

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____Ю.В.Грищенко
« _____ » _____ 2024 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ «БАКАЛАВР»
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: **«Датчики первинної інформації системи повітряних сигналів
сучасного літального апарату»**

Виконавець: _____ Борщ Андрій Володимирович

Керівник: _____ доц. Чужа Олексій Олександрович

Нормоконтролер: _____ В.В.Левківський

Київ 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіоніки
Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
_____ Ю.В.Грищенко
« _____ » _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ на виконання дипломної роботи (проекту) Борща Андрія Володимировича

1. Тема роботи: «Датчики первинної інформації системи повітряних сигналів сучасного літального апарату» затверджена наказом ректора від 13.03.2024 р. № 355/ст.
2. Термін виконання роботи: з 13 травня 2024р. по 16 червня 2024р.
3. Вихідні дані до проекту: Розробити іонно-міточний датчик кута атаки та повітряної швидкості. Дані для розрахунку: напруга живлення $U = 27$ В; індуктивність котушки чутливого елемента $L = 0.8$ мкГн; статична напруга пробною $U_{ст} = 4$ кВ; висока вихідна напруга в навантаженні $U_{вих} = 8$ кВ.
4. Зміст пояснювальної записки: Аналіз існуючих типів датчиків повітряних параметрів. Датчики аеродинамічних кутів та попередження критичних режимів польоту. Розробка іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості для літака Ан-148. Технічна експлуатація іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості літака Ан-148.
5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу:
Принципова схема іонно-міточного датчика кута атаки і повітряної швидкості, електрична схема генератора іонних міток, принципова схема іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості, структурна схема іонно-міточного датчика кута атаки і повітряної швидкості, структурна схема ІК ВШП-148, зовнішній вигляд іонно-міточного датчика.

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Обґрунтування теми дипломної роботи	12.03.2024	
2	Проведення огляду літератури	24.03.2024	
3	Підготовка та написання 1 розділу	15.04.2024	
4	Підготовка та написання 2 розділу	01.05.2024	
5	Підготовка та написання 3 розділу	24.05.2024	
6	Перевірка на анти плагіат та отримання рецензії на диплом	01.06.2024	
7	Оформлення та друк пояснювальної записки	02.06.2024	
8	Підготовка презентації та доповіді	05.06.2024	

7. Дата видачі завдання: _____

Керівник дипломної роботи _____ доц. Чужа О.О.
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Борщ А.В.
(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Датчики первинної інформації системи повітряних сигналів сучасного літального апарату»:

___ стор., ___ рис., ___ табл., ___ використаних джерел.

ДАТЧИК, ПЕРВИННІ ПАРАМЕТРИ, НАВІГАЦІЯ, СИСТЕМА ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ, КУТ АТАКИ, ПЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС, ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ, РЕМОНТ, КУРС, КРЕН, ТАНГАЖ, МІТОЧНИЙ ДАТЧИК

Об'єкт дослідження – аеродинамічні датчики системи повітряних сигналів.

Мета дипломної роботи – розробка іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості для інформаційного комплексу висотно-швидкісних параметрів літака Ан-148.

Метод дослідження – аналіз характеристик аеродинамічних датчиків системи повітряних сигналів.

Матеріали дипломного проекту рекомендується використовувати при проведенні наукових досліджень, у навчальному процесі й у роботі підприємств виробників систем повітряних сигналів та інформаційних комплексів висотно-швидкісних параметрів.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження: подальше впровадження іонно-міточного датчику кута атаки та повітряної швидкості на сучасних вітчизняних та зарубіжних повітряних суднах перевагами якого є: підвищена надійність, точність, менша вага, більша стійкість до механічних пошкоджень та менше енергоспоживання.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ.....	
ВСТУП.....	
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ТИПІВ ДАТЧИКІВ ПОВІТРЯНИХ ПАРАМЕТРІВ.....	
1.1 Існуючі аерометричні системи.....	
1.2 Датчики первинної інформації аерометричних систем.....	
1.2.1 Приймачі повного тиску.....	
1.2.2 Приймачі статичного тиску.....	
1.2.3 Датчики кута атаки.....	
1.2.4 Датчики температури.....	
РОЗДІЛ 2. ДАТЧИКИ АЕРОДИНАМІЧНИХ КУТІВ ТА ПОПЕРЕДЖЕННЯ КРИТИЧНИХ РЕЖИМІВ ПОЛЬОТУ.....	
2.1 Загальні відомості про попередження критичних режимів польоту...	

2.2	Попередження про критичні режими літака Ан-148.....
2.3	Датчики аеродинамічних кутів.....
2.3.1	Датчик аеродинамічних кутів флюгерний.....
2.3.2	Датчик аеродинамічних кутів пневматичний.....
2.3.3	Датчик аеродинамічних кутів суміщених.....
2.3.4	Датчик аеродинамічних кутів сферичний.....

РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА ІОННО-МІТОЧНОГО ДАТЧИКА КУТА АТАКИ ТА ПОВІТРЯНОЇ ШВИДКОСТІ ДЛЯ ЛІТАКА АН-148.....

3.1	Необхідність застосування іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості.....
3.2	Принцип дії іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості літального апарату.....
3.3	Робота іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості літального апарату.....
3.4	Вибір та розрахунок конструктивних елементів іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості.....
3.4.1	Розрахунок чутливих елементів.....
3.4.2	Розрахунок статичної напруги пробою повітря.....
3.4.3	Розрахунок часу прольоту іонної мітки.....
3.4.4	Вибір блоку попередніх підсилювачів.....
3.4.5	Розрахунок джерела високовольтної напруги.....
3.5	Особливості застосування іонно-міточного датчика на літаку Ан-148....

РОЗДІЛ 4. ТЕХНІЧНА ЕКСПЛУАТАЦІЯ ІОННО-МІТОЧНОГО ДАТЧИКА КУТА АТАКИ ТА ПОВІТРЯНОЇ ШВИДКОСТІ ЛІТАКА АН-148.....

4.1	Розрахунок надійності приладу.....
4.2	Інструкція з технічної експлуатації приладу.....
4.2.1	Загальні вказівки з технічної експлуатації приладу.....
4.2.2	Підготовка до роботи.....
4.2.3	Монтаж і демонтаж приладу.....
4.2.4	Транспортування.....

4.2.5 Правила зберігання.....

ВИСНОВКИ.....

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

- БПП – блок попередніх підсилювачів;
- БС – блок сигналізації;
- ВП – вимірювальний пристрій;
- ГМ – генератор міток;
- ДАП – датчик аеродинамічних параметрів;
- ІК ВШП – інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів;
- ІМ – іонна мітка;
- ІМД – іонно-міточний датчик;
- ЛА – літальний апарат;
- МК – мікроконтроллер;
- МПП – модуль повітряних параметрів;
- МТМ – механізм тряски штурвалу;
- ПП – попередній підсилювач;
- ППТ – приймач повного тиску;
- ПС – повітряне судно;
- ПСТ – приймач статичного тиску;
- СПС – система повітряних сигналів;
- ТЕН – трубчастий електронагрівач;
- ICAO - International Civil Aviation Organization;

ВСТУП

Одним із важливих аспектів у керуванні польотом літака є його точність у визначенні швидкості та висоти. Сучасні методи вимірювання цих параметрів базуються на аерометричних принципах. Один із таких методів - аерометричний, який ґрунтується на вимірах певних аерометричних величин, побудові відповідних рівнянь та їхньому аналізі. Ці дані використовуються для роботи навігаційно-пілотажних систем повітряних сигналів (СВС), що дозволяють визначати рух ЛА у повітряному середовищі.

Першочерговими параметрами для вимірювання є статичний тиск атмосфери, динамічний тиск потоку повітря та температура. Ці дані не лише відображаються на приладовій дошці льотчика, а й подаються до різних систем ЛА у формі електричних сигналів. Для цього використовуються різноманітні датчики, зокрема датчики швидкості та висоти. Однак, зростання точності вимірювань вимагає постійного удосконалення технологій.

Сучасні системи повітряних сигналів - це складні програмно-апаратні комплекси, які вимірюють, обчислюють та відображають інформацію про рух ЛА. Вони складаються з мікропроцесорів, спеціалізованих обчислювачів та вимірювальних перетворювачів. Використання цифрових технологій дозволяє підвищити точність та функціональність таких систем.

Важливою перевагою цифрових систем є їхня стабільність та зручність у використанні. Вони відповідають сучасним вимогам авіаційної техніки та гарантують безпеку польотів. Таким чином, системи повітряних сигналів займають ключове місце в сучасному обладнанні літаків.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ТИПІВ ДАТЧИКІВ ПОВІТРЯНИХ ПАРАМЕТРІВ

1.1. Існуючі аерометричні системи

З огляду на набір датчиків, доступних для вимірювання аерометричних параметрів, разом із сигналами та індикаторами, які є на сучасних літаках, використання їх окремо призводить до ускладнень у обслуговуванні, додаткової ваги обладнання та подальших фінансових втрат. Крім того, досягнення бажаних режимів пілотування та навігації літака вимагає отримання численних аерометричних параметрів у єдиній системі. Ця система дозволить безперервно і незалежно вимірювати ці параметри, а також передавати їх іншим бортовим системам.

В сучасних літальних апаратах застосовуються СПС (системи повітряних сигналів) і ІК ВШП (інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів).

СПС встановлена для видачі основної пілотажної інформації на показчики контрольно-вимірювальних приладів у кабіні літака та у бортові системи, це автономна система, яка складається з датчиків первинних аеродинамічних параметрів, обчислювача та показчиків. Ця система видає інформацію про значення основних аерометричних параметрів [1].

До таких параметрів відносяться:

- число M ;
- істинна повітряна швидкість V ;
- індикаторна швидкість V_i ;
- барометрична висота (абсолютна $H_{\text{абс}}$ та відносна $H_{\text{від}}$);
- температура зовнішнього повітря T ;
- відхилення числа M (ΔM), висоти (ΔH) і швидкості (ΔV) від заданих значень.

ІКВШП є інформаційно-вимірювальною системою, поділена на три незалежні підканали : вимірювання, обчислення та формування сигналів висотно-швидкісних параметрів. Контроль вихідних сигналів здійснюється двома методами:

- попарним порівнянням сигналів підканалів між собою;
- порівнянням сигналів кожного підканалу із середнім сигналом.

Комплекс виконує три ключові завдання:

- забезпечення екіпажу інформацією про задані і поточні значення висотно-швидкісних параметрів повітряного судна (ПС);
- забезпечення екіпажу інформацією про досягнення критичних значень вертикальної швидкості, приладової швидкості і числа M , небезпечного відхилення від висоти ешелону, про наближення до заданої висоти ешелону, про граничнодопустиму приладову швидкість, про неправильну установку $P_z = 760$ мм рт.ст. (1013,25 гПа);
- забезпечення бортових автоматичних систем інформацією про висотно-швидкісні параметри ВС і відхилення їх від заданих значень.

Основними вимірюваними параметрами є: статичний (атмосферний) тиск $P_{ст}$, повний тиск $P_{п}$ та температура загальмованого потоку повітря T_t . Динамічний тиск P_d , який характеризує швидкісний напір, отримують через віднімання з повного тиску $P_{п}$ статичного $P_{ст}$.

Різниця $(P_{п} - P_{ст})$, яка отримується від приймача повітряних тисків, відрізняється від швидкісного напору внаслідок неточності виготовлення приймача, через це, при розрахунках динамічного тиску використовують поправковий коефіцієнт $\varepsilon_{пр}$, що може змінюватися у межах 1,02...0,98. Тоді

$$P_d = \varepsilon_{пр} (P_{п} - P_{ст}).$$

Для розрахунку аерометричних параметрів застосовуються спеціальні формули, що мають градації, взяті з окремих аерометричних приладів.

Безрозмірною характеристикою швидкості польоту літака є число Маха. З метою розрахунку числа M на дозвуковій швидкості польоту використовують відому градувальну формулу вимірника числа Маха

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_d}{P_{ст}} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = f_M \left(\frac{P_d}{P_{ст}} \right), \quad (1.1)$$

де $k = 1,4$ – стала адиабати.

При наявності інформації про число M формула для обчислення справжньої повітряної швидкості V перетворюється до вигляду

$$V = aM,$$

де a – швидкість звуку на даній висоті, що дозволяє спростити обчислювальні операції, тобто не використовувати для розрахунку справжньої повітряної швидкості градувальну формулу вимірника.

Швидкість звуку $a = \sqrt{kRT}$ залежить від температури повітря T ($R = 287,053$ Дж/кг·К – питома газова стала повітря, k – стала адиабати). Оскільки в польоті температура повітря не може бути безпосередньо виміряна з причини аеродинамічного нагрівання приймача, то вона обчислюється за допомогою співвідношення

$$T = \frac{T_r}{1 + 0,2M^2},$$

де T_r – температура загальмованого потоку повітря (температура повного гальмування повітряного потоку). Знаменник формули відображає фактор аеродинамічного нагрівання повітря при його гальмуванні.

Таким способом, при обчисленні справжньої повітряної швидкості використовується залежність

$$V = M\sqrt{kRT} = K_R\sqrt{T_r} f_V(M), \quad (1.2)$$

де $K_R = \sqrt{kR}$; $f_V = \frac{M}{\sqrt{1 + 0,2M^2}}$ – функція, що формується схемою обчислення числа M .

Індикаторну швидкість $V_i = f(P_d)$ отримують як функцію тільки динамічного тиску P_d

$$V_i = a_0 \sqrt{5 \left[\left(\frac{P_d}{P_0} + 1 \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]},$$

де a_0 – значення швидкості звуку при нормальних умовах за стандартною атмосферою на рівні моря;

P_0 – середнє значення атмосферного тиску, що відповідає нормальним умовам на рівні моря.

Абсолютна барометрична висота $H_{\text{абс}}$ обчислюється за гіпсометричною формулою

$$H_{\text{абс}} = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_{\text{ст}}}{P_0} \right)^{R\tau} \right],$$

де $T_0 = 288\text{K}$ (15°C) – середнє значення температури на рівні моря; $\tau = -6,5 \cdot 10^{-3}$ град/м – температурний градієнт.

Абсолютну барометричну висоту також можна обчислити за допомогою формули Лапласа

$$H_{\text{абс}} = RT_{\text{ср}} \ln \frac{P_0}{P_{\text{ст}}},$$

Величина середньої температури стовпа повітря $T_{\text{ср}}$ залежить від висоти і на середніх широтах визначається залежностями:

$$T_{\text{ср}} = \frac{T_0 + T_H}{2} \quad \text{для } H \leq 11000 \text{ м};$$

$$T_{\text{ср}} = T_{11} + \frac{T_0 - T_{11}}{2} \frac{H_{11}}{H} \quad \text{для } 11000 < H < 30000 \text{ м}.$$

Відносну барометричну висоту $H_{\text{від}}$ розраховують як

$$H_{\text{від}} = H_{\text{абс}} - H_{\text{абс. зад}},$$

де $H_{\text{абс. зад}} = f(P_3)$ – абсолютна барометрична висота заданої точки на поверхні Землі, що має тиск P_3 .

Сигнальні системи, що використовувалися першими у нашій країні та за її межами, були аналоговими. До них відносяться найбільш поширені аналогові системи СВС-ПН-15, СВС-72, що встановлені на багатьох літаках, в тому числі на Іл-62, Ан-22, Ту-154 Як-42, Ан-124 та ін.

У раних аналогових СПС аерометричні параметри розраховувались з використанням самобалансувальних потенціометричних мостів. Для відображення нелінійних функціональних залежностей у замкнені контури мостових схем обчислення включалися функціональні потенціометри або профільовані кулачки.

В кінці 80-х років в експлуатацію почали інтенсивно впроваджуватися цифрові СПС. Обчислення аерометричних параметрів в цифрових СПС виконується за алгоритмами, які реалізовані у вигляді програм роботи цифрового процесора.

Початкова інформація для обчислення аерометричних параметрів надходить в СПС від приймачів динамічного та повного тиску, датчика температури загальмованого потоку повітря, в окремих СПС використовується інформація датчиків кутів атаки та ковзання.

У більш розвинених аналогових системах передачі сигналів використовувалися великі підсилювачі для обчислення, трансформатори застосовувалися для виконання операцій ділення та множення, а аналіз градувальних залежностей проводився за допомогою безконтактних функціональних перетворювачів напруги, що відтворювали нелінійні функціональні залежності..

1.2. Датчики первинної інформації аерометричних систем

Метрологічні й технологічні характеристики аерометричних систем, такі як точність, діапазони вимірювання, надійність, якість вихідної інформації системи та її зручність у використанні, визначають у багатьох випадках ефективність приймачів тиску. Відтак спеціалісти в галузі авіаційної науки й техніки приділяють особливу увагу розробці та вдосконаленню датчиків тиску.

Параметри руху є однозначними функціями статичного й повного тиску. Повний і статичний тиск до приладів надходить від приймачів повітряного тиску, які разом з мережею пневмопроводів створюють систему живлення аерометричних приладів і систем.

Засобами сприйняття тиску у польоті займаються багато фірм і підприємств. До основних розробників цих засобів можна віднести: Ульяновське КБ

приладобудування та підприємство; Rosemaunt Inc. (США); Smiths (Англія); Badin-Crouset (Франція); Dornier (ФРН). Ці фірми розробляють і поставляють високоточні приймачі повітряного тиску для застосування їх на цивільних літаках і вертольотах та інших ЛА.

