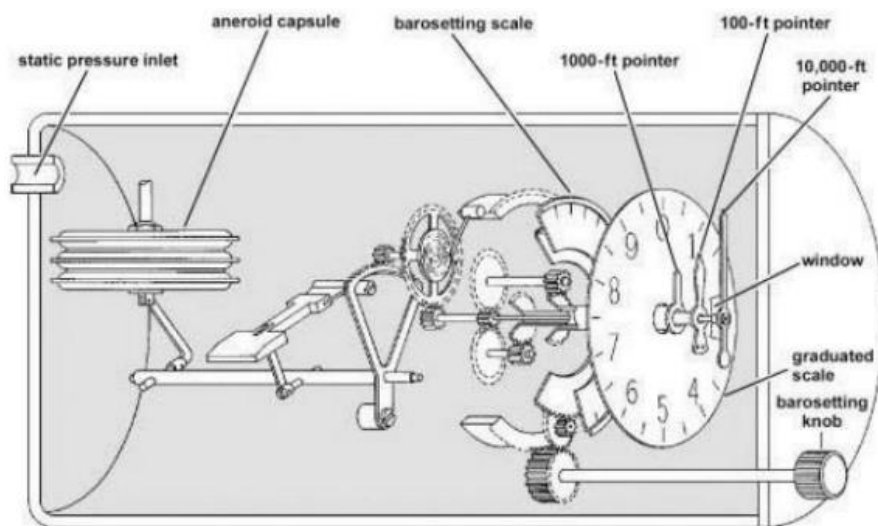


Рис. 1.10. Схема барометричного висотоміру

Особливістю даної конструкції висотоміра (рис. 1.10) є спарений блок чутливих елементів, які складаються з двох анероїдів, кожний з яких через кривошипно-шатунну передачу та зубчатий сектор зв'язані з загальною стрілкою. Корисні моменти обертання секторів, обумовлені зміною тиску, підсумовуються, а шкідливі моменти, що викликані впливом неврівноважених мас анероїдів, взаємно компенсуються. Анероїди закріплені на плоских пружних пластинах, що спираються на біметалеві стержні, які виконують роль температурних компенсаторів 1-го роду. Температурні компенсатори 2-го роду виконані у вигляді біметалевих пластин, які при вигині змінюють плече кривошипно-шатунної

передачі.

Принципово будь-який електромеханічний пружний датчик абсолютного тиску з діапазоном вимірювання до 800 мм рт. ст. може служити в якості датчика висоти, однак до датчиків висоти висувається ряд спеціальних вимог, із-за чого їх конструкція відрізняється від звичайних датчиків пружного типу.

По-перше, необхідно, щоб електричний сигнал змінювався пропорційно висоті, а не тиску. Це забезпечується використанням чутливих елементів з логарифмічною характеристикою, у яких хід приблизно пропорційний висоті, що досягається вибором відповідного профілю гофрирування мембран.

По-друге, датчик висоти повинний мати пристрій для введення значення начального барометричного тиску, що виміряний на місцевості, відносно якого вимірюється висота.

### **1.5. Датчики вимірювання швидкості польоту**

Політ літака характеризується рядом параметрів одним, з яких є швидкість. Швидкість польоту літака можна виміряти по відношенню до повітряного середовища або відносно Землі, причому можна розглядати як горизонтальну, так і вертикальну складові швидкості. Розрізняють наступні швидкості польоту: справжню повітряну, приладну, шляхову та вертикальну.

Справжньою повітряною швидкістю називається швидкість руху літака відносно повітряних мас.

Приладною (індикаторною) швидкістю називається справжня повітряна швидкість, приведена до нормальної густини повітря. Якщо політ здійснюється при нормальній густині повітря ( $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$ ), то приладна швидкість співпадає зі справжньою.

Шляховою швидкістю називається горизонтальна складова швидкості руху літака відносно Землі. Шляхова швидкість дорівнює геометричній сумі горизонтальних складових справжньої повітряної швидкості та швидкості повітря.

Вертикальною швидкістю називається вертикальна складова швидкості руху літака відносно Землі.

Приладна (індикаторна) швидкість дозволяє з визначеною точністю

визначати величину швидкісного напору в польоті, від величини якого залежать аеродинамічні сили, що діють на літак, характеристики стійкості та керуємі, а головне – мінімальна безпечна швидкість польоту. Таким чином, інформація про величину приладної швидкості необхідна льотчику для пілотування. Інформація про справжню повітряну та шляхову швидкості необхідна для вирішення задач літаководіння, а саме для здійснення штурманських розрахунків.

На літаках попередніх поколінь висотно-швидкісні параметри представлялись пілоту на приладах, в яких конструктивно об'єднувалися вимірювальна та індикаторна частини. Прилади, частіше всього, склалися з датчика та покажчика, які розміщувалися або в одному корпусі, або з'єднувалися між собою дистанційною передачею. Датчик вимірював та перетворював інформацію в електричний сигнал, а покажчик представляв її на лицевій панелі приладу.

На сучасних ПС, де відображення польотної інформації здійснюється на екранах багатфункціональних дисплеїв, традиційне розуміння приладів, як вимірювальних пристроїв з відображенням інформації, відходить в минуле. На їх місце приходять інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів (ІК ВШП).

ІК ВШП приймає та вимірює необхідний параметр (в нашому випадку – швидкість), перетворює його в сигнал „зручний” для сприйняття обчислювальною системою літаководіння (ОСЛ). ОСЛ, в свою чергу, вирішує задачі по обробці та передачі інформації про той чи інший параметри (швидкість, висоту та т. ін.) на індикацію та в системи яким ця інформація потрібна.

Проте, зміна форми вирішення задачі індикації висотно-швидкісних параметрів, не відмінє методів їх вимірювання.

### **1.5.1 Вимірювач повітряної швидкості**

Принцип дії датчика вимірювання швидкості (рис.1.11) заснований на вимірюванні динамічного (швидкісного) напору повністю загальмованого потоку повітря.

$$P_{\text{дин}} = P_{\text{п}} - P_{\text{ст}}$$

Як відомо, аеродинамічні сили, що діють на літак в польоті, також

пропорційні швидкісному напору. Тому для підтримки рівноваги сил, що діють на літак, при пілотуванні важливо знати не справжню повітряну, а приладну швидкість польоту.

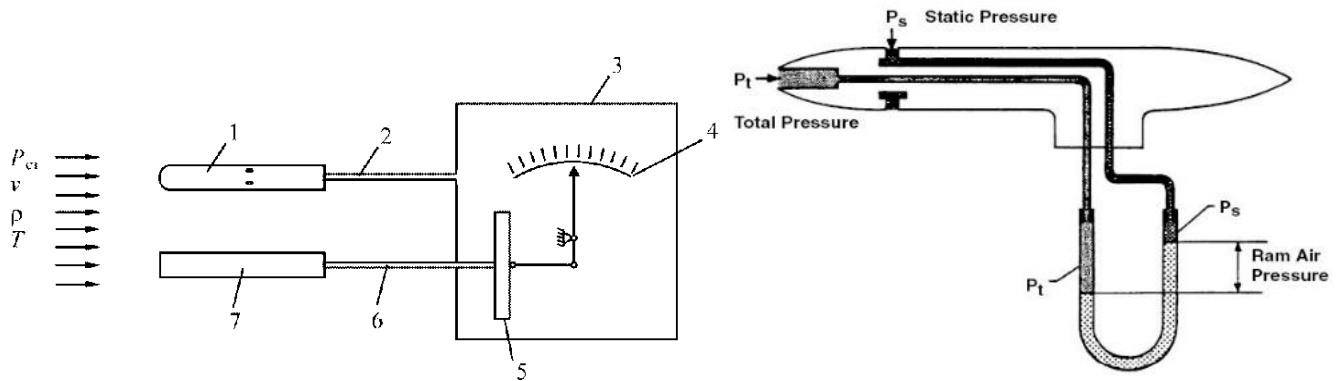


Рис. 1.11. Схема датчика приладової швидкості: 1 - приймач статичного тиску  $P_{ст}$ ; 2 – пневмопровід статичного тиску; 3 - корпус; 4 - індикатор; 5 – манометрична коробка; 6 – пневмопровід повного тиску; 7 – приймач повного тиску  $P_{п}$ .

Вимірювач приладної швидкості може використовуватися не тільки як пілотажний вимірювач, а і як навігаційний для визначення справжньої повітряної швидкості. При цьому в показання вимірювача вводиться ряд поправок.

### 1.5.2. Вимірювачі вертикальної швидкості

Вимірювачі вертикальної швидкості призначені для вимірювання вертикальної швидкості ПС, тобто швидкості підймання або зниження, та зветься варіометрами.

Відомо декілька методів вимірювання вертикальної швидкості польоту літака. Найбільш розповсюдженим являється метод, заснований на безпосередньому диференціюванні статичного тиску, однозначно зв'язаного з висотою польоту. Цій метод реалізується в варіометрах манометричного типу.

Принцип дії манометричного варіометра (рис.1.12) засновано на вимірюванні надлишкового тиску (розрідження), яке створюється при зміні висоти польоту у середині замкнутого об'єму, що сполучається з атмосферою через капілярну трубку.

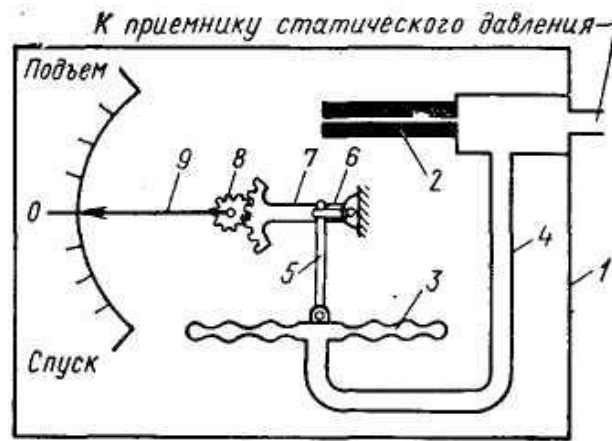


Рис. 1.12. Принципова схема варіометру

Внутрішня порожнина герметичного корпусу 1 варіометра (рис. 1.12) сполучається через капіляр 2 з навколишньою атмосферою. Варіометр, так же як і висотомір, повинен сприймати незбурений статичний тиск повітря на висоті польоту. Тому капіляр 2 варіометра з'єднується через штуцер з приймачем статичного тиску. У середині герметичного корпусу 1 встановлений чутливий механічний манометр, який вимірює різницю між тиском у середині корпусу та статичним тиском на даній висоті.

Манометр складається з манометричної коробки 3, зовнішня поверхня котрої сприймає тиск, що діє усередині корпусу 1; внутрішня порожнина коробки знаходиться під дією атмосферного тиску, що підводить усередину коробки 3 за допомогою трубки 4. Таким чином, коробка 3 сприймає різницю між тиском в корпусі та атмосферним тиском. Переміщення центра коробки 3 передається стрілці 9 через передаточно-множинний механізм (тяги 5, кривошип 6, сектор 7, трибка 8).

Варіометр працює наступним чином. Коли літак летить горизонтально, тиск усередині корпусу 1 дорівнює атмосферному. При цьому різниця тисків усередині та поза коробки 3 дорівнює нулю і стрілка 9 указує на нуль. При підйомі літака атмосферний тиск безперервно зменшується і повітря з корпусу 1 виходить через капіляр 2 назовні, в наслідок чого тиск в корпусі падає. Однак із-за опору капіляра тиск усередині корпусу не встигає зрівнятися з атмосферним тиском, і усередині корпусу утвориться надлишковий тиск, величина якого тим більше, чим швидше літа набирає висоту. Під впливом різниці тисків, що утворилася, манометрична

коробка 3 стискається і пересуває через передаточно-множний механізм стрілку 9 вверх від нуля. Як тільки набір висоти літака завершиться, атмосферний тиск перестав змінюватися, тиск усередині корпусу порівнюється з атмосферним тиском і стрілка повертається на нуль. При зниженні літака стрілка варіометра відхиляється вниз від нульової відмітки шкали.

### 1.5.3. Вимірювач Маха

Під час польоту літаки випромінюють збурення тиску (звукові хвилі), що випромінюються у всіх напрямках зі швидкістю звуку. У міру того, як швидкість літака збільшується, він поступово наближається до хвиль поперед нього, поки зі швидкістю звуку хвилі тиску не об'єднуються в ударну хвилю і не приєднуються до літака. Ефект ударної хвилі полягає у значному збільшенні сил опору, пов'язаних з літаком, та у значній зміні його характеристик стійкості та керованості.

Тому для льотного екіпажу надзвичайно важливо знати, наскільки близьким до швидкості звуку є літак. Для позначення цього використовується вимірювач Маха, який вимірює відношення повітряної швидкості літака (TAS) до місцевої швидкості звуку та відображає його як число Маха.

$$\text{Mach No.} = \frac{\text{TAS}}{\text{Local Speed of Sound}}$$

Швидкість звуку зменшується при зниженні зовнішньої температури (TAT). Число Маха збільшується, якщо літак набирає висоту із постійною дійсною швидкістю (TAS)

Типовий вимірювач Маха складається з герметичного корпусу, що містить два вузли капсул, розташованих під кутом 90° один до одного, і ряду механічних важелів (рис. 1.13).

Перший блок капсули є капсулою з повітряною швидкістю і з'єднаний з трубопроводом повного тиску, в той час як внутрішня частина корпусу приладу отримує статичний тиск.

Друга капсула є капсулою-анероїдом, яка реагує на зміни статичного тиску. Висотна (анероїдна) капсула розширюється або стискається та реагує на зміну висоти.

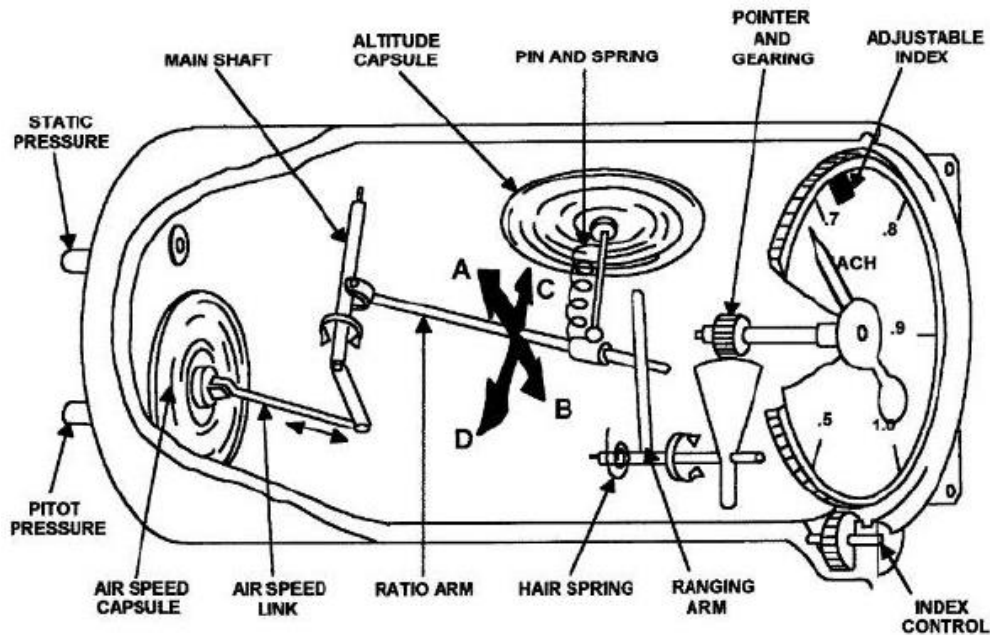


Рис. 1.13. Схема вимірювача Маха.

Будь-яке збільшення висоти та/або повітряної швидкості призведе до збільшення числа Маха. Критичне число Маха позначається спеціальною міткою, розташованою над шкалою лічильника Маха. Його можна налаштувати, щоб відображалось критичне число Маха для конкретного типу літака.

Таким чином, пілотажно-навігаційні системи не можуть працювати без системи повітряних сигналів, яка дає можливість визначати параметри розташування та руху повітряного судна, а також розраховувати аеродинамічні сили та керуючі моменти.

Аналіз вимірювачів повітряних параметрів показав, що майже всі вони використовують тиск повітря для визначення висоти, горизонтальної і вертикальної швидкостей та числа Маха. Тому удосконалення датчиків повітряного тиску призведе до поліпшення характеристик вимірювачів системи повітряних сигналів та підвищення безпеки польотів.

## РОЗДІЛ 2

### АНАЛІЗ СИСТЕМ ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ СУЧАСНИХ ЛІТАКІВ

На різних типах сучасних літаків системи повітряних сигналів можуть мати різні назви але загалом виконують однакові функції, основними з яких є вимірювання повітряної швидкості та барометричної висоти польоту.

#### 2.1. Система повітряних параметрів літака Боїнг-737NG

На літаку Боїнг-737NG для визначення аерометричних величин застосовується система вимірювання інерціальних та повітряних параметрів ADIRS (Air Data Inertial Reference System) представлена на рис. 2.1.

