

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ  
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ С.В. Павлова

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2022 р

# ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА

ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

**Тема: «Датчики швидкості системи повітряних сигналів літака»**

Виконавець:

Дай Тхі Тхуї Нган

Керівник:

ст. викл. Єгоров Сергій Гаврилович

Нормоконтролер:

асист. 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**

Дай Тхі Тхуї Нган

**1. Тема роботи:** «Датчики швидкості системи повітряних сигналів літака»,

затверджена наказом ректора від «04» квітня 2022р. № 352/ст.

**2. Термін виконання роботи:** з 16 травня 2022 р. по 19 червня 2022 р.

**3. Вихідні дані роботи:** повітряна швидкість літака, система повітряних параметрів, засоби вимірювання повного та статичного тиску, датчики тиску, датчики вертикальної та повздовжньої швидкості.

**4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**

Характеристика повітряних швидкостей та засоби їх вимірювання. Аналіз систем повітряних параметрів сучасних літаків. Дослідження датчиків тиску системи повітряних сигналів. Рекомендації застосування сучасних датчиків тиску для визначення повітряних швидкостей та інших пілотажних параметрів літака.

**5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу:** таблиці, рисунки, графіки.

## 6. Календарний план-графік

№ пп	Етапи виконання роботи	Термін виконання етапів	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури	16-22.05.2022	
2	Підготовка та написання розділу 1	23-27.05.2022	
3	Підготовка та написання розділу 2	28-31.06.2022	
4	Підготовка та написання розділу 3	01-05.06.2022	
5	Підготовка та написання розділу 4	06-11.02.2022	
6	Перевірка на плагіат, оформлення та отримання рецензії	11-14.06.2022	
7	Підготовка презентації та доповіді	11-14.06.2022	

8. Дата видачі завдання «16» травня 2022 р.

Керівник дипломної роботи

Егоров С.Г.

Завдання прийняла до виконання

Дай Т. Т. Н.

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Датчики швидкості системи повітряних сигналів літака»: \_\_ с., \_\_ рис., \_\_ табл., \_\_ літературних джерела.

**Об'єкт дослідження:** процес дослідження системи повітряних сигналів літака.

**Предмет дослідження:** датчики швидкості системи повітряних сигналів літака.

**Мета роботи:** аналіз системи повітряних параметрів та її удосконалення шляхом використання перспективних датчиків на основі мікромеханічних датчиків тиску.

**Методи дослідження:** порівняльний аналіз, обробка літературних джерел.

СИСТЕМА ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ, ПОВІТРЯНА ШВИДКІСТЬ, ДАТЧИКИ, ПОВІТРЯНІ ПАРАМЕТРИ, МІКРОЕЛЕКТРОНІКА, ЛІТАК.

Застосування мікромеханічних датчиків тиску в якості датчиків системи повітряних сигналів дає ряд переваг, які можуть підвищити якість безаварійних польотів. Такі датчики дозволяють збільшити швидкодію системи, зменшити вагу системи та 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

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ .....	3
ВСТУП.....	4
РОЗДІЛ 1. СИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ПОВІТРЯНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКІВ ..	5
1.1. Система повітряних сигналів .....	5
1.2. Датчики висотно-швидкісних параметрів .....	10
1.3. Приймачі повітряних тисків .....	11
1.4. Датчики вимірювання швидкості польоту.....	15
1.4.1 Вимірювач повітряної швидкості.....	16
1.4.2. Вимірювачі вертикальної швидкості .....	18
1.4.3. Вимірювач Маха.....	20
РОЗДІЛ 2. АНАЛІЗ СИСТЕМ ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ СУЧАСНИХ ЛІТАКІВ ..	23
2.1. Система повітряних даних EMBRAER 135/145 .....	23
2.2. Система повітряних сигналів Ту-154 .....	28
2.3. Система повітряних параметрів Ан-148-100 .....	32
РОЗДІЛ 3. ДАТЧИКИ ТИСКУ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ .....	39
3.1 Характеристика датчиків тиску .....	39
3.2. Ємнісний датчик тиску .....	41
3.3. Індуктивний датчик тиску .....	42
3.4. Потенціометричний датчик тиску .....	43
3.5. Компенсаційний датчик тиску .....	45
3.7. Тензометричний датчик тиску.....	49
3.8. Похибки датчиків тиску.....	51
РОЗДІЛ 4. ПЕРСПЕКТИВНІ ДАТЧИКИ ТИСКУ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ ПАРАМЕТРІВ .....	54
4.1. Мікромеханічні датчики тиску .....	54
4.2. Чутливі елементи мікромеханічних датчиків тиску.....	56
4.3. Основні характеристики кремнієвих датчиків .....	58
4.4. Похибки кремнієвих датчиків тиску .....	59
4.5. Компенсація похибок кремнієвих датчиків тиску.....	61

4.6. Реалізація кремнієвих мікромеханічних датчиків в системі повітряних сигналів.....	64
ВИСНОВКИ .....	66
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ .....	67

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

ЛА – літальний апарат;

ПС – повітряне судно;

СПС – система повітряних сигналів;

ІК ВШП – інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів;

ППТ – приймач повітряного тиску;

ПСТ – приймач статичного тиску;

ЧЕ – чутливий елемент;

МДТ – мікромеханічні датчики тиску;

НП – напівпровідниковий перетворювач;

## ВСТУП

**Актуальність теми.** Сучасні тенденції розвитку засобів авіоніки для визначення повітряних параметрів вимагають подальшого вдосконалення групи обладнання. Здійснюється це з метою підвищення точності і надійності польоту повітряного судна.

Дослідження роботи системи повітряних сигналів показало, що існує ряд похибок вимірювань, які трапляються внаслідок втрати частин газодинамічної складової тиску, а також через негерметичність пневмопроводів, по яким тиск проходить.

Одним із способів усунення цих похибок є зменшення довжини пневмопроводів до певного мінімуму. Іншим способом є їх усунення, тобто розмістити датчик на приймачі повітряного тиску. Таке можливо при його мініатюрних масо-габаритних характеристиках та високій чутливості до зміни повітряного тиску.

Рішенням є напівпровідникові мікроелектричні датчики тиску, яким властиві ці характеристики.

Використання елементів мікроелектроніки та мікропроцесорної техніки дозволить не тільки збільшити швидкодію системи, а й компенсувати вплив аеродинамічних і методичних помилок на процес вимірювання тиску.

Виходячи з цього можна сказати, що основною метою цієї дипломної роботи є удосконалення датчиків системи повітряних сигналів, оскільки це є актуальним завданням, що допоможе забезпечити виконання безаварійних польотів.

**Мета роботи:** аналіз системи повітряних параметрів та її удосконалення шляхом використання перспективних датчиків на основі мікромеханічних датчиків тиску.

**Об'єкт дослідження:** процес дослідження системи повітряних сигналів літака.

**Предмет дослідження:** датчики швидкості системи повітряних сигналів літака.

**Методи дослідження:** порівняльний аналіз, обробка літературних джерел.



# РОЗДІЛ 1. СИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ПОВІТРЯНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКІВ

## 1.1. Система повітряних сигналів

Система повітряних сигналів (СПС) призначена для комплексного вимірювання висотно-швидкісних параметрів і централізованого постачання ними різних споживачів.

До таких параметрів відносяться:

- $M$  – число Маха;
- $V_{\text{справ}}$ ,  $V_{\text{прил}}$ ,  $V_{\text{шлях}}$ ,  $V_{\text{верт}}$  – справжня, приладна (індикаторна), шляхова та вертикальна швидкості;
- $H_{\text{абс}}$ ,  $H_{\text{відн}}$ ,  $H_{\text{справ}}$  – абсолютна, відносна та справжня висоти;
- $T$  – температура зовнішнього повітря;
- $\Delta M$ ,  $\Delta H$ ,  $\Delta V$  – відхилення числа  $M$ , висоти  $H$ , швидкості  $V$  від заданих значень.

Система повітряних сигналів оцінює параметри польоту ПК за допомогою вимірювання параметрів навколишнього середовища – повітря. Основними параметрами середовища є:

- статичний та динамічний тиск;
- швидкість зміни тиску;
- температура навколишнього середовища;
- напрям руху повітря.

На підставі вимірянних цих значень оцінюються такі основні параметри :

- абсолютна висота польоту;
- приладова швидкість;
- вертикальна швидкість;
- число Маха;

- температура повітря;
- істинна швидкість;
- кути атаки та ковзання.

Раніше для виконання польоту достатньо було мати значення абсолютної висоти польоту та приладової швидкості, проте сучасні інформаційні системи на борту ПК потребують більшої кількості параметрів, таких, як наприклад, статичної та динамічної температур повітря, граничнодопустимих значень параметрів та інших, необхідних для більш точної роботи різних автоматичних систем керування.

Всі параметри реєструються бортовими пристроями реєстрації польотних даних, для подальшого збереження і використання, у разі потреби, для виявлення дійсних причин авіаційних подій. Умовно всі параметри 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.

Системи повітряних сигналів (СПС) складаються із 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. Структурні схеми можливих аналогових систем повітряних сигналів приведені на рис.1.1-1.2.

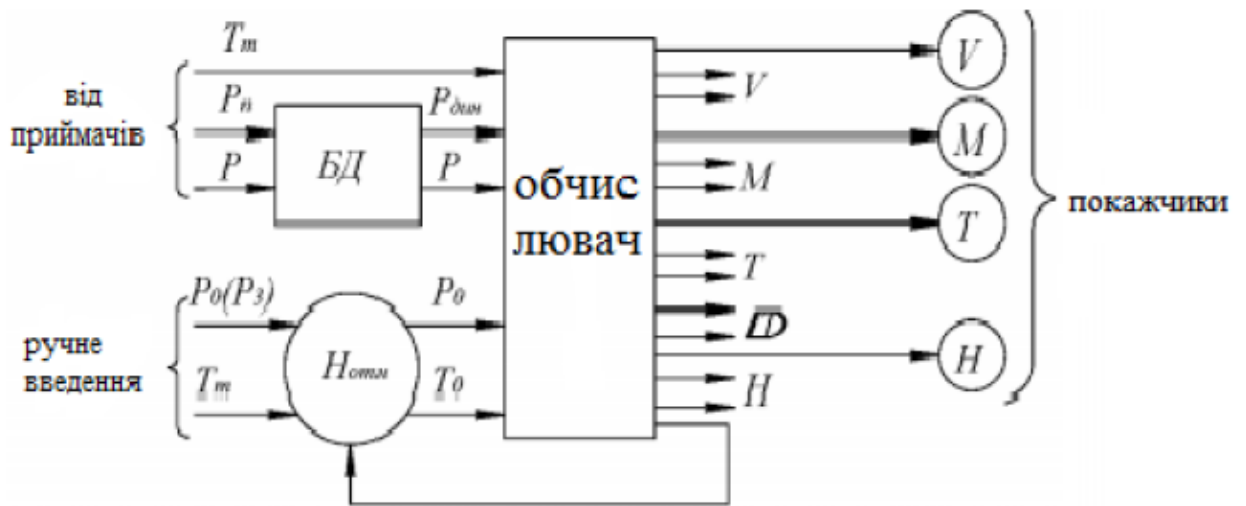


Рис. 1.1. СПС типу централі швидкості і висоти (ЦШВ)

У схемі СПС типу ЦШВ  $P_n$  і  $P$  надходять в блок датчиків тиску БД, який видає значення  $P$  і  $P_{дин}$  у вигляді електричних сигналів, пропорційних цим тискам, а приймач температури видає електричний сигнал пропорційний температурі навколишнього середовища. З обчислювача сигнали йдуть на показчики і до бортових споживачів.

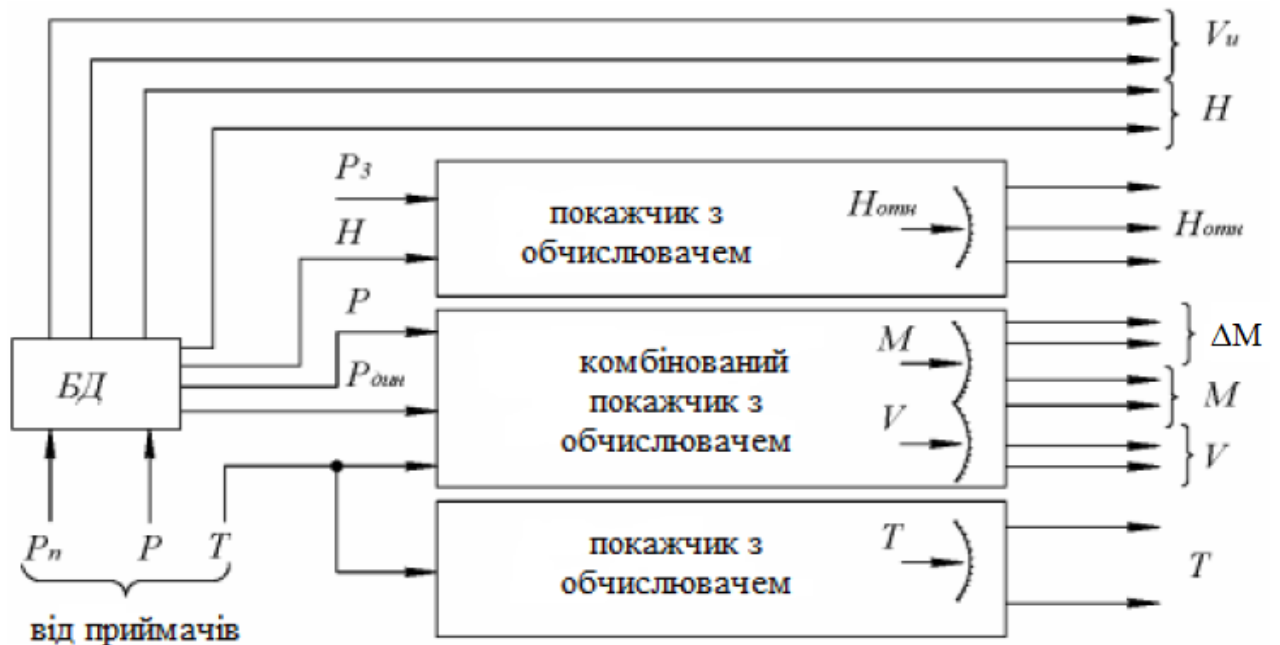


Рис. 1.2. СПС типу СПС

У схемі типу СПС рішення розрахункових залежностей проводиться в обчислювачах, суміщених конструктивно з показчиками, і сигнали видаються показчиками.

Система повітряних сигналів визначає первинні величини, параметри руху та похідні від них та видає основну пілотажну інформацію на показники контрольно-вимірювальних приладів в кабіні літака та на бортові системи.

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

Динамічний тиск – це тиск, зумовлений рухом літака у повітрі. Використовують для вимірювання швидкості руху ПК за приладом.

Статичний тиск – тиск повітря, що оточує літак на певній висоті. Використовують для вимірювання абсолютної висоти та швидкості польоту.

До параметрів руху ЛА, що обчислюється СПС, відносять: приладову швидкість, дійсну швидкість, число М, вертикальну швидкість, дійсний кут атаки, дійсний кут ковзання, температуру повітряного потоку.

На початковому етапі розвитку СПС працювали на аналоговому принципі обробки інформації. У відповідності до вимог норм льотної придатності 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.

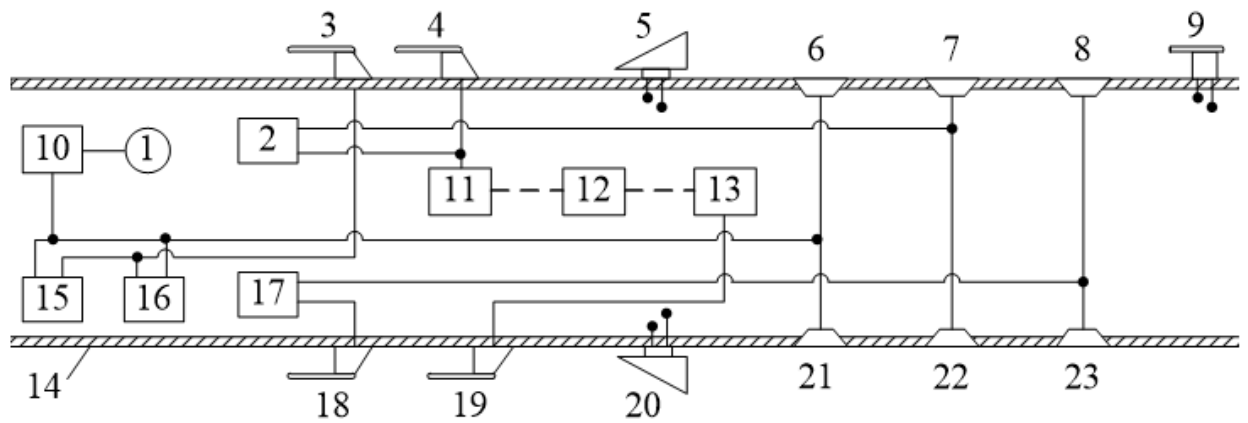


Рис. 1.3. Типова схема системи повітряних сигналів:

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.

Стандартна СПС сформована під дією тенденції централізації параметрів і розділення систем по функціям, але існує тенденція децентралізації параметрів і перегляд задач бортових систем. Причинами можуть бути:

- збільшення обчислювальних можливостей систем;
- зменшення габаритів і маси;
- застосування датчиків первинної інформації з вбудованими мікропроцесорами.

Такі датчики беруть на себе деякі функції вчислювача СПС (корекція характеристик, фільтрація, формування кодів). Внаслідок цього виникає можливість інтеграції більш інтелектуальних датчиків на більш високому рівні системи. Одним з варіантів може бути такий, коли функції СПС будуть об'єднані з безплатформеною інерціальною системою (БІНС), яка має надлишок обчислювальної потужності і габаритів.

## 1.2. Датчики висотно-швидкісних параметрів

На борту ПС застосовується група аерометричних вимірювачів, які видають інформацію про висотні та швидкісні параметри. В їх основу 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).

Розглянемо барометричний вимірювач швидкості механічного типу, представлений на рис. 1.4. Чутливим елементом показчика є манометрична коробка 1. Вона представляє собою дві гофровані мембрани, виготовлені з фосфористої бронзи і спаяні між собою по краям.