1.2.1. Приймачі повного тиску

Структурно ППТ реалізується у вигляді порожнього циліндричного тіла (рис. 1.1). З рис. 2.1 видно, що повний тиск $P_{\text{п}}$ потоку повітря, що набігає на тіло, буде тільки в точці A . Якщо в циліндрі в районі точки A зробити отвір, тоді уздовж його порожнини встановиться тиск, що дорівнює повному:

$$P_{\text{п}} = P_{\text{ст}} + \Delta P_A = P_{\text{ст}} + P_{\text{д}}$$

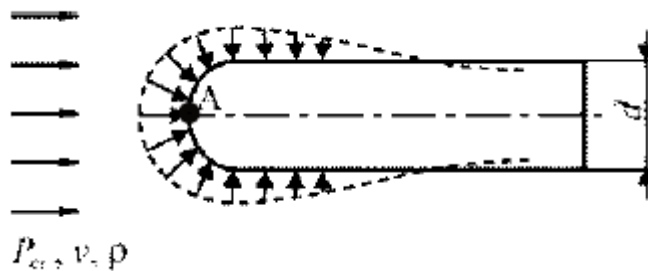


Рис. 1.1 Обтікання циліндричного тіла потоком повітря

Приймачі повного тиску (ППТ) призначені для сприйняття тільки повного тиску зустрічного потоку повітря. Під повним тиском $P_{\text{п}}$ розуміють тиск, що припадає на одиницю поверхні тіла, площина якого перпендикулярна вектору швидкості потоку повітря. Повний тиск $P_{\text{п}}$ дорівнює сумі статичного $P_{\text{ст}}$ і динамічного $P_{\text{д}}$ тиску

Динамічний тиск $P_{\text{д}}$ чисельно дорівнює надлишковому тиску, тобто швидкісному напору q :

$$P_{\text{д}} = P_{\text{п}} - P_{\text{ст}} = q = \frac{\rho V^2}{2}$$

Як показано на рис. 1.2, який ілюструє обтікання приймача повітряним потоком, швидкісний напір q може бути сприйнятий повністю тільки в точці A .

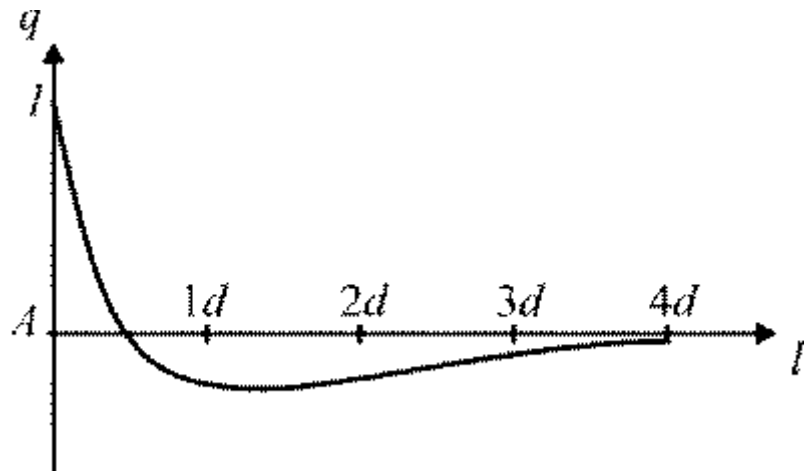


Рис. 1.2 Розподілення швидкісного напору по довжині ППТ

На рис. 1.2 d – це діаметр порожнього циліндра, l – його довжина.

На рис. 1.3, показаний варіант найпоширенішої конструктивної схеми приймача повного тиску ППД-4, та його зовнішній вигляд.

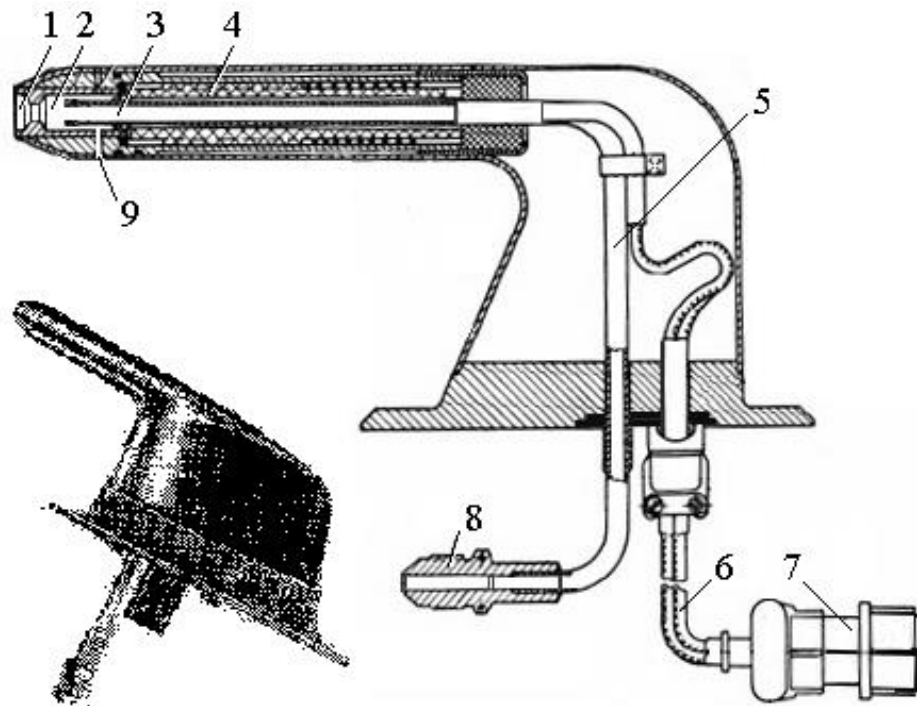


Рис. 1.3 Схема приймача повітряного тиску ППД-4

Повітряний потік, який надходить через вхідний отвір 1 у камеру 2 , гальмується. У результаті чого, тиск у камері дорівнює повному тиску P_n , який через трубку 3 і пневмопровід 5 подається на штуцер 8 , підключений до магістралі повного тиску.

Дренажні отвори 9 у корпусі призначені для відведення вологи з камери 2. Приймач обігривається елементом 4 з нікелевого дроту, який живиться напругою, що надходить через дроти 6 штепсельного роз'єму 7.

У застосуванні напрям поздовжньої осі приймача ППТ і напрям вектора повітряної швидкості різняться кутами атаки α і ковзання β . Це призводить до додаткових кутових похибок $\Delta P_{\text{п}} = f(\alpha)$ і $\Delta P_{\text{п}} = f(\beta)$. Наступною причиною появи кутової похибки ППТ є скіс потоку повітря в місці встановлення приймача на борту літака. Ця похибка – похибка відмінності місцевого кута атаки від дійсного (нормується нормами льотної придатності літаків (НЛПЛ) у межах не більше 3 % у всьому діапазоні швидкостей ЛА) .

Зрозуміло, що найкращим розміщенням ППТ відносно потоку повітря є коли площина перетину вхідного отвору приймача буде перпендикулярна вектору швидкості V . У такому випадку похибка приймача буде викликана тільки втратами потоку в порожнині каналу ППТ. Ця умова рівносильна завдяки чому поздовжня вісь приймача збігається з напрямом повітряного потоку. Однак у цьому випадку приймач має похибку $\Delta P_{\text{п}}$ порядку 2 %.

Найефективнішими способами зменшення кутових похибок ППТ є:

- встановлення ППТ на пристрої, що орієнтує приймач за потоком повітря в польоті (використовується при вимірюванні малих швидкостей польоту);
- оптимізація конструкції ППТ як аеродинамічного тіла з метою зменшення кутових похибок.

Дослідження конструкцій ППТ в аеродинамічних трубах показують, що істотне значення на якість сприйняття повного тиску мають форма головки приймача й співвідношення внутрішнього й зовнішнього діаметрів. Підтверджено, що головці ППТ не слід надавати округлену, добре обтічну форму, що, до речі, має місце в існуючих приймачах, а діаметр вхідного отвору робити як можна більшим.

Позитивний вплив на якість ППТ має наявність стабілізуючої камери й вхідного кута в голівці (рис. 1.4, а і 1.4, б відповідно).

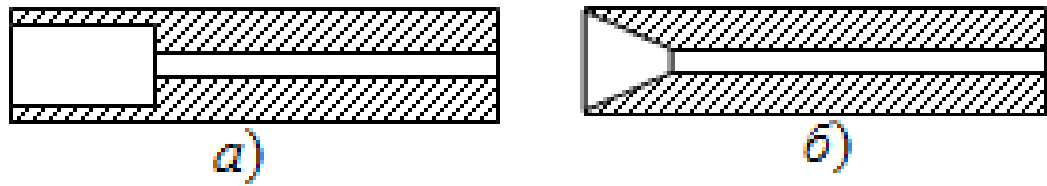


Рис. 1.4 Приймачі повного тиску з стабілізуючими потік камерами

Ефективними для зменшення кутових похибок є екрановані ППТ. Приймальна трубка в такому ППТ поміщається в порожньому циліндрі (рис. 1.5) зі значно більшим внутрішнім діаметром.

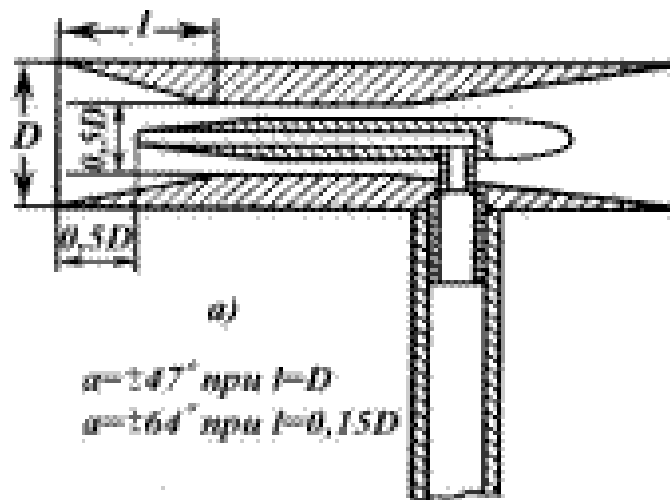


Рис. 1.5 Екранований приймач повного тиску

Відсутність чутливості даного типу ресивера до градієнтних потоків пояснюється тим, що потік повітря через зовнішню трубу незмінний щодо вхідного потоку. Наявність вхідного дефлектора зовнішньої труби посилює ефект. Положення приймальної камери в кінці конфузору в зовнішній камері є вигідним.

Прикладами приймачів такого типу є екранований приймач 851FV фірми Роземаунт (США) (рис. 1.6, а) і приймач повного тиску ППД-8В Уляновського КБП (рис. 1.6, б).



а

б

Рис 1.6 Екрановані приймачі повного тиску

За рахунок вибору місця встановлення на борту літака, за рахунок конструкторських прийомів і тарування в аеродинамічних трубах похибки ППТ зводять до $\pm (0,005...0,01)$ від величини швидкісного напору.

1.2.2. Приймачі статичного тиску

У ПСТ проточного типу відбір статичного тиску відбувається з внутрішньої (зазвичай профільованої) поверхні порожнього циліндричного тіла. Для непроточних ПСТ характерний відбір тиску із зовнішньої обтічної поверхні, яка також може бути профільованою. Під профілюванням поверхні розуміється закономірна зміна поточного внутрішнього або зовнішнього діаметрів ПСТ, які виконуються у вигляді вісесиметричних тіл обертання. Обидва типи приймачів мають свої особливості й свою переважну область використання.

Для сприйняття тільки статичного тиску зустрічного потоку повітря застосовуються приймачі статичного тиску (ПСТ). Всі ПСТ незалежно від конкретного конструктивного виконання можна умовно розділити на дві основні групи: проточні й непроточні.

Під час руху об'єкта відносно атмосферного середовища рух повітря порушується. У результаті статичний тиск має бути зафіксований у точці на поверхні об'єкта, яка має найменше спотворення потоку. Статичний тиск на об'єкт,

що рухається в повітряному середовищі, - це тиск, який був би присутній у певній точці повітряного середовища, якби об'єкт був нерухомим.

Із епюри розподілу надлишкового тиску на поверхні порожнього циліндричного тіла (див. рис. 1.7) видно, що в площині перерізу $I...I$ тиск на поверхні тіла найменше спотворюється. Якщо вздовж периметра цього порожнього циліндра в перерізі $I...I$ зробити приймальні отвори B , то усередині тіла тиск буде дорівнювати статичному. Співвідношення відстані l від отворів до носка циліндричного тіла й діаметра d циліндра утримуються в межах: $l \approx 3d$ [3].

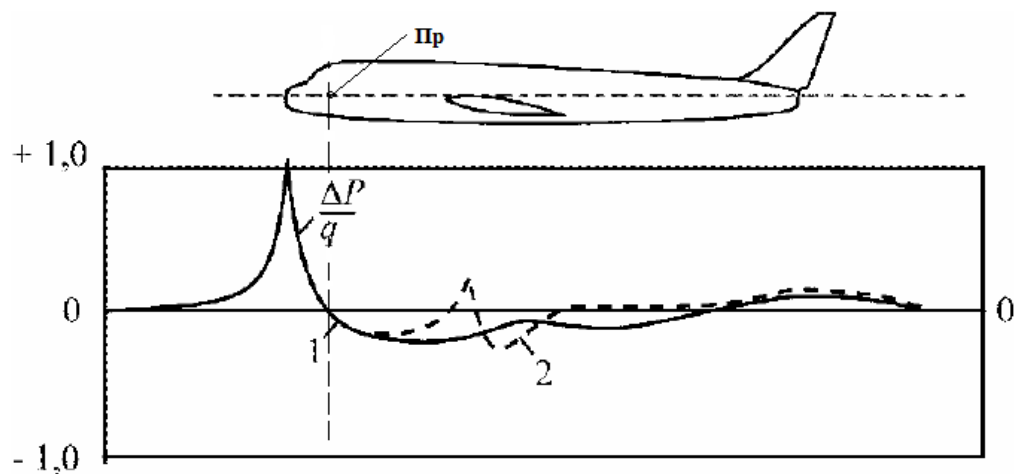


Рис. 1.7 Розподіл коефіцієнта тиску для типового дозвукового розподілу по лінії фюзеляжу літака: 1 - тільки за вільним фюзеляжу; 2 - по фюзеляжу разом з площинами і хвостовим оперенням

В авіаційній сфері роль пустотілої циліндричної труби на дозвукових швидкостях може виконувати фюзеляж літака, в якому виконано впускний патрубок статичного тиску (рис. 1.7).

На рис. 1.7 показано типовий дозвуковий розподіл вздовж лінії фюзеляжу збуреного надлишкового статичного тиску $\Delta P_{ст}$ повітряного середовища, викликаного літаком: 1 - з урахуванням тільки вільного фюзеляжу; 2 - з урахуванням фюзеляжу разом із крилом і хвостовим оперенням.

Застосовувані на практиці непроточні ПСТ, що використовують фюзеляж літака як поверхню приймача статичного тиску, будуються або у вигляді приймальних отворів у певних точках на поверхні фюзеляжу (рис. 1.8), або у вигляді спеціальних плит (плиткові приймачі) (рис. 1.9) із отворами, які розташовуються у

цих точках. Разом з корпусом плита відтворює пристрій для сприйняття статичного тиску.

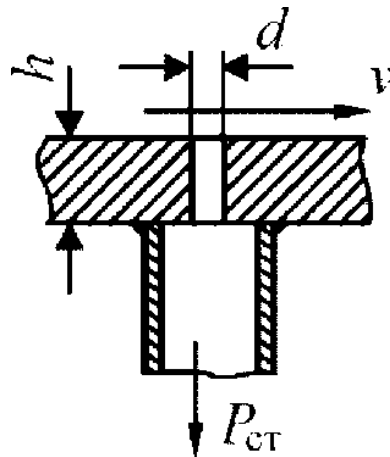


Рис. 1.8 Приймальний отвір для вимірювання статичного тиску на поверхні обтічного тіла (фюзеляжу)

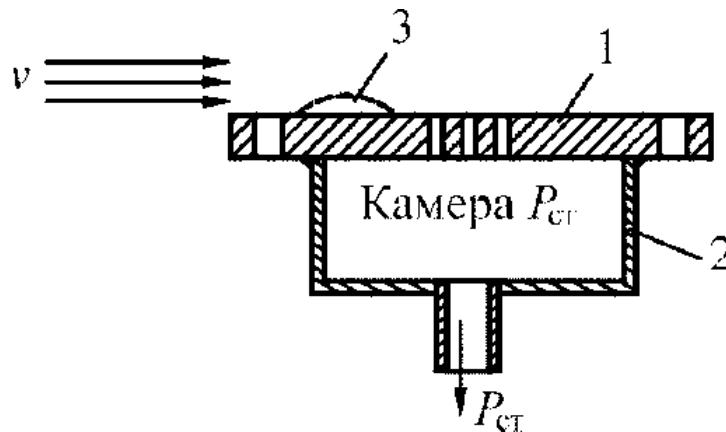


Рис. 1.9 Плитковий приймач статичного тиску: 1 - плита з отворами; 2 - корпус; 3 – компенсатор

1.2.3. Датчики кута атаки

Для вимірювання місцевих аеродинамічних кутів - кута атаки α і кута ковзання β найчастіше використовують аерометричний метод. Як чутливий елемент датчика, що реалізує аерометричний метод вимірювання, застосовують зонд у вигляді флюгарки з вузьким симетричним профілем, що у польоті встановлюється за напрямом потоку повітря, що набігає на датчик. На рис. 1.10 показаний зовнішній вигляд флюгерних датчиків аеродинамічних кутів (авіаційна аббревіатура ДАУ): ДАУ-19-1 (рис. 1.10,*а*) і ДАУ-72 (рис. 1.10,*б*).



Рис. 1.10 Флюгерний датчик

Датчик аеродинамічних кутів з флюгером установлюється на фюзеляжі літального апарату там, де спотворення потоку повітря є мінімальним. У такому випадку флюгарка має виступати за межі примежового шару повітря у тій області, де встановлений датчик.

Для вимірювання кута атаки ДАУ знаходиться на борту фюзеляжу так, щоб вісь обертання флюгарки розташовувалася перпендикулярно площині симетрії ЛА найближче до центра мас ЛА. Для вимірювання кута ковзання ЛА датчик найчастіше розміщують на нижній частині фюзеляжу, при цьому вісь обертання флюгарки має знаходитися в площині симетрії або в площині, їй паралельній [4].