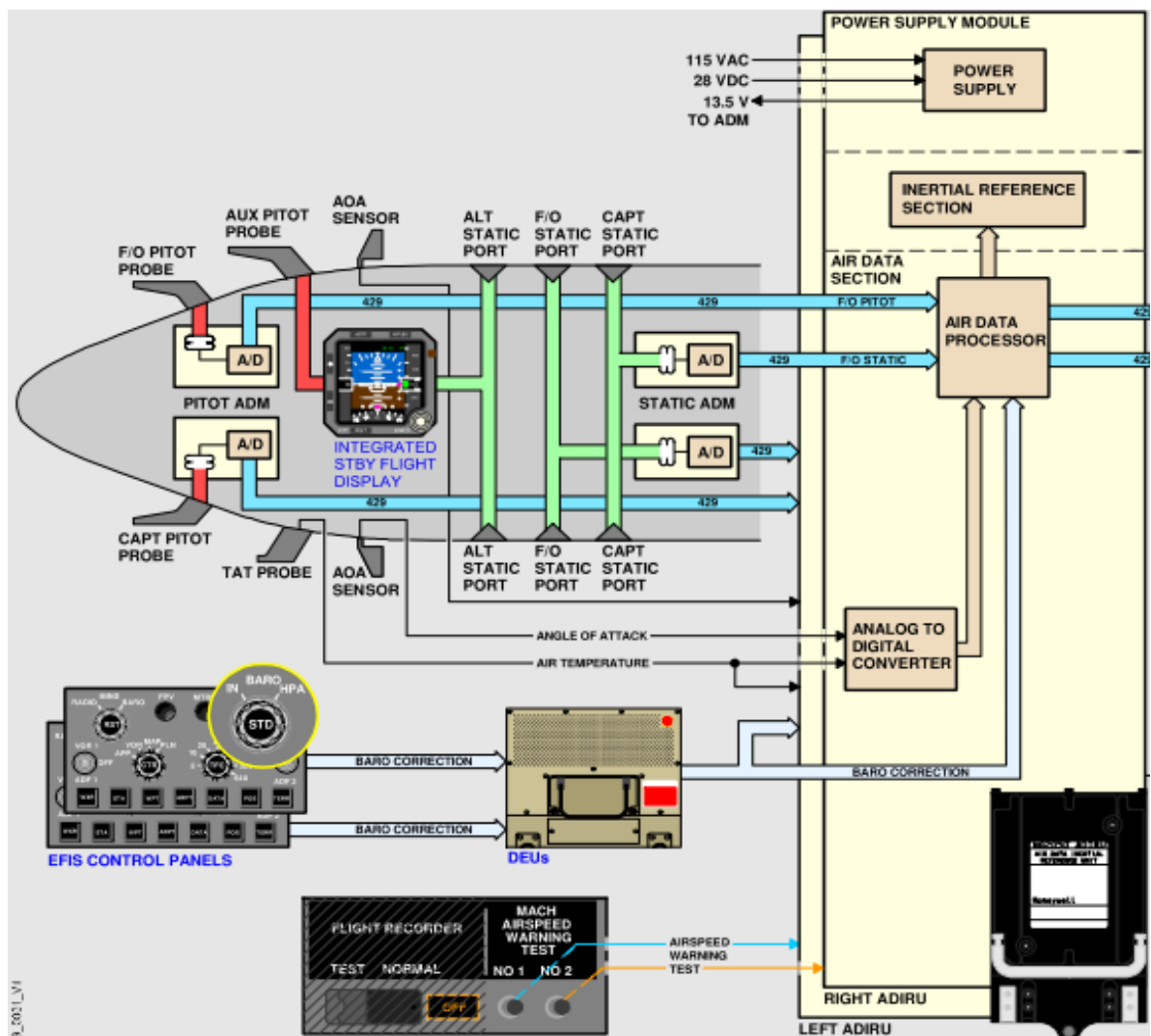


Рис. 2.1. Система ADIRS літака Боїнг-737

До складу системи входить комбінований блок ADIRU (Air Data Inertial Reference Unit) – блок вимірювання інерціальних та повітряних параметрів, датчики



вимірювання повітряних параметрів а також датчики інерціальної навігаційної системи (рис. 2.2).

На борту літака розміщено два блоки ADIRU, кожен з яких складається із двох секцій: ADRS (Air Data Reference Section) – секція вимірювання повітряних параметрів та IRS (Inertial Reference Section) – секція вимірювання інерціальних параметрів.

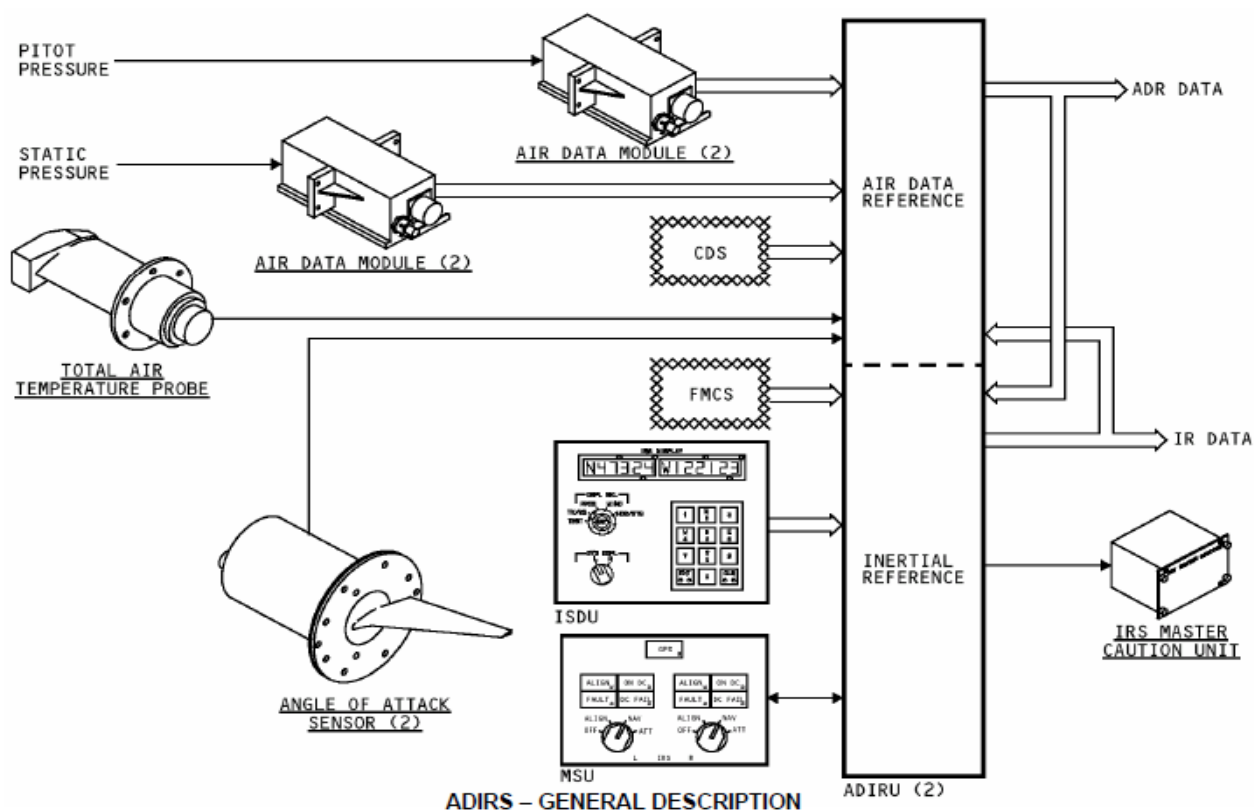


Рис. 2.2. Датчики системи ADIRS літака Боїнг-737

При вимірюванні висотно-швидкісних параметрів секція вимірювання повітряних параметрів ADRS отримує інформацію від датчиків:

- про динамічний (pitot pressure) та статичний (static pressure) тиск від модулів повітряних параметрів ADM (Air Data Module);
- про температуру повітряного потоку від датчика температури TAT Probe (Total Air Temperature Probe);
- про місцевий кут атаки від датчика кута атаки AOA Sensor (Angle Of Attack Sensor).

Система повного та статичного тиску - static and total pressure system (рис. 2.3) отримує тиск повітря, що надходить від трьох приймачів повного тиску

(трубки Піто) та від шести приймачів статичного тиску, розташованих на фюзеляжі літака, у носовій частині.

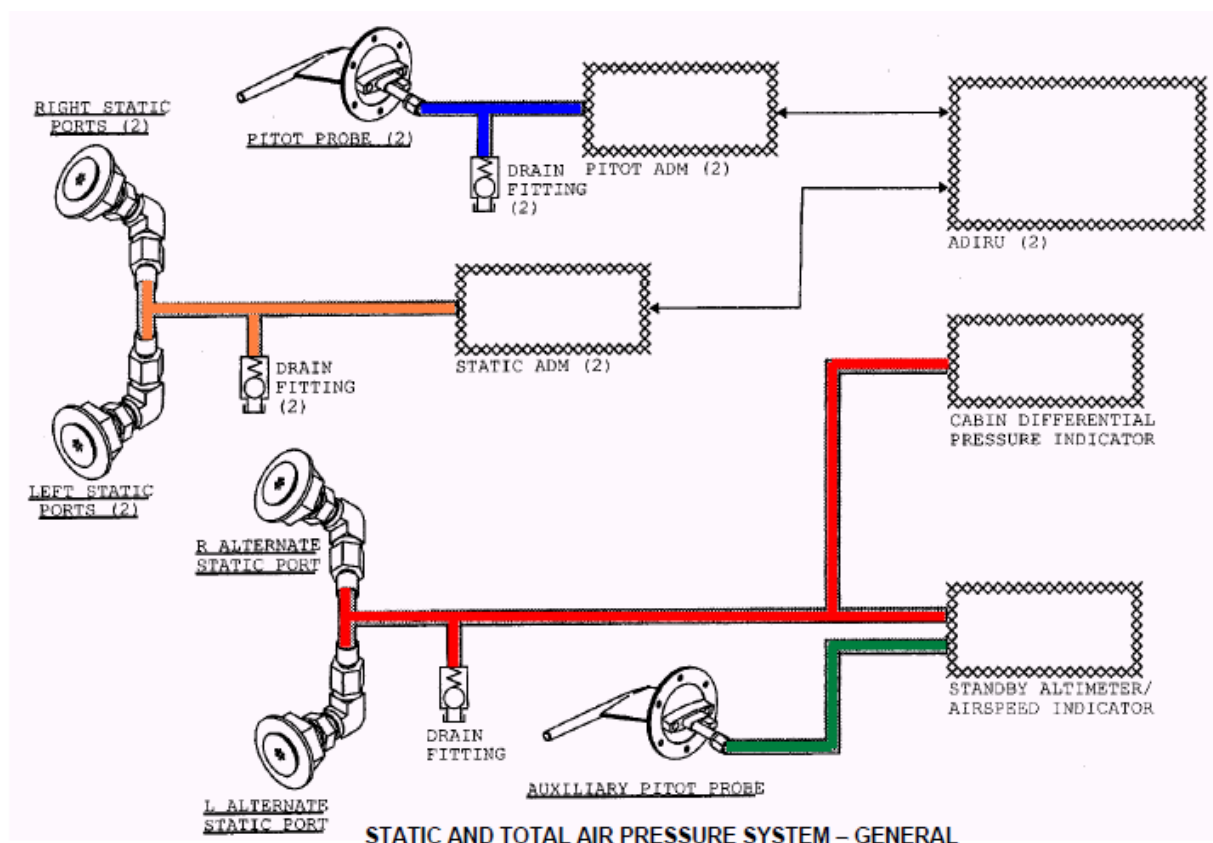


Рис. 2.3. Система повного та статичного тиску літака Боїнг-737

Система повного та статичного тиску вимірює два види тиску повітря:

- статичний тиск, що характеризує тиск повітря за бортом (навколо літака);
- повний тиск, що характеризує потік повітря внаслідок руху літака.

Для монтажу елементів між собою використовуються гнучкі та жорсткі пневматичні трубопроводи. Дві основні приймачі повного тиску з'єднані з двома модулями повітряних даних (ADM) повного тиску. Дві пари основних статичних приймачів з'єднані з двома статичними модулями (ADM).

Модулі повітряних даних ADM перетворюють тиск повітря в електричні сигнали та надсилають їх до ADIRU (шинами даних ARINC 429). Отримані сигнали використовуються для розрахунків параметрів польоту, таких як швидкість та висота польоту. Кожна магістраль повного та статичного тиску має дренаж для відведення вологи.

Резервні приймачі повного і статичного тиску під'єднані до резервного індикатора вимірювання висоти та швидкості польоту, крім того, резервні

приймачі статичного тиску видають інформацію на індикатор перепаду тиску в кабіні (рис. 2.3).

Приймач повного тиску командира повітряного судна розташована на лівому боці літака, а другого пілота та резервна – на правому (рис. 2.1). приймачі статичного тиску: командира ПС, другого пілота та резервний – розташовуються в однаковій кількості на кожному боці літака.

## **2.2. Система повітряних параметрів літака Airbus A320.**

Airbus A320 має три незалежні системи для обчислення та відображення повітряних параметрів:

1. Обладнання командира екіпажу.
2. Обладнання помічника командира
3. Резервні системи.

Кожна система використовує свій власний зонд Піто (приймач повного тиску), статичні порти, модуль повітряних параметрів (ADM), обчислювач повітряних параметрів та інерціальної навігації (ADIRU) та інші датчики кутів атаки і температури.

Кожен ADIRU складається з двох частин: обчислювач повітряних параметрів (Air Data) та інерційної навігації (Inertial Reference) деталі, якої інтегровані в єдине ціле.

Швидкість повітря вимірюється шляхом порівняння загального тиску повітря  $P_t$  ( $P_t$  - сума статичного (або зовнішнього) тиску повітря та тиску, обумовленого відносною швидкістю повітря) і статичного тиску повітря  $P_s$ . На A320 загального тиск  $P_t$  вимірюють за допомогою зонда Піто (рис. 2.4), а  $P_s$  вимірюють за допомогою двох статичних портів. Окремий модуль перетворення повітряних параметрів у електронний сигнал ADM підключений до кожного зонда Піто і кожного статичного порту. Він перетворює тиск повітря від зонда Піто або статичного порту на цифрові електронні сигнали.



Рис.2.4. Зонд (трубка) Піто

Кожен зонд Піто складається з трубки, що виступає на кілька сантиметрів із фюзеляжу, отвір трубки, спрямований вперед у повітряний потік. Трубка має зливні отвори для видалення вологи, і її нагрівають електрично, щоб запобігти накопиченню льоду під час польоту.

Розташування зондів Пітона літаку Airbus A320 показано на рис. 2.5.



Рис.2.5. Розташування трубок Піто літака Airbus A320.

Як правило, повітряна швидкість, що відображається командиром, використовує командирський зонд Піто та ADIRU 1, але екіпаж може вручну переключитися на резервну систему (резервний зонд Піто та ADIRU 3) за потреби. Подібним чином швидкість повітря, що відображається другому пілоту (FO), зазвичай використовує зонд Піто другого пілота та ADIRU 2, але екіпаж, в разі необхідності, може вручну переключитися на резервну систему на панелі перемикачів (рис. 2.6).

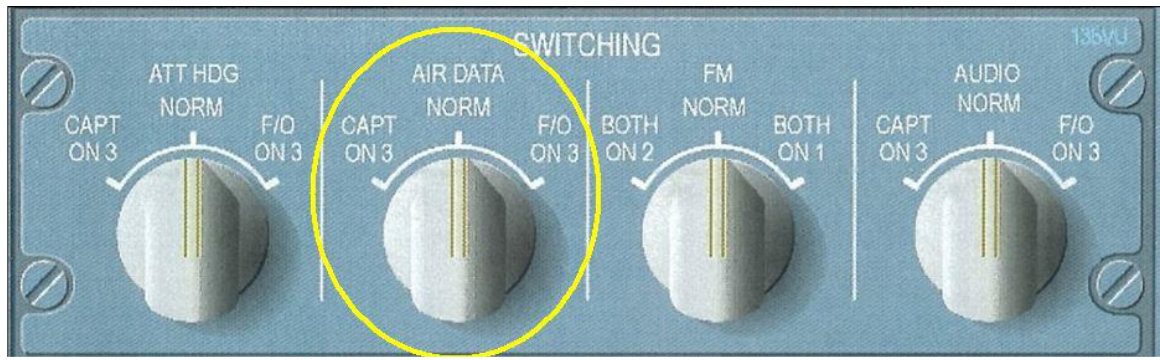


Рис.2.6. Панель перемикачів резервних датчиків літака Airbus A320

Інформація з цих датчиків подається в підсумку на головні пілотажні дисплеї командира і другого пілота. Тиск повітря з трубок Піто подаються через модуль повітряних даних (ADM – Air Data Module) до обчислювача повітряних параметрів та інерціальної навігації ADIRU (Air Data Inertial Reference Unit).