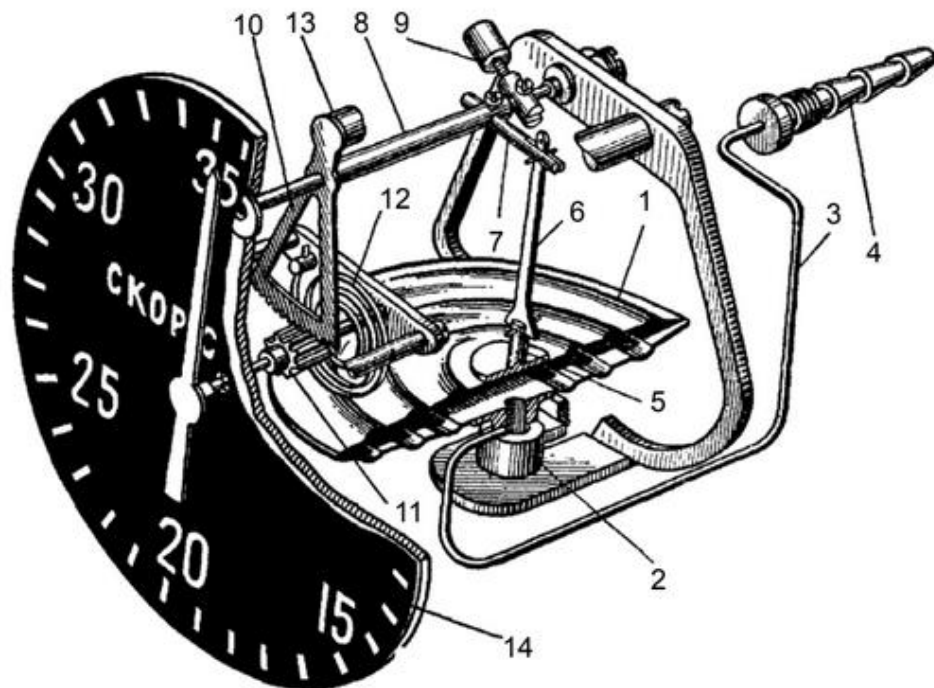


Рис. 1.4. Схема механізму показчика повітряної швидкості типу УС-350:

1 – манометрична коробка; 2 – жорсткий центр; 3 – трубопровід; 4 – штуцер; 5 – стійка; 6 – тяга; 7 – важіль; 8 – валик сектора; 9 – противага; 10 – сектор; 11 – трибка; 12 – спіральна пружина; 13 – противага сектора; 14 – шкала.

Ці вимірювачі побудовані на непрямих методах вимірювання, тобто на основі первинної інформації про статичний і повний тиски та температуру зустрічного

поток повітря обчислюються величини висотних і швидкісних параметрів, які характеризують режим польоту.

Щоб застосувати метод непрямих вимірювань, необхідно знати функціональну залежність, що пов'язує шукані висотно-швидкісні параметри з параметрами потоку повітря. Для її реалізації 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.

На сьогоднішній час, на сучасних літаках використовують вимірювальні системи (інформаційні комплекси) висотно-швидкісних параметрів, в яких первинна інформація видається в цифровому або аналоговому вигляді датчиками, а спеціалізована або універсальна обчислювальна система здійснює вирішення рівнянь.

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

### **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. Вимірювання параметрів тиску є досить важливими, оскільки на основі їх обчислюються висота польоту та швидкості ПК (рис. 1.5). Відповідно до цього використовують спеціальну систему отворів на корпусі ПК для забору повітря та групу датчиків, які з'єднуються між собою системою повітропроводів.

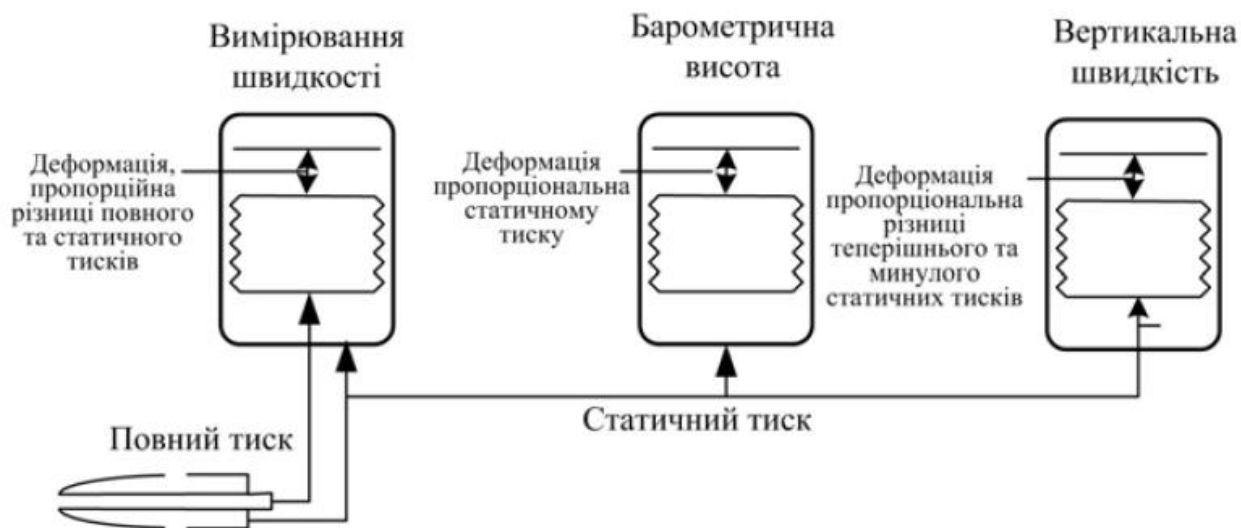


Рис. 1.5. Використання тиску для вимірювання різних параметрів

Забір повітря здійснюється через приймачі повітряних тисків (ППТ), які розташовані ззовні літака. Такий приймач являє собою сукупність двох концентричних трубок (рис.1.6). 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  $p_1$ .

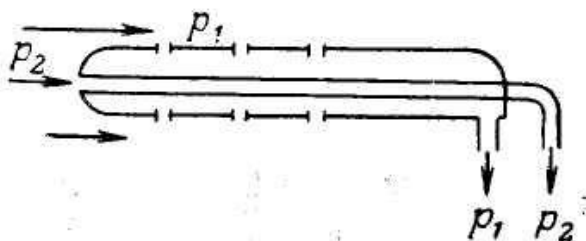


Рис. 1.6. Принципова схема приймача повітряного тиску

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

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

Приймач лише повного тиску виготовляється у вигляді трубки, яка спрямована відкритим кінцем назустріч повітряному потоку (рис. 1.7).



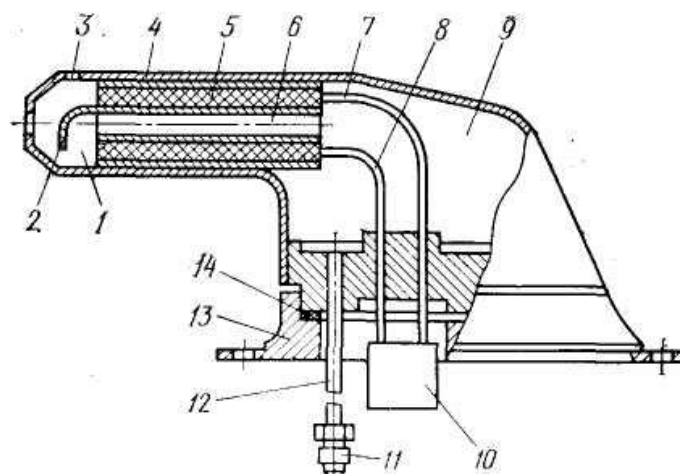


Рис. 1.7. Приймач повного тиску:

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

На рис. 1.8 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.

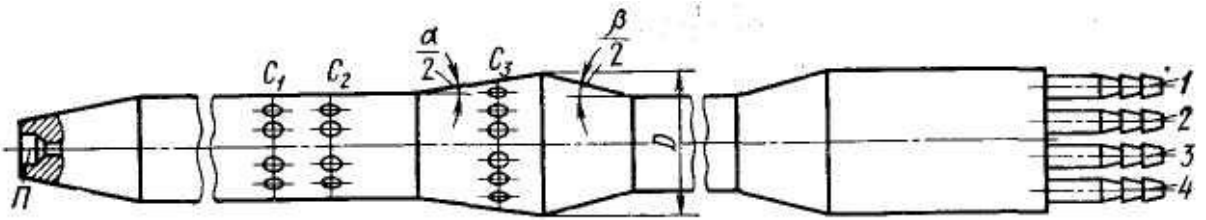


Рис. 1.8. Приймач повітряного тиску (ПВД-8) з контуром компенсації

У середині приймача є три герметичні камери, сполучені з розташованим 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 то, 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 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 приймачем і літаком. Тому приймачі випускаються в різних модифікаціях, які відрізняються величинами  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $D$ , крім того, підбирається оптимальна відстань між ППТ і літаком.

На великих літаках, з метою підвищення надійності, встановлюють декілька приймачів повного та статичного тисків.

#### 1.4. Датчики вимірювання швидкості польоту

Одним з параметрів, яким характеризується політ літака, 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 швидкість, індикаторну (приладову), шляхову та вертикальну.

Справжньою повітряною швидкістю  $V_{\text{справ}}$  називається швидкість руху літака відносно повітряних мас.

Індикаторною (приладовою) швидкістю  $V_{\text{прил}}$  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  $V_{\text{шлях}}$  називається горизонтальна складова руху літака відносно Землі. При наявності вітру шляхова швидкість дорівнює геометричній сумі горизонтальних складових справжньої повітряної швидкості та швидкості повітря.

Вертикальною швидкістю  $V_{\text{верт}}$  називається вертикальна складова швидкості руху літака відносно Землі.

Для пілотування важливими є індикаторна та справжня повітряна швидкості. 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.

Прилад, що вимірює індикаторну швидкість, використовують як пілотажний індикатор. Принцип його дії ґрунтується на вимірюванні динамічного тиску

зустрічного потоку повітря за допомогою манометричного пристрою, деформація якої передається спеціальним чином на стрілку.

На літаках попередніх поколінь висотно-швидкісні параметри представлялись пілоту на приладах, в яких конструктивно об'єднувалися вимірювальна та індикаторна частини. Прилади, частіше всього, складалися 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 багатофункціональних дисплеїв, традиційне розуміння приладів, як вимірювальних пристроїв з відображенням інформації, відходить в минуле. На їх місце приходять інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів (ІКВШП).

ІКВШП 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.

#### **1.4.1 Вимірювач повітряної швидкості**

Принцип дії датчика вимірювання швидкості (рис.1.9) заснований на вимірюванні динамічного (швидкісного) напору повністю загальмованого потоку повітря.

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

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.

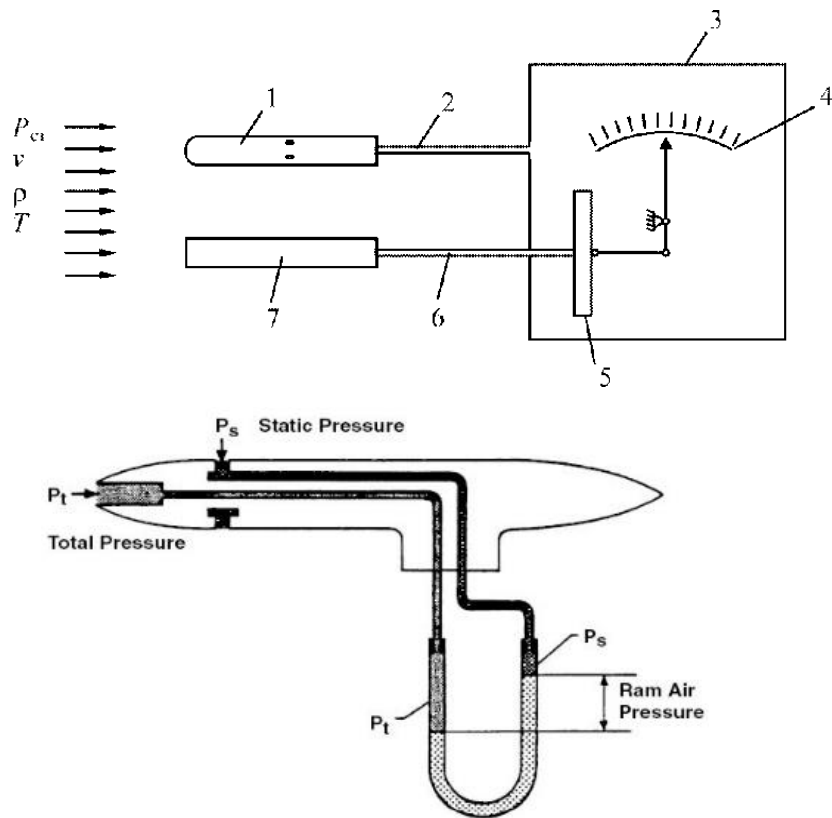


Рис. 1.9. Схема датчика приладової швидкості:

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  $P_{п}$ .

Індикаторна швидкість визначається залежністю, що не враховує стиснення повітря (для швидкостей менших за 400 км/год):

$$V = \sqrt{\frac{2\Delta p g}{\gamma}}$$

де  $\Delta p$  – динамічний тиск;  $g$  – прискорення вільного падіння;  $\gamma$  – щільність повітря.

Із залежності видно, що індикаторна швидкість залежить від густини повітря, яка змінюється зі зміною висоти. Зазвичай такі прилади градууються на певне значення  $\gamma$  ( $\gamma = 1,225 \text{ кг/м}^3$ ), тому показання приладу будуть відповідати істинній повітряній швидкості під час польоту біля поверхні землі.

Справжню повітряну швидкість вимірюють аналогічним чином на підставі вимірювання динамічного тиску повітря. Крім того, вимірюється та враховується

значення статичного тиску. Вимірювання істинної повітряної швидкості ґрунтується на функціональній залежності динамічного та статичного тиску повітря від швидкості:

$$V = \sqrt{\frac{2ka^2}{(k-1)\gamma} \left[ \left( \frac{\Delta p}{p} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

де  $k$  – коефіцієнт адіабатичного стискання повітря;  $\gamma$  – густина повітря;  $a$  – швидкість звука;  $\Delta p$  – динамічний тиск;  $p$  – статичний тиск.

Слід зауважити, що для розрахунку істинної повітряної швидкості необхідно мати значення швидкості звука у конкретному повітряному просторі, яке залежить від температури.

Вимірювач приладної швидкості може використовуватися не тільки як пілотажний вимірювач, а і як навігаційний для визначення справжньої повітряної швидкості.

#### **1.4.2. Вимірювачі вертикальної швидкості**

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

Відомо декілька методів вимірювання вертикальної швидкості польоту літака. Найбільш розповсюджений метод вимірювання вертикальної швидкості польоту заснований на безпосередньому диференціюванні статичного тиску, однозначно зв'язаного з висотою польоту. Цій метод реалізується в варіометрах манометричного типу, схему якого представлено на рис. 1.10.

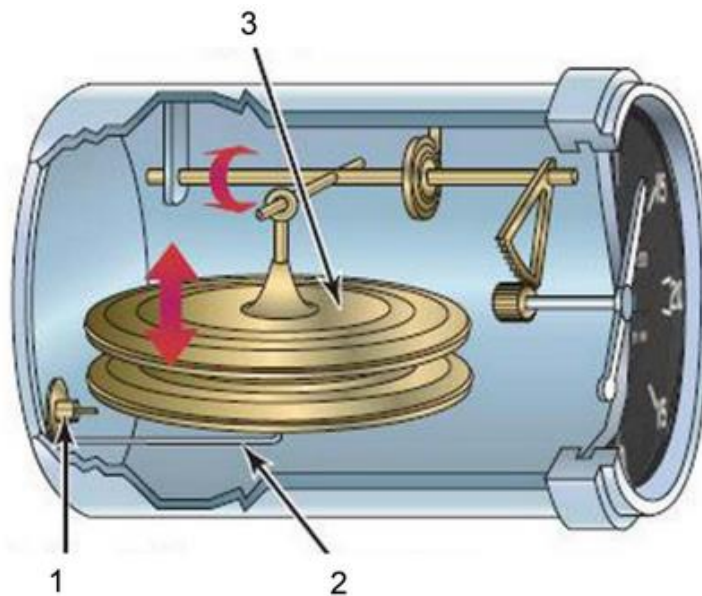


Рис. 1.10. Спрощена схема варіометра:

1 – капіляр; 2 – магістраль статичного тиску; 3 – манометрична коробка.

Принцип дії манометричного варіометра (рис.1.11) засновано на вимірюванні надлишкового тиску (розрідження), яке створюється при зміні висоти польоту у середині замкнутого об'єму, що сполучається з атмосферою через капілярну трубку, а також на лінійній залежності швидкості потоку повітря в капілярі при перепаді тиску на його кінцях.

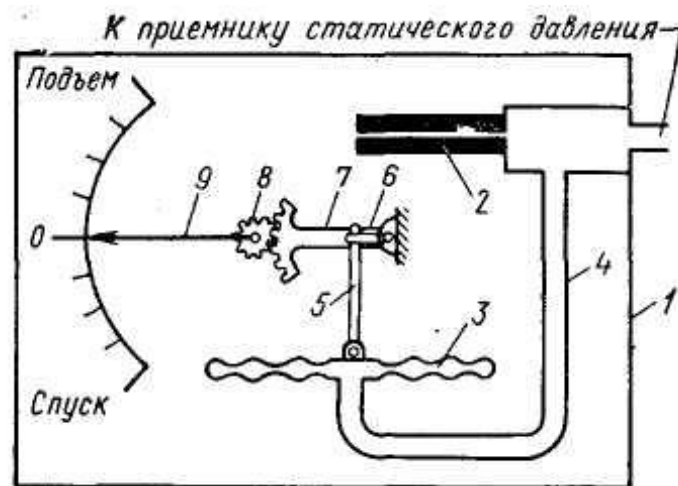


Рис. 1.11. Принципова схема варіометру

Внутрішня порожнина герметичного корпуса 1 варіометра (рис. 1.12) сполучається через капіляр 2 з навколишньою атмосферою. Варіометр 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 (тяга 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 тім більше, чим швидше літа набирає висоту. Під впливом різниці тисків, що утворилася, манометрична коробка 3 стискається і пересуває через передаточно-множинний механізм стрілку 9 вверх від нуля. Як тільки набір висоти літака завершиться, атмосферний тиск перестає змінюватися, тиск усередині корпусу порівнюється з атмосферним тиском і стрілка повертається на нуль. При зниженні літака стрілка варіометра відхиляється вниз від нульової відмітки шкали.

### **1.4.3. Вимірювач Маха**

Під час польоту літаки випромінюють збурення тиску (звукові хвилі), що випромінюються у всіх напрямках зі швидкістю звуку. Коли швидкість літака збільшується, відстань між ним та зоною впливу хвиль тиску зменшується. Літак починає наганяти хвилі тиску і повітрю залишається все менше часу, щоб дати прохід літаку.

У міру зростання швидкості відбувається зміна картини обтікання та зони розподілу тиску навколо літака. Зрештою, змінюються підйомна сила та лобовий опір,



маневрені властивості, характеристики стійкості та керованості. Всі ці зміни відбуваються через стисливість повітря, коли щільність повітря змінюється в процесі обтікання літака. Для пілота дуже важливо знати ступінь зміни характеристик літака через ефект «стиснення», наскільки поточна швидкість літака близька до межі критичних явищ. Критерієм прояву стисливості є відношення справжньої швидкості польоту до місцевої швидкості звуку. Це відношення називається числом М.

Залежно від числа Маха ПС має різні динамічні характеристики, 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 до місцевої швидкості звуку:

$$M = \frac{V}{a} = \sqrt{\frac{2k}{(k-1)\gamma} \left[ \left( \frac{\Delta p}{p} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

Число Маха збільшується, якщо літак набирає висоту із постійною дійсною швидкістю.

Типовий вимірювач Маха складається з герметичного корпусу, що містить два вузли капсул, розташованих під кутом 90° один до одного, і ряду механічних важелів (рис. 1.12).