Для флюгерного датчика ключове значення має конструкція його флюгарки, оскільки всі метрологічні параметри, такі як статична й динамічна похибки, стійкість до дестабілізуючих кліматичних та механічних факторів (зміни температури, ударів, вібрацій), залежать від характеристик цієї конструкції.

З огляду на аеродинамічні властивості, найбільш перевагу для дозвукової швидкості має флюгер із трапецією в плані, у якого передня кромка пряма щодо потоку повітря (з нульовим кутом стрілоподібності), має тонкий клиноподібний профіль та велике подовження. Подовження флюгерів знаходиться в межах 1,5...2. Щоб виміряти аеродинамічні кути на надзвукових швидкостях потрібно мати стрілоподібну форму флюгера (кут стрілоподібності порядку 50°) із трапецією в плані, із пластинчастою формою поперечного перерізу.

Принцип роботи флюгерного датчика аеродинамічних кутів ілюструється кінематичною схемою (рис. 1.11).

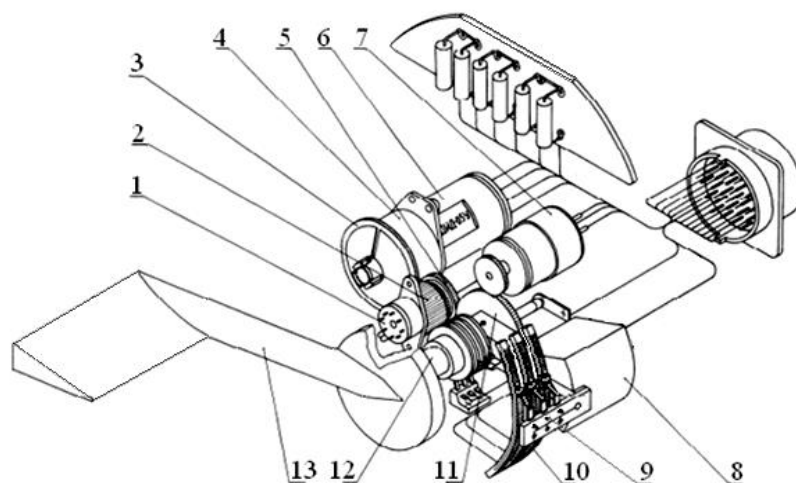


Рис. 1.11 Принцип роботи флюгерного датчика

У разі відсутності швидкісного напору маса флюгера *13* врівноважується відносно осі його обертання *12* масою противаги *8*. В наслідок цього флюгер займає випадкове розміщення в просторі. У польоті флюгер займає положення непохитно за потоком повітря, обертаючись навколо осі *12* разом з жорстко закріпленими на ній щітками *9* потенціометра *10*, фіксуючи тим самим кут повороту флюгера. Для гасіння коливань рухомої маси датчика застосовується рідинний демпфер *7*, ротор котрого з'єднаний із шестірнею *11*, жорстко закріпленою на осі *12*. Для ефективної роботи при обледенінні всередині флюгера використовується електронагрівальний елемент у формі трубки. Елементи схеми *1...6* не беруть участь у режимі вимірювання і застосовуються для формування системи стеження при тестуванні датчика без знімання його з борту ЛА.

Під час вимірювання електромагніт *1* знеструмлений, шестірня *5* виведена із зачеплення із шестірнями *3* і *11*, вісь *12* обертається незалежно від елементів схеми *1...6*. У режимі тест-контролю подається сигнал на електромагніт *1*, фрикційна муфта *2* притягає до себе шестірню *5*, уводячи її в зачеплення із шестірнями *3* і *11*. Елементи схеми *1...6* і *10* разом з потенціометром, який задає кут повороту флюгарки, утворюють потенціометричну систему стеження, за допомогою якої перевіряється працездатність датчика. На пульті управління системою тестового контролю у кабіні літака розташований потенціометр, який використовується для встановлення кута повороту флюгарки.

До переваг флюгерних ДАУ відноситься простота конструкції, а до недоліків – слабе демпфірування й низьку точність (похибка від 1° до 4°), зокрема на малих швидкостях польоту. Через проблеми слабкого демпфірування виробники борються шляхом удосконалювання конструкцій рідинних демпферів, а для підвищення точності відшукуються нові варіанти вимірювання аеродинамічних кутів.

Одним з таких варіантів є пневматичний ДАУ. На рис. 1.12 показаний зовнішній вигляд пневматичного ДАУ типу 60TR фірми Томсон.

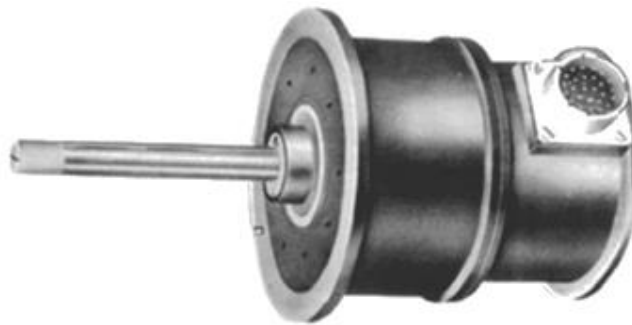


Рис. 1.12 Пневматичний ДАУ

Подібно до флюгерного датчика, пневматичний датчик також вимірює аеродинамічні кути. Проте, він відрізняється від флюгерного датчика за декількома ключовими параметрами: підвищеними динамічними характеристиками, більш точною формою чутливого елемента, підвищеною точністю і високою чутливістю до скосу потоку при низьких швидкостях польоту.

Робота пневматичного датчика аеродинамічних кутів ґрунтується на залежності розподілу тиску на поверхні чутливого елемента, який має симетричну форму, від кута, під яким потік повітря направлений. Чутливий елемент розташований в потоці повітря поза зовнішньою оболонкою літального апарата. Під час польоту чутливий елемент обдувається потоком повітря, який має різну інтенсивність і напрямок. Навколо чутливого елемента утворюється зона зміни тиску. Характер обтікання залежить від форми чутливого елемента та інтенсивності потоку.

Рис. 1.13 показує роботу пневматичного ДАУ. На поверхні чутливого елемента датчика 1 , виконаного у вигляді циліндра, під кутом λ встановлені два

приймачі тиску Π_1 і Π_2 . За допомогою пневмотрактів 6 і 5, прокладених у тілі циліндра, приймачі тиску Π_1 і Π_2 з'єднуються з відповідними камерами пневмодвигуна 2. Коли приймачі розміщуються симетрично до повітряного потоку, вимірювані ними тиски P_1 і P_2 рівні між собою (див. епюру розподілу тиску на поверхні чутливого елемента).

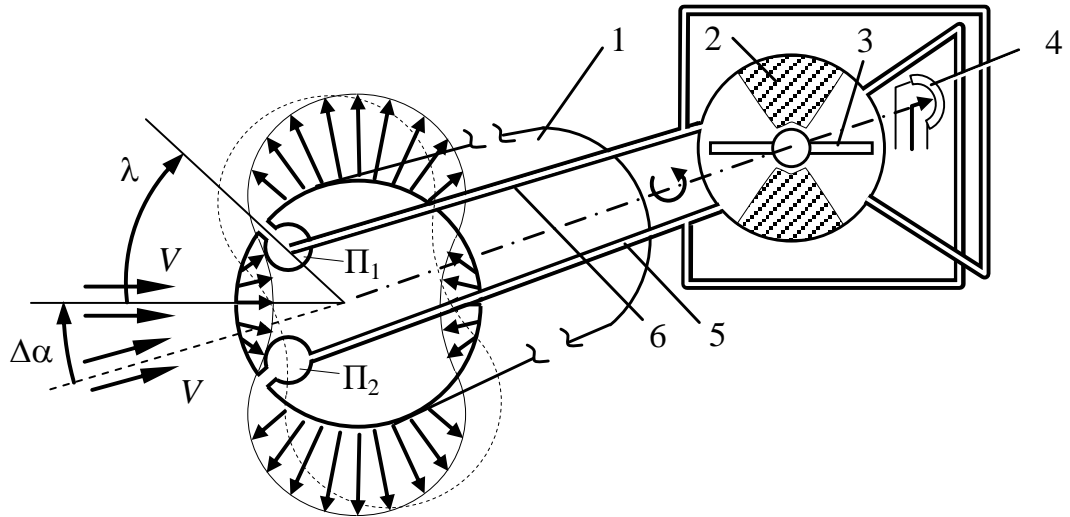


Рис. 1.13 Принцип роботи пневматичного ДАУ

У разі зміни напрямку потоку на кут атаки $\Delta\alpha$, то приймачі Π_1 і Π_2 опиняються в різних умовах і між вимірюваними ними тисками виникає різниця тисків $\Delta P = P_1 - P_2$. Дана різниця тисків впливає на крильчатку 3 пневмодвигуна, пов'язану із чутливим елементом 1, на якому розміщені приймачі. Двигун 2 починає обертати чутливий елемент. Обертання триває доти, поки приймачі Π_1 і Π_2 знову не займуть симетричне положення відносно нового напрямку повітряного потоку. З віссю пневмодвигуна з'єднаний вихідний пристрій 4, з якого й знімається обмірюваний кут атаки.

З метою зниження похибок пневматичного ДАУ використовуються комбіновані зонди. Зокрема, у датчику ДАУ-ПФ (рис. 1.14) як комбінований зонд використовується пневматичний 2 і флюгерний 1 чутливий елемент. У даній конструкції флюгерний чутливий елемент, збільшуючи момент, який повертає приймачі пневматичного чутливого елемента в симетричне положення відносно повітряного потоку, знімає навантаження з пневмодвигуна. Особливістю пристрою є

те, що пневмодвигун, крім формування обертального моменту, виконує роль пристрою демпферування.

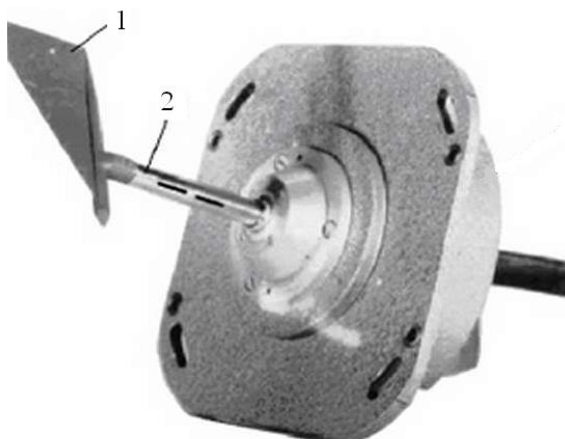


Рис. 1.14. Зовнішній вигляд ДАУ-ПФ

Потреба в вимірюванні аеродинамічних кутів при низьких швидкостях польоту спонукала до створення електромеханічних датчиків, які відрізняються тим, що вони оснащені слідкувальним електроприводом для підсилення корисного моменту, який допомагає подолати опір рухомої частини датчика.

Скажімо, у компенсаційному датчику ДАУ-К (рис. 1.15) полегшений багатолопастевий пневмодвигун функціонує як індикатор. Посилений електричний сигнал з індикатора подається через компоненти схеми до електродвигуна, який за допомогою редуктора повертає зонд у стабільне положення рівноваги. Із прийнятною точністю такий датчик починає вимірювати аеродинамічні кути, починаючи зі швидкості польоту 15...20 км/год.



Рис. 1.15 Зовнішній вигляд ДАУ-К

Принциповим у конструкції пневматичних ДАУ є взагалі відмова від поворотних зондів, що реалізовано в багатофункціональних датчиках аерометричних параметрів.

Багатофункціональність досягається шляхом об'єднання функцій вимірювання кутів атаки, кутів ковзання, статичного тиску, повного тиску, а іноді температури загальмованого потоку повітря в одній конструкції.

Зразком сполучених вимірників аеродинамічних параметрів є вертолітний вимірник кутів атаки й ковзання – ДУАС-В (рис. 1.16), який монтується на виносній штанзі. У вимірнику ДУАС-В сполучені в одній конструкції дві функції: вимірювання кутів атаки й кутів ковзання, для кожного з них передбачено два флюгери, які закріплені на своїх осях під кутом 90° один до одного.



Рис. 1.16 Зовнішній вигляд ДУАС-В

У датчику ДУАС-ПВД сполучені вже чотири функції в одній конструкції: вимірювання кутів атаки, кутів ковзання, повного тиску й статичного тиску (рис. 1.17).

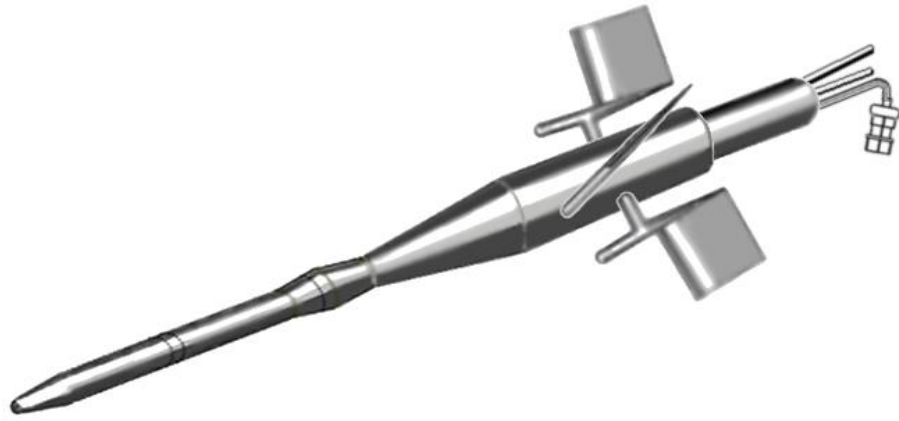


Рис. 1.17 Зовнішній вигляд ДУАС-ПА Зовнішній вигляд ДУАС-ПВД

Ці прилади, як і флюгерні ДАУ вимірюють місцеві аеродинамічні кути в польоті ЛА. Однак при цьому значно підвищується точність сприйняття тиску і вимірювання кутів атаки й ковзання за рахунок виносу конструкції датчика за межі обшивки ЛА в незбурений повітряний потік, що набігає на ЛА. Крім того, зменшується загальна маса приладів і число елементів конструкцій, що виходять за межі обшивки.

У конструкціях ДУАС-В і ДУАС-ПВД здійснюється максимальне наближення місцевих кутів атаки й ковзання до їхніх справжніх значень. У межах $\alpha_M = \beta_M = \pm 15$ градусів досягається також максимальна точність сприйняття тиску P_n і $P_{ст}$.

Важливим недоліком ДУАС-ПВД є вузький діапазон кутів атаки й ковзання ($\pm 15^\circ$), де сприйняття P_n і $P_{ст}$ здійснюється із прийнятною точністю. За межею цього діапазону кутова похибка ППД зростає катастрофічно.

Для підвищення точності виміру P_n і $P_{ст}$ на великих кутах α і β застосовують ППД орієнтований за вектором повітряного потоку (рис. 1.18) [4]. Дані датчики отримали найменування «датчик аеродинамічних параметрів» (ДАП). Датчик вимірює три аеродинамічні параметри:

- P_n – сприймається приймачем повного тиску 3;
- $P_{ст}$ – сприймається отворами 2, які сполучаються із двома герметичними камерами, виведеними на свої штуцери;
- кути α (або β) – вимірюються за допомогою флюгарки 1, яка у польоті встановлюється за напрямом потоку повітря, що набігає на ЛА.



Рис. 1.18 Зовнішній вигляд ДАП

Датчик працює на швидкостях 70...400 км/год і при кутах атаки (ковзання) у діапазоні $\pm 30^\circ$ з похибками по кутах $\pm 0,3^\circ$, а по сприйняттю повного тиску $\pm (0,02...0,03)q$ [3].

В протипагу жорстко закріплених на борту ЛА приймачів тиску типу ППД і ДУАС-ПВД приймачі ДАП працездатні при польоті з великими кутами атаки та ковзання. Дана властивість ДАП застосовується при установці їх на борту високоманеврених ЛА, що здатні літати при кутах атаки, які дорівнюють, наприклад, ± 90 градусів.

Щоб уникнути виникнення хвильової кризи під час польоту з великою швидкістю, флюгер має форму трикутного напівкрила (див. рис. 1.19), кут стрілоподібності якого визначається в залежності від максимального значення числа Маха. На бокових поверхнях флюгера розташовані дві групи повітрязабірників, які симетрично розміщені відносно передньої кромки флюгера.

Дані забірники служать для підвищення точності сприйняття аеродинамічного кута аналогічно тому, як це відбувається в ДАУ-ПФ із комбінованим зондом за різницею тиску у двох групах забірників.

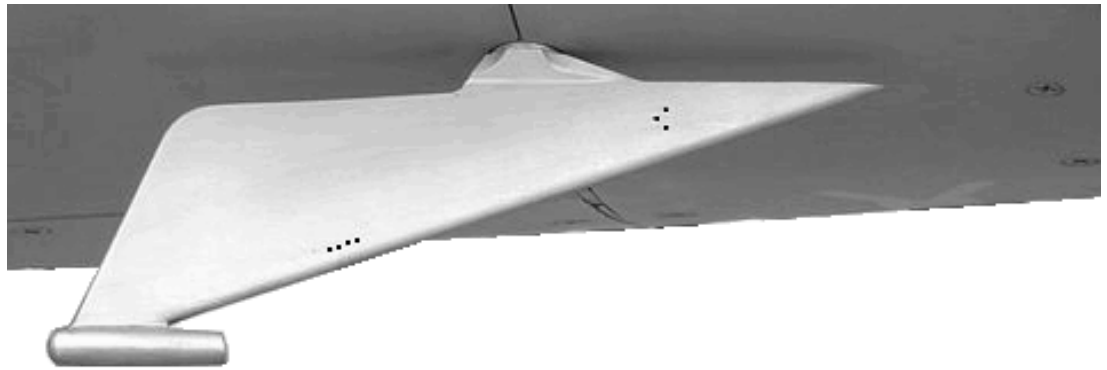


Рис. 1.19 Зовнішній вигляд ДАУ-ПФ

Дві групи забірників, що також розміщені симетрично відносно передньої кромки флюгера, використовуються для вимірювання статичного тиску під час польоту.