У кожен блок приходять різні сигнали - про статичний тиск повітря, динамічний тиск, кути атаки, температура. В блоках ADIRU сигнали обробляються одночасно з інформацією від інерціальних навігаційних систем і далі інформація про стан, швидкості, напрямки польоту може видаватися до різних споживачів, наприклад до обчислювачів автопілоту. Схема системи обчислювання повітряних параметрів та інерціальної навігації ADIRU літака показана на рис.2.7.

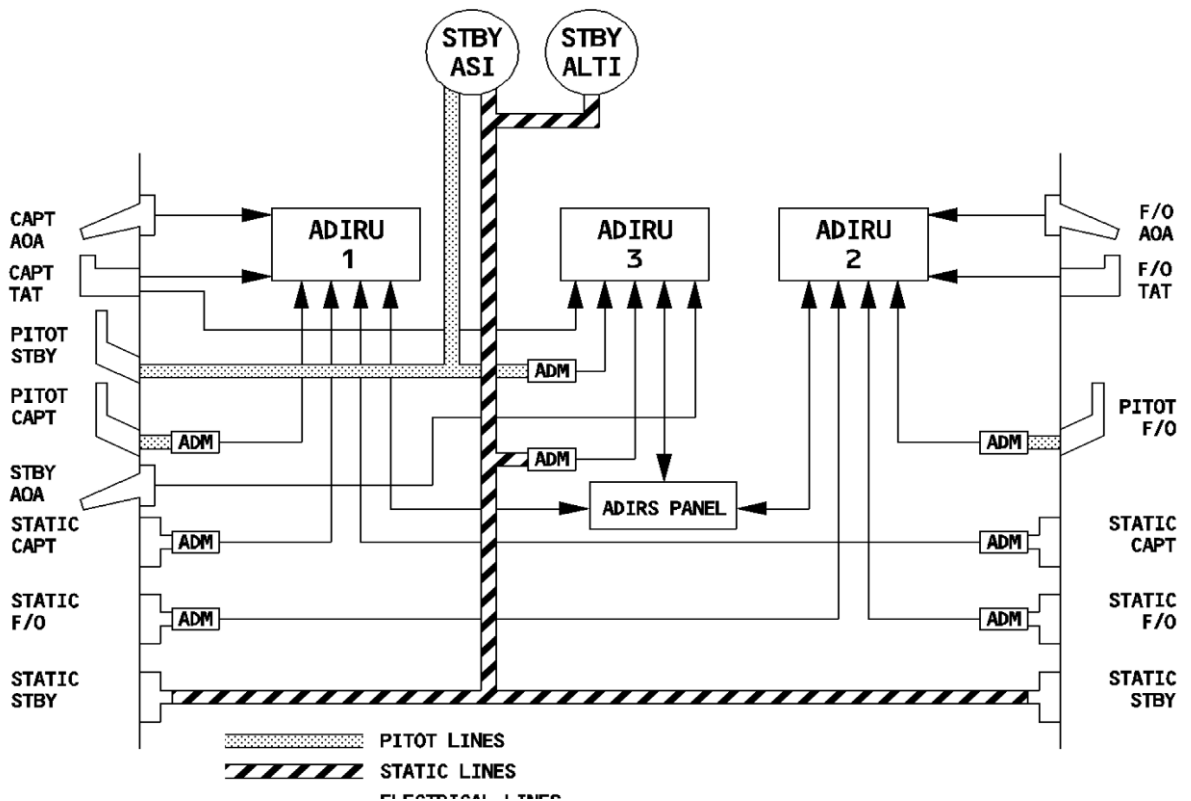


Рис. 2.7. Система повітряних параметрів та інерціальної навігації (ADIRS) Airbus A320

Система повітряних переметрів та інерціальної навігації (ADIRS) подає температурні, анемометричні, барометричні та інерційні параметри до системи EFIS (PFD і ND) та до інших систем користувачів (FMGC, FADEC, ELAC, SEC, FAC, FWC, SFCC, ATC, GPWS, CFDIU, CPC).

Система ADIRS включає:

1. Три однакові обчислювачі ADIRU

Кожен ADIRU розділений на дві частини, кожна з яких може працювати окремо у випадку відмови в іншій:

- частина ADR (Air Data Reference), яка забезпечує барометричну висоту, швидкість повітря, швидкість Маха, кут атаки, температуру та попередження про перевищення швидкості.

- інерціальна частина, яка забезпечує вимірювання напрямку руху, вектор траєкторії польоту, напрямок, прискорення, кутові швидкості, наземну швидкість та місцеположення повітряного судна.

2. Одна панель управління ADIRS (ADIRS CDU) на верхній панелі для вибору режимів (NAV, ATT, OFF) та індикацій відмов.

Інерціальна частина зазвичай ініціалізується через FMC'S, але ADIRS CDU може використовуватися як резервне копіювання.

3. Два приймачі GPS, які підключені до інерціальна частина ADIRU для розрахунку координаті положення GP/IR.

4. Чотири типи датчиків: три зонди Піто, шість приймачів статичного тиску (STAT), три датчики кута атаки (AOA), два датчики загальної температури повітря (TAT) (рис. 2.8).

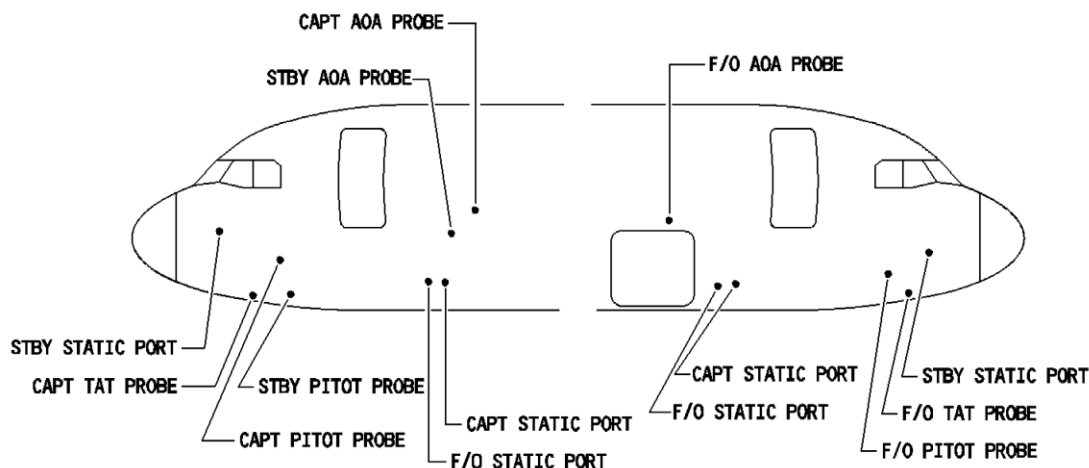


Рис.2.8. Розміщення датчиків ADIRS на літаку Airbus A320

5. Вісім ADM (модулі повітряних параметрів), які перетворюють пневматичні дані з зондів PИTOT та STAT в цифрові дані для ADIRU.

6. Панель вимикачів для вибору ADR3 або IR3 для дисплеїв приладів у разі відмови ADIRU 1 або 2.

Сигнали з датчиків температури повітря та кутів атаки перетворюються з аналогового виду до цифрового та далі надходять до процесора ADIRU, який розраховує:

- Висоту (та барокоректовану висоту);
- Швидкість;
- Максимально допустиму швидкість;
- Число Маха;
- Дійсну швидкість;
- Температуру повітря( статичну та повну);
- Тиск ( повний, статичний).

Датчик температури повітря (ТАТ) вимірює температуру повітря за бортом. Повітря надходить у отвір спереду датчика проходить крізь чутливі елементи та витікає через отвір на задній частині датчика (рис. 2.9).

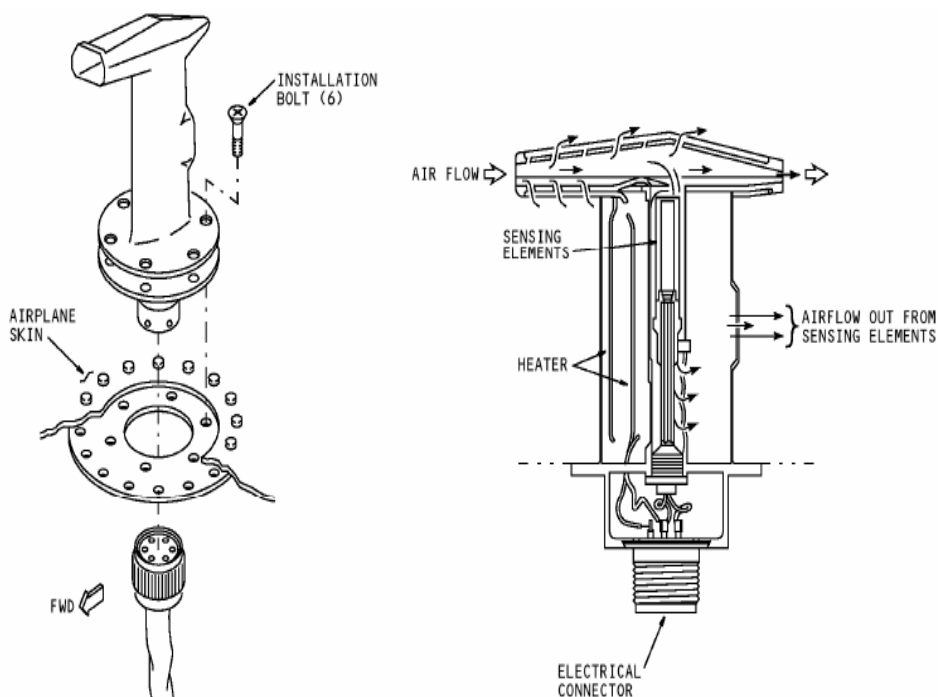


Рис. 2.9. Конструкція датчика температури ТАТ

Всередині датчика міститься 2 чутливих (резистивних) елементи. При зміні температури, повітря, що проходить крізь датчик - змінюється опір чутливого

елемента. Датчик має електрообігрів для запобігання обледеніння та розміщується в лівій частині фюзеляжу біля кабіни екіпажу.

Датчик кута атаки (АОА) вимірює напрям потоку повітря відносно фюзеляжу (рис. 2.10). Для попередження обледеніння датчик має вбудований підігрів. Розташовані датчики по обидва боки фюзеляжу.

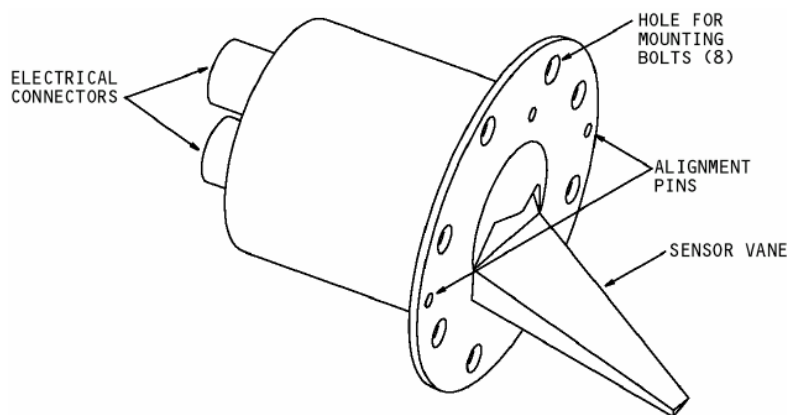


Рис. 2.10. Датчик кута атаки.

### **2.3 2.3. Система повного та статичного тиску літака АН-148**

Система повного та статичного тиску літака АН-148 призначена для подачі тиску до пристроїв, що видають інформацію по висотно-швидкісним параметрах польоту (швидкості, висоті та вертикальній швидкості).

Система забезпечує подачу статичного та повного тиску до наступних приладів:

- приладу пілотажному комбінованому резервному ППКР-СВС;
- модулів повітряних параметрів МПП-1-1.

До складу системи повного та статичного тисків входять:

- три приймачі повного тиску ППТ-1М-2С;
- два основних приймачі статичного тиску;
- два резервні приймачі статичного тиску;
- вісім вологовідстійників;
- система трубопроводів, дюритових шлангів і з'єднувальної арматури.

Принципова схема живлення приладів виміру висотно-швидкісних параметрів представлена на рисунку 2.11.



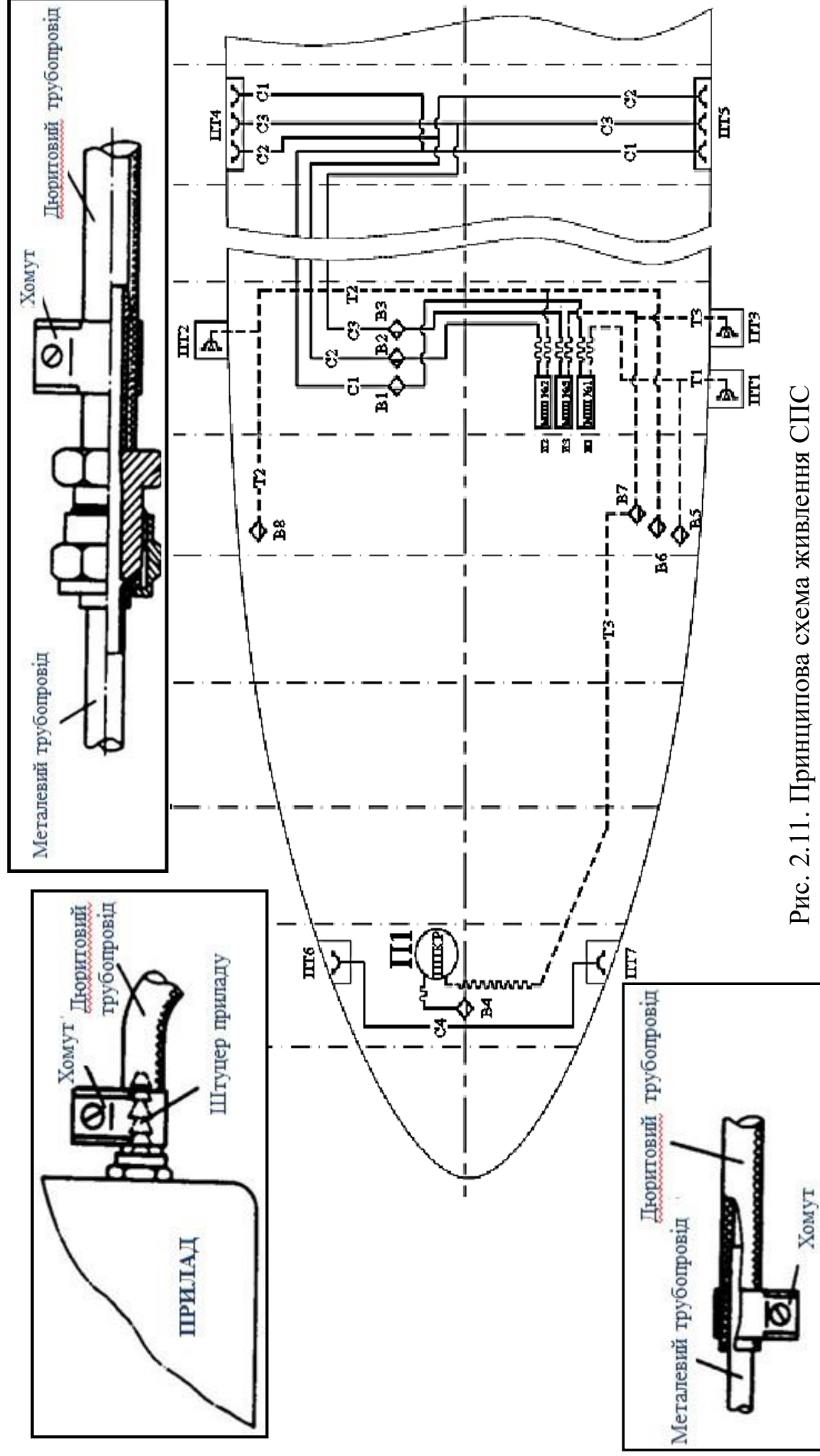


Рис. 2.11. Принципова схема живлення СПС

- ІІІ – пристрій пілогоажний комбінований резервний ІПКР  
 В1-В8 – вологовідстійники  
 ПТ1-ПТ3 – приймач повного тиску  
 ПТ4, ПТ5 – приймач статичного тиску  
 ПТ7, ПТ8 – резервний приймач статичного тиску  
 ІІ-ІЗ – модуль повітряних параметрів МПП № 1, 2, 3  
 - - - - - трубопровід магістралі повного тиску  
 \_\_\_\_\_ – трубопровід магістралі статичного тиску

**Приймач повного тиску** зображений на рис.2.12 та застосовується для сприйняття повного тиску зустрічного потоку повітря, що утворюється при русі літака. У наконечнику є приймальний отвір, що сполучається з камерою повного тиску. З камери тиск передається по трубці зі штуцером в трубопровід, який з'єднується зі штуцером повного тиску Рп на торцевій частині МПП-1-1.