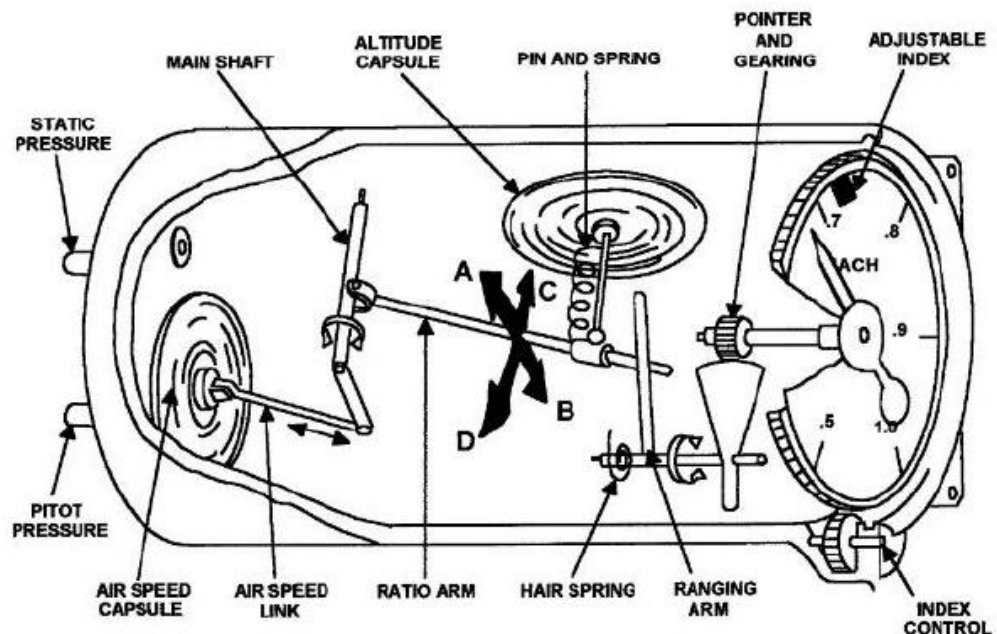


Рис. 1.12. Схема вимірювача Маха.

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.

Будь-яке збільшення висоти та/або повітряної швидкості призведе до збільшення числа Маха. Критичне число Маха позначається спеціальною міткою, розташованою над шкалою лічильника Маха.

### **Висновок до розділу 1**

Отже, величинами, що вимірюються датчиками повітряних параметрів приладного обладнання літака є динамічний та статичний тиск, температура повітряного потоку та кут атаки. Щоб визначити ці величини необхідно мати датчики тиску, температури та аеродинамічних кутів.

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.

Вони можуть визначатися як окремими приладами, так і комплексними системами висотно-швидкісних параметрів на основі вимірювання повного (динамічного) та статичного тисків.

Аналіз вимірювачів повітряних параметрів показав, що майже всі вони використовують тиск повітря для визначення горизонтальної і вертикальної швидкостей та числа Маха. Тому удосконалення датчиків повітряного тиску призведе до поліпшення характеристик вимірювачів системи повітряних сигналів та підвищення безпеки польотів. Одним із способів удосконалення є застосування в системі повітряних параметрів датчиків тиску, які мають маленькі розміри і можуть бути розміщені безпосередньо на приймачах повного та статичного тиску.

## РОЗДІЛ 2. АНАЛІЗ СИСТЕМ ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ СУЧАСНИХ ЛІТАКІВ

### 2.1. Система повітряних даних EMBRAER 135/145

На літаку EMBRAER 135/145 система польотних приладів включає систему повітряних даних Air Data System (ADS), індикації положення, висоти, повітряної швидкості та вертикальної швидкості на основний дисплей польоту Primary Flight Display (PFD), систему запису польотних даних Flight Data Recorder System (FDRS) і цифровий годинник Digital Clock.

Інформація про звичайні польотні дані представлені на основному дисплеї польоту Primary Flight Display (PFD).

Резервні електромеханічні прилади надаються як резервні на випадок повного збою в системі електронних польотних приладів. Приладами в режимі очікування є магнітний компас, індикатор повітряної швидкості, індикатор висоти та індикатор положення.

За бажанням літак може бути оснащений інтегрованою системою резервних приладів Integrated Standby Instrument System (ISIS), яка замінює резервні електромеханічні прилади (крім магнітного компаса) на одному дисплеї.

#### СИСТЕМА ПОВІТРЯНИХ ДАНИХ AIR DATA SYSTEM (ADS)

Системи повітряних даних призначені для виявлення, обробки та передачі інформації повітряних даних до різних систем і приладів літака.

ADS 1 (LH) складається з одного комп'ютера повітряних даних Air Data Computer (ADC), однієї трубки Піто (Pitot Tube), одного датчика загальної температури повітря Total Air Temperature Probe (TAT) і двох статичних портів Static Ports.

ADS 2 (RH) складається з одного комп'ютера повітряних даних (ADC), однієї трубки Піто (Pitot Tube), один датчик загальної температури повітря (ТАТ) і два статичних порти.

Резервна система складається з однієї трубки Піто/статичної трубки, одного резервного висотоміра і одного індикатора швидкості повітря.

ADS 1 і 2 взаємодіють із системами літака через ADC наступним чином:

- IC-600 - обидва ADC подають барометрично скориговану висоту, істинну повітряну швидкість, відкалібровану швидкість повітря, вертикальну швидкість, число Маха, статичну температуру повітря,  $V_{MO}$  та загальну температуру повітря для обох IC-600.

- FADEC - ADC 1 забезпечує FADEC 1A і 2A, а ADC 2 забезпечує FADEC 1B і 2B загальним тиском, числом Маха і загальною температурою повітря.

- HSCU - ADC забезпечують відкалібровану повітряну швидкість для HSCU.

- TRANSPONDER - обидва ADC надають інформацію про висоту тиску для обох транспондерів/TCAS.

- AHRS (тільки AH-900) - ADC 1 забезпечує AHRS 1, а ADC 2 - AHRS 2 істинною швидкістю повітря.

- FMS - ADC 1 забезпечує істинну повітряну швидкість для FMS.

- ПОГОДНИЙ РАДАР WEATHER RADAR - ADC 2 надає дані про висоту для метеорологічного радара.

- SPS - обидва ADC надають інформацію про число Маха для системи захисту від зупинки Stall Protection System.

- GPWS - ADC 1 надає інформацію про повітряну швидкість (CAS і TAS), висоту та вертикальну швидкість для GPWS.

- CPCS - обидва ADC забезпечують дані про висоту тиску, барометричну корекцію та швидкість зміни висоти для цифрового контролера тиску.

– ЗАХИСТ ВІД ЛЬОДУ ICE PROTECTION - обидва ADC забезпечують точку спрацювання на висоту для системи захисту від льоду.

– СИСТЕМА КЕРМА RUDDER SYSTEM - обидва ADC забезпечують систему керма відкаліброваною точкою відключення повітряної швидкості.

– AWU - обидва ADC забезпечують AWU вихідним сигналом попередження про перевищення швидкості.

Дані барометричного тиску дискретні входні дані для ADC встановлені на панелі PFD (вибір і корекція барометричного тиску).

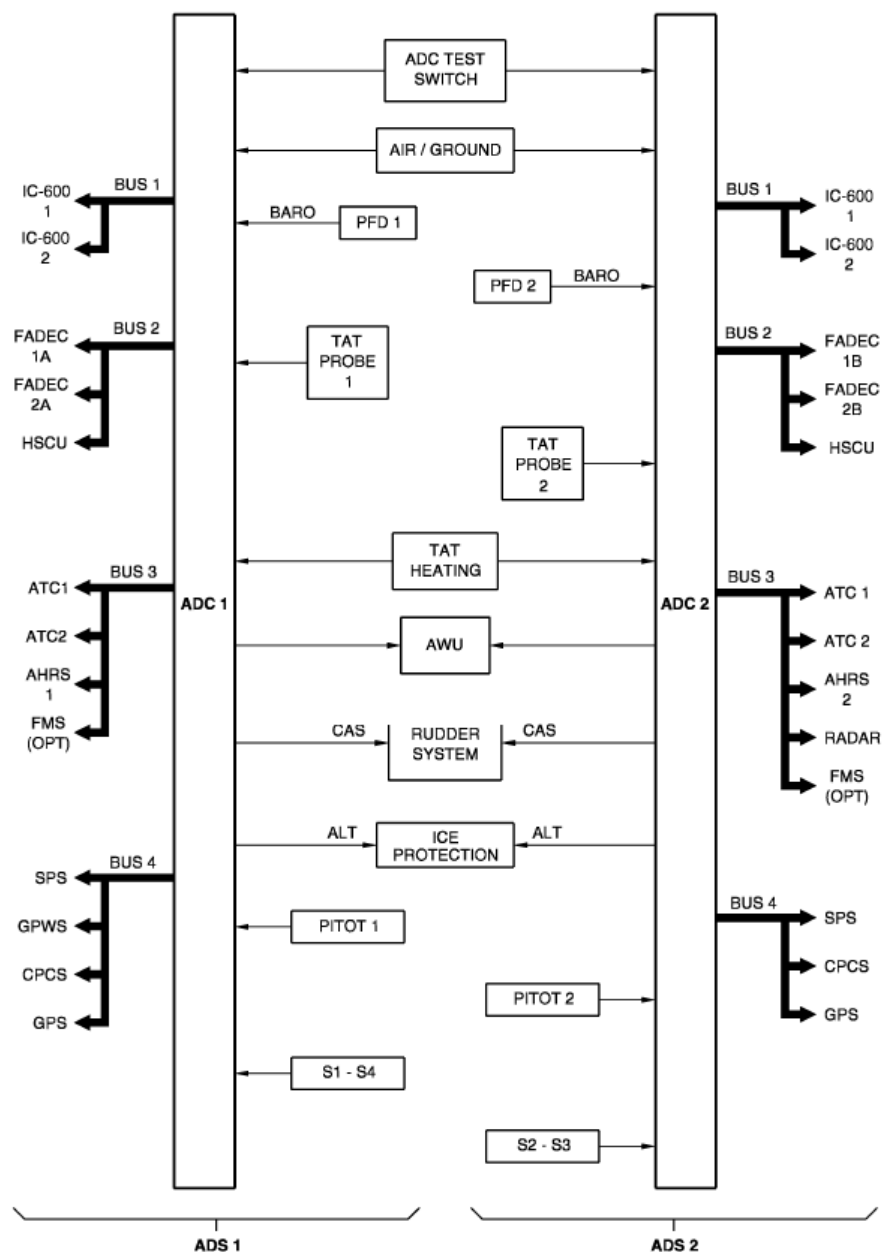


Рис. 2.1. Структурна схема системи повітряних даних

## ДАТЧИКИ AIR DATA SYSTEMS (ADS)

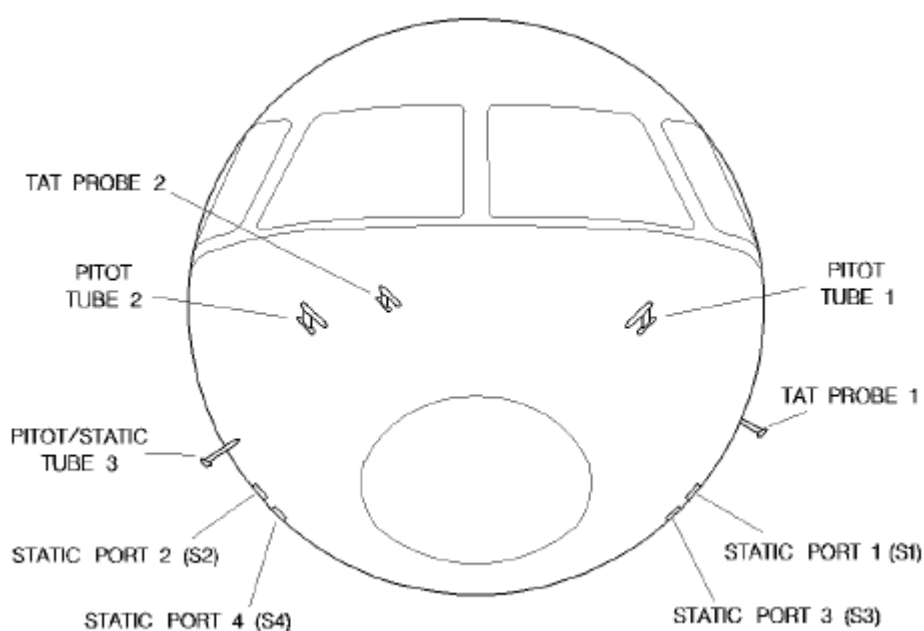


Рис. 2.2. Позичіонування датчиків ADS на літаку EMBRAER 135/145

Трубки Піто 1 і 2 розташовані на верхній частині носа літака.

Трубка Піто/Статична 3 розташована з правого боку носа літака.

Трубки Піто 1 і 2 подають загальний тиск повітря до відповідного ADC.

Чотири статичних порти подають статичний тиск на обидва ADC.

Трубка Піто/Статична 3 забезпечує загальний тиск повітря в режим очікування

Індикатор повітряної швидкості та статичний тиск до резервного індикатора швидкості повітря і висотоміру в режимі очікування. Крім того, трубка Піто/Статична 3 подає статичний тиск до модуля збору тиску в кабіні Cabin Pressure Acquisition Module (CPAM).

Зонд ТАТ 1 встановлюється на лівій стороні носа літака, а зонд ТАТ 2 – на правому боці носа літака.

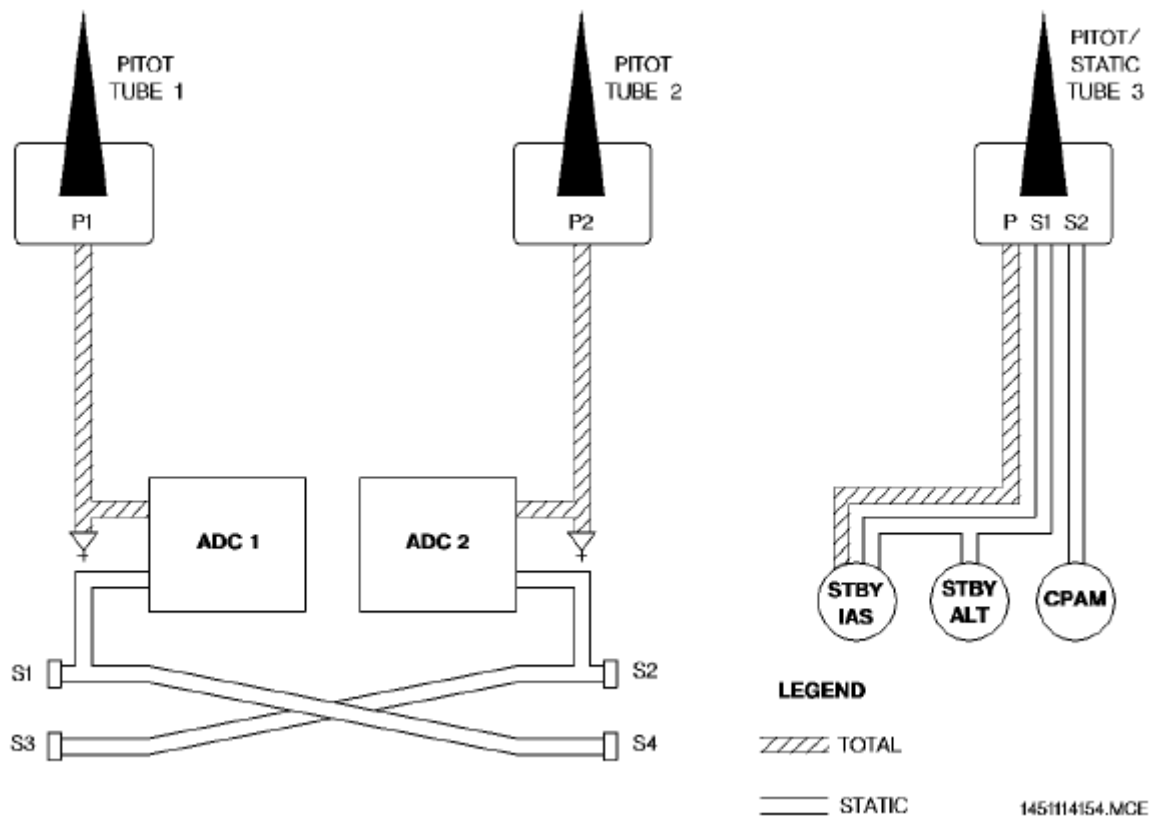


Рис. 2.3. Схематична структура датчиків ADS

## ЛЬОТНІ ПРИЛАДИ

Основні льотні прилади представлені на PFD.

Вказана повітряна швидкість (1), висота (2) і вертикальна швидкість (4) надаються ADS.

Інформація про стан (3) та заголовок (5) надається AHRS або IRS. Індикатор ковзання/заносу (6) є суто механічною системою.

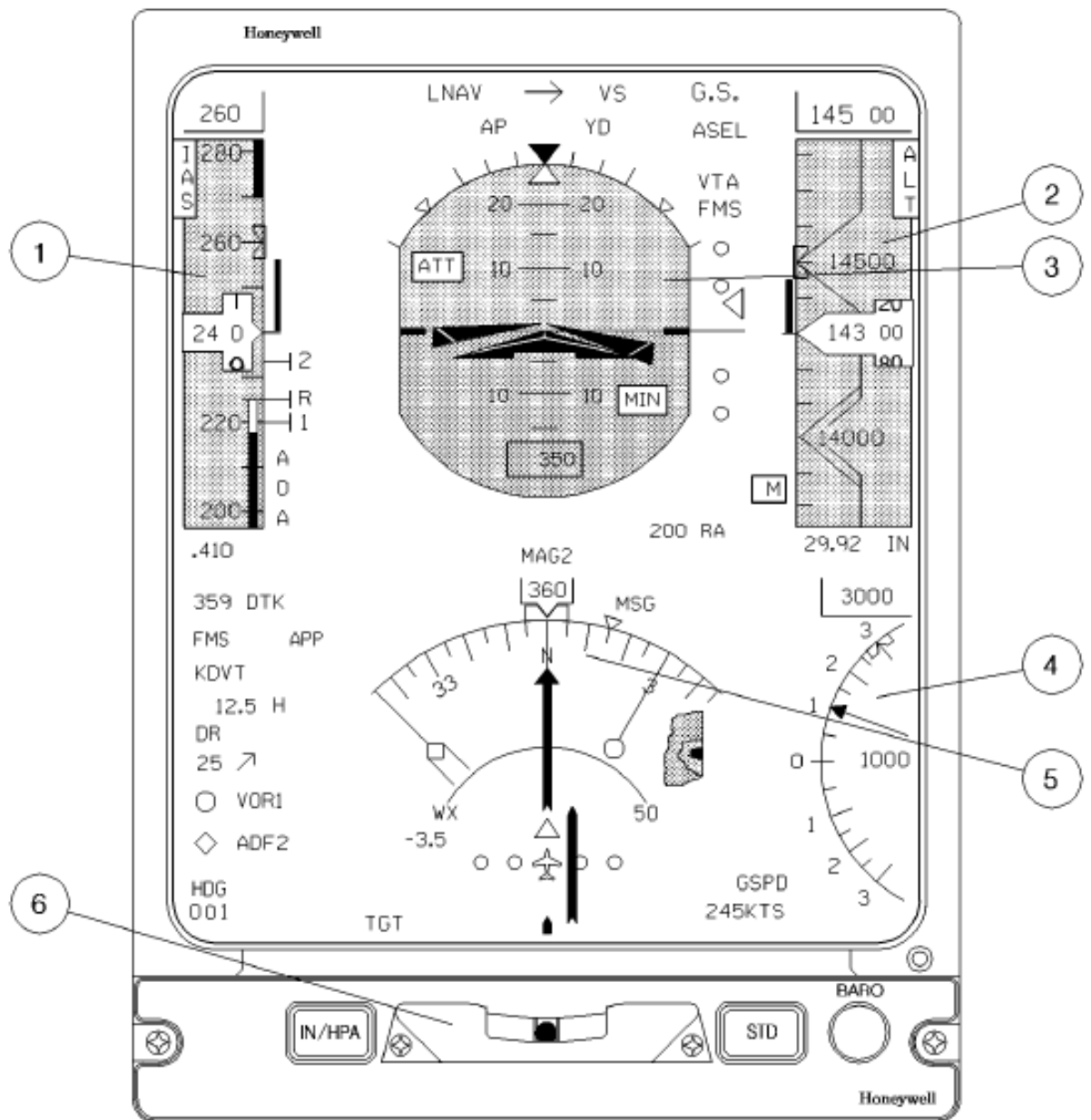


Рис. 2.4. Льотні прилади на основному дисплеї польоту

## 2.2. Система повітряних сигналів Ту-154

На літаку Ту-154 застосовується система повітряних сигналів з аналоговим обчислювачем СПС-ПН-15-4Б. Ця система (рис. 2.5) є лічильно-вирішальним пристроєм аналогового типу, визначення повітряних параметрів в якій побудовано на вимірюванні статичного тиску  $p_n$ , динамічного тиску  $p_d$  та температури загальмованого потоку повітря  $T_T$ .