За рахунок кута стрілоподібності та конфігурації бічних поверхонь флюгера можливо отримати статичний тиск із урахуванням компенсації скривлень атмосферного тиску конструкцією ЛА в місці встановлення ДАП.

1.2.4. Датчики температури

Температура зупиненого потоку повітря вимірюється у стабілізаційній камері повного тиску. Принцип вимірювання температури аналогічний тому, який використовується, наприклад, у приймачі температури типу П-69-2М (рис. 1.20, б).

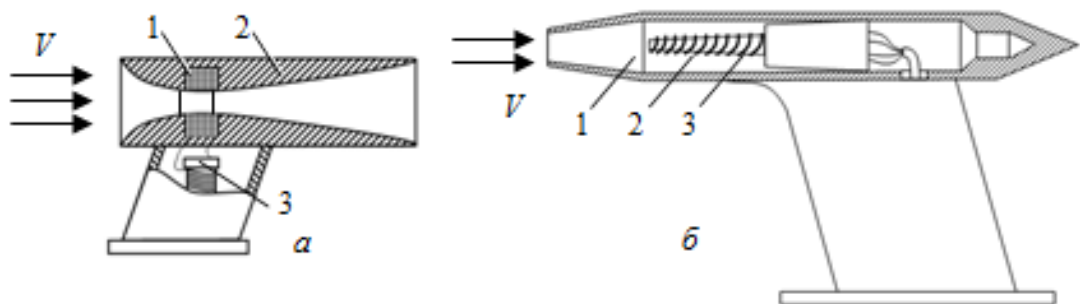


Рис. 1.20 Приймач температури типу П-69-2М

У поширеному проточному приймачі температури типу П-5 (рис. 1.20, а) теплочутливий елемент 1 розміщується в корпусі, внутрішній канал якого розточений за профілем сопла Лавалю 2. У найвужчому перетині профілю потік набирає швидкості, досягаючи свого максимального критичного значення, при якому відношення температури, виявленої датчиком, до температури повного гальмування залишається сталим і дорівнює 0,978. Таким чином, датчик 1, який встановлюється в самому вузькому перерізі профілю, вимірює температуру $T_d = 0,978T_r$.

Теплочутливий елемент приймача П-69-2М (див. рис. 1.20, б) представляє собою циліндричну ізоляційну котушку 3, на якій біфілярно намотані дві незалежні одна від одної спіралі з платинового дроту 2 діаметром 0,04 мм [1].

Кінетична енергія потоку повітря, що знаходиться в камері гальмування 1, перетворюється в теплову енергію, що є в даному випадку джерелом температури зупиненого потоку. Температура цього потоку вимірюється терморезисторним чутливим елементом та передається споживачам.

Висновок

У даному розділі було проведено аналіз існуючих типів датчиків, призначених для вимірювання аеродинамічних параметрів на борту повітряного судна. Згідно з отриманими результатами, більшість датчиків за принципом роботи, надійністю та точністю відповідають сучасним вимогам. Датчики температури загальмованого потоку характеризуються сталою похибкою, яку можна легко урахувати, тому їх подальший розгляд не є доцільним.

Приймачі повного тиску, які надають інформацію про швидкість повітря, мають високу похибку вимірювання, якщо вони встановлені стаціонарно без автоматичного орієнтування та потребують оптимізації конструкції ППТ як аеродинамічного тіла в повітряному потоці для зменшення впливу скосу потоку на якість сприйняття повного тиску.

Найбільш складними та різноманітними є датчики кута атаки, оскільки вони мають велике значення в вимірюваних параметрах і потребують великої уваги при отриманні без значних похибок. Флюгерний датчик кута атаки, який є найбільш поширеним на цивільних літаках, має значні недоліки, такі як викривлення профілю флюгера, його несиметричність та тертя.

В наступному розділі зосередимо увагу на датчиках, які забезпечують видачу інформації стосовно кута атаки та повітряної швидкості.

РОЗДІЛ 2

ДАТЧИКИ АЕРОДИНАМІЧНИХ КУТІВ ТА ПОПЕРЕДЖЕННЯ КРИТИЧНИХ РЕЖИМІВ ПОЛЬОТУ

2.1. Загальні відомості про попередження критичних режимів польоту

Протягом останніх десяти років статистика льотних інцидентів свідчить про те, що авіаційні події часто виникають через недоліки у роботі екіпажу, особливо в критичних фазах польоту.

Міжнародна організація цивільної авіації (ICAO) встановила класифікацію за видом основних авіаційних катастроф (рис. 2.1). Серед цієї класифікації на протязі 2002-2011 років близько половини авіаційних подій припадає на категорії LOC (Loss Of Control — втрата управління), CFIT (Controlled Flight In To Terrain – зіткнення із землею справного повітряного судна), ALA (Approach And Landing Accident – події при заході на посадку та посадці) та RE (Landing Runway Excursion - пробіг по ЗПС при посадці) [4].

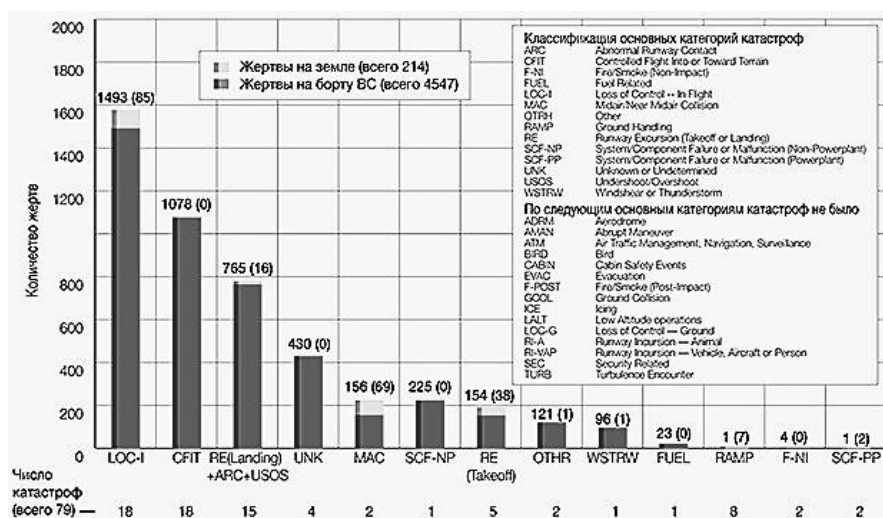


Рис. 2.1 Розподіл авіаційних подій за категоріями ICAO з 2002 по 2011

Потреба у автоматизації процесів управління зльотом і посадкою літаків у складних метеорологічних умовах пояснюється тим, що інші можливості для підвищення безпеки і регулярності польотів в даний час переважно вичерпані.

Автоматизація процесів керування сприяє зменшенню навантаження на пілотів, оскільки під час заходу на посадку збільшується обсяг інформації, яку необхідно сприймати за обмежений проміжок часу. Людські можливості у сприйнятті, розумінні та обробці цієї інформації мають свої межі, і витрати уваги та реакцій пілота на відхилення літака можуть наближатися до критичного рівня, що може призвести до аварії. Безпека польотів означає стан системи, при якому ризик нанесення шкоди людям або майну знижується до прийнятного рівня та підтримується на цьому рівні через постійне виявлення небезпечних факторів та управління ризиками. Система безпеки польотів (далі - БП) охарактеризовується такими показниками:

- значення показників безпеки польотів (Safety Indicator Value) - кількісні величини показників безпеки польотів;
- небезпечний фактор чи загроза (Hazard) - будь-яка умова, обставина або діяльність, яка потенційно можуть спричинити травмування персоналу, пошкодження повітряних суден, обладнання, будівель та конструкцій, стати причиною матеріальних втрат чи погіршення спроможності виконувати задані функції;
- система управління безпекою польотів (Safety Management System) - системний метод управління безпекою польотів, що містить важливу організаційну структуру, розподіл відповідальності, визначення політики і процедур направлених на забезпечення безпеки польотів;
- характеристики безпеки польотів (Safety Performance) - характеристики ефективності функціонування системи управління безпекою польотів, виражені через величину показників характеристик безпеки та величину цільових показників характеристик безпеки польотів, які реалізуються за допомогою планів заходів.

На сучасних літаках встановлюються пристрої для попередження критичних ситуацій у польоті (див. Рис. 2.2). Наприклад, на літаку Іл-76 встановлено автоматичний контроль кутів атаки та перевантажень, який інформує екіпаж про виходження за межі допустимих значень.

А на літаку Ан-148 інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів включає блок сигналізації, який отримує дані від датчиків лінійних прискорень щодо перевантажень та від датчиків аеродинамічних кутів, у тому числі про критичні кути атаки.

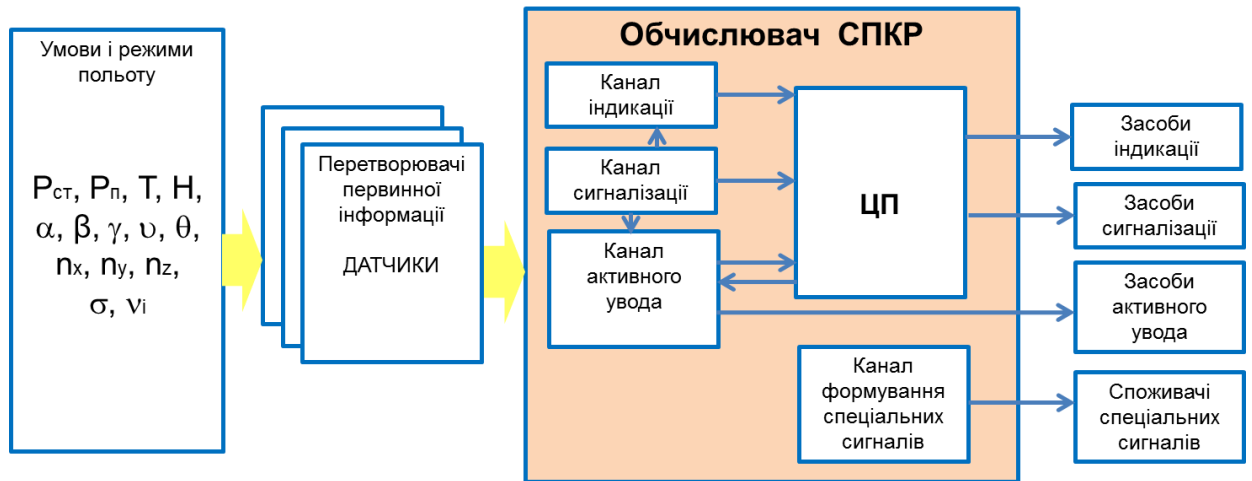


Рис.2.2 Структурна схема системи попередження критичних режимів польоту

Під час посадки пілоти стараються здійснювати приземлення з мінімальною допустимою посадковою швидкістю, яка не повинна бути нижчою за мінімальну еволюційну швидкість. Тому під час процедури вирівнювання літака може збільшуватися кут атаки для компенсації вертикальної та горизонтальної швидкостей. Зі збільшенням кута атаки на низьких швидкостях зростає лобовий опір, що спричиняє зменшення швидкості та втрату висоти (див. Рис. 2.3). Пілот, який не має достатнього досвіду у критичних ситуаціях під час польоту, починає тягнути штурвал до себе для підйому на висоту. Але, оскільки швидкість низька, літак не набирає висоти, а зі збільшенням кута атаки також зростає лобовий опір, що ще більше знижує швидкість та спричиняє погіршення підйомної сили та звалювання літака.

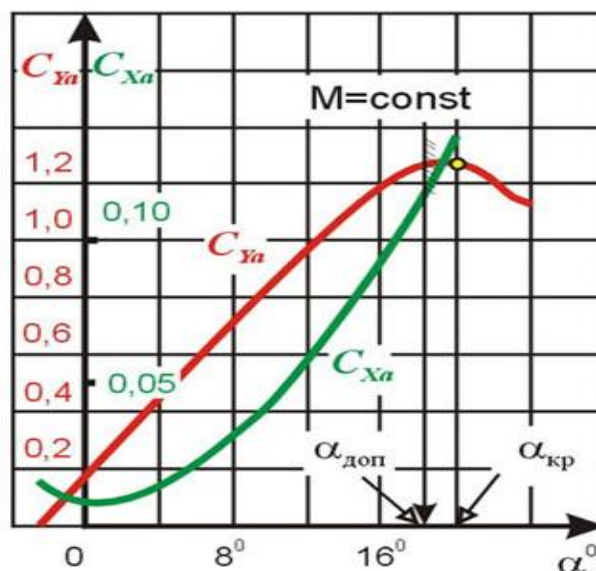


Рис. 2.3 Залежність коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору від кута атаки

Також, збільшення кута атаки до критичних значень на низьких швидкостях спричиняє розрив повітряного потоку на верхній частині крила, що різко знижує коефіцієнт підйомної сили. Важливими факторами, що впливають на умови виникнення звалювання, є також наявність кутів крену на малих швидкостях та перевищення ваги літака при посадці. Деякі моделі повітряних суден мають запас палива, що майже рівний вазі сухого літака. У таких випадках протягом польоту вага літака майже вдвічі зменшується, що призводить до суворих обмежень по мінімальній посадковій швидкості та критичних кутах атаки. Усі ці параметри важливо враховувати при розрахунках сигналізації критичного кута атаки та мінімальної посадкової швидкості. Тому пропонується введення аналізу критичних параметрів польоту, таких як критичний кут атаки та максимально-допустиме перевантаження, з інформацією про фактичну вагу повітряного судна, що визначає силу тяжіння літака, та кут крену для оцінки його впливу на зменшення вертикальної складової підйомної сили. Для контролю мінімальної приладової швидкості також пропонується ввести попереджувальну візуальну, звукову та тактильну індикацію мінімальної еволютивної приладової швидкості.

Оскільки можливі ситуації втрати підйомної сили та звалювання у прямолінійному горизонтальному польоті.

З метою уникнення ризиків категорій LOC, CFIT та ALA за фактором аеродинамічних характеристик необхідно чітко визначити межі мінімально і максимально-допустимих швидкостей польоту при яких літак може бути керованим. В Авіаційних Правилах (Розділ G) описані необхідні умови і визначення.

Максимально допустима експлуатаційна швидкість (VMO/ММО) - це швидкість або число М, яке не можна перевищувати навмисно в будь-якому режимі польоту (наприклад, при наборі висоти, крейсерському польоті або зниженні), за винятком випадків, коли дозволяється використовувати більшу швидкість під час льотних випробувань або тренувальних польотів.

Мінімальна еволютивна швидкість VMC - це швидкість, при якій при відмові критичного двигуна можна зберегти контроль над літаком, зберігаючи рівномірний прямолінійний політ з кутом крену не більше 5°, навіть при вимкненому критичному двигуні.

2.2. Попередження про критичні режими літака Ан-148

На борту літака Ан-148 сигналізатор критичних режимів отримує дані від інформаційного комплексу висотно-швидкісних параметрів (ІКВШП-148), що включає в себе обчислювач критичних режимів. Цей комплекс призначений для збирання, обробки та передачі наступних даних до системи екранної індикації та бортових систем:

- актуальні висотно-швидкісні параметри з урахуванням компенсації аеродинамічних похибок, що залежать від числа М;
- кут атаки та нормальне перевантаження літака;
- максимально допустимі значення параметрів;
- температуру навколишнього повітря.
- для формування попереджувального сигналу про наближення до гранично-припустимого кута атаки й видачі його на механізм трясіння штурвалу.

Комплекс який зображено на рис. 2.4 забезпечує вимір, обчислення й формування наступних параметрів: $N_{абс.}$, $N_{відн.}$, $V_{пр.}$, $V_{МД.}$, $V_{дійсн.}$, число M , $R_{дин.}$, $R_{ст.}$, $\alpha_{пот.}$, $\alpha_{сигн.}$, V_y , $T_{нв.}$, T_T , $n_{упот.}$, $n_{умах.}$

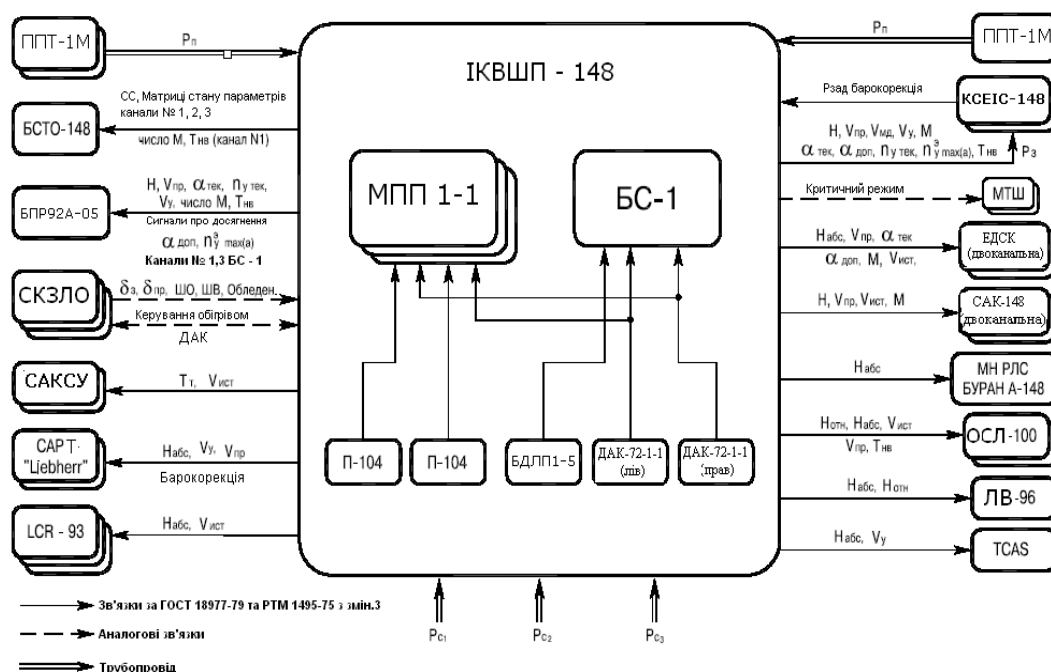


Рис. 2.4 Структурна схема ІК ВШП-148

До складу даного комплексу входять:

- три модулі повітряних параметрів МПП-1-1;
- блок сигналізації БС-1;;
- два датчики аеродинамічних кутів ДАК-72;
- два датчик температури повітряного потоку П-104;
- блок датчика лінійних прискорень БДЛП 1-5.