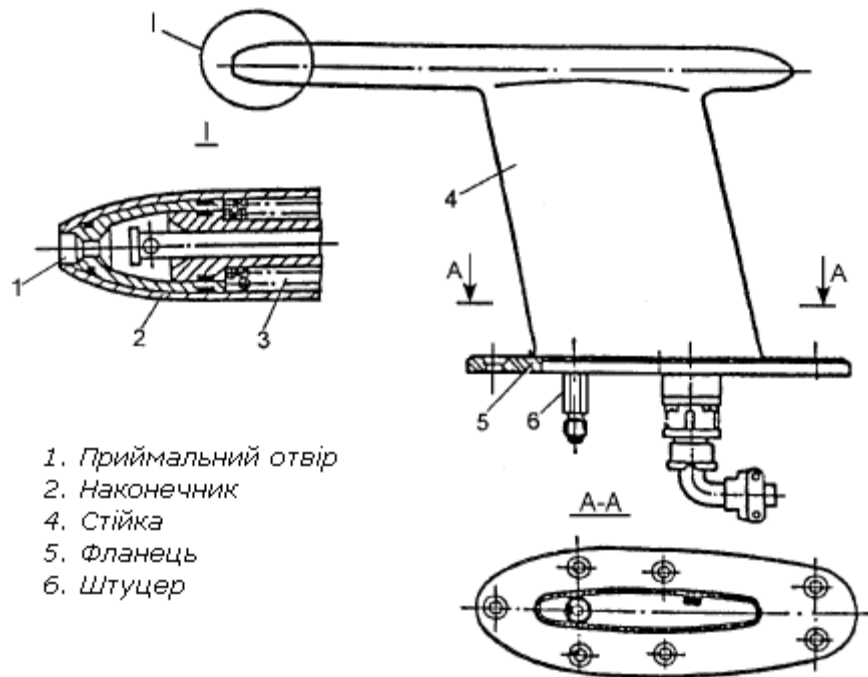


Рис. 2.12. Конструкція приймача повного тиску МПП-1-1

Волога, що потрапляє в камеру з атмосфери, стікає через чотири дренажних отвори в стінці наконечника. Для запобігання обмерзання камери повного тиску і поверхні приймача, він оснащений електричним нагрівальним елементом. Стійка приймача також має електробігрів для захисту від обмерзання. Для кріплення приймача до літака на фланці є сім отворів під гвинти. Приєднання приймача до системи повного тиску здійснюється за допомогою штуцера.

На літаку Ан-148 приймачі ППТ встановлені між шпангоутами № 7-8: два по лівому борту, а один по правому борту.

Приймачі повного тиску разом з трубопроводами утворюють магістралі повного тиску:

- до магістралі повного тиску Д1 (КПС) підключений модуль повітряних параметрів МПП-1-1 № 1.
- до магістралі повного тиску Д2 (2П) підключений модуль повітряних параметрів МПП-1-1 № 2.

- до магістралі повного тиску ДЗ підключені:
  - модуль повітряних параметрів МПП-1-1 № 3;
  - прилад комбінований резервний ППКР - СВС.

Блок контролю повного тиску БКПТ призначений для контролю справності нагрівальних елементів приймача повного тиску та видачі сигналу відмови при обриві хоча б одного нагрівального елемента. На літаку встановлено три блоки БКПТ для кожного з приймачів ППТ.

Основні **приймачі статичного тиску** встановлені біля лівого і правого бортів між шпангоутами № 12-13 (рис. 2.11).

Приймачі статичного тиску разом з трубопроводами утворюють чотири магістралі статичного тиску:

- до магістралі статичного тиску С1 (КПС) підключений модуль повітряних параметрів МПП-1-1 №1;
- до магістралі статичного тиску С2 (2П) підключений модуль повітряних параметрів МПП-1-1 № 2;
- до магістралі статичного тиску С3 підключений модуль повітряних параметрів МПП-1-1 №3;
- до магістралі статичного тиску С4 (резерв) підключений ППКР-СВС;

Трубопроводи системи повного і статичного тиску виконані з матеріалу АМГ-2М.

Трубопроводи магістралей статичного тиску пофарбовані в білий колір, а повного тиску – в чорний.

Дюритові шланги служать для підведення статичного та повного тиску до приладів. На кожен шланг з обох кінців щільно натягаються білі поліхлорвінілові кільця, на які незмивною тушшю наносяться індекси: «С» - для шлангів магістралей статичного тиску та «Д» для повного тиску.

Монтаж трубопроводів магістралей повного та статичного тиску виконаний з ухилом, що забезпечує злив конденсату у відстійники.

На стоянці літака для оберігання трубопроводів від попадання в них пилу і бруду приймачі ППТ прикриваються чохлами з червоними прапорцями, а приймачі статичного тиску – заглушками, які пофарбовані в червоний колір.

Перед польотом чохли з ППТ і заглушки з плит повинні бути зняті.

Вологовідстійники призначені для запобігання потрапляння вологи в МПП та ППРК-СВС, а також для уникнення скупчення її в трубопроводах магістралей повного і статичного тиску. У системі встановлено вісім вологовідстійників:

- три - по лівому борту, між шпангоутами № 6-7,
- один – по лівому борту, між шпангоутами № 2-3,
- чотири -по правому борту, між шпангоутами № 6-8.

Резервний приймач статичного тиску призначений для забезпечення живлення приладу пілотажного комбінованого резервного статичним тиском.

Для сприйняття статичного тиску приймач має групу з семи отворів, які створюють камеру в корпусі. У внутрішню порожнину корпусу вварена трубка на яку приварений штуцер, до якого підключений трубопровід магістралі статичного тиску. Резервні приймачі статичного тиску встановлені біля лівого і правого борту між шпангоутами № 2 і 3 (рис. 2.11).

Для запобігання попаданню в магістраль вологи і бруду на стоянці застосовується спеціальна заглушка. Окрім цього, за допомогою заглушок перевіряється герметичність магістралі статичного тиску, шляхом під'єднання до штуцера заглушки КПА-ППТ.

Органи керування та контролю системи обігріву ППТ зображені на рис.2.13.

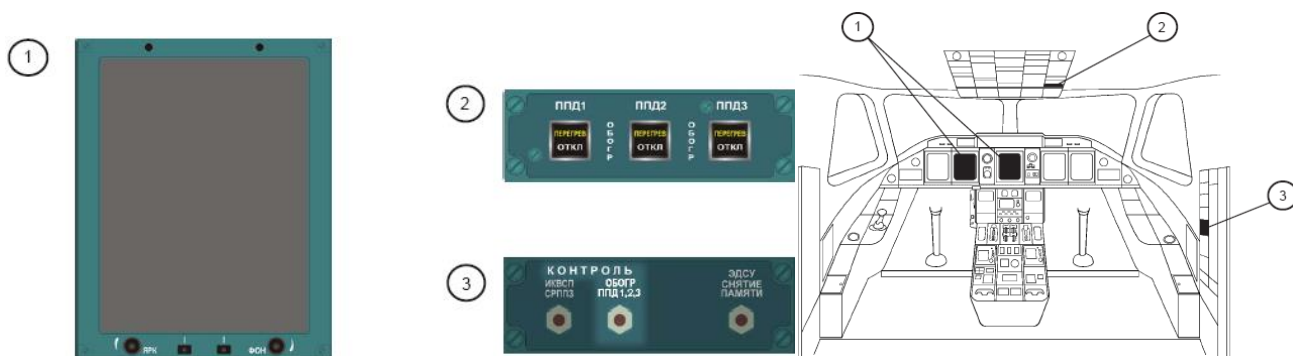


Рис. 2.13. Органи керування та контролю системи обігріву ППТ

Таким чином, комплекси висотно-швидкісних параметрів та системи повітряних сигналів дають змогу визначати висоту польоту і швидкість руху повітряного судна, які являються необхідними умовами обчислення місцяположення літака та його пілотажних характеристик. Вказані параметри

можуть визначатися як окремими приладами, так і комплексними системами повітряних сигналів на основі вимірювання повного (динамічного) та статичного тисків.

Наявність широкої мережі магістральних трубопроводів ставить систему в залежність від типових несправностей властивих системам з пневмопроводами, таких, як:

- негерметичність магістральних трубопроводів;
- закупорка магістральних трубопроводів;
- негерметичність та переповнення водою вологовідстійників;
- забруднення отворів приймачів повного тиску.

Тому необхідно застосувати більш сучасні технології вимірювання тиску і зменшення мережі пневмопроводів, що призведе до усунення типових несправностей та підвищення точності вимірювань.

## РОЗДІЛ 3

### ДАТЧИКИ ТИСКУ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ

#### 3.1 Загальна характеристика датчика тиску

Датчики тиску СПС призначені для сприйняття повного тиску  $P_p$ , статичного тиску  $P_{ст}$  і перетворення їх в електричні сигнали, які поступають у обчислювач в зручній формі з метою обчислення параметрів руху літального апарату.

Датчики тиску відносяться до датчиків первинної інформації для СПС. Параметри руху є однозначними функціями статичного і повного тисків. Датчики тисків багато в чому визначають метрологічні і технологічні характеристики СПС, такі як точність, діапазони вимірювання, надійність, довговічність, габаритні розміри, якість вихідної інформації системи і зручність обслуговування в експлуатації.

Розробкою авіаційних датчиків тисків займаються фірми:

- УКБП, Схід - Росія;
- Rosemount Engineering, Raytheon Technologies, Sperry Rand. Corp., Honeywell Corp., Collins Aerospace - США;
- Solatron Transducer Ltd., Marconi Avionics - Англія;
- Crouzet, Badin-Crouzet, Jaeger - Франція.

Ці фірми розробляють і поставляють високоточні датчики і СПС для установки їх на цивільних, військових літаках, вертольотах та інших літальних апаратах.

Для більш зручного дослідження окремих датчиків їх доцільно представити у вигляді трьохблокової схеми (рис. 2.1):



Рис.3.1. Структурна схема датчика тиску:

$P$  - вимірюваний тиск; 1-первинний перетворювач; 2 - вторинний перетворювач, 3 - блок обробки сигналів;  $X$  - переміщення;  $U$  - електричний сигнал.

У світовій практиці авіаприладобудування найбільш широке застосування знаходять такі групи датчиків тиску: потенціометричні; індуктивні; ємкісні;

вібраційно-частотні; компенсаційні; тензометричні.

Слід звернути увагу на те, що найменування датчика визначається типом другої ланки в структурній схемі (рис. 3.1), або способом сприйняття корисної інформації первинного перетворювача.

Спільним для всіх груп датчиків тиску є наявність первинного перетворювача (чутливого елемента по тиску), який перетворює вимірюваний тиск в переміщення. Виняток становить компенсаційний датчик, первинний перетворювач якого вимірюваний тиск перетворює силу. Найчастіше в якості первинного перетворювача застосовуються плоска пружна мембрана (рис. 3.2), мембранна коробка (рис. 3.3) і сильфон (набір мембранних коробок) [6].

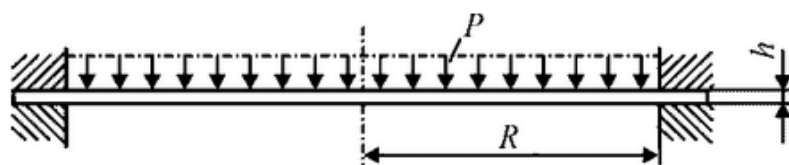


Рис. 3.2. Плоска пружна мембрана:  $R$  – радіус,  $h$  – товщина

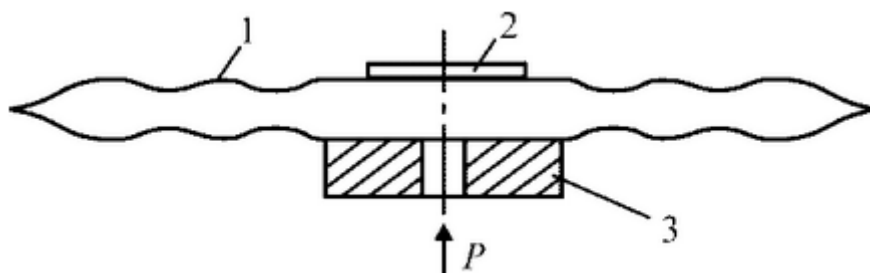


Рис. 3.3. Мембранна коробка: 1-пружна частина коробки, 2- верхній подвижник центр, 3- нижній подвижник центр.

У будь-якому датчику тиску найвідповідальнішим елементом конструкції є його чутливий елемент. Основними статичними характеристиками будь-якого пружного чутливого елемента є:

- залежність переміщення  $x$  від тиску:  $X=f(P)$ ; (1)

- залежність  $F$  від тиску:  $F=f(P)$ ; (2)

На рис. 3.4 наведені тягові характеристики позиційного ЧЕ за рівнянням (1). Залежність тягового зусилля по тиску у відповідності з рівнянням (2) можна вважати пропорційним:

$$F=S_{ef}*P$$

де  $S_{ef}$ -ефективна площа сильфона.

Сутність рівняння (1) не змінюється і для вібраційно-частотного датчика

тиску, виходом чутливого елемента якого є теж переміщення, але у вигляді коливань. Будь пружний чутливий елемент повинен працювати тільки в межах закону Гука, коли сила пружності прямопропорційна зміні переміщення матеріалу.

Основними похибками пружних ЧЕ є пружна післядія, гістерезис і температурна похибка .

Пружна післядія проявляється як похибка у вигляді запізнювання інформації від швидкості наростання тиску. Гістерезис виявляється в неоднозначності вихідної інформації при збільшенні і зменшенні тиску (рис. 3.5). Обидві ці похибки викликаються внутрішніми суперечками матеріалу ЧЕ.

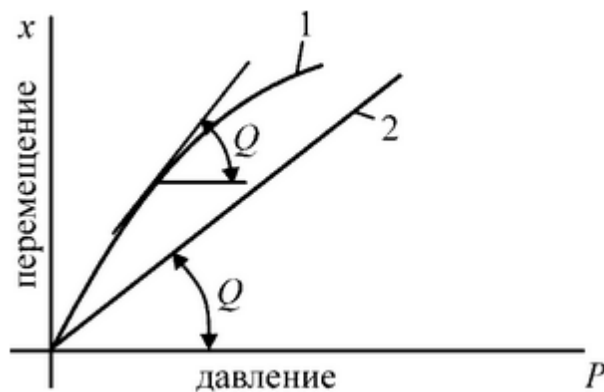


Рис.3.4. Характеристика пружного перетворювача тиску. 1 – нелінійна; 2 – лінійна;  $Q$  – кут нахилу.

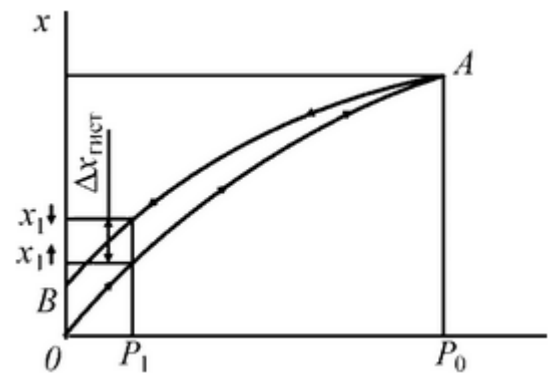


Рис.3.5.Петля Гістерезиса.

Температурна похибка ЧЕ викликається зміною модуля пружності його матеріалу при зміні температури. Чим більше температурний коефіцієнт матеріалу, тим більше температурна похибка ЧЕ.

Для виготовлення металевих ЧЕ найчастіше застосовуються бронза (наприклад, берилієва БрБ2-2, 5) і сталь нержавіюча (1X18H9T). Конкретно для СПС застосовуються пружні чутливі елементи манометричного і анероїдного типів, в принципі дії яких лежить пружна деформація матеріалу під дією різниці тисків (коли на виході переміщення) або виникнення зосередженої сили під дією різниці тисків (у сільфоні).

## 3.2. Типи аерометричних датчиків тиску

### 3.2.1. Потенціометричний датчик тиску

Конструкція, матеріал, габаритні розміри ЧЕ сильно залежать від



вторинного перетворювача (рис. 3.6). У потенціометричному датчику тиску часто застосовується мембранна коробка в якості ЧЕ з досить великими габаритами (40 - 60 мм). Принцип дії цього датчика побудований на зміні електричного опору в залежності від довжини металевго провідника при переміщенні щітки по поверхні провідника.

На рис. 3.6 представлена принципова схема потенціометричного перетворювача переміщення  $x$  в електричну величину  $U$ . Для виготовлення потенціометра використовується тонкий дріт, намотаний в один ряд на ізоляційний каркас (рис. 3.7). Матеріалом дроту може бути константан, платина, сплави платини і срібла. Щітка виготовляється з платини, золота, срібла. Потенціометри можуть бути лінійними, нелінійними і функціональними.