Система призначена для визначення та безперервної видачі екіпажу та споживачам відносної барометричної висоти  $H_{відн}$ , абсолютної барометричної висоти  $H_{абс}$ , відхилення абсолютної барометричної висоти від заданого значення  $\Delta H$ , числа  $M$ , відхилення числа  $M$  від заданого значення  $\Delta M$ . Екіпажу система видає на візуальні прилади значення  $H_{відн}$ ,  $M$  і  $V_{іст}$ . Крім того, передбачена можливість індикації колійної швидкості  $W$ , що вимірюється доплерівським вимірювачем швидкості і зносу (рос. – ДИСС), на показчику швидкості повітряної колії та видачі електричного сигналу, пропорційного відносній висоті, у літаковий відповідач СОМ-64.

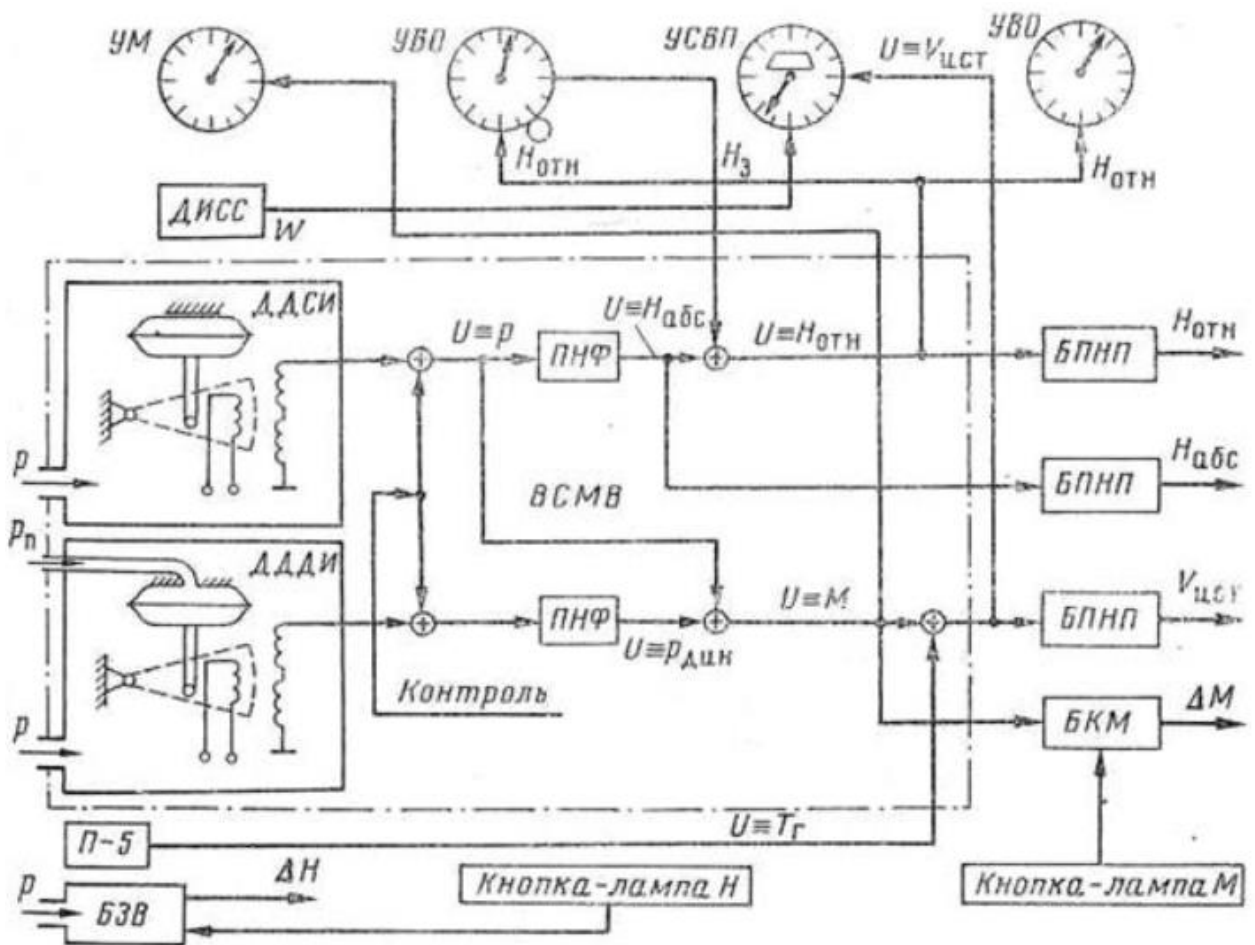


Рис. 2.5. Спрощена функціональна схема СПС-ПН-15-4Б

В склад системи (рис. 2.6) входять:

- УМ-1-0,89 – показчик числа  $M$  на правій дошці приладів., призначений жля відпрацювання та індикації числа  $M$  в діапазоні від 0,3 до 1.

– УСВП – показчик швидкості повітряно-шляхової на середній дошці приладів, призначений для відпрацювання та індикації  $V_{\text{іст}}$  та  $W$  від ДИСС.

– БПУ-3-2 шт. – блок живлення та посилення, який служить для живлення двигунів показчиків та посилення сигналів  $H_{\text{відн}}$ ,  $M$ ,  $V_{\text{іст}}$ .

– ВСМВ-1-15М – обчислювач швидкості, числа  $M$ , висоти – основний блок системи.

– БПП-10 – блок перетворення напруги потенціометричний, призначений для відпрацювання для видачі істинної швидкості  $V_{\text{іст}}$  у вигляді відносного опору НВУ-БЗ.

– БКМЕ-1 – блок корекції числа  $M$  електричний, призначений для видачі в САУ сигналу, що дорівнює відхиленню числа  $M$  від заданого значення  $\Delta M$ .

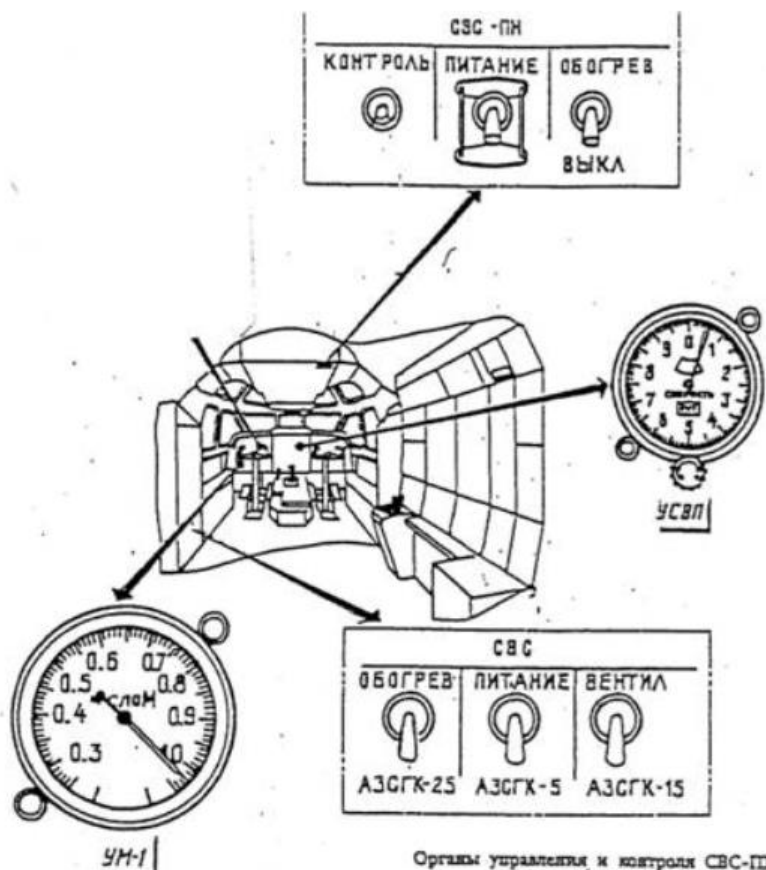
– БП-27-2 – блок для живлення масштабних підсилювачів ВСМВ постійною напругою 27, 50, 60В, а також для виключення можливих короткочасних стрибків напруги в мережі постійного струму.

– Ф-115-1 – фільтр по напрузі 115В, призначений для виключення впливу мережі 115В 400 Гц коефіцієнта місцевих спотворень  $U_{\text{борт}}$  мережі на точні характеристики системи.

– КЗВ-0-15-2 шт. – коректор-задатчик висоти, є автономним блоком, що видає сигнал відхилення від заданого значення висоти  $\Delta H$  в САУ в режимі «СТАБІЛІЗАЦІЯ ВИСОТИ».

– П-5 – приймач температури, термоопір.

– ВГ-15К-2 шт. – вимикачі живлення та обігріву пілотів.



Органы управления и контроля СВС-ПН

Блок-схема СВС-ПН-15-4Б сер.2

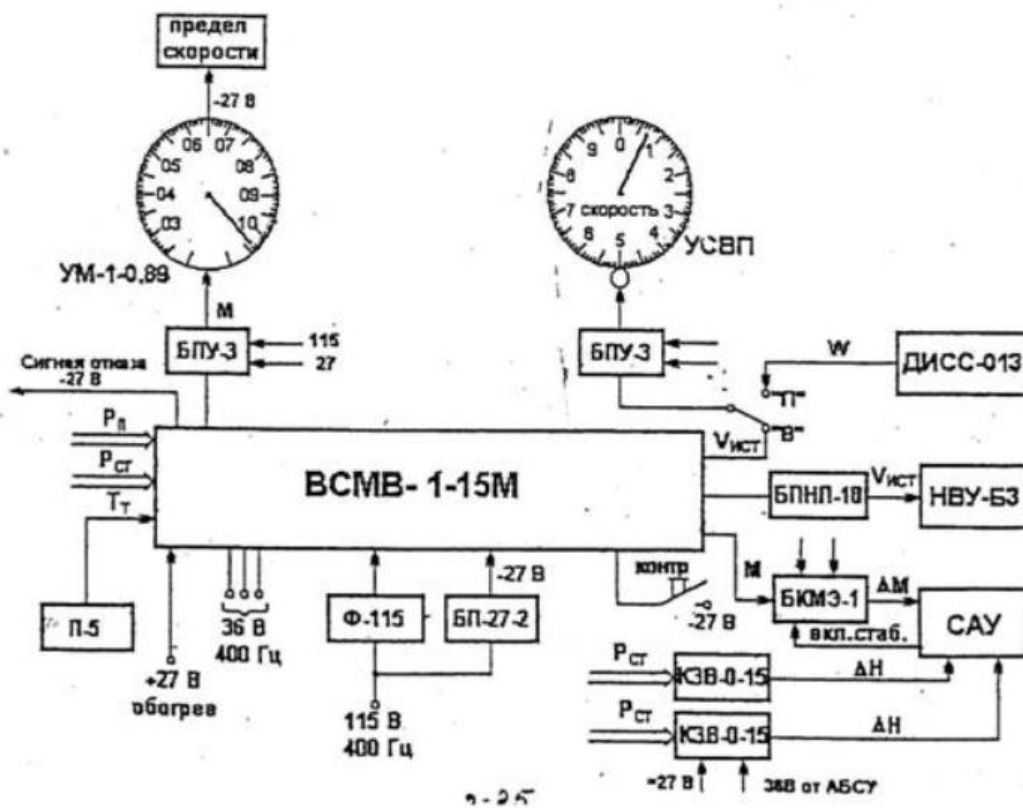


Рис. 2.6. Комплект і розміщення блок-схеми СПС-ПН-15-4Б

Статичний тиск у СПС-ПН-15-4Б сприймається датчиком статичного тиску індуктивного типу (ДДСИ) і перетворюється на електричну напругу, пропорційне статичному тиску, і завдяки функціональному перетворювачу ПНФ перетворюється на електричну напругу, пропорційну абсолютній висоті. Порівнюючи отриману напругу з напругою, пропорційною заданій висоті, яка надходить від покажчика висоти відносної (УВО), отримуємо напругу, пропорційну відносній висоті. Це значення висоти надходить як на візуальні прилади типу УВО лівого та правого пілота, так і через перетворювальний блок БПНП до інших систем ЛА.

Для отримання значень істинної повітряної швидкості та числа  $M$  потрібно значення динамічного, статичного тиску та температури зовнішнього повітря. Сигнал, пропорційний динамічному тиску, виробляє індуктивний датчик динамічного тиску (ДДДИ). Сигнал, пропорційний статичному тиску, надходить від ДДСИ, а пропорційний температурі від датчика П-5. Цих даних достатньо для розрахунку числа  $V_{іст}$  і числа  $M$ . Обчислене таким чином  $V_{іст}$  через блок БПНП надходить до інших систем літака, а значення числа  $M$  транслюється в блок корекції числа  $M$  електричний (БКМЕ), в якому виробляється  $\Delta M$ , якщо фактичне значення числа  $M$  відрізняється від заданого, яке мав літак в момент натискання кнопки-лампи  $M$ .

Сигнал  $\Delta H$  виробляється в трьох коректорах заданої висоти (на схемі показаний один), які являють собою барометричні електромеханічні висотоміри, де заданою висотою є та висота, на якій знаходиться літак у момент натискання кнопки  $H$  на пульті управління.

### **2.3. Система повітряних параметрів Ан-148-100**

#### **ІНФОРМАЦІЙНИ КОМПЛЕКС ВИСОТНО-ШВИДКІСНИХ ПАРАМЕТРІВ**

#### **ІКВСП-148**

Інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів ІКВСП-148 (ІКВСП) призначений для вимірювання, обчислення, формування та видачі в систему екранної індикації та в бортові системи цифрової інформації:

– про поточні значення висотно-швидкісних параметрів з реалізацією закону компенсації аеродинамічних похибок приймачів повітряних тисків як функції числа  $M$ ;

– про кут атаки та нормальне перевантаження літака;

– про максимально допустимі значення параметрів;

– про температуру зовнішнього повітря;

– для формування попереджувального сигналу про наближення до гранично-допустимого кута атаки та видачі його на МТШ.

Комплекс забезпечує вимірювання, обчислення та формування наступних параметрів:  $H_{абс}$ ,  $H_{відн}$ ,  $V_{пр}$ ,  $V_{МД}$  ( $V_{МО}$ ,  $V_{FE}$ ,  $V_{LO}$ ,  $V_{LE}$ ),  $V_{іст}$ , число  $M$ ,  $P_{дин}$ ,  $P_{повн}$ ,  $\alpha_{місц}$ ,  $\alpha_{поточ}$ ,  $\alpha_{сигн}$ ,  $V_y$ ,  $t_{нв}$ ,  $t_T$ ,  $n_y$  поточ,  $n_y$  max(a).

Комплекс є багатоканальною інформаційною вимірювальною системою, до складу якої входять такі системи та блоки:

– три модулі повітряних параметрів МВП-1-1;

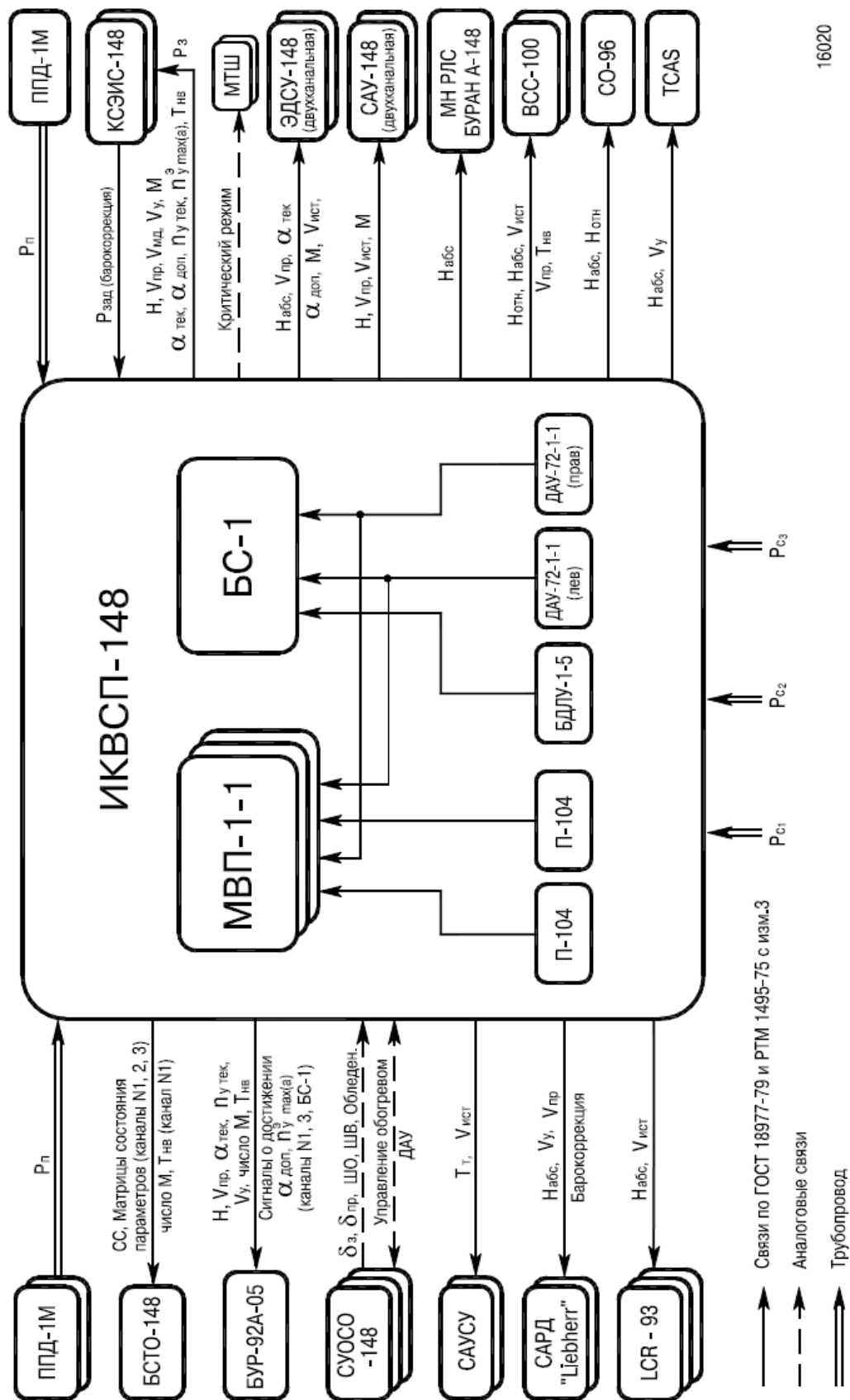
– блок сигналізації БС-1;

– два датчики аеродинамічних кутів ДАУ-72-1-1;

– блок датчика лінійних прискорень БДЛУ1-5 сер. 2;

– два датчики температури гальмування П-104.