Модуль повітряних параметрів (МПП) призначений для безперервного виміру та видачі інформації про висотно-швидкісні параметри $N_{абс.}$, $N_{відн.}$, $V_{пр.}$, число M , $T_{нв.}$, $R_{ст.}$, $R_{дин.}$, а також безперервного автоматичного контролю власної працездатності. МПП складається із чутливих елементів статичного і повного тисків та плати електроніки. На лицьовій стороні модуля розташовані два штуцери “ P_c ” і “ P_{II} ”. Модуль повітряних параметрів приймає статичні й повні тиски, перетворюючи їх значення в електричні сигнали, обчислює й видає споживачам інформацію про

висотно-швидкісні параметри по двох незалежних лініях у вигляді послідовного коду.

Датчик аеродинамічних кутів ДАУ-72 розроблено для вимірювання місцевого кута атаки, тобто кута, який утворюється між напрямком повітряного потоку поруч з літаком і його поздовжньою віссю. Він генерує постійний струм, що пропорційний цьому куту, і передає його до БС та кожного з МПП через окремі канали.

Датчик температури гальмування повітряного потоку П-104 служить для вимірювання температури гальмування зустрічного потоку зовнішнього повітря. Він генерує електричні сигнали, що пропорційні температурі загальмованого потоку, та передає їх до МПП.

Блок датчика лінійних прискорень (БДЛУ) призначено для вимірювання лінійних прискорень та генерації постійного струму, пропорційного поточному значенню нормального прискорення. Ці дані передаються до БС.

Блок сигналізації (БС) виконує функції вимірювання, обчислення та передачі сигналів про кут атаки, нормальне перевантаження та автоматичний контроль каналів висоти та приладової швидкості у складі комплексу ІКВШП. БС є основним блоком для обробки даних, пов'язаних з сигналізацією про критичні режими літака Ан-148.

Таким чином блок сигналізації призначений для :

- обчислення середнього значення місцевого кута атаки в заданому діапазоні за допомогою двох датчиків аеродинамічних кутів;
- вимірювання нормального перевантаження за допомогою БДЛУ;
- обчислення поточного кута атаки ($\alpha_{\text{тек}}$) ;
- обчислення максимально допустимого значення кута атаки ($\alpha_{\text{доп}}$);
- обчислення максимально допустимого нормального перевантаження ($n_{\text{удоп}}$);
- обчислення максимально допустимої приладової швидкості ($V_{\text{пр}}$);

- формування и видачі попереджувальних сигналів про наближення поточних значень кута атаки;
- видачі для індикації на показчики поточної та максимально - допустимих значень параметрів .

Блок сигналізації який отримує інформацію від: блоку датчиків лінійних прискорень (БДЛУ) – про перевантаження, та від датчиків аеродинамічних кутів (ДАУ) - про кути атаки (рис. 2.5).

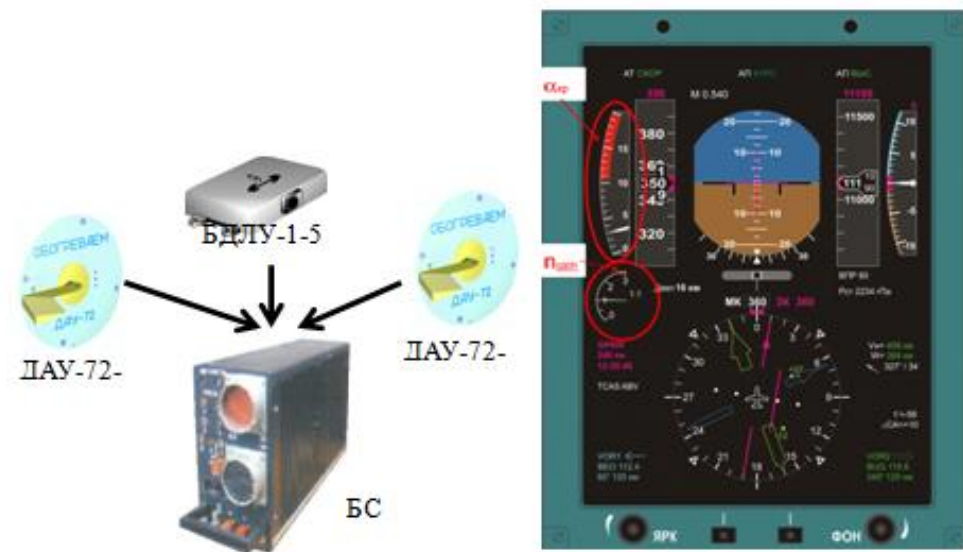


Рис. 2.5 Блок сигналізації та його датчики Рис. 2.6 Кадр КПП

На підставі вхідних даних щодо швидкості повітряного судна та висоти польоту блок сигналізації генерує сигнали про критичні кути атаки та перевантаження. Ці сигнали відображаються у вигляді червоних обмежувальних секторів на показниках кута атаки та перевантаження командно-пілотажного індикатора (КПП), забезпечуючи візуальну інформацію для пілота.

2.3. Датчики аеродинамічних кутів

Існують три основні класи датчиків аеродинамічних кутів:

- зондові датчики різних принципів дії і конструкцій, визначаючих місцевий (локальний) напрямок набігаючого повітряного потоку в точці розміщення зонда з наступним перерахунком значень місцевого кута в істинний;

- аналітичні обчислювачі, які визначають істинні значення аеродинамічних кутів методом розв'язання рівнянь руху ЛА щодо цих кутів.

- комплексні вимірювачі, що об'єднують різні типи зондових до аналітичних вимірювачів.

Зондові датчики місцевого кута атаки отримали найширше застосування і вирішують ряд наступних завдань:

- створення нових і модернізація відомих конструкцій вимірювачів з метою підвищення їх статичної та динамічної точності і забезпечення безперервного контролю справності;

- проведення теоретичних досліджень і моделювання спільного руху датчика і ЛА при різних збуреннях і режимах руху останнього з метою оцінки динамічних і статичних похибок, які реально виникають під час польоту;

- виготовлення нових конструкцій з метою розширення діапазону вимірюваних кутів (наприклад, кута атаки $\alpha > \pm 90^\circ$), комбінованих датчиків.

Використання комбінованих конструкцій вимірників дозволяє визначати кілька повітряно-швидкісних параметрів за допомогою одного зонда, що зменшує загальну кількість виступаючих за обшивку зондів і розширює діапазон режимів польоту, при яких зберігається точність вимірювання цих параметрів.

Хоча сучасні датчики аеродинамічних кутів мають інструментальну статичну похибку не більше кількох кутових хвилин, їх динамічна похибка при польоті може досягати декількох градусів. Це означає, що використання зондових датчиків не забезпечує надійне вимірювання аеродинамічних кутів на всіх режимах польоту, особливо нестационарних, оскільки неможливо провести їх калібрування. При русі літака з великими кутами ковзання датчик кута атаки, встановлений на борту, може бути "затіненим" фюзеляжем і, отже, непрацездатним.

Класифікація датчиків аеродинамічних кутів представлена на рис. 2.7.



Рис. 2.7 Класифікація датчиків аеродинамічних кутів літального апарату

2.3.1. Датчик аеродинамічних кутів флюгерний

Флюгерний датчик аеродинамічних кутів (ДАУ-Ф) призначений для вимірювання місцевих аеродинамічних кутів, таких як кут атаки і кут ковзання. Однією з його особливостей є використання зонда у формі флюгарки як первинного перетворювача. Флюгарка зазвичай має симетричну форму клину з невеликим кутом.

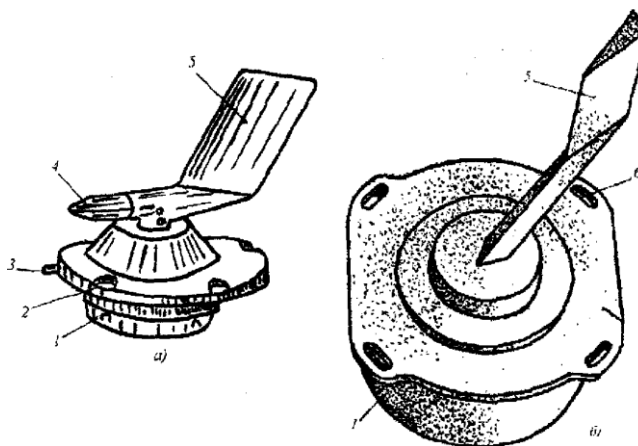


Рис 2.8 Зовнішній вигляд датчиків аеродинамічних кутів флюгерне: а -ДАУ-12; б – ДАУ-85; 1 - корпус; 2 - отвори кріпильні; 3 - фіксатор; 4-противагу;5 - флюгарка; 6 - паз закріплювальний

ДАУ-Ф розміщується на фюзеляжі або крилі в зоні їх циліндричної або рівної поверхні відповідно, де спотворення потоку є мінімальним. Також важливо, щоб флюгарка виступала за межі граничного шару у точці розташування датчика. (рис. 2.9).

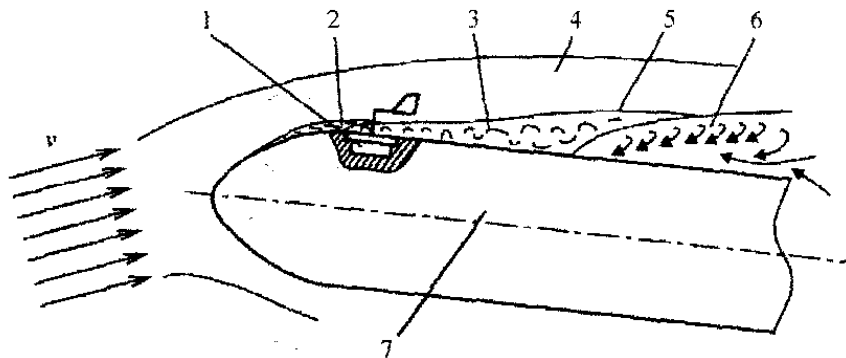


Рис 2.9 Схема розміщення ДАУ-Ф на фюзеляжі

1 - датчик; 2 - ламінарний потік; 3 - турбулентний потік; 4 - вільний потік; 5 - прикордонний шар; 6 - середовище потоку; 7 – фюзеляж

Для вимірювання кута атаки, ДАУ-Ф розташовується на фюзеляжі таким чином, щоб вісь обертання флюгера знаходилася в площині хох, найближче до центру обертання мас ТАК.

Для вимірювання кута ковзання повітряного судна, такий же ДАУ-Ф розміщують в площині УОХ з виконанням всіх інших вимог, що стосуються установки ДАУ-Ф для вимірювання кута атаки.

При відсутності швидкісного тиску маса флюгера 13 врівноважується відносно осі обертання 12 за допомогою протизваги масою 8. У такому випадку флюгер може знаходитися у будь-якому положенні в просторі. При появі швидкісного тиску зонд, який є симетричним клином, встановлюється в положення, паралельне потоку повітря, і повертається навколо осі разом з жорстко закріпленими на ній щітками 9, що фіксують кут повороту а за допомогою потенціометрів 10. Для

оптимізації перехідного процесу руху маси датчика використовується рідинний демпфер 7, ротор якого з'єднаний з шестернею 11, яка жорстко закріплена на осі 12. Для ефективної роботи в умовах обмерзання всередині флюгера встановлено трубчастий електронагрівач (ТЕН). Елементи схеми 1-6 у режимі вимірювання не задіяні і служать для внутрішньої контрольної системи тестування ДАУ-Ф без необхідності видалення його з борта літака.

У режимі вимірювання електромагніт 1 вимкнено, шестерня 5 вийнята з зачеплення з шестернями 3 і 4, і вісь 12 обертається незалежно від елементів схеми 1 - 6. У режимі тест-контролю сигнал подається на електромагніт 1, фрикційна муфта 2 приводить у рух шестерню 5, що встановлює її в зачеплення з шестернями 3 і 11. Елементи схеми 1 - 6 і 10 задаються потенціометром, розташованим на пульті керування у кабіні літака, створюючи потенціометричну відстежувальну систему, яка дозволяє перевірити працездатність ДАУ-Ф та системи визначення аеродинамічних кутів.

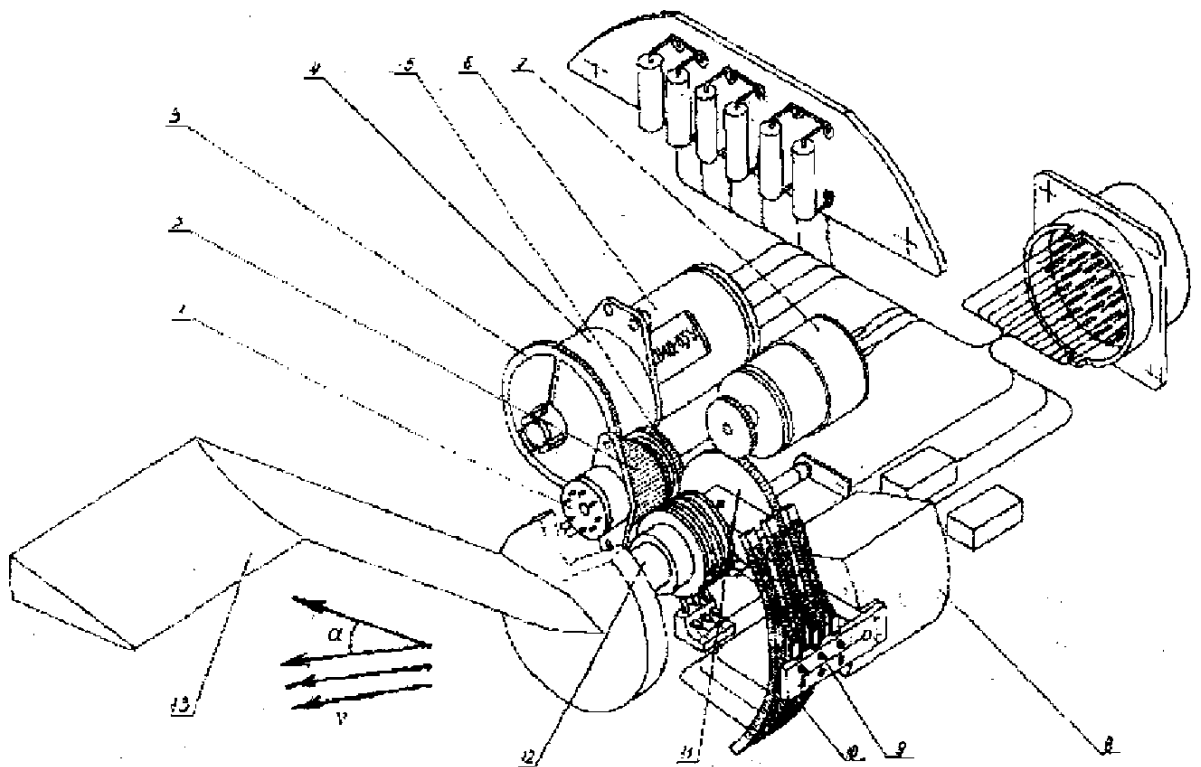


Рис 2.10 Кінематична схема ДАУ-Ф: 1 - електромагніт; 2 - фрикційна муфта; 3 - шестерня; 4 - редуктор; 5 - шестерня муфти; 6 - двигун; 7 - демпфер; 8 - протывагу; 9 - щіткотримач; 10 - потенціометри; 11 - шестерня на осі флюгера; 12-вісь; 13 - флюгарка

2.3.2. Датчик аеродинамічних кутів пневматичний

Іншим поширеним датчиком аеродинамічних кутів після флюгерного є датчик пневматичний ДАУ-П, також його можуть називати щілинним (рис. 2.11).

Незважаючи на широке застосування флюгерних датчиків, вони мають значні недоліки. Основними серед них є низька точність на низьких швидкостях польоту ЛА і обмежена смуга пропускання частот. Це призвело до пошуку альтернативних варіантів ДАУ, одним з яких є пневматичний датчик аеродинамічних кутів (ДАУ-П). Пневматичний датчик, подібно до флюгерного, вимірює місцеві аеродинамічні кути. Він відрізняється від флюгерного за підвищеними динамічними характеристиками, більш коректною формою чутливого елемента і вищою чутливістю до спотворення потоку повітря на низьких швидкостях польоту. У випадку з електроприводом завдання підвищення точності на низьких швидкостях польоту вирішується простіше. Точність вимірювання аеродинамічних кутів можна підвищити, поєднуючи чутливі елементи флюгерного і пневматичного датчиків. У такому випадку може і не знадобитися використання електроприводу, що значно підвищує надійність датчика.