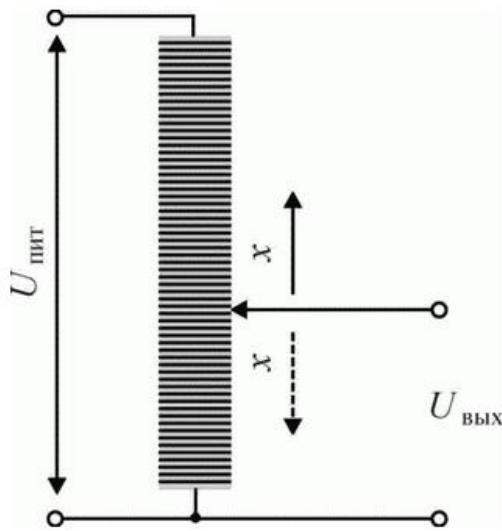


Рис. 3.6. Потенціометричний перетворювач

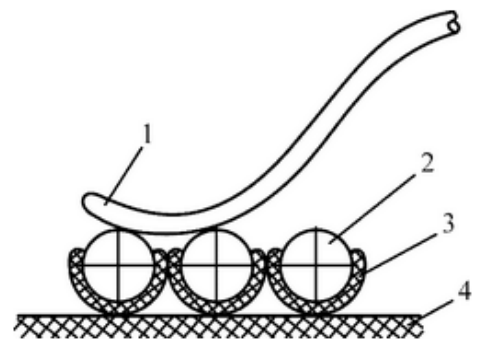


Рис. 3.7. Елементи потенціометра:  
1-щітка, 2-провід, 3- ізоляція, 4-каракас.

Основними похибками потенціометричних датчиків є виткова похибка і похибка від тертя.

На рис. 3.8 наведена характеристика дротяного потенціометра, яка має вигляд драбинки. Поки щітка не пересунеться на один виток  $\Delta x$ , зміни опору не відбувається. Так утворюється виткова похибка потенціометра.

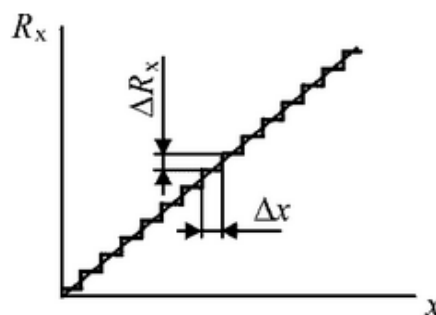


Рис. 3.8. Характеристика потенціометра.  $\Delta R_x$  – ціна одного витка;  $\Delta x$  – поріг переміщення.

Похибка від тертя потенціометричного датчика тиску викликається тертям щітки об провід, яке через механізм датчика приводиться до нерухомого центру пружного чутливого елемента, віднімаючи частину корисного переміщення.

Зменшення похибки від тертя можна досягти за рахунок збільшення габаритів ЧЕ. Все це призводить до протиріччя з мініатюризацією габаритно-масових параметрів датчика. Для усунення виткової похибки іноді застосовують безвиткові потенціометри, коли замість дроту на каркас наноситься струмопровідна маса. До допустимої величини виткову похибку можна звести шляхом застосування багатооборотного потенціометра, наприклад, двадцяти оборотного, як це зроблено в СВС-72.

### 3.2.2. Індуктивний датчик тиску

Індуктивний датчик принципово відрізняється від потенціометричного вторинним перетворювачем, в якості якого в ньому застосовується індуктивний перетворювач переміщення в напругу змінного струму. Індуктивні датчики тиску успішно конкурують на міжнародному ринку через свою простоту, потужного вихідного сигналу і надійності, особливо для вимірювання змінного тиску в діапазоні до 1000 Гц.

Принцип дії індуктивного перетворювача заснований на зміні коефіцієнта самоіндукції дроселя внаслідок зміни повітряного зазору магніопроводу при переміщенні якоря або сердечника щодо обмотки. Коефіцієнт самоіндукції дроселя визначається виразом:

$$L = \frac{0,4\pi\omega^2}{R_o + R_{ж}} \cdot 10^{-8} \quad (3);$$

де  $\omega$  – число витків обмотки;  $R_o$  – магнітний опірповітряного зазору;  $R_{ж}$  – магнітний опір магніопроводу.

Із виразу (3) видно, що коефіцієнт самоіндукції залежить від трьох параметрів -  $\omega$ ,  $R_o$  і  $R_{ж}$ . При зміні будь-якого параметра з цих трьох змінюється загальний опір котушки з сердечником.

Залежно від способів зміни індуктивності та повного опору котушок індуктивні перетворювачі поділяються на перетворювачі із змінним повітряним

зазором, із змінним опором магнітопроводу та із змінним числом витків.

На рис. 3.9 представлена принципова схема індуктивного перетворювача із перемінним повітряним зазором, а на рис. 3.10 показана його характеристика.

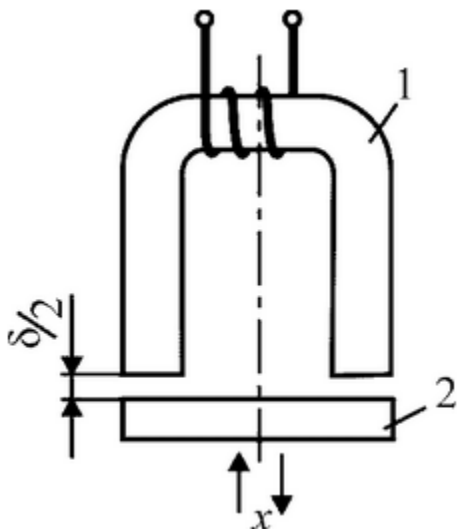


Рис. 3.9. Індуктивний перетворювач:  
 $\delta$  – зазор; 1 – сердечник; 2 – ярмо

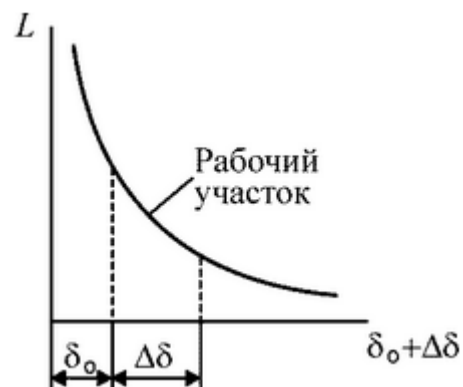


Рис. 3.10 Залежність коефіцієнту самоіндукції від зазору

У світовій практиці авіаприладобудування найбільше застосування знайшли індуктивні перетворювачі з перемінним повітряним зазором різних конструкцій, в тому числі диференціальні.

До позитивних властивостей індуктивних датчиків відносяться висока надійність і практично необмежена довговічність через відсутність контактної тертя; висока чутливість, що дозволяє вимірювати переміщення до 0,001 мм.

До недоліку індуктивного перетворювача слід віднести механічний вплив його на первинний перетворювач (ЧЕ), з яким пов'язаний ярмо, який може притягатися до сердечника.

Кращі зразки індуктивних датчиків тиску зарубіжних і вітчизняних фірм мають такі характеристики: основна похибка  $\pm 0,5\%$  від діапазону, гістерезис  $\pm 0,1\%$ , робочий діапазон частоти вимірювання тиску 0 - 1000 Гц, маса 100 - 150 грам, вихідний сигнал 0 - 5 вольт.

### 3.2.3. Ємнісний датчик тиску

Ємнісний датчик тиску (рис. 3.11) відрізняється вторинним перетворювачем, який представляє собою повітряний конденсатор, одна з пластин якого нерухома, а друга переміщається під дією первинного пружного

перетворювача.

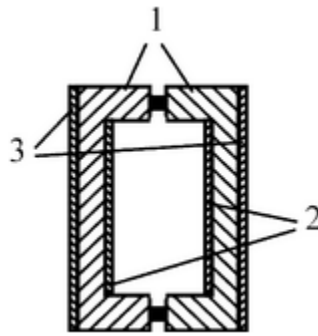


Рис. 3.11. Ємнісний перетворювач:

1-кварцеві діафрагми, 2-пластини конденсаторів, 3- металічне покриття.

Принцип дії ємнісного перетворювача переміщення в напругу заснований на зміні ємності конденсатора при зміні взаємного положення електродів.

Ємність конденсатора вимірюється в фарадах

$$C = \frac{\epsilon S}{\delta} ; \quad (4)$$

де  $\epsilon$  - діелектрична проникність середовища (повітря) між пластинами конденсатора в фарад/см;  $\delta$  - відстань між пластинами в см;  $\epsilon$  - відносна діелектрична проникність середовища.

Із виразу (4) видно, що зміна величини ємності можна досягти шляхом зміни однієї з величин  $\epsilon$ ,  $S$  і  $\delta$ . У малогабаритних, високоточних авіаційних датчиках тиску найчастіше змінюється відстань між пластинами.

До особливостей ємнісного перетворювача відносяться: простота конструкції, високі динамічні характеристики. У зв'язку з цим ємнісні датчики часто застосовують для вимірювання високочастотних процесів зміни тисків. Ємнісний перетворювач необхідно захищати від паразитних ємностей і всіляких сторонніх електричних завад. Для більш надійного захисту перетворювача від всіляких перешкод, у тому числі від забруднення пластин і простору між ними, кварцові діафрагми герметично з'єднують між собою, утворюючи анероїдну коробку. Кварцові мембрани гарантують стабільність розмірів, мінімальний гістерезис і повну відсутність структурної втоми. Одна діафрагма є робочою, безпосередньо сприймає вимірюється тиск, інша діафрагма виконує роль опорної. Під дією тиску робоча діафрагма прогинається всередину, викликаючи

збільшення ємкості.

Ємнісні датчики тиску знайшли широке застосування на літальних апаратах, в тому числі на стратегічному бомбардувальнику В-1, винищувачах F-14, та інших літаках у складі обчислювачів СПС.

Перевагами частотного вихідного сигналу ємнісного датчика тиску є:

- висока заводо захищеність;
- простота обробки обчислювачем (сигнал - код);
- низький вплив зміни напруги живлення;
- висока точність.

Загалом точність ємнісного датчика тиску складає 0,01 - 0,02% від вимірюваної величини.

### 3.2.4. Вібраційно-частотний датчик тиску.

Вібраційно-частотний датчик тиску знаходить широке застосування поряд з іншими датчиками для вимірювання статичного  $P_{ст}$ , повного  $P_{п}$ , і динамічного тисків у складі СПС. Його особливість починається з оригінальності вторинного перетворювача тиску безпосередньо в частоту. Принцип роботи повітряного перетворювача заснований на функціональній залежності частоти резонансних коливань пружного чутливого елемента від величини вимірюваного тиску:

$$f = F(P)$$

В якості пружного чутливого елемента можуть бути струна, мембрана, тонкостінний циліндр і п'єзоелементи. На рис. 3.12 представлений датчик надлишкового тиску з віброуючою струною.

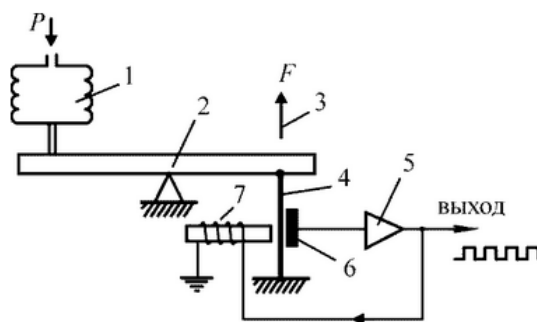


Рис.3.12. Принципова схема частотного струнного датчика тиску: 1 – сильфон; 2 – балка з опорою; 3 – сила натягу струни; 4 – струна; 5 – підсилювач; 6 – ємність; 7 – котушка

збудження коливань струни.

Вторинний перетворювач у всіх трьох випадках являє коливальну систему, що містить інерційний елемент у вигляді маси, здатної накопичувати кінетичну енергію, і елемент, здатний накопичувати потенційну енергію, в якості якого виступає пружний елемент.

У вібраційно-частотних датчиках тиску використовується система самозбудження безперервної генерації частот. Для цього використовується індуктивний і ємнісний перетворювачі переміщення в електричний сигнал (рис. 3.13 і рис. 3.14 відповідно).

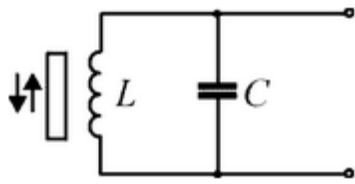


Рис. 3.13. Індуктивний перетворювач

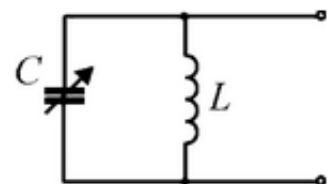


Рис. 3.14. Ємнісний перетворювач

На рис. 3.15 представлена принципова схема частотного мембранного датчика абсолютного тиску ( $P_{ст}$ ). Особливістю цього датчика є те, що вторинним перетворювачем є два п'єзоелемента - елемент збудження 1 і елемент сприйняття сигналів 2.



Рис. 3.15. Принципова схема частотно-мембранного датчика тиску.

В основі роботи таких елементів лежить п'єзоефект, що забезпечує перетворення вхідного електричного напруги в механічне напруження в тілі мембрани (зворотній п'єзоефект) і відповідну реакцію по виходу у вигляді зарядів на електродах 2, що виникають в результаті деформацій вібратора-мембрани під дією механічних напруг (прямий п'єзоефект). Мембрана і корпус виготовлені з одного матеріалу - кварцу. Елемент 1 отримує імпульси від підсилювача і

розгойдує мембрану 1. Елемент 2 сприймає ці коливання, виробляє сигнал, пропорційний власній частоті мембрани: Як і в струнному датчику встановлюються безперервні коливання, так як з виходу підсилювача постійно надходять сигнали на вхід елемента збудження.

Американська фірма Bendix випускає мембранний вібраційно-частотний датчик за схемою рис. 3.15 з наступними характеристиками: похибка - не більше 0,01% від тиску; гістерезис 0,1 мм рт. ст.; діапазон абсолютного тиску від 0 до 750 мм рт. ст.; частота вихідного сигналу від 2,5 до 5, кГц.

На рис. 3.16 представлена принципова схема вібраційно-частотного датчика тиску з циліндровим резонатором.

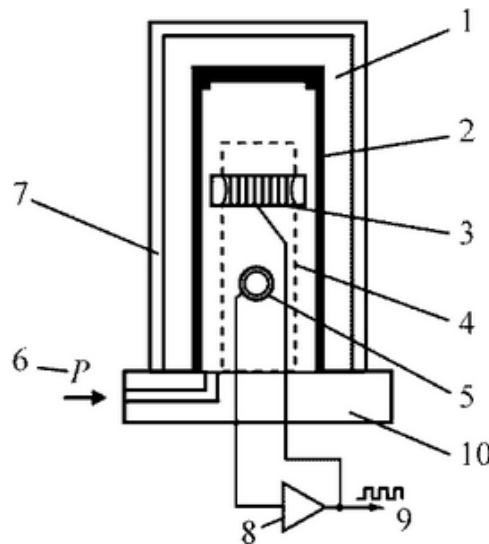


Рис.3.16. Принципова схема частотного датчика з циліндричним резонатором.:

1 - опорний вакуум; 2 - циліндр; 3 - котушка збудження; 4 - елементи системи самозбудження; 5 - котушка знімання сигналу; 6 - тиск; 7 - корпус, 8 - підсилювач; 9 - вихід; 10 – основа.

Принцип дії датчика заснований на залежності власної частоти пружного елемента від величини його внутрішнього механічного напруги, викликаного дією вимірюваного тиску. Резонатор 2 розташований всередині герметичного циліндричного корпусу 7, які разом закріплені на загальному підставці 10. Такий датчик забезпечує вимірювання статичного чи повного тиску. Вимірюваний тиск  $P_{ст}$  подається у внутрішню порожнину резонатора. Резонансні коливання стінки резонатора збуджуються за допомогою індуктивного перетворювача. У цьому ж перетворювачі наводиться електрорушійна сила, цей сигнал надходить на підсилювач і по каналу зворотного зв'язку подається на котушку збудження.

Встановлюються незгасаючі коливання стінок циліндричного резонатора на власній частоті, величина якої залежить від вимірюваного тиску:

Резонатор виготовляється за спеціальною технологією з високоякісних сталей. Датчиками тиску за схемою рис. 3.17 займається англійська фірма Solatron. В даний час вона випускає серію таких датчиків для СПС цивільних і військових літаків. Базовий датчик цієї фірми типу NT 3082 (літак Торнадо) має такі характеристики: похибка -  $\pm 0,01\%$  від тиску, діапазон тисків ( $P_p$ ) - від 0 до 2600 мм рт. ст., гістерезис - 0,001 - 0,005% від діапазону, вихідний сигнал - цифровий код, напруга живлення -  $\pm 28$  В, споживана потужність - 1 Вт, маса - 0,24 кг, габаритні розміри - 62,8мм (довжина), 24, 5мм (діаметр).

### 3.2.5. Компенсаційний датчик тиску.

Принцип дії компенсаційного датчика тиску заснований на методі силової компенсації вхідного впливу. Вимірюваний тиск перетвориться в силу за допомогою сильфона, яка порівнюється з еталонною силою, що зберігається в елементі основного зворотного зв'язку датчика (рис. 3.17).