Структурна схема ІКВСП наведено на рис. 2.7, органи управління та контролю показані на рис. 2.8.



16020

Рис. 2.7. Структурна схема ИКВСП

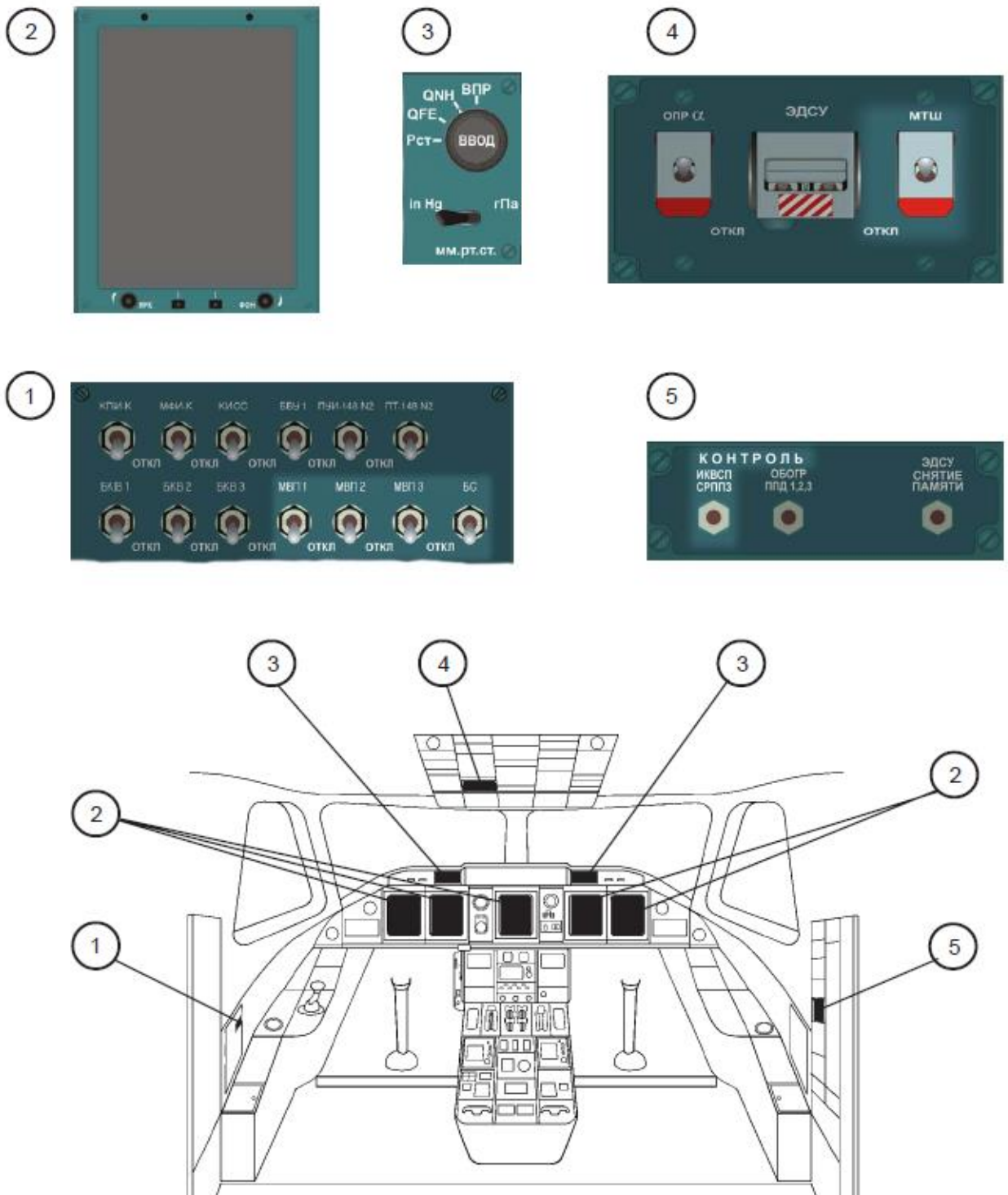


Рис. 2.8. Органи управління і контролю ІКВСП

### СИСТЕМА ПОВНОГО ТА СТАТИЧНОГО ТИСКУ

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





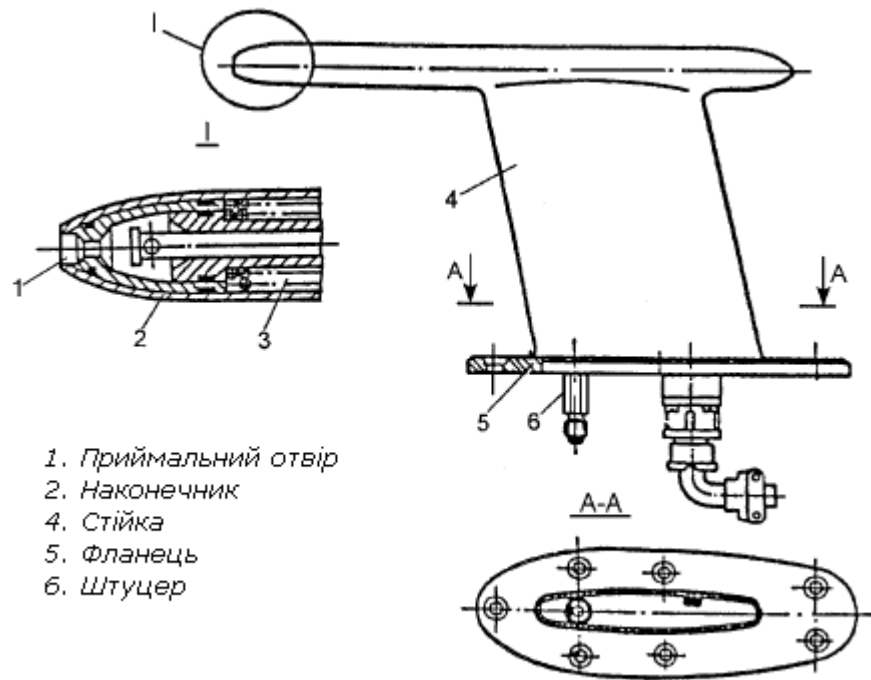


Рис. 2.10. Конструкція приймача повного тиску МПП-1-1

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;

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.

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.

## **Висновок до розділу 2**

Проаналізувавши системи повітряних даних різних літаків, можна зробити висновок, що загалом вони виконують одні й ті ж самі функції, а саме визначення місцеположення літака та його пілотажно-навігаційні характеристики. Вказані параметри можуть визначатися як окремими приладами, так і комплексними системами повітряних сигналів на основі вимірювання повного (динамічного) та статичного тисків.

Крім того системи мають схожі типові несправності, такі як негерметичність магістральних пневмопроводів, їх закупорка. Можливе також 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 Характеристика датчиків тиску

Повітряне судно для сприйняття системою повітряних сигналів повного  $P_n$  та статичного  $P_{ст}$  тисків, використовує датчики тиску. Вони служать для перетворення тиску в електричні сигнали, які поступають в обчислювач з метою обчислення параметрів руху ЛА.

Датчики тиску розміщені в середині корпусу літака, а тиск підводиться за допомогою спеціальної системи повітроводів до резервних приладів вимірювання висотно-швидкісних параметрів (рис. 3.1).

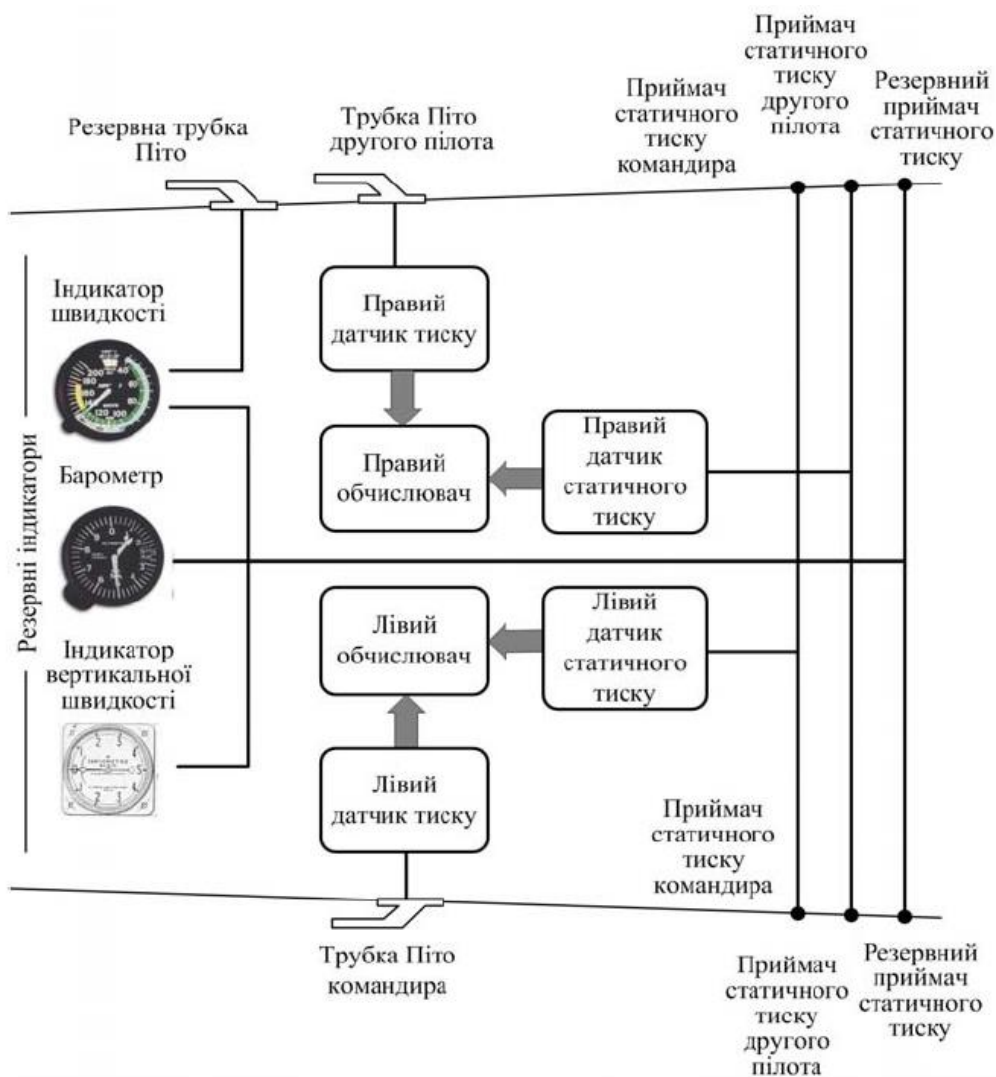


Рис. 3.1. Структура системи повітряних сигналів

Датчики тиску є датчиками первинної інформації для системи повітряних сигналів. Метрологічні і технологічні характеристики СПС визначають характеристики датчиків. До них входять діапазони вимірювання, точність, надійність, габаритні розміри, довговічність, якість вихідної інформації системи та зручність обслуговування в експлуатації.

Доцільно представляти датчики у вигляді блок-схеми для більш зручного дослідження (рис. 3.2):

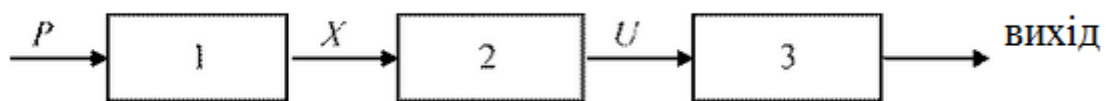


Рис. 3.2. Структурна блок-схема датчика тиску:

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

Для всіх типів датчиків наявність первинного перетворювача (чутливий елемент по тиску), котрий вимірюваний тиск перетворює в переміщення, за винятком компенсаційного датчика, в якому вимірюваний тиск перетворюється в силу. Первинний перетворювач частіше всього є плоскою пружною мембраною (рис. 3.3), сільфоном (набір спеціальних мембранних коробок) або мембранною коробкою (рис.3.4).

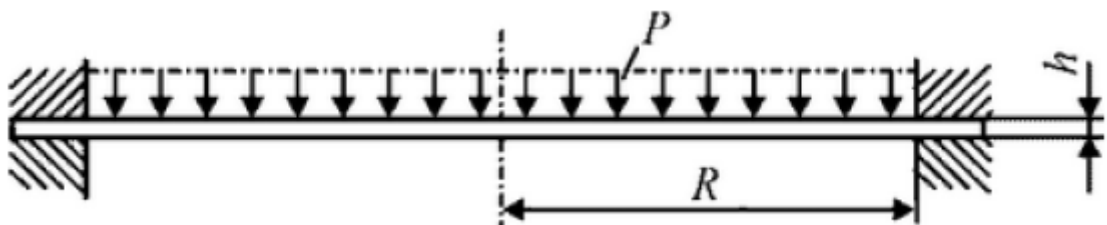


Рис. 3.3. Плоска пружна мембрана:

$R$  – радіус;  $h$  – товщина.

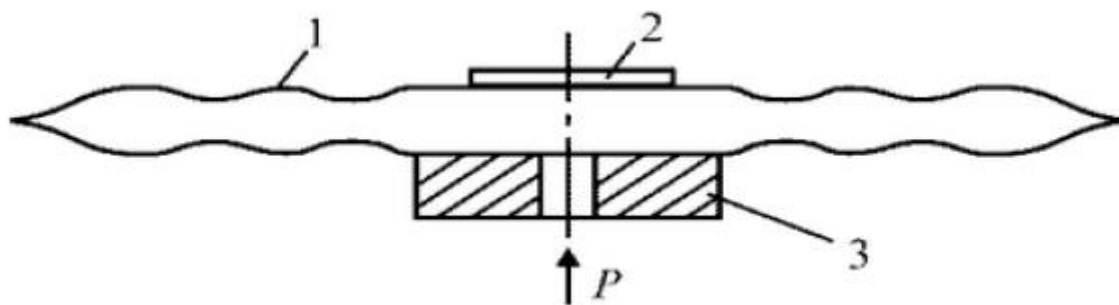


Рис. 3.4. Мембранна коробка:

1 – пружна частина коробки; 2 – верхній подвижник центр; 3 – нижній подвижник центр.

У практиці авіаприладобудування найбільш широке застосування знайшли такі групи датчиків тиску: ємнісні, індуктивні, потенціометричні, компенсаційні, вібраційно-частотні, тензометричні.

### 3.2. Ємнісний датчик тиску

Ємнісний датчик складається з паралельних пластин – конденсаторів, з'єднаних з діафрагмою, яка зазвичай металева і піддається тиску сил, що беруть участь у процесі з одного боку та опорним тиском на іншій стороні (рис. 3.5).

Принцип дії заснований на зміні ємності конденсатора при зміні взаємного положення електродів. Електроди прикріплені до мембрани та отримують живлення від генератора високої частоти. Електроди відчують будь-яке переміщення діафрагми, і це впливає на зміну ємності пластин-конденсаторів. Зміна ємності виявляється приєднаним електричним ланцюгом, який виводить напругу відповідно до зміни тиску. Даний тип датчика може працювати в діапазоні від 2,5 Па - 70 МПа із чутливістю 0,07 МПа.

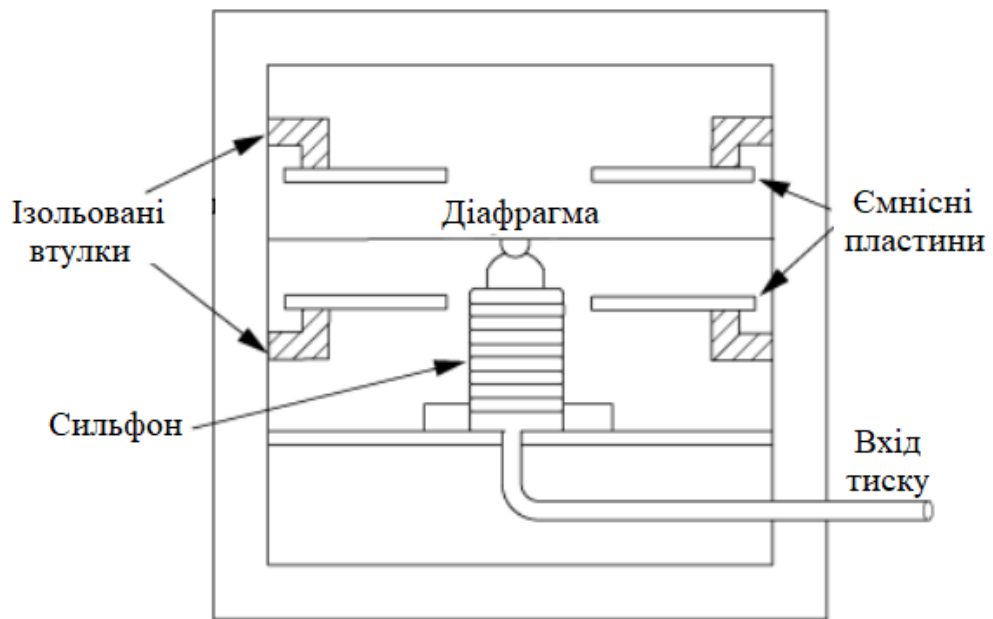


Рис. 3.5. Схема емнісного датчика

До особливостей емнісного датчика відносять простоту конструкції та високі динамічні характеристики. У зв'язку з цим емнісні датчики часто застосовують для вимірювання високочастотних процесів зміни тисків.

До недоліку можна віднести нелінійну залежність ємності від прикладеного тиску. Емнісний перетворювач необхідно захищати від паразитних ємностей і всіляких сторонніх електричних завад, а також ретельно ізолювати електроди один від одного і, як правило, від землі. Будь-яке порушення ізоляції призводить до спотворень початкових емнісних зв'язків.

### 3.3. Індуктивний датчик тиску

В індуктивних датчиках використовуються індуктивні перетворювачі переміщення змінного струму в напругу. Принцип дії заснований на зміні коефіцієнта самоіндукції дроселя через зміну повітряного зазору магнітопроводу при переміщенні якоря або сердечника щодо обмотки.