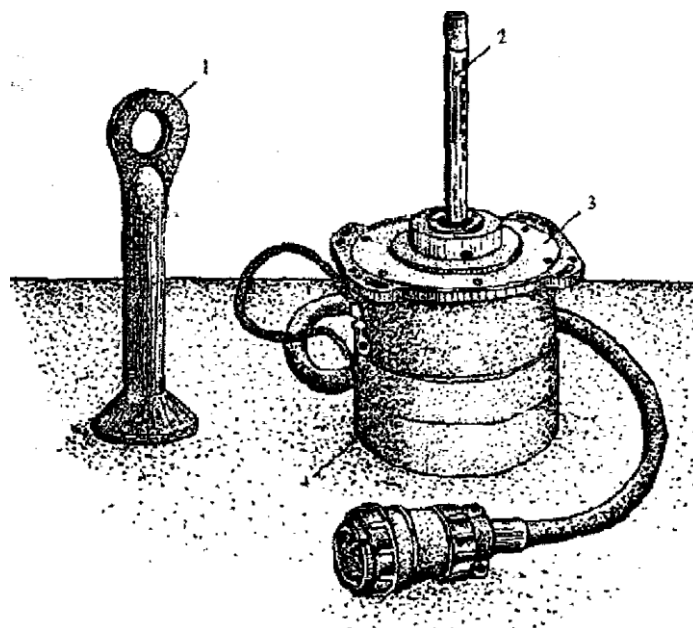


Рис. 2.11 Зовнішній вигляд датчика аеродинамічних кутів пневматичного: 1 - чохол; 2 - зонд; 3 - фланець кріплення; 4 – корпус

У всіх вказаних типах ДАУ спільним елементом конструкції є вихідний пристрій, який перетворює фізичний кут повороту осі датчика в електричний сигнал. Потенціометр є найпростішим вихідним пристроєм, але його недоліками є тертя на переході щітки і витків дроту, а також низька надійність через стирання щітки і витків намотування. Більш перспективним в якості вихідного пристрою є БСКТ, де відсутні тертя в парі ротор-статор і забезпечена висока надійність.

Застосування пристроїв з цифровим електричним сигналом є найбільш перспективним напрямком удосконалення вихідного пристрою. Прикладом такого пристрою є волоконнооптичний перетворювач.

Пневматичний датчик аеродинамічних кутів працює на основі залежності розподілу тисків на поверхні чутливого елемента від кута напрямку повітряного потоку. Чутливий елемент знаходиться в повітряному потоці за межами обшивки ЛА. Під час польоту елемент обдувається повітряним потоком різної інтенсивності та напрямку, утворюючи епюру тисків. Розподіл тиску на поверхні чутливого елемента залежить від його форми і інтенсивності потоку. На рисунку 2.12 показано, що в певному діапазоні кутів повороту циліндра тиск направлений до центру перетину (надлишковий тиск), а в інших частинах - від центру (розрідження). Якщо на поверхні циліндра під кутом φ_0 встановити два приймача тиску, то можна заміряти тиску P_1 , P_2 . У момент, коли приймачі тисків розташовуються симетрично щодо повітряного потоку, виміряні тиску P_1 і P_2 рівні між собою. Якщо напрямок потоку зміниться на кут $\Delta\alpha$, то приймачі 1 і 2 виявляються в різних умовах. Приймач 1 знаходиться в зоні надлишкового тиску, а приймач 2 знаходиться в зоні розрідження. Таким способом утворюється різниця тисків $\Delta P = P_2 - P_1$. Дана різниця тисків застосовується для повороту пневмотурбіни, як це показано на рис. 2.13.

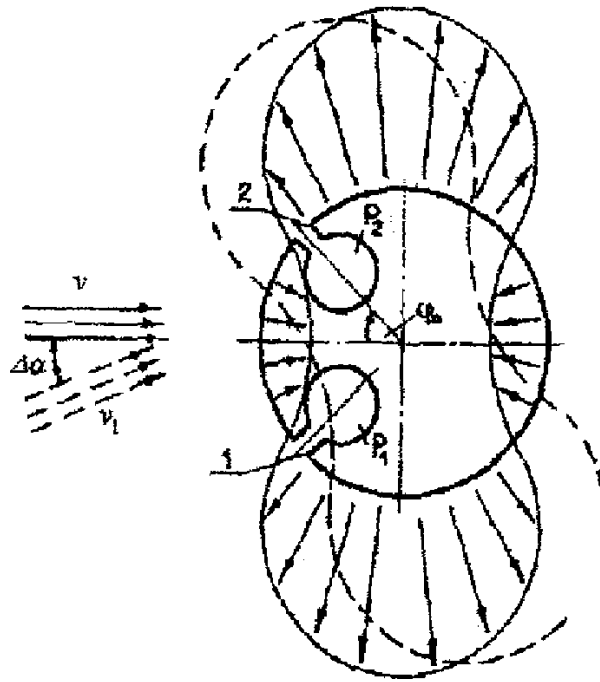


Рис 2.12 Характер розподілу тиску на поверхні циліндра

Пневматична турбіна утворюється таким способом :

У циліндричну ємність встановлюються дві перегородки 6 і 6', які поділяють загальну порожнину на дві порожнини 10 і 10'. У зазор між перегородками 6 і 6' встановлюють валик 9 з крильчатками 5 і 5'. Валик вільно обертається в підшипниках 7 і 7'. Між корпусом і крильчатками є зазори. Кожна крильчатка в свою чергу поділяє порожнини 10 і 10' на дві порожнини V_1 і V_2 .

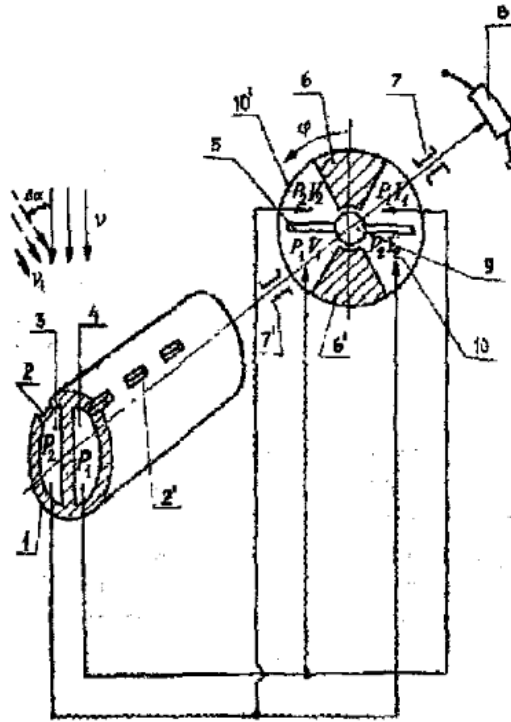


Рис. 2.13 Кінематична модель пневматичного датчика кута атаки ДАУ-П

Серед особливостей пневматичного ДАУ можна відзначити принцип утворення рушійного моменту. У флюгерному датчику рушійний момент виникає внаслідок підйомної сили крила у повітряному потоці, тоді як у пневматичного датчика він залежить від характеру обтікання чутливого елемента і перепаду тиску, що впливає на крильчатки. Пневматичний датчик є більш складним у порівнянні з флюгерним, і його надійність знижується через можливість засмічення в процесі експлуатації пневматичних трактів. Вибір типу ДАУ зазвичай залежить від вимог, що до нього пред'являються.

2.3.3. Датчик аеродинамічних кутів суміщений

Дослідження та розробка суміщених датчиків аеродинамічних кутів мотивуються прагненням покращити метрологічні та масо-габаритні

характеристики. Подібно до раніше розглянутих датчиків, ці нові пристрої призначені для вимірювання місцевих кутів.

Один із таких суміщених датчиків призначений для одночасного вимірювання місцевих кутів атаки, ковзання, повного і статичного тисків (див. рис. 2.2.15).

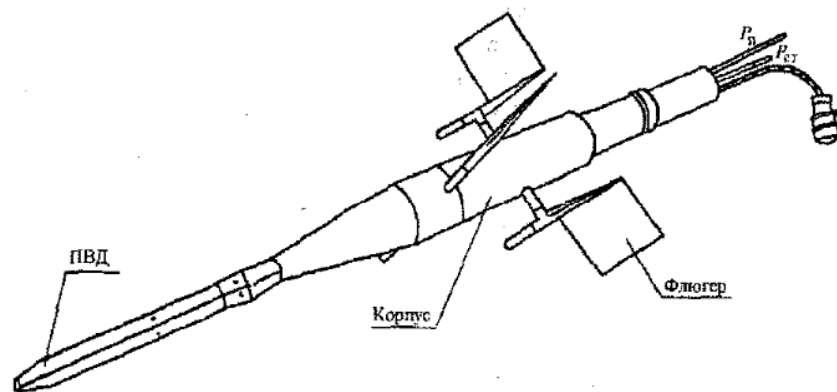


Рис 2.14 Зовнішній вигляд датчику ДАУС

У даному датчику об'єднані приймачі повного і статичного тиску, а також датчики кута атаки і кута ковзання в єдиній конструкції. Це сприяє підвищенню точності вимірювання тисків і аеродинамічних кутів завдяки виносу датчика за межі конструкції ЛА в незбурений повітряний потік на спеціальній штанзі. Такий підхід дозволяє зменшити загальну масу приладів і кількість елементів конструкції, що виступають за межі обшивки ЛА. Цей тип датчика часто використовується для дослідження нових типів ЛА та порівняльних випробувань інших типів бортових ДАУ і ПВД.

Ще більш ефективним і перспективним є поєднання зонда ДАУ з приймачами тисків P_p і $P_{ст}$. У цьому випадку оптимізація конструктивних параметрів датчика відбувається не лише з урахуванням максимальної чутливості до кутів скосу потоку на малих швидкостях, але й з урахуванням якості сприйняття тиску P_p і $P_{ст}$ в широкому діапазоні скоса потоку. Такий вимірювач може бути датчиком кількох аеродинамічних параметрів: кута атаки (або ковзання), тиску повного P_p і тиску статичного з високою точністю, а також сигналів корекції і температури

гальмування. У зв'язку з цим він отримав найменування датчика аеродинамічних параметрів – ДАП [3].

На рис. 2.15 показаний ДАП для вимірювання кута атаки (або ковзання) і сприйняття $P_{ст}$ на малих швидкостях польоту (50 - 500 км / ч). Флюгер має форму пластини, яка має максимальну підйомну силу в потоці на малих швидкостях і кутах скоса потоку. Для сприйняття $P_{ст}$ також створені ідеальні умови: пластина з забірниками 3 - 3' завжди орієнтована паралельно потоку, що повністю виключає кутову похибку. В разі установки ППТ замість противаги 1 ДАП буде сприймати і P_p по додатковому повітропроводу.

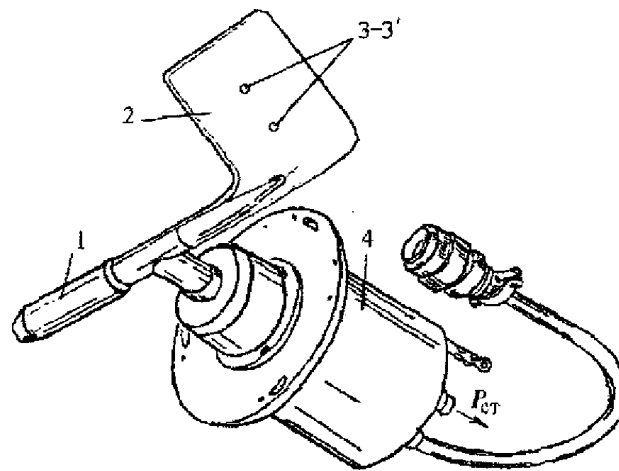


Рис 2.15 Зовнішній вигляд датчика аеродинамічних параметрів:

1 - противага; 2 - флюгер; 3 - 3' - забірники $P_{ст}$, 5 – корпус

На малюнку 2.16 представлений варіант зонда для пневмофлюгерного ДАП. Тиск $P_{ст}$ може бути сприйнятий або окремо від забірників 1, 3 і 4, або середній тиск $P_{ст}$ одразу від цих забірників. Пластина 8 прикріплена до флюгера 2 таким чином, що її площина перпендикулярна до осі обертання ДАП, що зменшує вплив прикордонного шару ЛА і коливання флюгера відносно своєї осі обертання під час польоту.

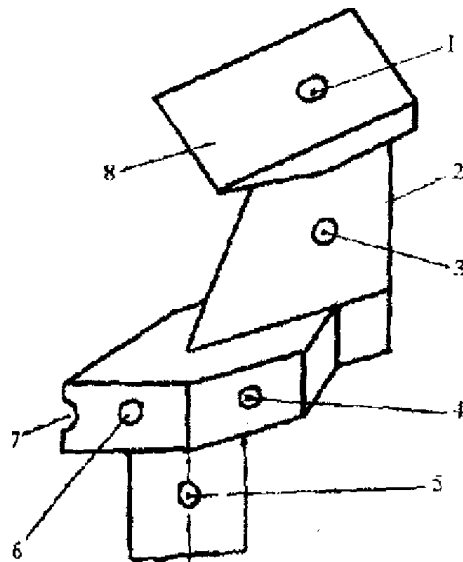


Рис 2.16 Принципова схема зонда пневмофлюгерного ДАП:

1,3,4- забірники Рст; 2 - флюгер; 5-6 - забірники тиску для пневмомотору; 7 - забірник Рп; 8 – пластина

У відміну від жорстко закріплених на борту літака приймачів тисків типу ПВД і ДУАС, приймачі тисків на зонді ДАП залишаються працездатними навіть під час польоту з великими кутами атаки і ковзання. Ця властивість ДАП є корисною при їх використанні на високоманеврених літаках, які можуть літати при кутах атаки, наприклад, рівних ± 90 градусів. (рис. 2.17).

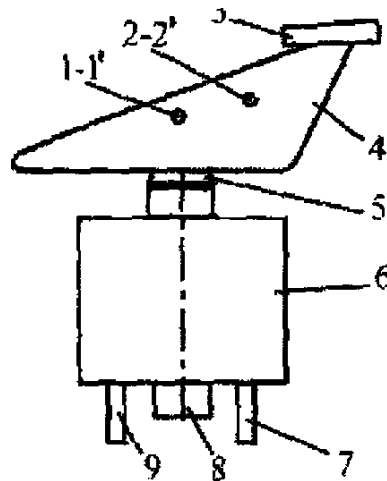


Рис. 2.17 Принципова схема ДАП для вимірювання аеродинамічних параметрів на великих швидкостях і кутах:

1 – 1' - два симетричних забірника тиску; 2 - 2' - два симетричних забірника Рст; 3 - ППТ; 4 - флюгер; 5 - вал; 6 - корпус; 7 - штуцер Рст; 8 - електричний роз'єм; 9 - штуцер Рп

Для уникнення хвильового кризу під час польоту на великих швидкостях форма флюгера має трикутну напівкрилоподібну форму, кут стріловидності якої встановлюється залежно від максимального значення числа Маха. На бокових поверхнях флюгера розташовані дві пари симетричних повітрязабірників: 1 - 1' і 2 - 2'. Повітрязабірники 1 - 1' використовуються для обчислення аеродинамічного кута, аналогічно до ДАУ-П, на основі різниці тиску у забірниках P_1 і P_1' . Повітрязабірники 2 і 2' використовуються для вимірювання статичного тиску під час польоту. Тиск цих забірників через загальний повітропровід передається до штуцера 7 через вал 5. Завдяки куту стріловидності і конфігурації бічних поверхонь флюгера 4 можна отримати статичний тиск з урахуванням компенсації відхилення атмосферного тиску конструкцією літака в місці установки ДАП. Тиск $P_{\text{від ППД 3}}$ через флюгер і вал передається до штуцера 9.

На рис. 2.18 приведена принципова схема обробки сигналів ДАП.

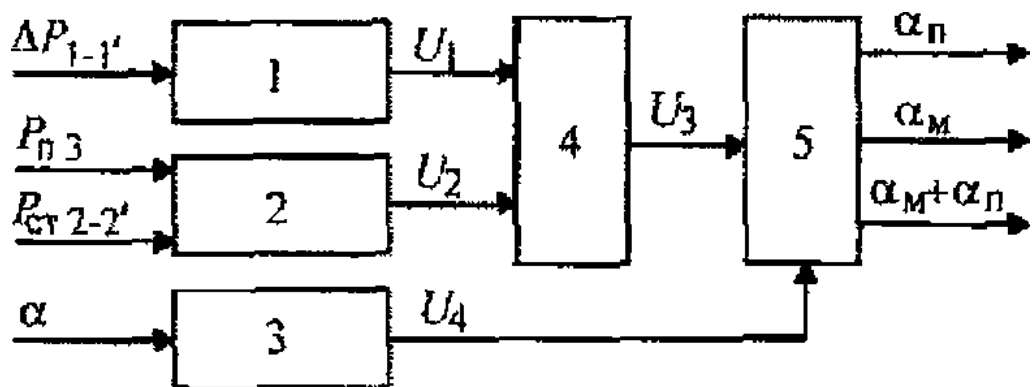


Рис. 2.18 Принципова схема обробки сигналів ДАП:

1 - диференційний датчик тиску; 2 - датчик швидкості;

3 - перетворювач кута флюгера;

4-дільник; 5 - обчислювач; $\alpha_{п}$ - пневматичний кут; $\alpha_{м}$ - механічний кут флюгера

В силу малої чутливості зонда по тиску на малих швидкостях точність датчика 1 має бути близько $10^{-2} - 10^{-3}$. Іншою проблемою при конструюванні ДАП є безмоментна герметизація передачі тисків P_1 і $P_{ст}$ від флюгера через вал 5 до штуцерів 7 і 9.

На рис. 2.19 показаний вузол безмоментної передачі тисків $P_{\text{п}}$ і $P_{\text{ст}}$ з зонду через обертовий вал 1. Між валом і накінецьником 4 має бути зазор близько 0,05 - 0,06 мм при діаметрі вала 6-10 мм.