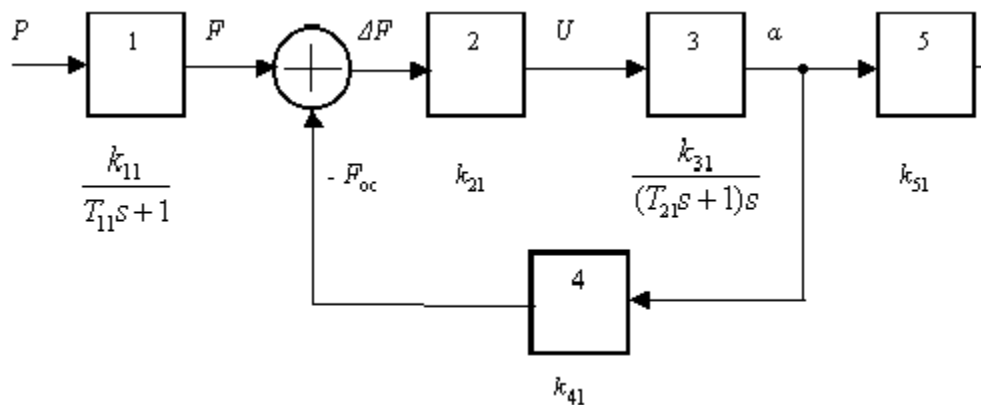


Рис. 3.17. Структурна схема датчика тиску, побудованого на схемі силової компенсації:

1 - чутливий елемент; 2 - нуль-елемент, 3 - підсилювач з двигуном; 4 - основний зворотний зв'язок (пружина), 5 - вихідний пристрій

У зв'язку з тим, що при вимірюванні тиску мають справу з силами, то компенсаційну схему називають схемою силової компенсації. Можливе здійснення безлічі різновидів схем і конструкцій, побудованих на даній схемі.

У сучасних датчиках тиску для СПС як еталон сили застосовується котушка з намотуванням, поміщена в полі постійного магніту (рис. 3.18). Чутливим



елементом є сиффон. Вимірюваний тиск надходить у сиффон, викликає незначну деформацію, коромисло 7 повертається, змінюється індуктивний опір котушок 1, включених в схему моста. Сигнал розбалансу надходить в підсилювач-демодулятор 2, посилюється і надходить у вигляді постійного струму в котушку 4, жорстко пов'язану з коромислом 7. Взаємодія електричного струму котушки 4 з полем магніту 3 призводить до появи сили, яка врівноважує силу сиффона 6. Котушки нуль-елементу 1 включені протилежно дії сили сиффона.

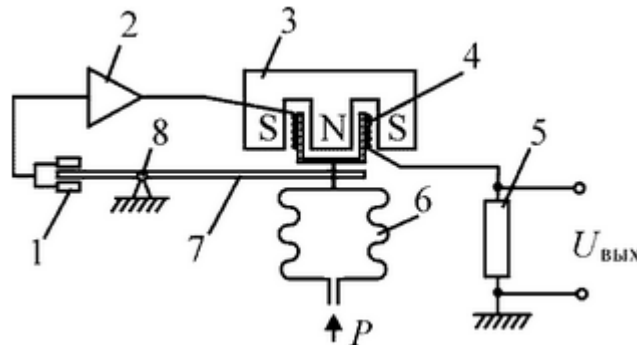


Рис. 3.18. Принципова схема компенсаційного датчика тиску:

- 1 - нуль-елемент; 2 - підсилювач; 3 - постійний магніт, 4 - силова котушка, 5 - резистор; 6 - сиффон; 7 - коромисло; 8 - безлюфтовий пружний шарнір

При малих деформаціях сиффона його жорсткість практично постійна, а значить струм, що протікає в котушці 4, пропорційний вимірюваному тиску. Вихідним сигналом датчика є напруга постійного струму, що знімається з резистора 5, який включений послідовно з намотуванням котушки 4.

Датчиками тиску для СПС на схемі силової компенсації займаються кілька відомих у світі фірм. Але найбільших результатів досягла французька фірма Crouzet. Її датчики тиску типу «43» і «44» для вимірювання статичного і диференціального тисків мають такі характеристики: похибка від діапазону  $\pm 0,01\%$ , роздільна здатність 0,00075 мм рт. ст., гістерезис менш 0,0075 мм рт. ст., напруга живлення  $\pm 15$  В, споживана потужність 1 - 2 Вт, маса 0,26 кг, габаритні розміри 58x59x68 мм.

До недоліків компенсаційних датчиків тиску в цілому слід віднести те, що вихідним сигналом її є безперервний аналоговий сигнал. Для його використання в цифрових СПС потрібне застосування додатково високорозрядних АЦП, що призводить до втрати точності і подорожчання системи.

### **3.3. Похибки датчиків тиску.**

Розглянемо основні джерела похибок датчиків тиску:

До інструментальних похибок датчиків тиску відносяться:

1. Шкалові похибки;
2. Похибки, що викликаються тертям в механізмі;
3. Похибки від нерівноваженості деталей передавально-розмножувального механізму;
4. Температурні похибки;
5. Похибки гістерезису.

Інструментальні помилки виникають внаслідок недосконалості виготовлення механізму датчика, зносу деталей і зміни пружних властивостей чутливого елемента. Вони визначаються в лабораторних умовах. За результатами лабораторної перевірки складаються таблиці, в яких вказуються значення інструментальних поправок для різних висот польоту. У теж час головні переваги кремнієвих датчиків в порівнянні з аналогічними приладами на основі металевих мембран - це довготривала стабільність параметрів. Однорідний кристал кремнію є ідеальним матеріалом для прийому зусиль завдяки своїй понад еластичності, що не міняється навіть при екстремальних навантаженнях. Йому не властива в порівнянні із сталевими діафрагмами зміна форми після зняття зусилля. Він або зберігає свою точну первинну геометрію, не залежно від величини докладеного зусилля, або руйнується у разі гранично допустимої деформації.

Найбільшу величину мають похибки від тертя і температурні похибки.

Похибка, що викликається тертям в механізмі, обумовлена наявністю сил тертя в сполучених деталях кінематичного ланцюга (в шарнірах, осях, зубчастих парах і т.д.) і тертям між щіткою і потенціометром.

Зміна температури навколишнього середовища в порівнянні з температурою градування призводить до наступних похибок:

- а) зміна модуля пружності матеріалу, з якого виготовлений пружний чутливий елемент;
- б) неоднакове лінійне розширення деталей з різних матеріалів при зміні температури;

в) зміна опорів рамок логометра.

Величина похибки від зміни модуля пружності неоднакова по всій шкалі: при нульовій різниці тисків, похибка дорівнює нулю; із збільшенням різниці тисків похибка зростає.

Неоднакове лінійне розширення деталей при зміні температури призводить до додаткового переміщення передавально-розмножувального механізму і, відповідно, до зміщення стрілки приладу. Виникаюча при цьому похибка показання приладу пропорційна величині зміни температури і має однакову величину по всій шкалі, тобто не залежить від вимірюваного тиску. Для усунення цієї похибки підставу і тягу механізму слід виготовляти з однакового матеріалу.

Крім того, для усунення контактної тертя щіток потенціометра застосовують безконтактні перетворювачі - індуктивний датчик переміщення, якір якого пов'язаний з жорстким центром мембрани.

Електричний сигнал неузгодженості, що знімається з індуктивного датчика через випрямний міст, подається на логометричний покажчик аналогічно потенціометричному датчику.

Аеродинамічні помилки є результатом неточного виміру атмосферного тиску на висоті польоту із-за спотворення повітряного потоку в місці його прийому, особливо при польоті на великих швидкостях. Ці помилки залежать від швидкості польоту, типу приймача повітряного тиску і місця його розташування.

### **3.4. Шляхи вдосконалення датчиків тиску**

Вдосконалення датчиків тиску для СПС ведуться в наступних напрямках:

1. Підвищення точності вимірювання до умов роботи при всіх дестабілізуючих чинниках (вібрація, удари, прискорення, температура і т.д.). Кращі зразки датчиків мають похибку, що не перевищує 0,01 - 0,02% від діапазону вимірювання. Така висока точність до датчиків пред'являється у зв'язку з необхідністю обчислень параметрів руху на рівні міжнародних вимог.

2. Підвищення стабільності інформації за часом, що означає здатність зберігати стабільні значення датчиків протягом тривалого часу.

3. Розширення діапазонів вимірювання. Особливу складність мають

вимірювання найменших значень поряд з вимірами великих величин.

4. Підвищення надійності датчиків. Середнє напрацювання на відмову деяких датчиків складає близько 40 000 годин (фірма Crouzet, Франція).

5. Зменшення споживаної потужності. Використання переваг напівпровідникової технології. У кращих зразків напівпровідникових датчиків споживана потужність становить 1,5 - 5 Вт.

6. Удосконалення чутливих до тиску елементів датчиків.

7. Застосування в датчиках тиску мікропроцесорів та мікроелектроніки з метою переходу від аналогових датчиків до цифрових. Завдяки вбудовуванню в датчик електронного блоку, інформація щодо тиску не тільки перетворюється в електричний сигнал, але і обробляється до зручної для СПС форми цифрового сигналу.

Таким чином, оскільки в більшості авіаційних датчиків тиску застосовується механічне переміщення чутливих елементів, це призводить до наявності інструментальних похибок вимірювальних величин. Тому для підвищення точності вимірювань повітряних сигналів необхідно механічні датчики замінити на мікромеханічні датчики тиску на основі кремнієвих чутливих елементів. Головні переваги кремнієвих датчиків є довготривала стабільність параметрів, стала еластичність кристалу при екстремальних навантаженнях та відсутність механічних рухомих елементів.

## РОЗДІЛ 4

### НАПІВПРОВІДНИКОВІ ДАТЧИКИ ТИСКУ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ

#### 4.1. Напівпровідникові датчики тиску

Проведений аналіз існуючих датчиків тиску показав, що точність їх вимірювань великою мірою залежить від наявності інструментальних та аеродинамічних похибок, які не властиві напівпровідниковим датчикам тиску. Особливістю напівпровідникового датчика тиску є те, що його чутливий до тиску елемент виготовляється з напівпровідникового матеріалу, наприклад, кремнію або сапфіру.

Застосування кремнію дозволяє розробити чутливі елементи з малими габаритами, з високою чутливістю, надійністю і стабільністю, підвищеною вібробезпечністю через малу рухому масу, високим терміном служби. Особливо принципове значення застосування напівпровідникових матеріалів для виготовлення чутливих елементів має їх поєднання з бурхливим розвитком мікроелектроніки і мікропроцесорної техніки. Це дозволило виготовляти ці елементи на основі технології інтегральних схем, коли весь датчик складається з чіпу. Тиск сприймається кристалом з товщиною порядку 0,25 мм і площею від 0,08 до 0,1 м<sup>2</sup> (залежно від діапазону вимірювання). Прикладом таких датчиків є датчик ST3000 фірми Honeywell Corp. (США), який має похибкою вимірювання  $\pm 0,1\%$  від діапазону.

Чутливим елементом к датчиків тиску є тонка, частіше кремнієва пластинка, яку умовно можна назвати мембраною, як правило прямокутна або кругла в плані. Вона може бути однакової по товщині або із твердим, недеформуємим центром, що мають по контуру пружну перемичку.

До найважливіших технічних характеристик мікродатчиків тиску (МДТ) відносяться робочий діапазон виміру, чутливість до вимірюваного тиску, вихідна напруга.

Усі датчики тиску характеризуються складовими похибок: нелінійністю характеристики, гістерезисом при зміні температури й тиску, температурним

дрейфом початкового зсуву й чутливості.

По виду вимірюваного тиску розрізняють абсолютні (для виміру абсолютного тиску), диференціальні (для виміру різниці тисків), відносні (для виміру надлишкового над атмосферним тиску) і вакуумні (для виміру ступеня розрідження) датчики тиску рис. 4.1. [7].

За принципом дії датчики тиску діляться на прилади прямого й компенсаційного виміру (перетворення). У приладах прямого виміру, які іноді називають пристроями розімкнутої конфігурації, перетворення вимірюваного тиску в електричний сигнал прямо залежить від властивостей матеріалу, насамперед, мембрани. Внаслідок цього подібні пристрої повинні індивідуально калібруватися, що може привести до збільшення їх вартості.

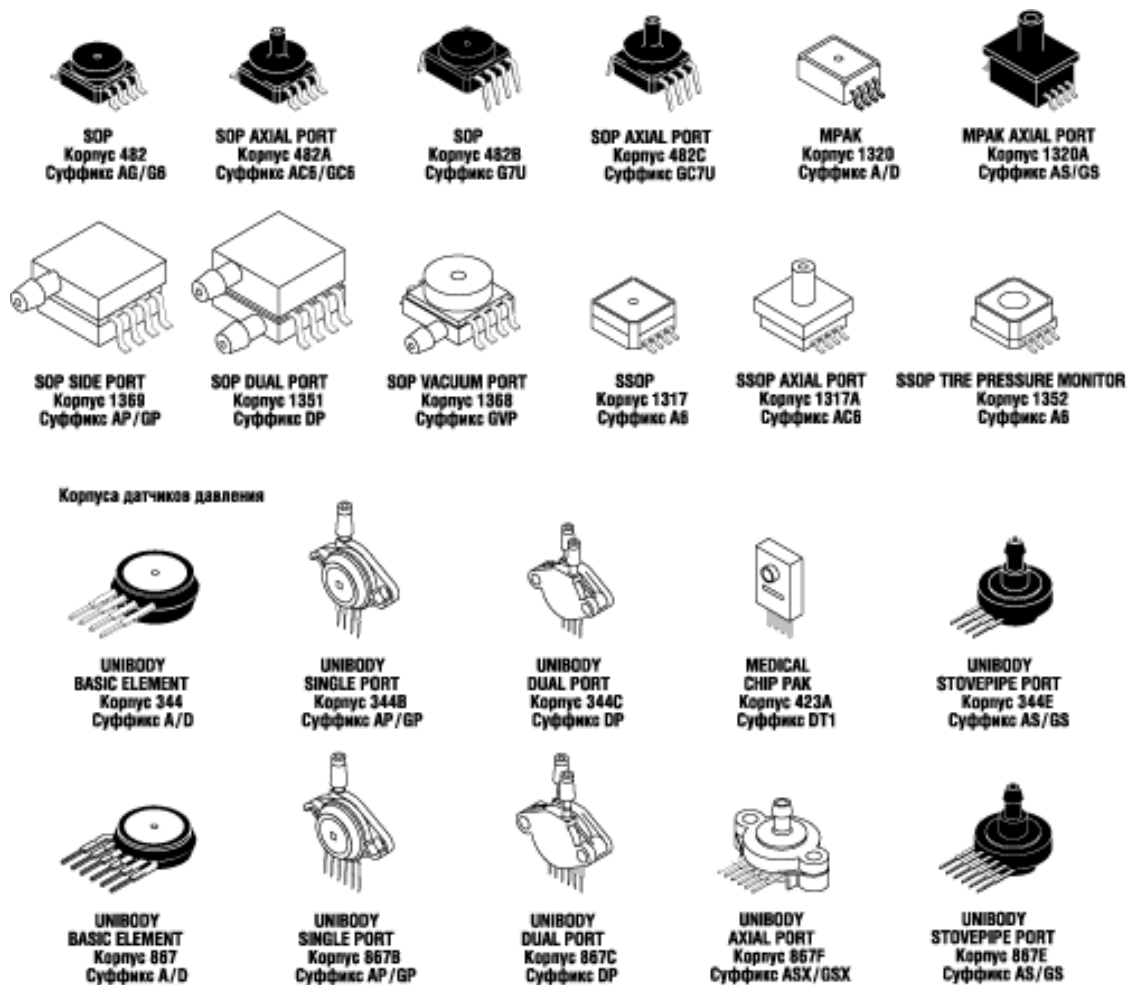


Рис. 4.1. Зовнішній вигляд напівпровідникових датчиків тиску

У приладах компенсаційного виміру, якщо виконавчий елемент датчика сили (актуатор) не залежить від властивостей матеріалу, прилад буде менш сприйнятливий до зміни характеристик матеріалу.

Мембрани датчиків тиску прямого перетворення можуть бути як без твердого центру, так і з ним. У першому випадку в якості перетворювачів деформацій використовуються дифузійні або епітаксціальні тензорезистори. У мембранах із твердим центром можна застосовувати ємнісні, магниторезистивні й інші перетворювачі переміщень. У датчиках тиску компенсаційного перетворення використовуються мембрани із твердим центром, на якому розміщуються елементи перетворювача переміщень і силові елементи ланцюги зворотному зв'язку, які можуть бути електростатичного або магнітоелектричного типу, аналогічно акселерометрам.

У якості перетворювачів переміщень або деформацій мембран частіше застосовуються напівпровідникові перетворювачі (НП), які мають недоліки, що суттєво залежні від технології їх виготовлення. У НП, виконаних за технологією об'ємного кремнію, наявність р-п переходів обмежує температурний діапазон використання датчиків тиску ( $\leq 100$  °С). У НП, виготовлених з полікремнію, що володіє низкою тензочутівістю, тензорезистори з ізоляцією з діоксиду кремнію мають малу амплітуду вихідного сигналу. НП на основі структур "кремній на сапфірі" властиві недоліки, обумовлені розбіжністю кристалічних ґрат цієї пари, високою вартістю й складністю обробки сапфіру.

Найбільш прогресивними, що мають потенційні можливості, є датчики тиску, у яких НП виготовляються методом формування структур "кремній на діелектрику". Відповідні технології можуть забезпечити створення МДТ, які здатні працювати при температурі  $>100$ °С, відрізняються поліпшеною стабільністю характеристик і стійкістю стосовно впливу різних фізичних полів.