Індуктивні перетворювачі поділяються на перетворювачі зі змінним опором повітряного зазору, перетворювачі зі змінним опором магнітопроводу та зі змінним числом витків.

Принципова схема індуктивного перетворювача з перемінним повітряним зазором представлена на рис.3.6.

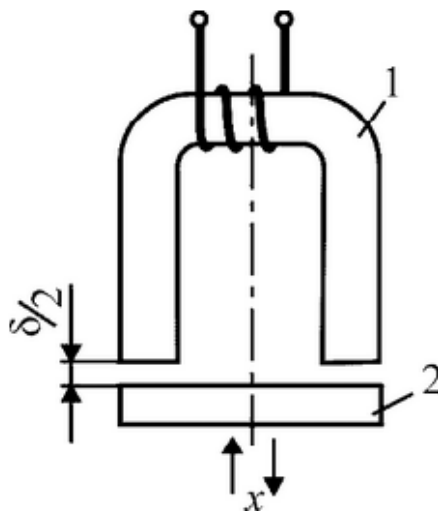


Рис. 3.6. Схема індуктивного перетворювача переміщення:

$\delta$  – зазор; 1 – сердечник; 2 – якорь.

До позитивних властивостей індуктивних датчиків відносяться простота та міцність конструкції, висока надійність і практично необмежена довговічність через відсутність контактів тертя, висока чутливість та потужний вихідний сигнал, що дозволяє вимірювати переміщення до 0,001 мм.

До недоліку індуктивного перетворювача відносять механічний вплив його на первинний перетворювач, з яким пов'язаний якорь, який може притягатися до сердечника, а також точність роботи залежить від стабільності напруги живлення по частоті.

### 3.4. Потенціометричний датчик тиску

Потенціометричні датчики призначені для перетворення лінійних або кутових переміщень в електричний сигнал. Являє собою змінний резистор, до якого прикладено напругу живлення.

У потенціометричному датчику тиску часто застосовується мембранна коробочка в якості чутливого елемента з досить великими габаритами (40 - 60 мм). Принцип дії

побудований на зміні електричного опору в залежності від довжини металевго провідника при переміщенні щітки по поверхні провідника.

Конструктивно датчик складається з каркаса 1, на який намотана в один шар обмотка 2 з тонкого дроту (рис.3.7). По витках обмотки ковзає движок (щітка) 1, який механічно пов'язаний з об'єктом, переміщення якого треба виміряти. Обмотка виконана з ізолюваного проводу, а доріжка, по якій ковзає движок, попередньо очищена від ізоляції (рис.3.8).

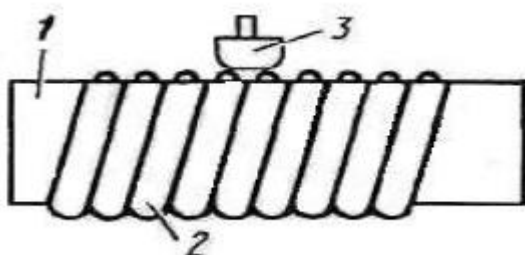


Рис. 3.7. Схема потенціометричного перетворювача

Напруга живлення подається на всю обмотку реостата через нерухомі виводи цієї обмотки. Вихідна напруга, пропорційна переміщенню щітки, знімається з одного з нерухомих виводів і з рухомої щітки.

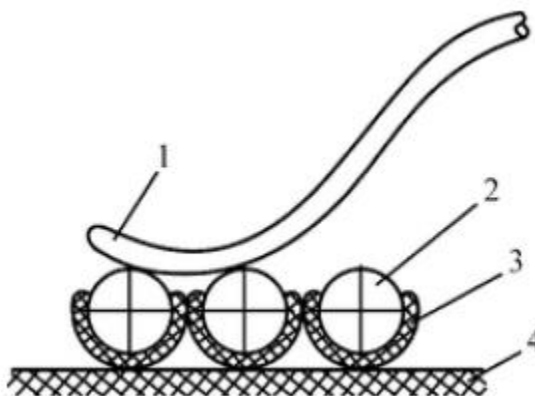


Рис. 3.8. Елементи потенціометра:

1 – щітка; 2 – провід; 3 – ізоляція; 4 – каркас.

Перевагами цих датчиків є простота конструкції, малі габарити і вага, стабільність характеристик та їх висока ступінь лінійності.



Недоліками є наявність ковзного контакту, який може стати причиною відмов через окислення контактної доріжки, перетирання витків або відгинання повзунка; похибка в роботі за рахунок навантаження; порівняно невеликий коефіцієнт перетворення.

### 3.5. Компенсаційний датчик тиску

Компенсаційний датчик тиску працює на основі метода силової компенсації вхідного впливу. Сильфон перетворює вимірюваний тиск в силу, яка порівнюється з еталонною силою, що зберігається в елементі основного зворотного зв'язку датчика (рис. 3.9). Компенсаційну схему називають схемою силової компенсації через те, що при вимірюванні тиску мають справу з силами.

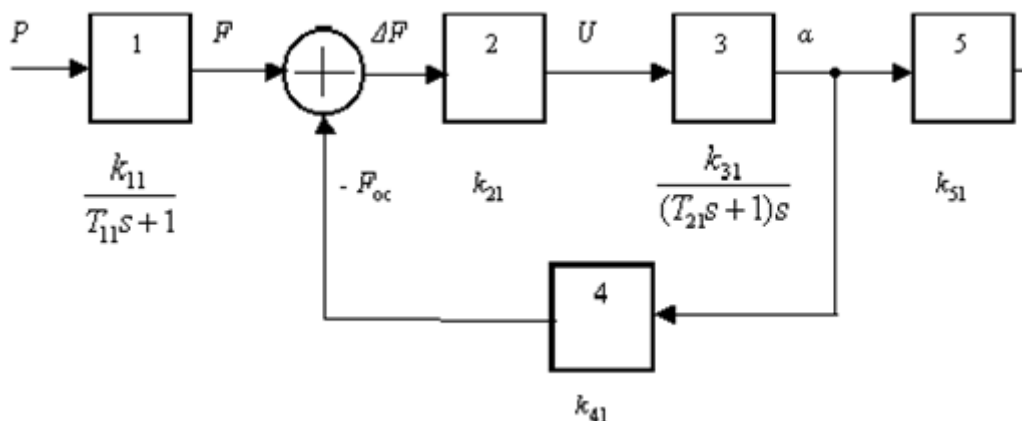


Рис. 3.9. Структурна схема компенсаційного датчика:

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

Для сучасних систем повітряних сигналів у датчиках тиску, як еталон сили, використовується котушка з намотуванням, яка поміщається в поле постійного магніту (Рис. 3.10).

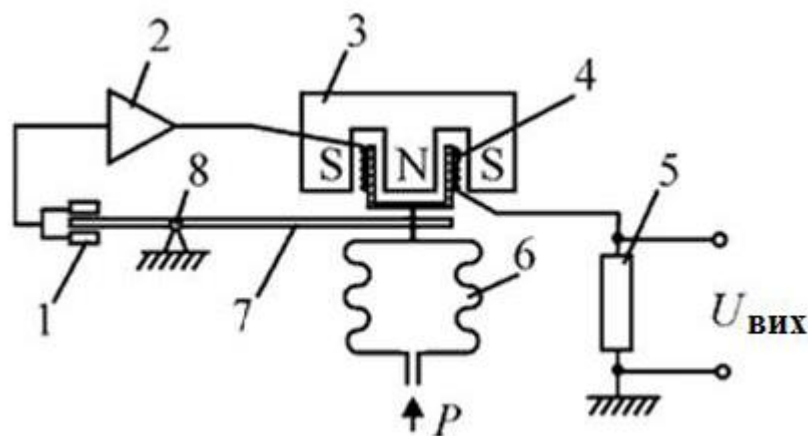


Рис. 3.10. Принципова схема компенсаційного датчика тиску:

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

Сильфон є чутливим елементом в таких датчиках. До нього викликає надходить вимірюваний тиск, що викликає незначну деформацію. Коромисло 7 повертається і змінює індуктивний опір котушок 1, включених в схему моста. Сигнал розбалансу надходить в підсилювач-демодулятор 2, де посилюється, і надходить у вигляді постійного струму в котушку 4, яка жорстко зв'язана з коромислом 7.

Електричний струм котушки 4 взаємодіє з полем магніту 3, що призводить до появи сили врівноваження сильфона 6. Котушки нуль-елементу 1 ввімкнені протилежно дії сили сильфона.

Коли деформації сильфона малі, то його жорсткість практично не змінюється. Це означає, що струм, який протікає в котушці, пропорційний вимірюваному тиску. Вихідний сигнал датчика – це напруга постійного струму, що знімається з резистора 5, що включений послідовно з котушкою.

Недоліком компенсаційних датчиків тиску є те, що її вихідним сигналом є безперервний аналоговий сигнал, для використання якого в цифрових СПС потрібно додатково застосовувати високо розрядні АЦП, що призводить до втрати точності і підвищення вартості системи.

### 3.6. Вібраційно-частотний датчик тиску

Для вимірювання статичного тиску  $P_{ст}$ , повного тиску  $P_{п}$  та динамічного тиску у складі системи повітряних сигналів широке застосування знайшов вібраційно-частотний датчик тиску. Особливістю датчика є оригінальність вторинного перетворювання тиску безпосередньо в частоту. Принцип дії полягає у функціональній залежності частоти резонансних коливань пружного чутливого елемента від величини вимірюваного тиску.

Пружним чутливим елементом можуть бути струна, мембрана, тонкостінний циліндр і п'єзоелементи. Вторинний перетворювач у всіх цих випадках представляє собою коливальну систему, яка містить інерційний елемент у вигляді маси, здатної накопичувати кінетичну енергію, і елемент, що здатний накопичувати потенційну енергію, – пружний елемент.

На рис. 3.11 представлений датчик надлишкового тиску з віброуючою струною.

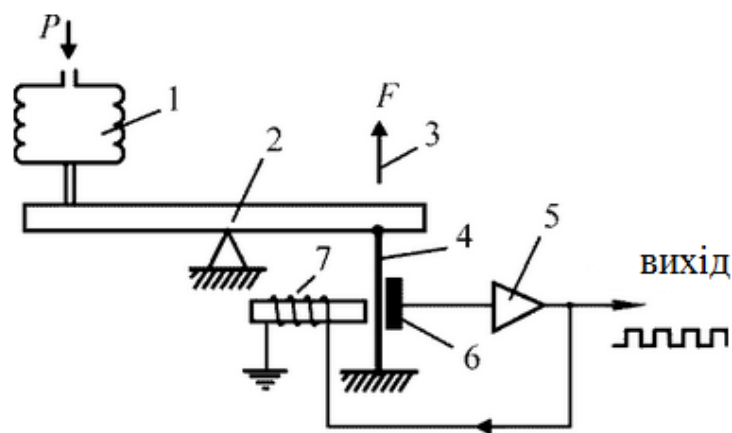


Рис.3.11. Принципова схема частотного струнного датчика тиску:

1 – сильфон; 2 – балка з опорою; 3 – сила натягу струни; 4 – струна; 5 – підсилювач; 6 – ємність; 7 – котушка збудження коливань струни.

У вібраційно-частотних датчиках тиску використовується система самозбудження безперервної генерації частот. Для цього використовується індуктивний і ємнісний перетворювачі переміщення в електричний сигнал (рис. 3.12-3.13).

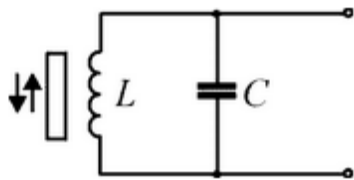


Рис. 3.12. Індуктивний перетворювач

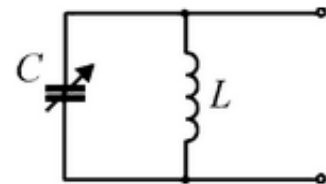


Рис. 3.13. Ємкісний перетворювач

На рис. 3.14 представлена принципова схема вібраційно-частотного датчика тиску з циліндровим резонатором.

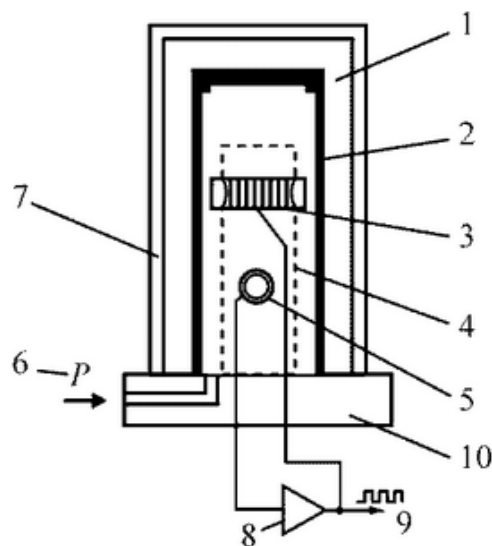


Рис.3.14. Принципова схема частотного датчика з циліндричним резонатором:

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 полягає в залежності власної частоти пружного елемента від величини її внутрішньої механічної напруги, викликаній дією вимірюваного тиску.

Такий датчик забезпечує вимірювання статичного чи повного тиску. Тиск  $P_{ст}$  подається у внутрішню порожнину резонатора, при цьому резонансні коливання стінки резонатора збуджуються за допомогою індуктивного перетворювача. У цьому перетворювачі наводиться невелика електрорушійна сила, яка надходить на

підсилювач і по каналу зворотного зв'язку подається на котушку збудження. Таким чином встановлюються незгасаючі коливання стінок циліндричного резонатора на власній частоті, величина якої залежить від вимірюваного тиску.

Перевагою вібраційно-частотних перетворювачів є підвищена точність – 0,01%, включаючи вплив нелінійності, повторюваності, гістерезиса і стабільність вихідного сигналу, а також висока роздільна здатність, частотний сигнал може бути лічений безпосередньо мікропроцесорним пристроєм.

Проте їх недоліком є підвищена чутливість до ударних навантажень, вібрації, що істотно обмежує сферу застосування цих датчиків, і низькою технологічністю виробництва, що веде до високої собівартості виробу.

### **3.7. Тензометричний датчик тиску**

Тензометричний датчик виявляє зміни тиску шляхом вимірювання зміни опору мостової схеми Уїтстона (рис. 3.15). Загалом, ця схема використовується для визначення невідомого електричного опору, врівноважуючи дві секції мостової схеми так, що відношення опорів в одній секції ( $R_3/R_2$ ) було таким же, як і в іншій секції ( $R_4/R_1$ ), повертаючи нуль в гальванометрі в центральній гілці. Одна з секцій містить невідомий компонент, опір якого має бути визначений, тоді як інша секція містить резистор з відомим опором, який можна регулювати.

Тензодатчик поміщає чутливі елементи кожному з резисторів і вимірює зміну опору кожного резистора під впливом тиску. Зміна тиску буде або подовжувати, або стискати провідник, отже, датчик стиснення необхідно розмістити на одному резисторі, а датчик подовження на іншому. Щоб контролювати вплив температури, вільний датчик потрібно розмістити на інших двох резисторах.

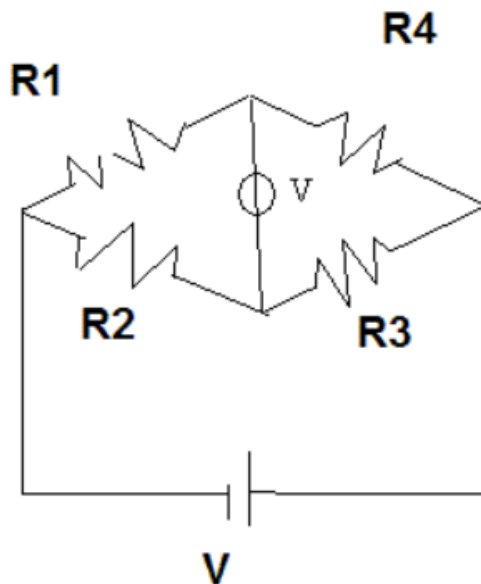


Рис. 3.15. Мостова схема Уїтстона

Приклад незв'язаного тензодатчика показаний на рис. 3.16. Даний тип датчиків використовує чутливі до натягу дроти, один кінець якого закріплений на нерухомій рамі, а інший кінець прикріплений до рухомого елемента, що рухається із зміною тиску.

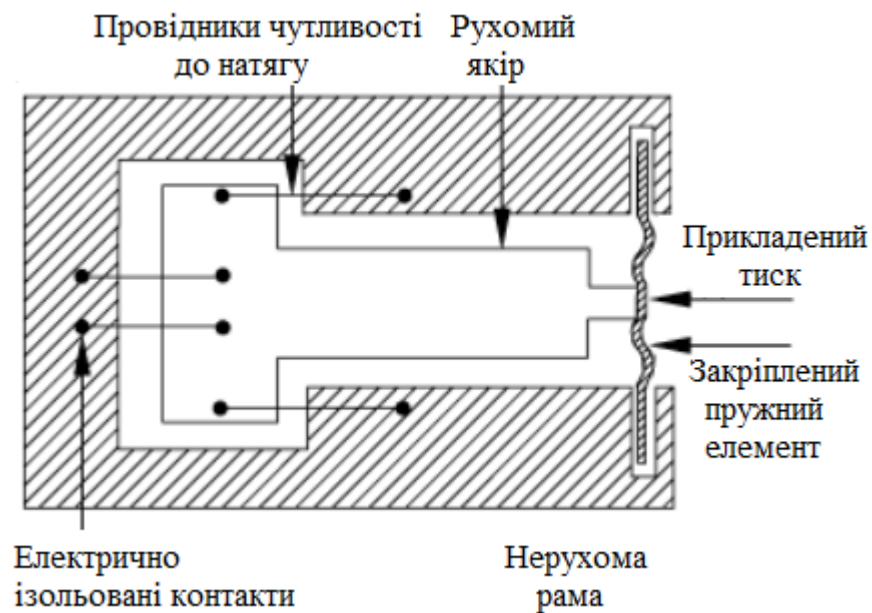


Рис. 3.16. Схема незв'язаного тензодатчика

Приклад зв'язаного тензодатчика можна побачити на рис. 3.17. Даний тип розміщується у верхній частині діафрагми, яка деформується при зміні тиску, натягує дроти, прикріплені до діафрагми.