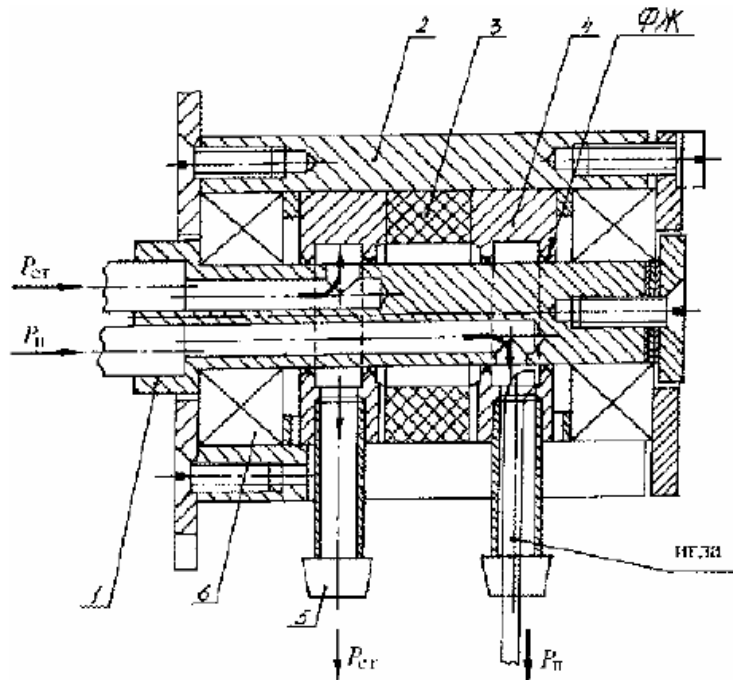


Рис. 2.19 Вузол передачі тисків $P_{\text{п}}$ і $P_{\text{ст}}$ з магніторідинним ущільненням:
1 - вал; 2 - корпус; 3 - постійний магніт; 4 - полюсний накінецьник; ФЖ - ферромагнітна рідина; 5 - штуцер; 6 - підшипник

На сьогоднішній день існують конструкції з магніторідинним ущільненням, які мають такі параметри: діаметр ущільнювального вала від 8 до 2500 мм, лінійна швидкість на поверхні вала до 10 м/с, діапазон робочих температур від -70 до +150 °С, здатність забезпечити вакуум не менше 10 год Па і максимальний перепад тиску 6105 Па. Для забезпечення надійної та тривалої роботи при негативних температурах, ущільнення з магніторідинним запобіганням потребує обігріву, що починається при температурі замерзання рідини-носія ФЖ.

2.2.4. Датчик аеродинамічних кутів сферичний

Розглянуті вище конструкції датчиків аеродинамічних кутів мають свої переваги і недоліки. Серед переваг можна відзначити їхню відносну простоту,

низьку вартість та легкість обслуговування, особливо це стосується флюгерних ДАУ. Ці датчики дозволяють вирішувати проблему одночасного точного вимірювання місцевих аеродинамічних кутів і сприйняття тисків P_n і $P_{ст}$ в широкому діапазоні. Крім того, вони відзначаються достатньою універсальністю, що дозволяє їх встановлювати на різних літаках без додаткового доналаштування і калібрування.

Проте вони мають деякі недоліки, такі як ненадійна передача сигналів параметрів через обертовий вал та сам факт обертання зонда, що може знизити загальну надійність датчика. Для особливо відповідальних літаків це може бути неприйнятним.

Сферичний датчик аеродинамічних кутів, як і раніше розглянуті, призначений для вимірювання місцевих кутів. У цьому датчику використовуються аеродинамічні властивості сфери (кулі) у повітряному потоці, що робить його схожим на пневматичний датчик, але з сферою як зондом.

Основною відмінністю цього датчика є відсутність обертових частин конструкції. Іноді його називають багатодірковим через наявність багатьох отворів у сфері. Один із варіантів сферичного датчика - це півсферичний датчик з п'ятьма отворами (рис. 2.20).

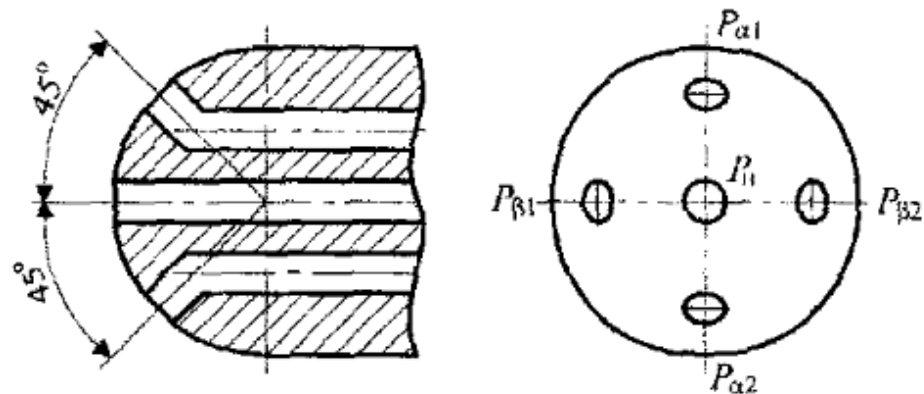


Рис 2.20 Напівсферичний з п'ятьма отворами зонд для вимірювання напрямку потоку повітря

Концепція створення сферичного датчика зародилася в кінці 1920-х років. Перші екземпляри таких датчиків, призначених для вимірювання тиску під різними кутами, були виготовлені голландськими інженерами ще у 1922 році. Вже тоді встановлено, що сферичні приймачі тиску мають найвищу чутливість, коли кут нахилу отворів становить від 40 до 45 градусів відносно центральної вісі приймача при дозвукових швидкостях.

До сьогодні багато компаній світового рівня працюють над розробкою різних конструкцій приймачів, що використовують властивості сфери у повітряному потоці. Серед них найбільш відомі фірми, такі як Роземаунт (США), Кроузет (Франція) та Дорніє (ФРН).

Ці датчики отримали широке застосування у лабораторних дослідженнях повітряних потоків, зокрема, для вимірювання параметрів газових потоків у системах згоряння. Найпопулярнішим став суміщений датчик, що об'єднує в собі приймачі статичного і повного тиску, а також вимірювач напрямку потоку повітря, аналогічно до ДУАС. Зонд такого датчика має комбіновану конструкцію, поєднуючи в собі ПВД з півсферою та п'ятьма отворами. Цей зонд є зручним, надійним, має невелику масу приблизно 0,5 кг, і компактні розміри з діаметром циліндричної частини близько 15 мм і отворами у сфері 1 мм.

Такий датчик відрізняється від ДУАС з флюгерними датчиками за масою та надійністю, оскільки він не має частин які обертаються. За обсягом інформації сферичний датчик подібний до раніше розглянутих ДАП, особливо поєднаних ДАП.

Для досягнення задовільної точності сферичного датчика потрібно розташовувати багато забірників тиску на його поверхні в різних напрямках з відстанями між ними приблизно 10-15 градусів. Крім того, необхідно провести уважну калібрування датчика в аеродинамічній трубі разом з частиною літака, на якому він встановлений.

У зв'язку з цим сферичні датчики не можуть бути універсальними і використовуються лише в лабораторних дослідженнях та на унікальних літаках, таких як космічні кораблі багаторазового використання, наприклад, Шатл (США). Застосування цих датчиків на серійних маневрених літаках ускладнене через їхню високу вартість, обмежену універсальність та обмеженість робочих аеродинамічних кутів у межах 60-65 градусів.

Висновок

За даними, представленими у розділі, всі датчики формують відомості про кут атаки, базуючись на принципах вимірювання механічного переміщення та тиску. Проте ці датчики мають наступні недоліки.

Датчик аеродинамічних кутів флюгерного типу відноситься до пристроїв точної механіки. Його похибка складається з похибки зносу рухомої частини та похибки форми флюгера. Для зменшення цих похибок необхідне індивідуальне тарування флюгера датчика в аеродинамічній трубі. Також існує похибка застою, яка повністю залежить від швидкості польоту. Ця похибка зростає зі зменшенням швидкості польоту, що призводить до зниження ефективності такого датчика на низьких швидкостях польоту.

Суміщені, сферичні та пневматичні вимірювачі повітряних параметрів забезпечують вимірювання кута атаки та повітряної швидкості шляхом вимірювання тиску або різниці тисків на сусідніх ділянках чутливих елементів. Однак це ускладнюється через зміну тиску за висотою і призводить до врахування нових похибок при роботі датчика.

Враховуючи це, виникає необхідність впровадження більш точних датчиків, які були б позбавлені зазначених вище недоліків.

РОЗДІЛ 3

РОЗРОБКА ІОННО-МІТОЧНОГО ДАТЧИКА КУТА АТАКИ ТА ПОВІТРЯНОЇ ШВИДКОСТІ ДЛЯ ЛІТАКА АН-148

3.1. Необхідність застосування іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості

У світі останніх досягнень вітчизняної авіаційної техніки, очевидно неперервне зростання числа електронних систем та датчиків на сучасних літальних апаратах. В другому розділі була представлена статистика, яка підкреслила значення встановлення систем попередження про критичні кути атаки, а також варіанти датчиків для вимірювання значень кута атаки.

Український літак Ан-148 не має окремої системи попередження про критичні кути атаки. Сигналізатор, встановлений на літаку, отримує сигнали від інформаційного комплексу висотно-швидкісних параметрів ІКВШП-148, який у свою чергу отримує та обробляє інформацію про кут атаки від двох датчиків аеродинамічних кутів ДАУ-72-1-1 (рис.3.1) та блоку датчиків лінійних прискорень БДЛУ-1-5.



Рис. 3.1 ДАУ-72-1-1

Дія датчика базується на конвертації механічного обертання флюгера в електричні сигнали. Під впливом потоку повітря флюгер з клиноподібним симетричним профілем рухається відносно поздовжньої вісі літального апарату на певний кут, залежно від кута атаки літака. У датчику ДАУ-72-1-1 обертання флюгера передається на щітки потенціометрів, положення яких визначає величину вихідного сигналу.

Нижче подано короткі характеристики ДАУ-72-1-1:

- діапазон вимірювання кутів атаки при швидкісному напорі 150 ... 1400 км / год 60° (-30° ... $+30^\circ$);
- діапазон робочих температур -60°C ... $+100^\circ\text{C}$;
- робоча напруга = 27 В; ~ 36 В, ~ 115 В 400 Гц;
- габаритні розміри 155 x 144 x 125 мм;
- маса не більше 1,5 кг.

Хоча такі параметри відповідають сучасним вимогам, вони мають серйозні недоліки, основним з яких є низька точність вимірювання кута атаки на низьких швидкостях польоту. Приземлення, один з найважливіших етапів польоту, виконується Ан-148 зі швидкістю заходу 226 км/год (при максимальній посадковій масі), що значно знижує ефективність флюгера на такій швидкості. Датчик ДАУ-72-1-1, знаходячись в потоці повітря, має систему обігріву для запобігання утворенню льоду на поверхні чутливого елемента, що призводить до збільшення споживання електроенергії та маси комплексу. При цьому флюгер в повітряному потоці та вага двох датчиків, яка сягає 2-3 кг, порушують аеродинаміку та збільшують витрати пального.

Використання датчиків такого типу на сучасному літаку може бути недоцільним, враховуючи існуючі іонно-міточні датчики кута атаки та повітряної швидкості, які будуть розглянуті далі. Основною перевагою таких датчиків є висока точність до $\pm 0,23$ градусів, включаючи низькі швидкості, а також можливість комплексного вимірювання швидкості літака та низьке споживання енергії і маса датчика, яка становить близько 0,8 кг. Крім того, завдяки принципу дії, іонно-міточні датчики не мають чутливих елементів у потоці повітря. Общий вигляд такого датчика показаний на рисунку 3.2.



Рис. 3.2 Іонно-міточний датчик

3.2. Принцип дії іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості літального апарату

Стан літального апарату (ЛА) як об'єкта управління визначається різними параметрами, серед яких основними є повітряна швидкість, аеродинамічні кути атаки і ковзання. Особливості та розвиток літальних апаратів, включаючи розширення застосування малорозмірних і безпілотних ЛА, ставлять перед нами завдання удосконалення методів вимірювання повітряно-швидкісних параметрів ЛА. Ці методи повинні відповідати певним вимогам щодо функціональних, метрологічних, експлуатаційних, конструктивно-компонувальних та інших характеристик.

На основі проведених досліджень стверджується, що для вимірювання параметрів вектора повітряної швидкості успішно можна використовувати кінематичний метод. Особливо ефективним в умовах, що характерні для ЛА, є використання іонних міток (ІМ). Принцип роботи іонно-міточного датчика (ІМД) полягає в вимірі швидкості і кута напрямку траєкторії руху локальної іонізованої області (мітки) за рахунок набігаючого повітряного потоку.

ІМД параметрів вектора повітряної швидкості з розподіленими в площині вимірювання реєструючими елементами значно розширюють можливості методу, перетворюючи швидкість і кут напрямку двовимірних потоків у вихідні сигнали у

вигляді частоти, фазового зсуву, числа імпульсів, цифрового коду або напруги постійного струму.

Аналіз властивостей міток потоку та вимірювальних перетворювачів показує, що найбільш перспективними для вимірювання та експлуатаційних умов, характерних для багатьох об'єктів, зокрема ЛА, є ІМД на основі уніполярних ІМ. Ці мітки, які представляють собою локальну область повітряного потоку з підвищеною концентрацією уніполярних іонів, можуть бути сформовані в малому обсязі потоку та забезпечують повну відповідність параметрів руху мітки характеристикам течії повітряного потоку.

Мірою швидкості в потоці (рис 3.3) є час прольоту $t_{\text{п}}$ міткою постійної відстані L між електродами 2 і 3 [4]. Якщо ж зробити таким чином, що мірна база є функцією кута скоса потоку, то при постійній швидкості потоку отримаємо:

$$t_{\text{п}} = \frac{L(\alpha)}{v}.$$

Найвразливішим відрізком інформаційного каналу є той, що проходить між електродами 1 і 3. Втрати інформації, що виникають на цьому відрізку, неможливо відновити за допомогою подальших перетворень. Для надійного вимірювання необхідно, щоб за час прольоту мітки $t_{\text{п}}$ на шляху L була тільки одна мітка і без сторонніх предметів. Це означає, що час генерації мітки повинен бути більше часу прольоту $t_2 > t_{\text{п}}$, з чого слідує правило: поки одна позначка не пролетить відстань L від електрода 1 до електрода 3 наступна за нею не народжується.

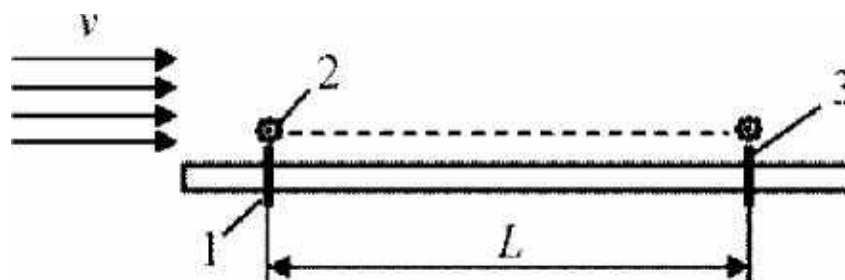


Рис. 3.3 Принципова схема іонно-міточного датчика кута атаки і повітряної швидкості: 1 - електроди генератора міток; 2 - мітка; 3 - приймальний електрод; L - мірна база

Найбільш вразливою частиною інформаційного каналу є відрізок між електродами 1 і 3. Втрати інформації, що виникають на цьому відрізку, не можуть бути відновлені будь-якими подальшими перетвореннями. Для надійного вимірювання необхідно, щоб за час прольоту мітки $t_{\text{п}}$ на шляху L була тільки одна мітка і без сторонніх предметів. Це означає, що час генерації мітки повинен бути більше часу прольоту $t_2 > t_{\text{п}}$, з чого слідує правило: поки одна позначка не пролетить відстань L від електрода 1 до електрода 3 наступна за нею не народжується.

Зі сказаного вище випливає, що іонно-міточний датчик кута атаки та повітряної швидкості за принципом своєї дії на рівні первинного носія інформації є дискретним. Для надійного відновлення інформації необхідно прагнути до максимальної частоти генерації міток $f_2 = 1/t_2$, а значить і до мінімальної величини прольоту $t_{\text{п}}$. Це необхідно ще й з міркувань короткочасного існування мітки. Обмеженням по верхній частоті генерації є допустима величина бази L , так як $L = t_{\text{п}}v$. Чим більше L , тим точніше вимір, але це збільшує габарити датчика, тому доводиться шукати компроміс, коли величину $t_{\text{п}} = L/v$ вибирають при мінімальній швидкості.

У залежності від їх походження, мітки можуть бути різних типів, таких як теплові, хімічні, оптичні, радіоактивні та іскрові.

Іскрові мітки виникають завдяки двом електродам з нікелю або вольфраму, які періодично з'єднуються високовольтними імпульсами з генератора. Ці електроди розміщені безпосередньо в потоці повітря. Під час електричного розряду утворюється іонізована область повітря між електродами. Іонна хмара переноситься потоком повітря до приймального електрода на відстані L . Зазвичай мітка має виражений позитивний заряд і малі розміри, визначені відстанню між електродами.

Відповідно до теорії Шоклі [4] наведений імпульс струму i в провіднику l рухомим зарядом q дорівнює:

$$i = qEv \cos \varphi,$$

де E - напруга електричного поля, що створюється провідником l в місці знаходження заряду q ; v - швидкість руху заряду q ; φ - кут між на-правлінням електричного поля E і швидкістю v (рис. 3.4).