Діапазон вимірів тиску перебуває в широких межах: 0...500 кПа. Найбільш складним є створення датчиків малих тисків (від одиниць до десятків паскалсй) і датчиків пульсацій малих тисків. Датчики тиску виготовляють у вигляді автономних приладів контролю й керування, а також як пристрою, використовувані в складі інших приладів: витратомірів, показчиків повітряної швидкості, висотомірів, варіометрів і ін.

## **4.2. П'єзоелектричні датчики тиску**

Загалом п'єзоелектричні датчики можна розділити на два великих класи в залежності від фізичних ефектів, що лежать в їх основі.

До першого класу відносяться датчики, що використовують прямий п'єзоэффект. Ці перетворювачі надалі ми будемо називати п'єзо датчиками на прямому п'єзоэффекті. Вони використовуються для вимірювання лінійних та вібраційних прискорень, динамічних і квазістатичних тисків і зусиль, параметрів звукових і ультразвукових полів та ін.

До другого, не менш великого класу п'єзодатчиків відносяться так звані резонансні п'єзодатчики. В їх основі може лежати зворотний п'єзоэффект (резонансні п'єзодатчики на основі п'єзоелектричних резонаторів), а також зворотний і прямий п'єзоэффекти (резонансні п'єзо датчики на основі п'єзоелектричних трансформаторів). Крім того, в їх основі лежать інші фізичні ефекти (тензочутливість, акусточутливість, термочутливість і ін.), що дозволяє використовувати їх для вимірювання статичних і динамічних тисків і зусиль, лінійних і вібраційних прискорень, концентрації речовин в газах, в'язкості, кутів нахилу та ін.

Тому дослідження п'єзоелектричного вимірювача тиску є актуальним завданням та розглядається у даній роботі.

### **4.2. Особливості роботи п'єзоелектричних датчиків.**

У п'єзоелектричних датчиках як первинний перетворювач використовують кристали деяких діелектриків, що характеризуються п'єзоелектричними властивостями [9].

П'єзоэффект полягає в тому, що при стиску або розтягу пластини, виготовленої з такого кристала, на гранях виникає електричний заряд, пропорційний до діючої сили. Знак заряду залежить від виду деформації і при переході від стиску до розтягу змінюється на протилежний.

П'єзоэффект є оборотним. Це означає, що коли вмістити таку пластину в електричне поле, геометричні розміри її змінюються. Ця зміна тим більша, чим більший електричний потенціал, під яким перебувають грані п'єзопластини.



Матеріали, що мають п'єзоелектричні властивості: кварц, сегнетова сіль, фосфат амонію, кераміка титанату барію тощо.

Найбільшу чутливість серед них має сегнетова сіль. Проте п'єзоелектричні властивості її значною мірою залежать від температури, а при температурі  $38^{\circ}\text{C}$  майже зникають.

Для побудови точних вимірювальних пристроїв використовують пластинки із кварцу, що пояснюється його високою механічною та електричною міцністю. П'єзоелектричні властивості кварцу меншою мірою залежать від температури і не змінюються навіть при температурі до  $250\text{...}300^{\circ}\text{C}$ . Важлива перевага кварцу – лінійність його характеристик при навантаженні аж до зруйнування.

У кристалах кварцу розрізняють такі головні осі (рис. 4.2).

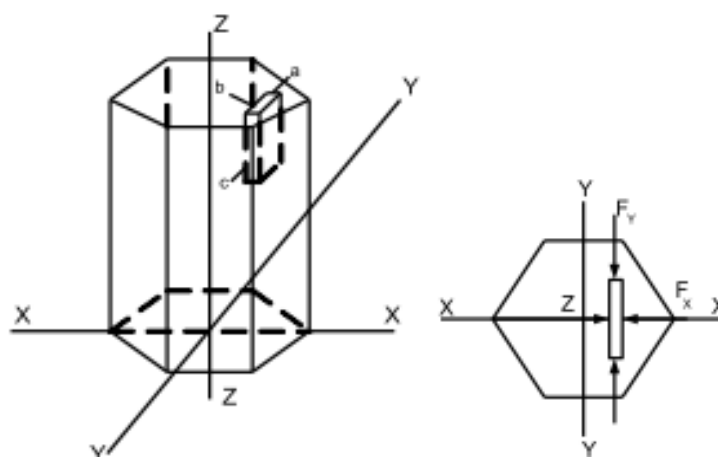


Рис 4.2. Осі симетрії в кристалі кварцу

Поздовжню вісь  $z - z$  називають оптичною; вісь  $x - x$ , що проходить через ребра шестигранної призми нормально до оптичної осі, – електричною; вісь  $y - y$ , нормальну до граней, – механічною.

Якщо з кристала кварцу вирізати пластину так, щоб її грані були паралельні електричній, оптичній і механічній осям, то під впливом сил  $F_x$  і  $F_y$ , що діють перпендикулярно до оптичної осі, пластина електризується; на площинах, перпендикулярних до електричної осі, виникають заряди.

При дії сили, направленої вздовж оптичної осі, кварцова пластина не електризуватиметься. Кількість електрики, що виникла на площинах пластини при прикладенні однорідної розтягуючої (стискаючої) сили, знаходять за таких умов.

1. Сила  $F$  направлена вздовж електричної осі:

$$Q = k_1 F_x. \quad (4.1)$$

2. Сила  $F_x$  направлена вздовж механічної осі:

$$Q = -k_1 \frac{S_x}{S_y} F_y, \quad (4.2)$$

де  $Q$  – електричний заряд, Кл;

$F_x, F_y$  – сили, що діють перпендикулярно до оптичної осі пластини, Н;

$S_x, S_y$  – площі поверхонь, перпендикулярних до відповідних осей;

$k_1$  – п'єзоелектрична стала (для кварцу  $2,14 \cdot 10^{-12}$  Кл/Н).

Рівняння (4.2) показує, що величини зарядів, які виникають на гранях  $bc$  під дією сили  $F_x$ , не залежать від геометричних розмірів пластини. П'єзоефект, що виникає під дією сили  $F_x$  називають поздовжнім. Його здебільшого використовують при побудові п'єзоелектричних приладів. Під дією сили  $F_y$  заряди також виникають на гранях  $bc$ , проте їх величина згідно з рівнянням (4.2) залежить від геометричних розмірів пластини. Цим іноді користуються, щоб підвищити чутливість п'єзоперетворювача, збільшивши відношення  $S_x/S_y$ .

Знак « $\rightarrow$ » у рівнянні (4.2) показує, що при розтягуючих силах вздовж осі « $y$ » знаки зарядів будуть протилежними порівняно з випадком, коли розтягуючі сили направлені вздовж осі « $x$ ».

П'єзоефект, що виникає під дією сили  $F_y$ , називають поперечним. П'єзоелектричні перетворювачі застосовують для побудови приладів, призначених для вимірювання змінних тисків, прискорень, сил. Щоб збільшити чутливість п'єзоперетворювача, використовують відразу кілька пластин, які послідовно навантажують однією й тією ж самою силою (рис 4.3).

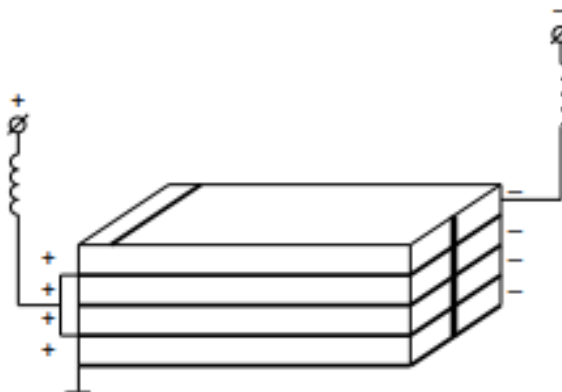


Рис. 4.3. Схема п'єзопакету.

В п'єзопакеті всі грані з позитивними і негативними зарядами електрично з'єднані. Таким чином, загальний заряд, що його отримують на перетворювачі, дорівнює сумі зарядів окремих пластин.

Щоб отримати п'єзопакет, грані пластин, з яких знімається заряд, металізують колоїдним сріблом і далі склеюють, використовуючи це металізоване покриття. Як правило, пакети з п'єзопластин мають більшу міцність, ніж окремі п'єзоелементи. Проте такі п'єзопакети мають нижчу частоту коливань.

Власна частота однієї пластини

$$f = \frac{k_2}{d}, \quad (4.3)$$

де  $k_2$  – коефіцієнт пропорційності (для кварцу  $k_2=2280$  кГц·мм, для сегнетової солі  $k_2=1540$  кГц·мм, для титанату барію  $k_2=2200$  кГц·мм);  $d$  – товщина п'єзопластини, мм.

### 4.3. Чутливі елементи мікромеханічних датчиків тиску

ЧЕ мікромеханічних датчиків тиску (МДТ) є мембрана з тензорезисторними або іншими перетворювачами переміщень мембрани. На рис 4.4 наведені розповсюджені форми ЧЕ МДТ.

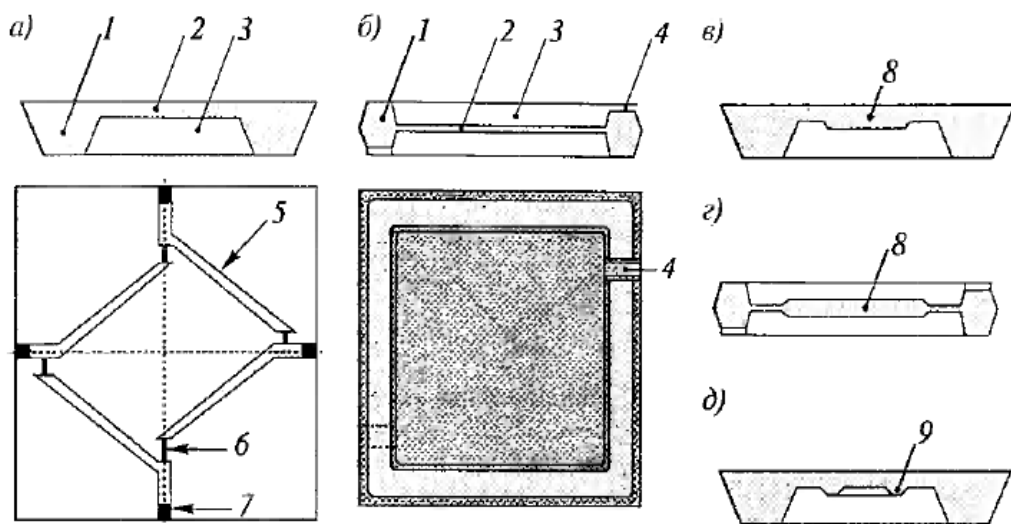


Рис. 4.4. Варіанти ЧЕ датчиків тиску: а)- асиметрична мембрана;

б) - симетрична мембрана; в) і г)- мембрани зі жорстким центром; д)- подвійна мембрана зі жорстким кільцем; 1- корпусна пластина; 2- мембрана з жорстким закладенням по контуру; 3- підмембрана камера; 4- канали підводу тисків; 5- провідяща доріжка; 6- інтегральний тензорезистор; 7- контактна площадка; 8- жерсткий центр; 9- жорстке кільце.

Варіант, представлений на рис 4.4.а. — це плоска інтегральна мембрана з повним тензорезисторним мостом. Найчастіше мембрану виконують із «п-кремнію в площині (100), прямокутної в плані, а дифузійні (імплантовані) або епітаксиальні тензорезистори - р-провідності. З такими ЧЕ можлива побудова датчиків для виміру абсолютних, надлишкових і різницевих тисків. З корпусними деталями ЧЕ з'єднують за допомогою проміжних боросилікатних скляних пластин дифузійним зварюванням в електричному полі.

Верхня межа вимірюваних тисків поширюється до 250 МПа, а точність виміру перебуває на рівні 1 %. Варіант, показаний на рис 4.4 б) є різновидом варіанта рис 4.4 а) і являє собою симетрично розташовану щодо корпусної пластини плоску мембрану. Застосовують цей варіант переважно з диференціальними ємнісними датчиками переміщень.

Пружні характеристики симетричної мембрани, а також технологічні процеси її виготовлення аналогічні попередньому варіанту. Мембрани із твердим центром (варіанти рис 4.4 , в і г), а також із твердим кільцем (варіант рис 4.4 д ) розширюють можливості ЧЕ. Призначення твердого центру залежить від типу застосовуваного перетворювача деформації (або переміщення) в електричний сигнал.

Так, наприклад, при використанні тензорезистивного перетворювача для інтегральної мембрани із твердим центром підвищується концентрація напруги в тонкій перемичці й суттєво поліпшується лінійність характеристики. У випадку використання ємнісного перетворювача переміщень твердий центр відіграє роль рухливого електрода диференціального ємнісного датчика.

Недоліком застосування твердого центру є те, що датчик тиску стає чутливим до лінійного й кутового прискорення. Для повного виключення впливу прискорення виконують два ідентичні датчики тиску на одній корпусній пластині, причому другий датчик закритий від впливу тиску й реагує тільки на прискорення, а корисний сигнал у вигляді різницевого значення виділяється за допомогою електронної схеми.

Основне призначення мембрани з подвійною оправою (рис 4.4 д) - виключення температурної напруги, що виникає в місці з'єднання зовнішньої

оправи з металевою корпусною деталлю. Тонка перемичка між зовнішньої й внутрішньої оправами гасить температурна напруга. Внутрішня мембрана, оправою якої служить плаваюче тверде кільце, є робочою. Тензорезисторний перетворювач при цьому розміщують на внутрішній мембрані аналогічно варіанту рис 4.4 а. Інше застосування двохоправної мембрани можливо в якості двотижневого ЧЕ. При цьому тензорезисторні перетворювачі виконують як на зовнішній, так і на внутрішній мембранах .

До основних характеристик датчиків тиску належать:

1. Розмах вихідної напруги (Full Scale Span -  $V_{fss}$ ) визначається як різниця між вихідною напругою при максимальному сертифікованому робочому тиску і напругою при мінімальному сертифікованому робочому тиску.

2. Початкове зміщення( $V_{off}$ ) визначене як вихідну напругу при дії на датчик мінімального сертифікованого тиску.

3. Точність (сумарна похибка) складається з:

Нелінійності	Відхилення вихідної напруги від лінійної залежності $P/ V_{out}$
Гістерезису температури	Різниця вихідної напруги при зміні температури від мінімуму до максимуму, або навпаки, при прикладеному нульовому диференціальному тиску
Гістерезису тиску	Різниця вихідної напруги при зміні сертифікованого тиску від мінімуму до максимуму, або навпаки, при 25 С
Стабільності зміщення	Різниця вихідної напруги після 1000 циклів зміни температури від - 40 до 125 С і додатки 1.5 мільйона мінімальних сертифікованих циклів тиску
Температурної помилки	Різниця вихідної напруги в діапазоні температур від 0 до 85 С відносно температури 25 С
Помилки зміщення	Різниця вихідної напруги, при додатку мінімального сертифікованого тиску в діапазоні температур від 0 до 85 С відносно температури 25 С
Відхилення від номіналу	Відхилення від номінальних значень зміщення або розмаху вихідної напруги у відсотках від $V_{fss}$ при 25 В.

4. Час відгуку визначається як час наростання вихідної напруги від 10% до 90% його кінцевого значення, визначуваного зміною тиску.

Зовнішній тиск, вищий від номінального, може привести до витоків струму з виведень на корпус[8].

#### **4.4. Похибки кремнієвих датчиків тиску.**

Майже усі фірми, що виробляють датчики тиску будують первинний перетворювач «тиск-напруга» за традиційною схемою моста Уїнстона, що має декілька недоліків :

- схема має 4 підібрані резистори;
- потрібне їх підстроювання;
- потрібні складні схеми температурної компенсації.

Ці недоліки підштовхнули фірму Motorola вести активний пошук альтернативного рішення, який і увінчався розробкою принципово нового рішення, яке згодом було запатентовано, і носить торгову марку X-ducer.

Елемент X-ducer (рис. 4.5), названий так за X-образну форму перетворювача, є кремнієвою діафрагмою, на яку методом іонної імплантації впроваджена X-образна тензорезистивна структура. Елемент розвиває на виході напругу, прямо пропорційну прикладеному тиску і має дуже високі показники лінійності, повторюваності, відтворюваності, чутливості і відношення сигнал/шум. Одна пара виведень служить для подання напруги живлення, а з другою знімається різниця потенціалів, лінійно за що висить від напруги живлення(пропорційний вихід) і прикладеного тиску (зусилля). Датчик реалізований з використанням технології MEMS, що дозволило отримати точний, якісний аналоговий вихідний сигнал пропорційний прикладеному тиску.

Датчик працює таким чином: струм збудження протікає по резистору(відведення 1 і 3), а тиск, що подається до діафрагми, впливаючи на діафрагму, згинає резистор. Вигин призводить до виникнення в резисторі поперечного електричного поля, яке проявляється як напругу на відведеннях 2 і 4, сполучених з середньою точкою резистора. Вихідний сигнал змінюється пропорційно прикладеному тиску.