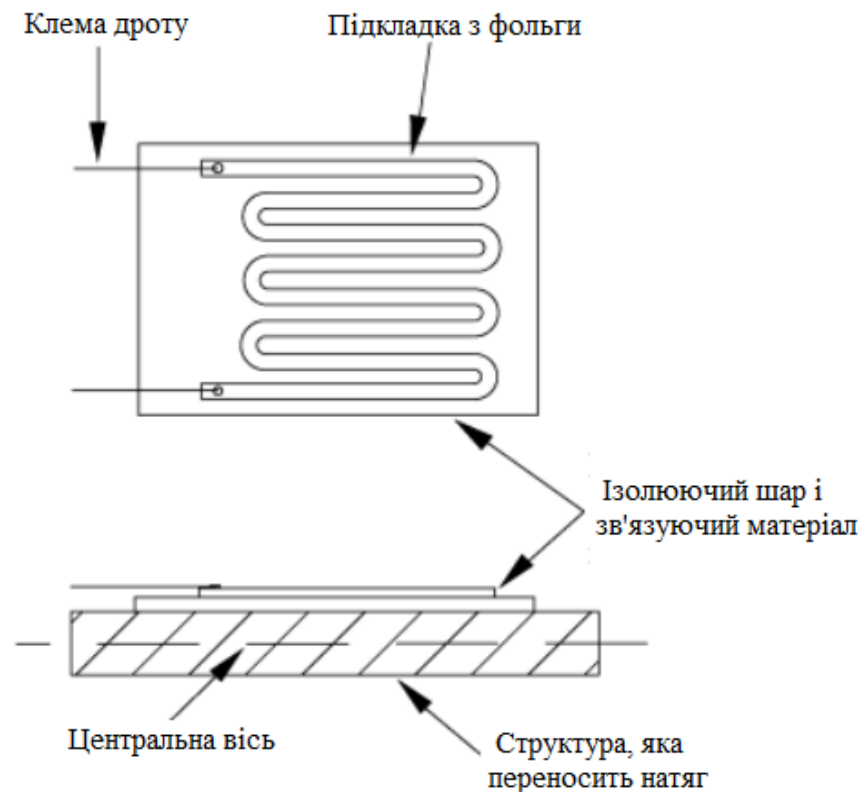


Рис. 3.17. Схема зв'язаного тензодатчика

Таким чином, чутливість таких датчиків значно більша, ніж чутливість їх металевих аналогів, проте з більшою чутливістю приходиться вужчий функціональний діапазон: температура повинна залишатися постійною, щоб отримати дійсне значення. Ці датчики сильно залежать від змін температури (на відміну інших типів електричних компонентів).

### 3.8. Похибки датчиків тиску

До основних джерел похибок датчиків тиску відносять:

#### 1. Інструментальні:

- похибка шкали,
- похибки викликані тертям,

- похибки від неврівноваженості деталей передавально-розмножувального механізму,
  - похибки гістерезису.
2. Похибки температури і тертя,
  3. Аеродинамічні похибки.

Інструментальні похибки виникають:

- внаслідок недосконалості виготовлення механізму датчика;
- через знос деталей;
- через зміну пружних властивостей чутливих елементів.

Похибки тертя обумовлені наявністю сил тертя в сполучених деталях кінематичного ланцюга (в осях, шарнірах і т.д.) і тертям між щіткою і потенціометром.

Похибками температури, які виникають внаслідок зміни температури навколишнього середовища, є:

- зміна модуля пружності матеріалу чутливого елемента – при нульовій різниці тисків, похибка дорівнює нулю; із збільшенням різниці тисків похибка зростає;
- неоднакове лінійне розширення деталей з різних матеріалів при зміні температури – виникає додаткове переміщення передавально-розмножувального механізму, що приводить до зміщення стрілки приладу, при цьому похибка показання приладу пропорційна величині зміни температури і не залежить від вимірюваного тиску.;
- зміна опорів рамок логометра –.

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



### Висновок до розділу 3

Похибки датчиків можуть призвести до авіа інцидентів, тому слід вжити заходи щодо вдосконалення датчиків для системи повітряних сигналів. Способами вдосконалення можуть бути:

- підвищення точності вимірювання до умов роботи при дестабілізуючих чинниках (вібрація, удари, прискорення, температура і т.д.);
- підвищення стабільності інформації за часом, тобто здатність зберігати стабільні значення тривалий період час;
- підвищення надійності датчиків;
- зменшення споживаної потужності;
- розширення діапазонів вимірювання;
- удосконалення чутливих до тиску елементів датчиків;
- застосування в датчиках тиску мікропроцесорів та мікроелектроніки з метою переходу від аналогових датчиків до цифрових.

В більшості авіаційних датчиків тиску інструментальні похибки вимірювальних величин виникають через застосування механічних переміщень чутливих елементів. Усунення цієї проблеми можливо шляхом заміни механічних датчиків на основі сильфонів та мембранних коробок на мікромеханічні датчики тиску на основі кремнієвих чутливих елементів. Їх головною перевагою є довготривала стабільність параметрів, відсутність механічних рухомих елементів і стала еластичність кристалу при великих навантаженнях. Завдяки цьому підвищиться точність вимірювань повітряних параметрів.

## РОЗДІЛ 4. ПЕРСПЕКТИВНІ ДАТЧИКИ ТИСКУ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ ПАРАМЕТРІВ

### 4.1. Мікромеханічні датчики тиску

Проаналізувавши існуючі датчики виявилось, що від наявних інструментальних та аеродинамічних похибок залежить точність вимірювання повітряних параметрів. Ці похибки не властиві напівпровідниковим датчикам тиску, оскільки в них чутливий елемент виготовляється з напівпровідникового матеріалу – кремнію або сапфіру.

Використання напівпровідникових матеріалів для виготовлення чутливих елементів має особливо принципове значення у зв'язку з розвитком мікроелектроніки і мікропроцесорної техніки.

Кремній дозволяє розробити ЧЕ з малими габаритами, високою чутливістю, стабільністю і надійністю, підвищеною вібростійкістю та високим терміном служби. Таким чином датчик, елементи якого створені на основі технології інтегральних схем, складається з чіпу.

Датчик тиску складається із чутливого елемента у вигляді тонкої кремнієвої пластини прямокутної або круглої форми та перетворювачів (переміщень, деформації, сили), які зібрані у корпусі. Пластина може бути однаковою за товщиною або з твердим центром, що не деформується, що має пружну перемичку по контуру.

Основними технічними характеристиками мікродатчиків тиску (МДТ) є:

- чутливість до вимірюваного тиску;
- робочий діапазон виміру;
- вихідна напруга.

В залежності від вимірюваного тиску розрізняють (рис. 4.1):

- абсолютні (вимір абсолютного тиску);
- диференціальні (вимір різниці тисків);

- відносні (вимір надлишкового над атмосферним тиску);
- вакуумні (вимір ступеня розрідження) датчики тиску.

За принципом дії розрізняють:

- прилади прямого виміру (пристрої розімкнутої конфігурації) – перетворення тиску в електричний сигнал прямо залежить від властивостей матеріалу, тому пристрої калібрують індивідуально, що призводить до збільшення вартості;
- прилади компенсаційного виміру – менш сприйнятливі до зміни характеристик матеріалу, оскільки виконавчий елемент датчика сили (актуатор) не залежить від властивостей матеріалу.

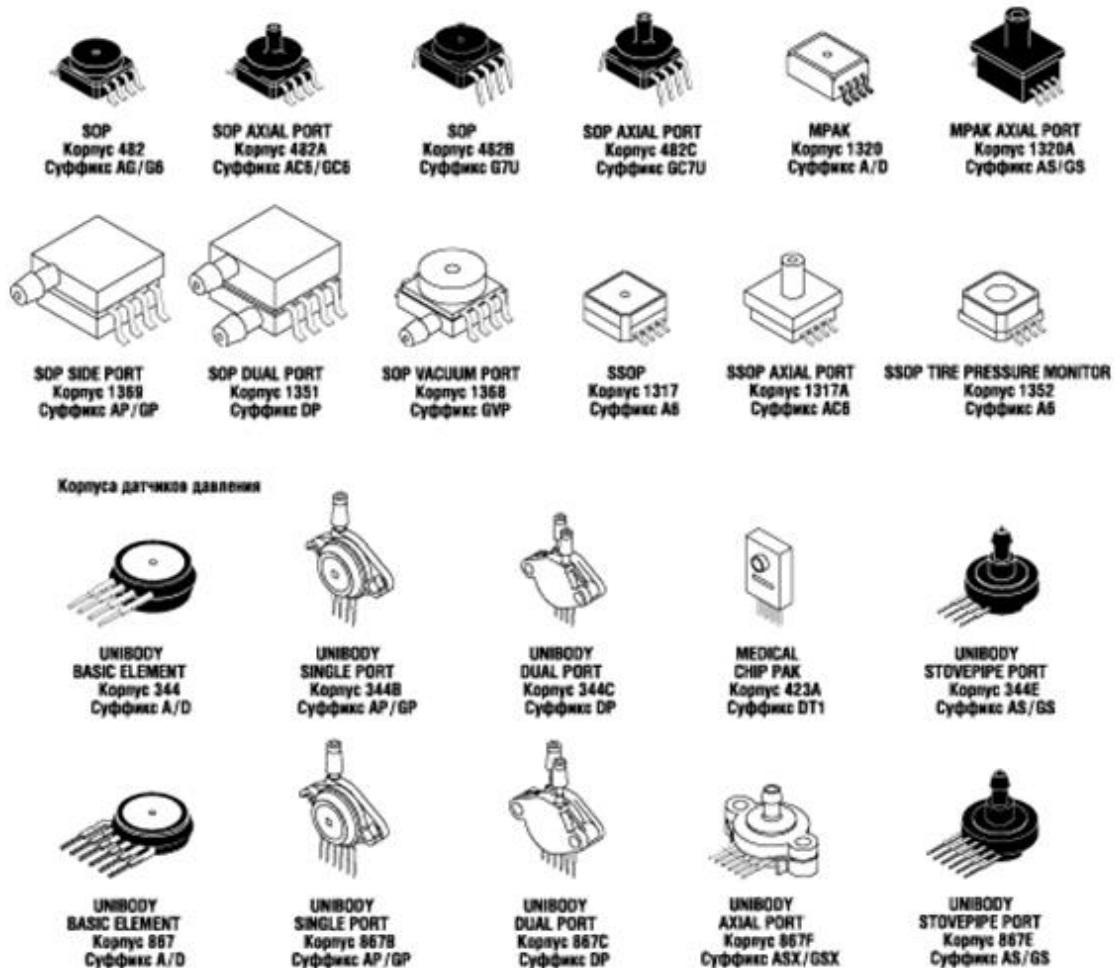


Рис. 4.1. Зовнішній вигляд напівпровідникових датчиків тиску

Мембрани датчиків тиску прямого перетворення бувають з твердим центром і без нього. В перших використовують ємнісні, магніторезистивні та інші перетворювачі переміщень. У других в якості перетворювачів деформацій застосовують дифузійні або епітаксійні тензорезистори.

У якості перетворювачів переміщень або деформацій мембран найчастіше використовують напівпровідникові перетворювачі (НП), недоліки яких суттєво залежать від технології їх виготовлення.

НП, виконані за технологією об'ємного кремнію, мають р-п переходи, що обмежує температурний діапазон використання датчиків тиску (температура не повинна перевищувати 100 °С).

НП, виготовлені з полікремнію, володіють низькою тензочутливістю, а в НП на основі структур "кремній на сапфірі" властиві розбіжності кристалічних ґрат цієї пари, а також високою вартістю й складністю обробки сапфіру.

Найбільш прогресивними є НП, виготовлені методом формування структур "кремній на діелектрику". Сучасні технології можуть забезпечити створення мікродатчиків тиску здатних працювати при температурі вище за 100 °С, та відрізняються покращеною стабільністю характеристик і стійкістю стосовно впливу різних фізичних полів.

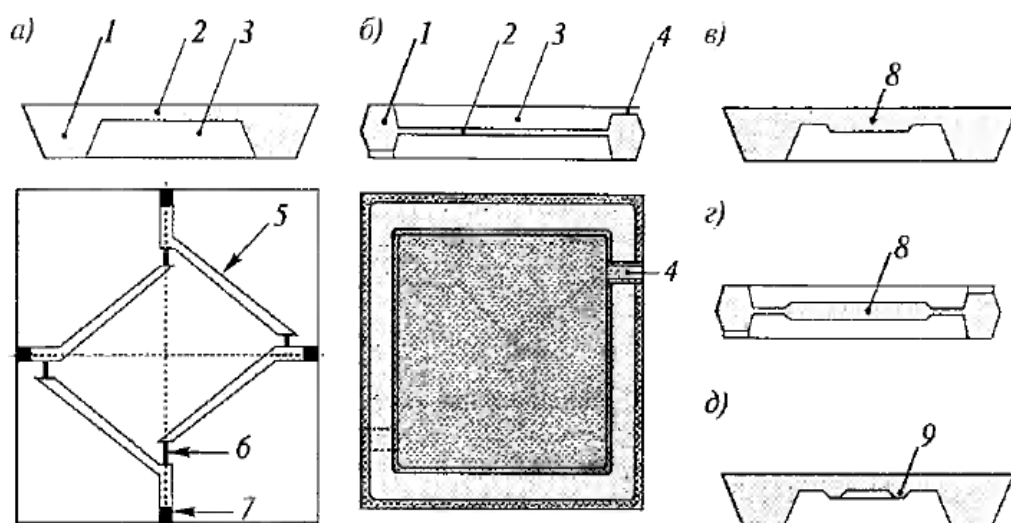
Найбільш складним завданням є створення датчиків малих тисків (від одиниць до десятків паскалей) і датчиків пульсацій малих тисків. Датчики тиску виготовляють як у вигляді автономних приладів контролю й керування, так і пристроїв, що використовуються в складі інших приладів.

#### **4.2. Чутливі елементи мікромеханічних датчиків тиску**

Чутливим елементом МДТ є мембрана:

- з тензорезисторними або іншими напівпровідниковими перетворювачами;
- з ємнісними або іншими перетворювачами переміщень мембрани.

На рис 4.2 представлені розповсюджені форми ЧЕ МДТ.



1 – корпусна пластина; 2 – мембрана з жорстким закладенням по контуру; 3 – підмембранна камера; 4 – канали підводу тисків; 5 – провідна доріжка; 6 – інтегральний тензорезистор; 7 – контактна площадка; 8 – жорсткий центр; 9 – жорстке кільце.

Рис. 4.2. Варіанти ЧЕ датчиків тиску: а) асиметрична мембрана; б) симетрична мембрана; в,г) мембрани зі жорстким центром; д) подвійна мембрана зі жорстким кільцем.

На рис 4.2 (а) представлена плоска інтегральна мембрана з повним тензорезисторним мостом. Найчастіше її виконують із «п-кремнію» в площині (100), прямокутною в плані, а дифузійні (імплантовані) або епітаксійні тензорезистори n-р-провідності. З ними можлива побудова датчиків для виміру абсолютних, надлишкових і різницевих тисків. Верхня межа вимірюваних тисків поширюється до 250 МПа, а точність виміру перебуває на рівні 1 %.

Варіант, представлений на рис 4.2 (б) є різновидом рис 4.2 (а) і являє собою плоску мембрану, симетрично розташовану щодо корпусної пластини. Використовуються цей варіант переважно з диференціальними ємнісними датчиками переміщень.

На рис. 4.2 (в, г) представлені мембрани із твердим центром, а на рис. 4.2 (д) – мембрани із твердим кільцем. Призначення твердого центру залежить від типу використаного перетворювача деформації (або переміщення) в електричний сигнал.

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. Другий датчик закритий від впливу тиску й реагує тільки на прискорення, а корисний сигнал виділяється за допомогою електронної схеми у вигляді різницевого значення.

Мембрани з подвійною оправою, яка представлена на рис 4.2 (д), призначена для виключення температурної напруги, що виникає в місці з'єднання зовнішньої оправи з металевою корпусною деталлю.

Перемичка між зовнішньої й внутрішньої оправами гасить температурну напругу. Внутрішня мембрана є робочою, а оправою для неї служить плаваюче тверде кільце, при цьому тензорезисторний перетворювач розміщують на внутрішній мембрані аналогічно варіанту рис. 4.2. (а).

### **4.3. Основні характеристики кремнієвих датчиків**

Основними характеристиками кремнієвих датчиків тиску є:

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

2. Початкове зміщення ( $V_{off}$ ) – вихідна напруга при дії на датчик мінімального сертифікованого тиску.

3. Точність (сумарна похибка) складається з:

- не лінійності – 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°C.

- стабільності зміщення – різниця вихідної напруги після 1000 циклів зміни температури від - 40 до 125°C і додатки 1.5 мільйона мінімальних сертифікованих циклів тиску.

- температурної помилки – різниця вихідної напруги в діапазоні температур від 0 до 85°C відносно температури 25°C.

- помилки зміщення – різниця вихідної напруги, при додатку мінімального сертифікованого тиску в діапазоні температур від 0 до 85°C відносно температури 25°C.

- відхилення від номіналу – відхилення від номінальних значень зміщення або розмаху вихідної напруги у відсотках від  $V_{fss}$  при 25В.

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

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

Фірми, що виготовляють датчики тиску, будують первинний перетворювач «тиск-напруга» за схемою моста Уїнстона, яка має наступні недоліки: схема має 4 підібрані резистори та необхідність їх підстроювати, а також необхідні складні схеми температурної компенсації. Вирішення цих недоліків було запатентовано фірмою Motorola, яке носить торгову марку X - ducer.

Елемент X-ducer, представлений на рис. 4.3, є кремнієвою діафрагмою, на яку методом іонної імплантації впроваджена X-образна тензорезистивна структура. Елемент розвиває на виході напругу, яка прямо пропорційна прикладеному тиску і має дуже високі показники лінійності, чутливості, відтворюваності, повторюваності і відношення сигнал/шум. Одна пара виведень служить для подання напруги

живлення, а з друга – для зняття різниці потенціалів, що залежать лінійно від напруги живлення (пропорційний вихід) і прикладеного тиску (зусилля). Використання у датчику технології мікроелектромеханічних систем MEMS дозволило отримати точний, якісний аналоговий вихідний сигнал, пропорційний прикладеному тиску.

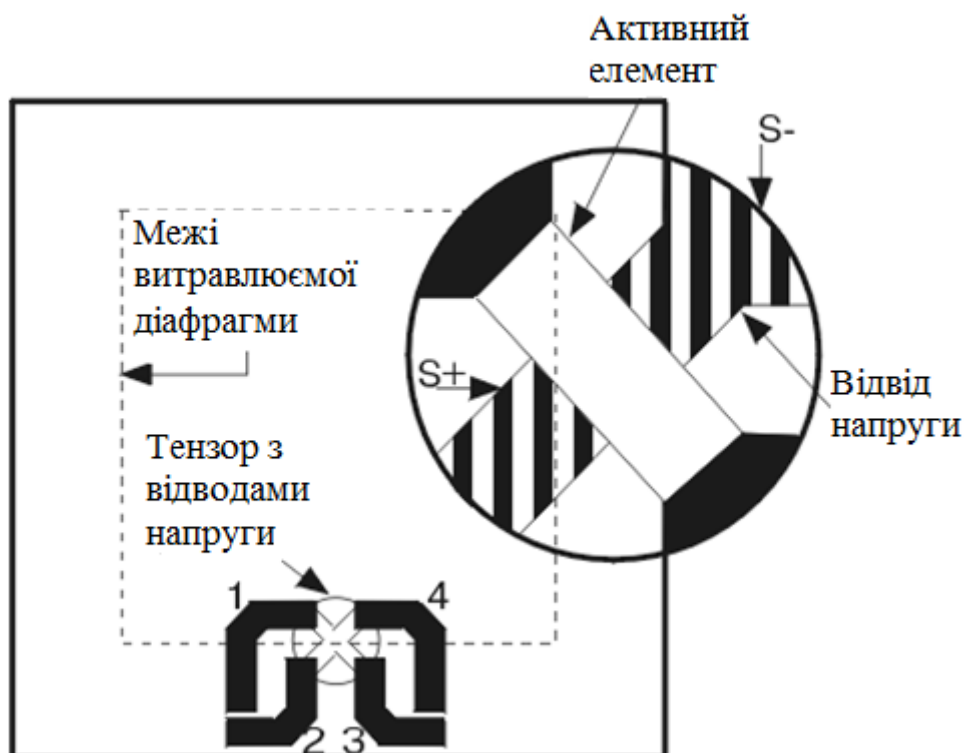


Рис. 4.3. Чутливий елемент X – ducer

Принцип дії датчика: струм збудження протікає по резисторі (відведення 1 і 3), а поданий до діафрагми тиск, впливаючи на нього, згинає резистор. Внаслідок вигину в резисторі виникає поперечне електричне поле, яке проявляється як напруга на відведеннях 2 і 4, сполучених з середньою точкою резистора. Вихідний сигнал змінюється пропорційно прикладеному тиску.

Тензодатчик є інтегральною частиною діафрагми, а тому його температурний коефіцієнт не відрізняється від температурного коефіцієнта діафрагми. Вихідні параметри тензодатчика залежать від температури, і тому необхідна температурна компенсація для забезпечення розширеного діапазону температур. Для діапазону температур від 0 до 85°C досить простого резистивного ланцюжка, реалізованого на

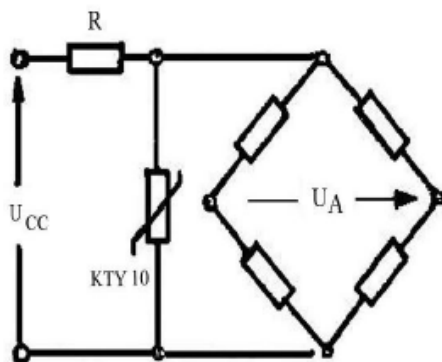


тому ж кристалі, але для ширшого діапазону температур знадобиться складніша схема компенсації, яка реалізується зовнішніми схемами.

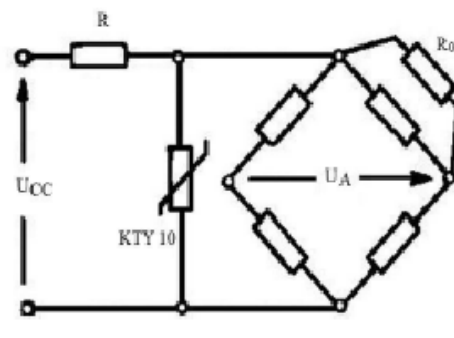
Використання одного чутливого елемента виключає необхідність точного узгодження чотирьох резисторів, які чутливі і до тиску, і до температури. Також спрощуються додаткові схеми, які необхідні для калібрування і температурної компенсації.

#### 4.5. Компенсація похибок кремнієвих датчиків тиску

Найпростіший спосіб температурної компенсації складається з так званої пасивної компенсації за допомогою резисторів і датчиків температури (рис. 4.4). Правильним підбором резисторів, що шунтують ( $R/R_0$ ), і датчика температури, наприклад типу КТУ 10, можна впливати як на зміщення нуля, так і на зміну чутливості.



а - пасивна компенсація чутливості моста



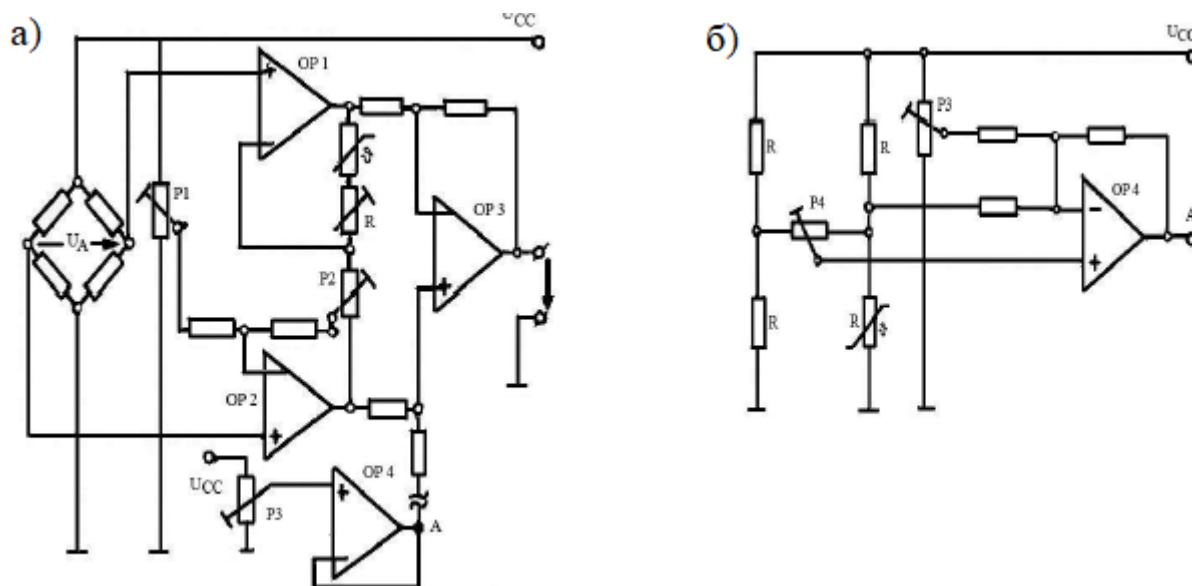
б - установка нуля шкали і пасивна компенсація температурного зсуву нуля за допомогою додаткового резистора

Рис. 4.4. Схеми компенсації для кремнієвого датчика тиску

Здійснювати активну компенсацію краще за допомогою операційних підсилювачів (рис. 4.5), які майже повністю усувають температурну похибку.

На рис. 4.5 (а) показана повна схема кремнієвого датчика тиску з активною компенсацією зміни чутливості та зсуву нуля. Два операційних підсилювача ОР1 і ОР2 включені як неінвертуючі підсилювачі. Коефіцієнт підсилення ОР1 управляється

датчиком температури КТУ 10. З підвищенням температури чутливість датчика тиску падає, тому при відповідному підборі параметрів КТУ 10 і R коефіцієнт посилення ОП1 може збільшитися так, щоб втрата чутливості виявилася скомпенсованою. За допомогою підсилювача ОП4 нульову точку можна встановити довільно.

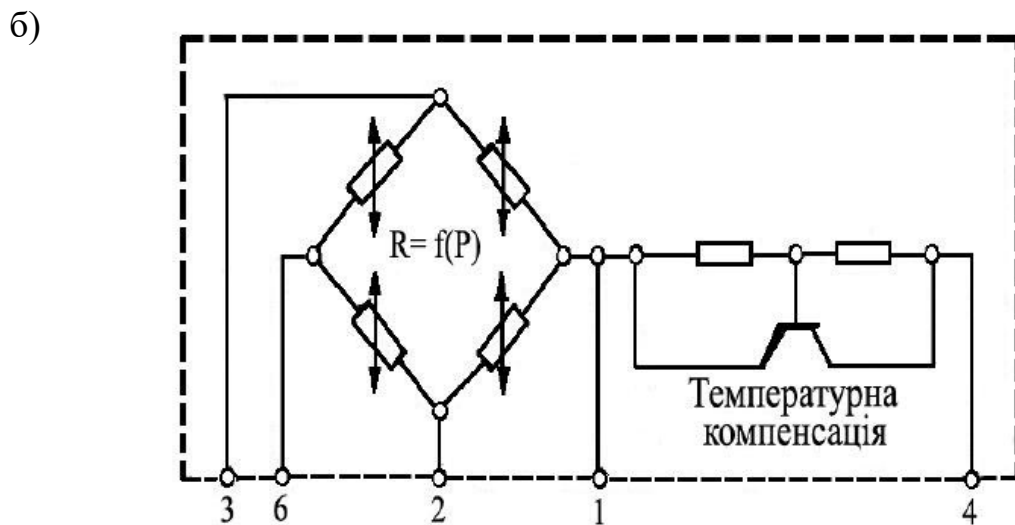
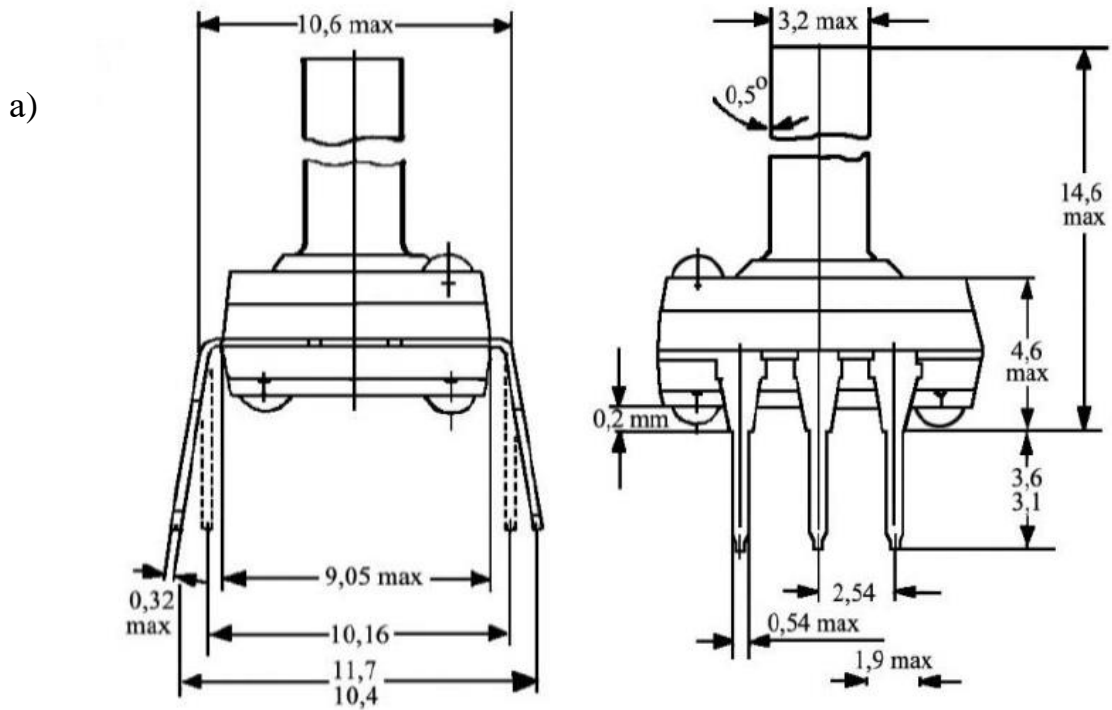


а – активна компенсація чутливості моста; б – додаткова можливість активної зсуву нуля шкали компенсації температурного зсуву нуля шкали

Рис. 4.5. Схеми компенсації для кремнієвого датчика тиску

Якщо схема в точці А замінена схемою по рис. 4.5 (б), то зсув нуля регулюється незалежно від компенсації чутливості, при цьому резистор R ( $\theta$ ) включений як активний елемент у вимірювальному мості, вихідна напруга якого узгоджується з підсилювачем ОП4.

Датчик тиску КР 100А фірми Valvo, представлений на рис. 4.6, має внутрішню температурну компенсацію, яка зменшує температурну похибку чутливості в 10 разів. Малі габарити дозволяють вбудовувати датчик в прилади і апарати, де інші датчики тиску не вміщаються.



Цоколювка виводів: 1 – вхідна напруга моста,  $+U_B$ ; 2 – вихідна напруга моста,  $+U_P$ ; 3 – вихідна напруга моста,  $-U_P$ ; 4 – температурна компенсація,  $+U_{BK}$ ; 5 – внутрішнє з’єднання; 6 – вхідна напруга моста,  $-U_B$ .

Рис. 4.6. Механічний пристрій (а) і електронна схема (б) датчика тиску КР 100А фірми Valvo з внутрішньою компенсацією температури.

#### 4.6. Реалізація кремнієвих мікромеханічних датчиків в системі повітряних сигналів

Через малі розміри кремнієвих датчиків тиску існує можливість розміщення їх в конструкцію приймача повітряного тиску. На рис. 4.7 представлено конструкцію перспективного приймача повітряного тиску.

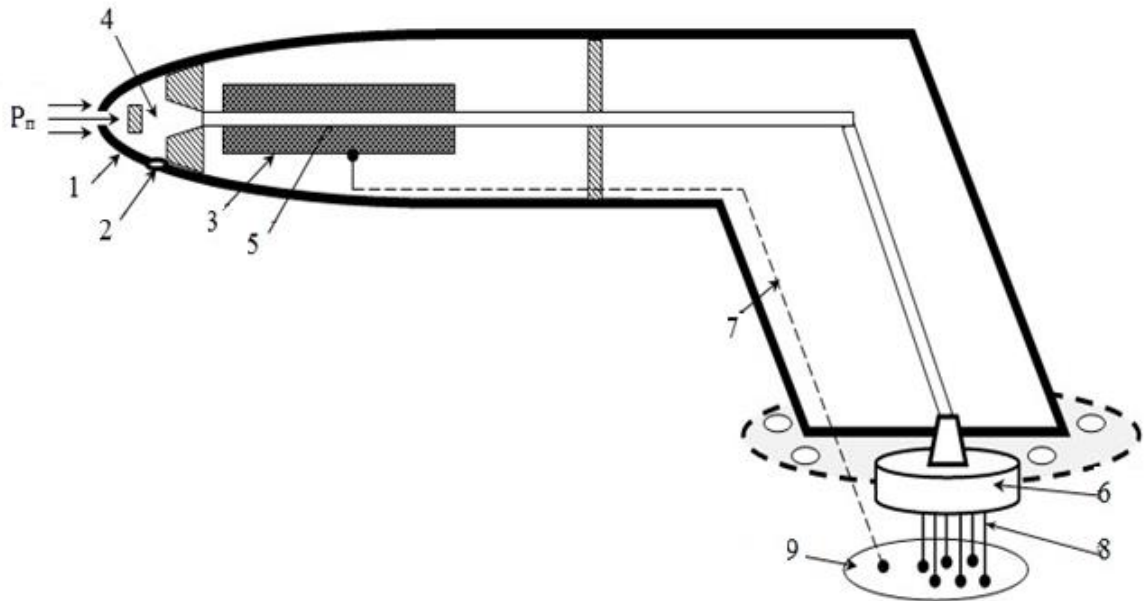


Рис. 4.7. Перспективний приймач повного тиску:

1 – корпус; 2 – дренажні отвори; 3 – електрообігрівальний елемент; 4 – камера повного 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:

1. повний (динамічний) тиск потрапляє до приймальної камери 4, на корпусі якої розміщені дренажні отвори 2 для видалення вологи, далі по трубці повного тиску 5 надходить до кремнієвого датчика абсолютного тиску 6.
2. всередині кремнієвого датчика абсолютного тиску 6 розміщений кремнієвий гель та кристал тензодатчика X-duser. Через електроланцюги 8

подачі напруги живлення подається струм живлення та знімається різниця потенціалів. Ця різниця є еквівалентом повного тиску.

3. сигнал величини повного тиску через штепсельний роз'єм 9 надходить до обчислювача системи повітряних сигналів для подальшої обробки.

Такий приймач повітряного тиску повинен оснащуватись електрообігрівальним елементом 3 для уникнення обледеніння та закупорки каналу повного тиску.

Застосування запропонованого принципу вимірювання приладної швидкості дозволить:

- уникнути інструментальних похибок механічних та електромеханічних датчиків тиску;
- зменшити вагу літака відсутністю пневмопроводів;
- полегшити реалізацію вимірювання тисків;
- уникнути недоліки анероїдно-мембранним системам повітряних сигналів.

#### **Висновок до розділу 4**

Отже, переваги кремнієвих датчиків наступні:

- висока надійність,
- компактна конструкція,
- довготривала стабільність параметрів.
- хороша лінійність,
- незначні гістерезисні явища,
- невисока вартість,

Однорідний кристал кремнію є ідеальним матеріалом для прийому зусиль завдяки своїй еластичності. Йому не властива 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.

## ВИСНОВКИ

Таким чином, можна дійти висновку, що:

1. 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.

2. Аналіз вимірювачів повітряних параметрів показав, що майже всі вони використовують тиск повітря для визначення горизонтальної і вертикальної швидкостей та числа Маха.

3. Застосування в системі повітряних параметрів датчиків тиску, які мають маленькі розміри і можуть бути розміщені безпосередньо на приймачах повного та статичного тиску, є одним із способів удосконалення датчиків повітряного тиску, що призведе до поліпшення характеристик вимірювачів системи повітряних сигналів та підвищення безпеки польотів.

4. Системи повітряних даних різних літаків загалом вони виконують одні й ті ж самі функції, а також мають схожі типові несправності, такі як негерметичність магістральних пневмопроводів, їх закупорка. Застосування більш сучасних технологій вимірювання тиску і зменшення мережі пневмопроводів призведе до усунення типових несправностей та підвищення точності вимірювань.

5. Застосування в датчиках повітряних параметрів мікромеханічних кремнієвих датчиків дозволить спростити конструкцію системи повітряних сигналів, автоматизувати отримання інформації від датчиків та полегшити вагу літального апарату, уникнути типових несправностей та інструментальних, аеродинамічних і методичних помилок, властивих механічним та електромеханічним датчикам тиску.

6. Перевагами кремнієвих датчиків є довготривала стабільність параметрів, стала еластичність кристалу при екстремальних навантаженнях та відсутність механічних рухомих елементів. Також їм властиві компактність, невисока вартість, висока надійність і простота експлуатації.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Харченко В. П. Авіоніка: навч. посіб. / В.П. Харченко, І.В. Остроумов. – Київ: НАУ, 2013. – 272 с.
2. Воробьев В. Г. Авиационные приборы, информационно измерительные системы и комплексы: учеб. пос. / Воробьев В.Г., Глухов В.В., Кадышев. – Москва : Транспорт, 1992. – 399 с.
3. Боднер В. А. Авиационные приборы. / Боднер В.А., Фридлиндер Г.О., Чистяков Н.И. – Москва : ГНТИ «Оборонгиз». 1960. – 513 с.
4. EMBRAER 135/45. Flight Instruments.
5. Ту-154. Руководство по технической эксплуатации.
6. Ан-148-100. Руководство по технической эксплуатации.
7. Распопов В. Я. Микромеханические приборы: учеб. пособ. – Москва : Машиностроение, 2007. – 400с.
8. Богданович М.И. Цифровые интегральные микросхемы: справочник / Богданович М.И., Грель И.Н., Прохоренко В.А. – Минск: 1991. – 493 с.
9. Julian W. Gardner Microsensors MEMS and Smart Devices / Juliab W. Gardner, Vijay K. Varadan, Osama O. Awadelkarim. – USA : Wiley & Sons, 2001. – 521 с.
10. [https://studbooks.net/2351087/tehnika/kremnievye\\_datchiki\\_davleniya](https://studbooks.net/2351087/tehnika/kremnievye_datchiki_davleniya)
11. <http://kontech-system.com.ua/articles/datchiki-davlenija-tipy-harakteristiki-osobnosti-podbor/>
12. [https://xstud.org/227537/voennaya\\_podgotovka\\_voennaya\\_kafedra/sistemy\\_vozdushnyh\\_signalov](https://xstud.org/227537/voennaya_podgotovka_voennaya_kafedra/sistemy_vozdushnyh_signalov)
13. <https://helpiks.org/5-3521.html>