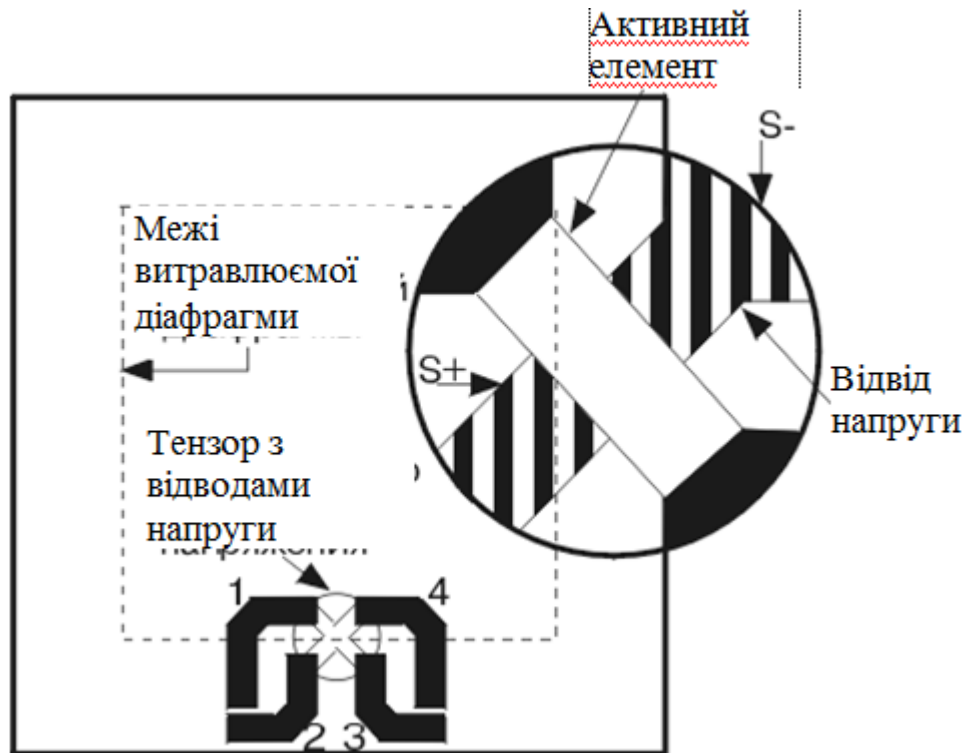


Рис. 4.5. Чутливий елемент X - ducer

Тензодатчик є інтегральною частиною діафрагми і, отже, його температурний коефіцієнт не відрізняється від температурного коефіцієнта діафрагми. Вихідні параметри самого тензодатчика все ж залежать від температури і для забезпечення розширеного діапазону температур потрібна температурна компенсація. Для діапазону температур від 0 до 85°C досить простого резистивного ланцюжка, реалізованого на тому ж кристалі, але для ширшого діапазону температур, наприклад від - 40 до 125°C, знадобиться і складніша схема компенсації. Така додаткова компенсація реалізується зовнішніми схемами.

Використання одного чутливого елемента виключає необхідність точного узгодження чотирьох, чутливих і до тиску і до температури, резисторів, що становлять міст Уїнстона. Крім того, істотно спрощуються додаткові схеми, необхідні для калібрування і температурної компенсації. Початкове зміщення залежить, в основному, від міри вирівнювання провідників, що знімають напругу. Це вирівнювання виконується в одному літографічному процесі, що забезпечує просте їх узгодження, а використання тільки позитивної напруги, спрощують схему зведення зміщення до нуля [10].

#### 4.5. Реалізація кремнієвих датчиків тиску в системі повітряних сигналів

Малі розміри кремнієвих датчиків тиску дають можливість їх розміщення в конструкції перспективного приймача повітряного тиску рис. 4.6.

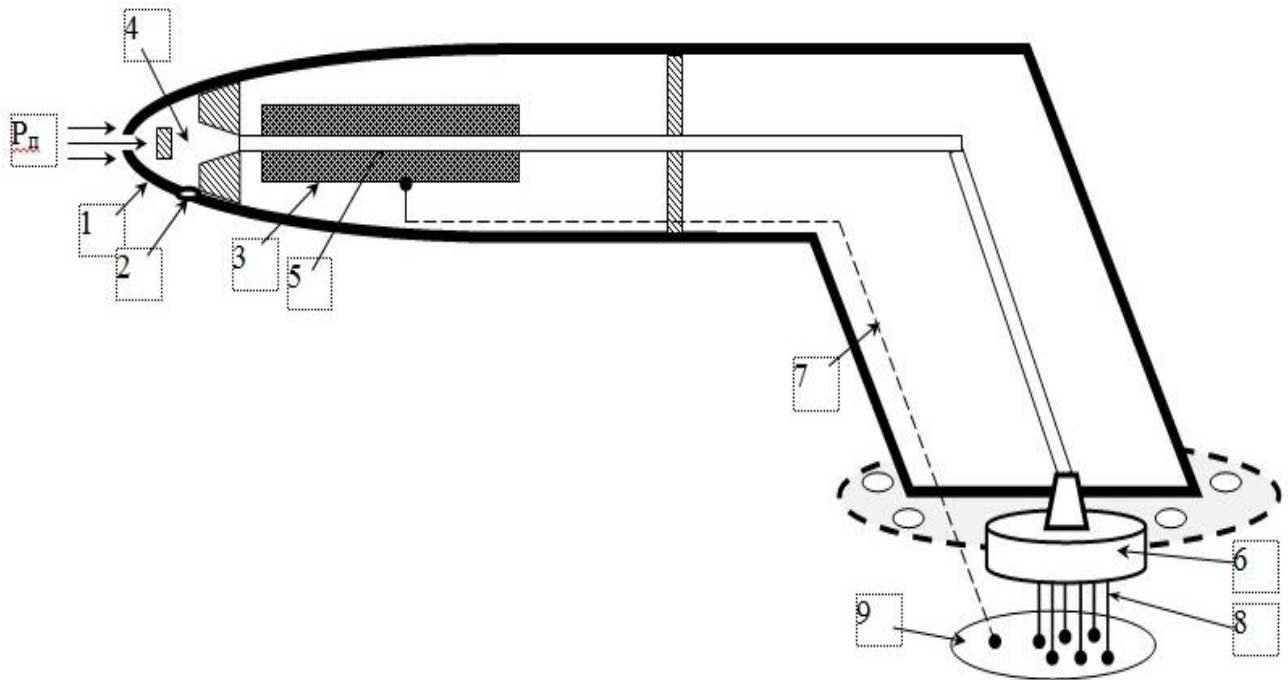


Рис. 4.6. Перспективний приймач повного тиску:

- 1 – корпус; 2 – дренажні отвори; 3 – електрообігрівальний елемент; 4 – Камера пвного тиску  $P_n$ ; 5 – трубка повного тиску; 6 – кремнієвий датчик тиску; 7 – кабель живлення електрообігріву; 8 – контактна група датчика тиску; 9 – штепсельний роз'єм.

Розглянемо принцип вимірювання приладної швидкості перспективним приймачем з інтегрованим датчиком тиску.

Повний (динамічний) тиск потрапляє до приймальної камери 4, на корпусі якої розміщені дренажні отвори 2 для видалення вологи, далі по трубці повного тиску 5 через надходить до кремнієвого датчика абсолютного тиску 6. Всередині кремнієвого датчика абсолютного тиску 6 розміщений, наприклад, кремнієвий гель та кристал тензодатчика X-ducer. Через електроланцюги 8 подачі напруги живлення подається струм живлення та знімається різниці потенціалів пропорційна абсолютному тиску. Ця різниця потенціалів і є еквівалентом повного тиску. Сигнал величини повного тиску в подальшому через штепсельний роз'єм 9 надходить до обчислювача системи повітряних сигналів для подальшої обробки. Також такий приймач повітряного тиску повинен оснащуватись



електрообігрівальним елементом 3 для уникнення обледеніння та закупорки каналу повного тиску.

Подібним чином може бути оснащений приймач статичного тиску (рис. 4.7).

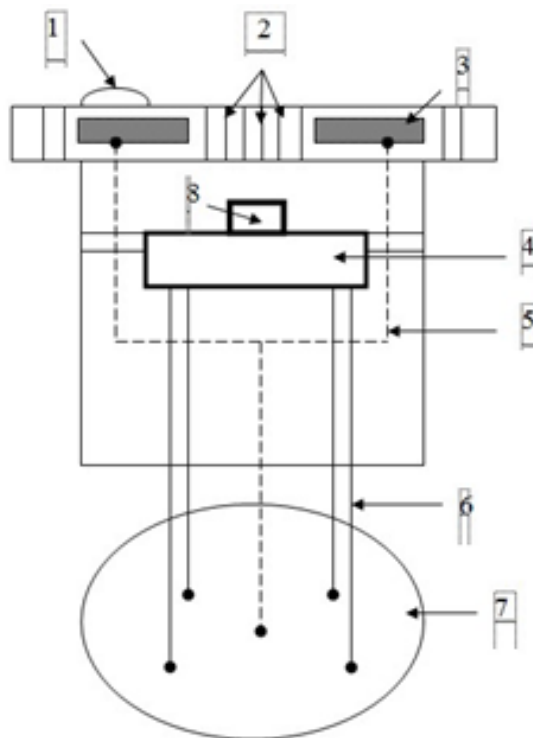


Рис. 4.7. Приймач статичного тиску:

1-компенсатор; 2- отвори для прийому статичного тиску; 3- електрообігрівальний елемент; 4- кремнієвий датчик тиску; 5- кабель живлення електрообігрівального елемента; 6- електроланцюги напруги живлення та сигналів пропорційних прикладеному тиску; 7- штепсельний роз'єм; 8- штуцер статичного тиску.

Таким чином, застосування запропонованого принципу вимірювання приладної швидкості та висоти польоту повітряного судна дозволить уникнути інструментальних похибок, які мають місце в наявності в механічних та електромеханічних датчиках тиску. Крім того, відсутність пневмопроводів зменшить вагу літака, полегшить реалізацію вимірювання тисків, та дасть змогу уникнути недоліків властивих анероїдно-мембранним системам повітряних сигналів.

Правильний вибір шляху удосконалення датчиків тиску системи повітряних сигналів підтверджується напрямком розвитку приймачів повітряного тиску всесвітньо відомої компанії Collins Aerospace, яка запропонувала конструктивно схожий датчик моделі «Smart Probe Air Data System» (рис. 4.8) [11]



Рис. 4.8. Приймач повітряного тиску «Smart Probe Air Data System»

Оскільки кожен пристрій Smart Probe оснащено власним комп'ютером даних про повітря для обчислення параметрів повітряних даних, необхідність у пневматичних трубках і деяких електричних провідках виключена (рис. 4.9, 4.10).

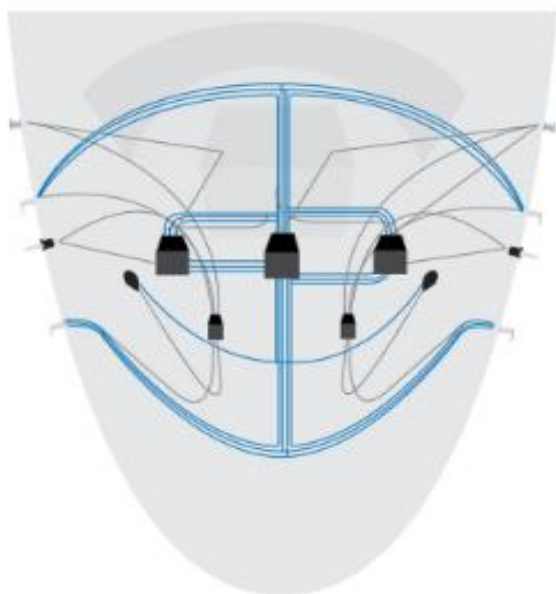


Рис. 4.9. Традиційна СПС

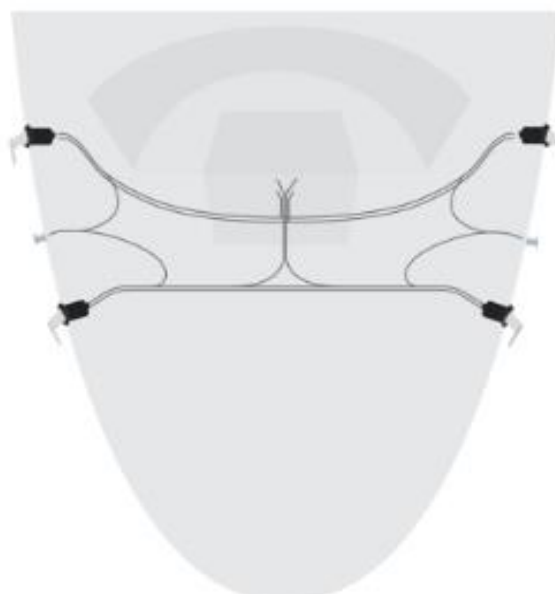


Рис. 4.10. Перспективна СПС Smart Probe

Таким чином, головними перевагами кремнієвих датчиків в порівнянні з аналогічними механічними приладами на основі металевих мембран є довготривала стабільність параметрів. Однорідний кристал кремнію є ідеальним

матеріалом для прийому зусиль завдяки своїй еластичності, що не змінюється навіть при екстремальних навантаженнях. Йому не властива в порівнянні із сталевими діафрагмами зміна форми після зняття зусилля. Він або зберігає свою точну первинну геометрію, не залежно від величини докладеного зусилля, або руйнується у разі гранично допустимої деформації. Вирішальним же перевагами напівпровідникових датчиків являється компактність, невисока вартість, висока надійність і простота експлуатації, що дає можливість застосовувати їх в системах повітряних сигналів сучасних літаків.

## ВИСНОВКИ

1. Аналіз вимірювачів повітряних параметрів показав, що майже всі вони використовують тиск повітря для визначення висоти, горизонтальної і вертикальної швидкостей та числа Маха. Тому удосконалення датчиків повітряного тиску призведе до поліпшення характеристик вимірювачів системи повітряних сигналів та підвищення безпеки польотів.

2. Наявність широкої мережі магістральних трубопроводів ставить систему повітряних сигналів в залежність від типових несправностей властивих системам з пневмопроводами, тому необхідно застосувати більш сучасні технології вимірювання тиску і зменшення мережі пневмопроводів, що призведе до усунення типових несправностей та підвищення точності вимірювань.

3. В більшості авіаційних датчиків тиску застосовується механічне переміщення чутливих елементів, це призводить до наявності інструментальних похибок вимірювальних величин. Тому для підвищення точності вимірювань повітряних сигналів необхідно механічні датчики замінити на мікромеханічні датчики тиску на основі кремнієвих чутливих елементів.

4. Основними переваги кремнієвих датчиків є довготривала стабільність параметрів, стала еластичність кристалу при екстремальних навантаженнях та відсутність механічних рухомих елементів.

5. Вирішальними перевагами вибору напівпровідникових датчиків для приймачів повітряного потоку являється компактність, невисока вартість, висока надійність і простота експлуатації, що дає можливість застосовувати їх в системах повітряних сигналів сучасних літаків.

6. Розміщення кремнієвих чутливих елементів в конструкції приймача повітряного тиску дозволить уникнути інструментальних похибок, а відсутність пневмопроводів зменшить вагу літака, та дасть змогу уникнути недоліків властивих анероїдно-мембранним системам повітряних сигналів.

7. Правильний вибір шляху удосконалення датчиків тиску системи повітряних сигналів підтверджується напрямком розвитку приймачів повітряного тиску всесвітньо відомої компанії Collins Aerospace, яка запропонувала конструктивно схожий датчик моделі «Smart Probe Air Data System».

## ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Воробьев В.Г. и др. - Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы (1992).
2. В.А.Боднер, Г.О.Фридендер, Н.И.Чистяков. - Авиационные приборы - М.1960 –ГНТИ «Оборонгиз»
3. Распопов В.Я. Микромеханические приборы: учебное пособие. – М.: Машиностроение, 2007.-400с.
4. Г.И. Ключев, Н.Н.Макаров, В.М.Солдаткин. Авиационные приборы и системы – Ульяновск 2000.
5. Датчики.Устройство и применение (1989) – 196с.
6. Головкин М.А., Гуськов В.И., Ефремов А.А. Приемник воздушного давления. Патент РФ № 1723879, 1990.
7. Микромеханические приборы: учебное пособие. – М.: Машиностроение, 2007.-400с.:ил.
8. Богданович М.И., Грель И.Н. - “Цифровые интегральные микросхемы”. Минск “Беларусь”, (1991).
9. Безвесільна О.М., Подчашинський Ю.О., Тимчик Г.С. Наукові дослідження в галузі вимірювання механічних величин. Інформаційно-комп'ютерні системи та технології: Підручник. -Житомир: ЖДТУ, 2011. – 876с.
10. Шумков А. Применение датчиков давления в системах навигации // Chip news, #8 (91), 2004.
11. <https://www.collinsaerospace.com/what-we-do/Commercial-Aviation/Flight-Deck/Surveillance/Air-Data-Systems>