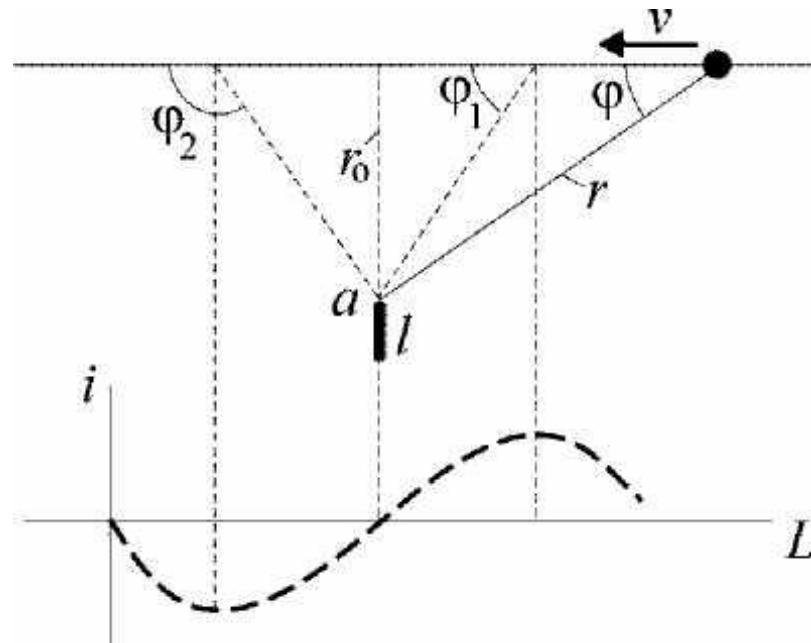


Рис. 3.4 Імпульс струму, наведений в провіднику l зарядом q

Згідно рис. 3.4 $E = \frac{1}{r^2}$, $r = \frac{r_0}{\sin \varphi}$, де r - відстань від кінця провідника a до заряду q , r_0 - перпендикуляр з кінця дроту на напрямок швидкості, то:

$$i = \frac{qv}{r_0^2} \sin^2 \varphi \cos \varphi .$$

Потрібно створити таку мітку по потужності, яку можна виділяти на тлі перешкод. Фронт імпульсу повинен бути крутим для забезпечення відліку часу перенесення мітки. Іскрову мітку переважно використовувати при швидкостях потоку повітря $v > 10 - 15$ м/с.

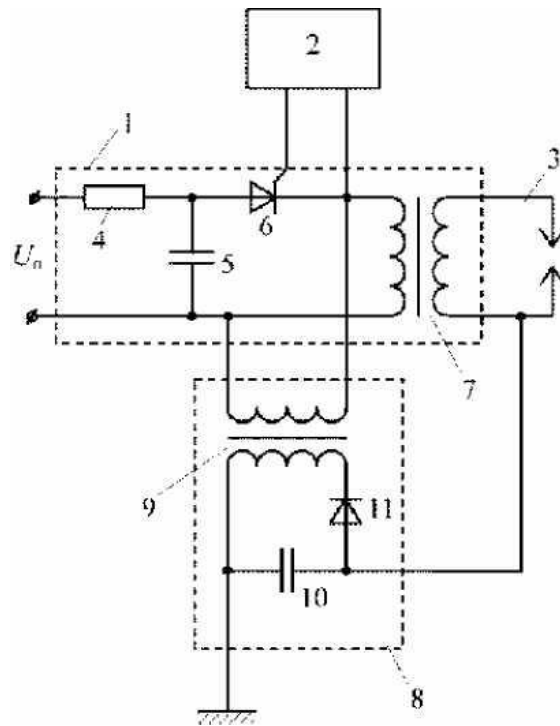


Рис. 3.5 Електрична схема генератора іонних міток:

1 - імпульсний генератор; 2 - вузол управління частотою мітки; 3 - розрядник; 4 - резистор; 5 - конденсатор; 6 - тиристор; 7 - трансформатор; 8 - джерело високовольтної напруги; 9 - трансформатор; 10 – конденсатор

На малюнку 3.5 показана електрична схема генератора іонних міток. Під час роботи імпульсного генератора 1 конденсатор 5 заряджається через резистор 4 до напруги U_n , наданої джерелом живлення. Імпульс з вузла управління 2 поступає на керуючий електрод тиристора 6 і відкриває його. Конденсатор 5 розряджається через трансформатор розрядника 7 і трансформатор джерела високовольтної напруги 9. Цей імпульс з вторинної обмотки трансформатора 9 подається на випрямляч, що складається з конденсатора 10 і діода 11. Позитивний потенціал випрямляча передається на один з електродів розрядника 3, підвищуючи його потенціал відносно корпусу датчика. Настає момент пробою повітря між електродами розрядника 3. Мітка переноситься потоком повітря до електрода для її реєстрації.

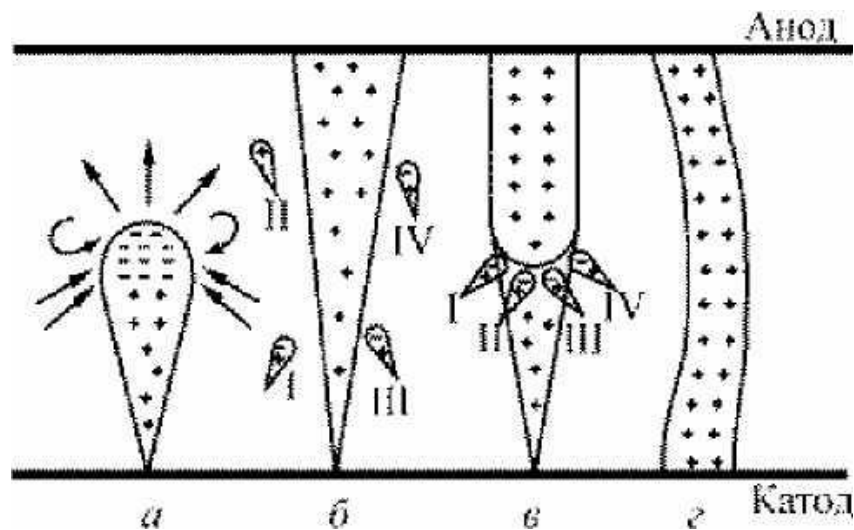


Рис. 3.6 Схема виникнення іскрової мітки:

а - початок розвитку основної лавини; б - основна лавина досягла анода; (I - IV) - побічні лавини; в - побічні лавини зливаються з основною лавиною; г - утворення іонного хмаристримера завершено

На малюнку 3.6 пояснено фізику високовольтного іскрового розряду. Іскровий розряд виникає при значній різниці потенціалів між електродами та при високих тисках. Перед виникненням іскрового розряду потенціал на електродах високий, але після пробією потенціал різко знижується. При подачі напруги між електродами утворюється електричне поле, що впливає на вільні електрони, які потрапляють у цю зону. Під впливом електричного поля E електрони прискорюються, спричиняючи лавиноподібне зіткнення з атомами та іонізацію зони. Це призводить до утворення основної, домінуючої лавини, яка перекидає проміжок між анодом та катодом при зростанні напруженості. При подальшому зростанні напруженості місцеві лавини об'єднуються з основною, формуючи іонну хмару-стример. Це призводить до того, що міжелектродний проміжок стає електропровідним, допускаючи проходження струму короткого замикання, який може бути обмежений лише навантаженням. В такий спосіб настає тліючий розряд. Якщо енергія, що подається на електроди, достатня, тліючий розряд може перейти в дуговий. В результаті високих швидкостей та лавинного зіткнення електронів з атомами, температура в іонній хмарі збільшується, досягаючи близько 10000 градусів за Кельвіном.

Напруга пробою підкоряється закону Пашена і залежить від підвищення тиску повітря в проміжку між електродами генератора і відстанню між ними

$$U_{ст} = f(P \cdot d).$$

Для надійного вимірювання аеродинамічних параметрів, мітка-носій інформації має відповідати таким якісним характеристикам: мати компактні геометричні розміри, бути електричною за природою освіти, чітко виражені кордони, сильно виражений заряд (зазвичай позитивний), здатність генерувати сигнал для реєстрації при проліті на великій відстані від реєстратора, мати значну потужність сигналу та достатній термін експлуатації у своїх геометричних розмірах.

У випадку іонно-міточного датчика кута атаки і повітряної швидкості використовується іонна іскрова мітка, хоча вона має недосконалі властивості: присутність вимірюваного потоку повітря з високотемпературною іскровою розрядкою, наявність великої напруги між електродами, що може створювати радіоперешкоди поблизу розрядника, і обмежену стійкість до сильно іонізованого потоку повітря.

Іонна іскрова мітка має змогу наводити електричний сигнал (струм або напруга) в приймальному ізольованому електроді, коли вона пролітає на відстані навіть 50,0 мм від нього. Момент часу прольоту мітки над електродом реєстратора визначається по максимуму заряду або по мінімуму струму (рис. 3.7).

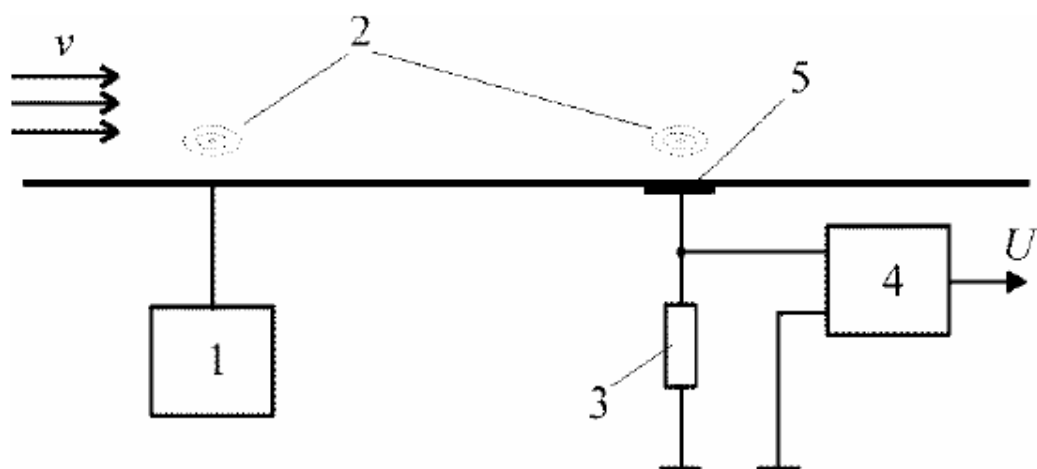


Рис. 3.7 Принципова схема реєстратора іонної мітки: 1 - генератор позначок; 2 - мітка; 3 - резистор; 4 - підсилювач; 5 - електрод; U – напруга

Іонна хмара 2, сформована генератором 1, зноситься потоком і пролітає над прийомним електродом 5, на якому наводиться заряд Q . При стікання заряду через високоомний резистор 3 виникає струм $i = dQ/dt$, що створює на ньому падіння напруги U . Посилене підсилювачем напруга є вихідним сигналом, який використовується в обчислювачі для обчислення швидкості польоту і аеродинамічних кутів.

Застосування стандартних перетворювачів заряд-напруга і інтегруючих струмових підсилювачів спрощують задачу точної реєстрації мітки.

У датчику аеродинамічних кутів (рис. 3.8) є два прийомних функціональних електрода 3 і 7, між якими на осі симетрії розташовані електроди 2 генератора 1. Позначка, пролітаючи над електродами 3 і 7, наводить в них заряди, величина яких пропорційна куту α . Заряд на електроді тим більше, чим ближче мітка до нього.

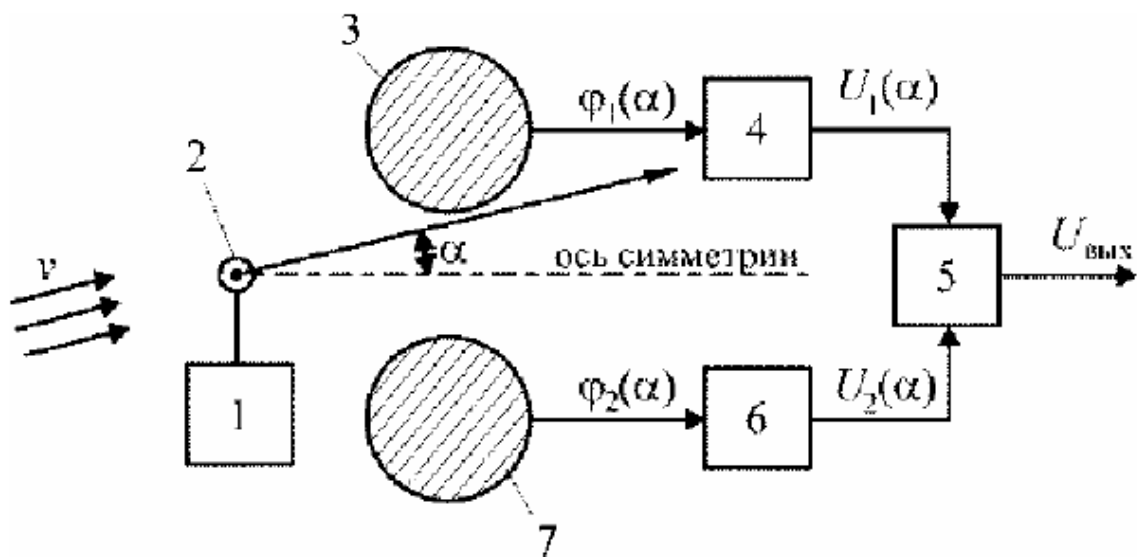


Рис. 3.8 Принципова схема іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості: 1 - генератор; 2 - мітка; 3, 7 - електроди; 4, 6 - перетворювачі заряд-напруга; 5 - диференційний підсилювач

3.3. Робота іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості літального апарату

Відсутність у ланцюзі перетворення інформаційних сигналів неелектричної природи різко полегшує розробку датчиків, що базуються на сучасних досягненнях у

виробництві електронної апаратури. Це сприяє підвищенню надійності, зменшенню маси, об'єму та вартості приладів.

За характером інформаційного сигналу іонно-міточні датчики (ІМД) поділяються на дві категорії: часопротітні і амплітудні.

Алгоритм вимірювання часопротітних ІМД включає визначення двох часових інтервалів, які відповідають часу проходження міткою від розрядника до приймального електрода, розташованого по колу, і до електрода, розташованого по спіралі Архімеда. Основним недоліком часопротітних ІМД є значна площа розміщення приймальних електродів, що обмежує їх ефективність.

Перетворення кута напрямку потоку в амплітудних ІМД ґрунтується на залежності амплітудних параметрів наведеного сигналу на приймальному електроді від траєкторії руху мітки. Відмінності від часопротітної ІМД дозволяють істотно розширити діапазон вимірювання, використовуючи електродну систему з компактними розмірами та простою конструкцією

Для амплітудних іонно-міточних ІМД характерна наступна послідовність перетворень інформативних сигналів: $\alpha \rightarrow \Delta\Theta(\alpha) \rightarrow U(\alpha)$, яка може бути представлена у вигляді схеми (рис. 3.9), які складається з кінематичного КП і електростатичного ЕП перетворювачів.

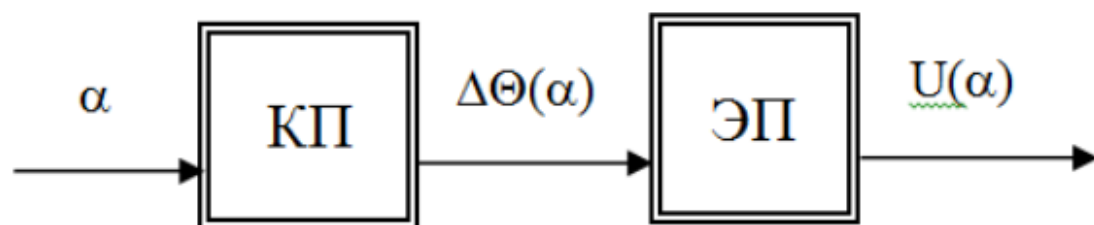


Рис. 3.9 Схема перетворення інформативних сигналів амплітудного іонно-міточного ІМД

Процес кінематичного перетворення вимірюваного кута α в зміну довжини дуги $\Delta\Theta(\alpha)$ описується системою рівнянь [2]:

$$\frac{1}{\tau_R} \int_0^{\tau_R} \alpha(t) dt = k_\alpha \Delta\Theta(\alpha); \quad \int_0^{\tau_R} V(t) dt = R.$$

Структура каналу перетворення амплітудного ІМД, що відображає процес перетворення може бути представлена у вигляді схеми (рис. 3.10).

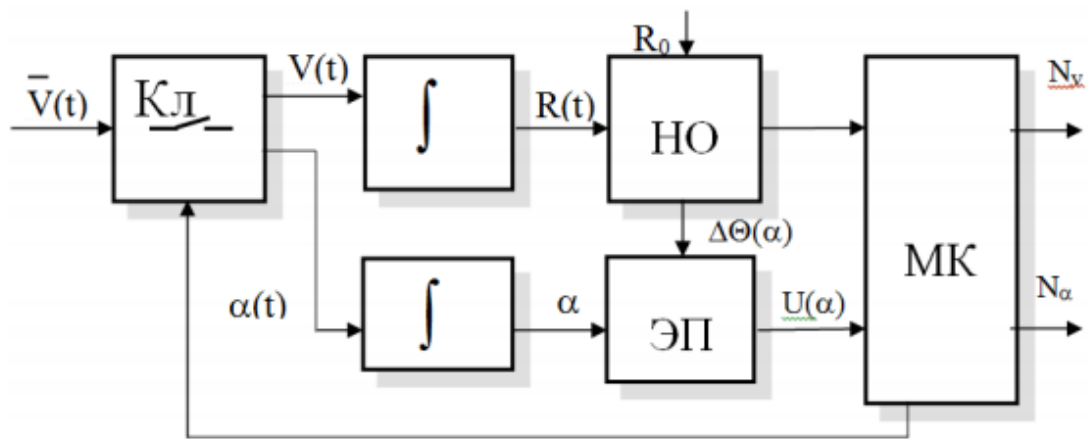


Рис. 3.10 Структурна схема каналу перетворення амплітудного іонно-міточного датчика

Цикл перетворення починається в момент формування позначки. На схемі це відповідає моменту замикання ключа КЛ, через який вимірювана величина вектора швидкості V надходить на інтегратор. У процесі руху мітки здійснюється інтегрування перетворення швидкості її руху в пройдений шлях:

$$\int_0^t V(t) dt = R(t).$$

При досягненні рівності $R(t) = R_0$ нуль-орган АЛЕ формує імпульсний сигнал, який, впливаючи на мікроконтролер (МК), завершує цикл перетворення модуля вектора швидкості. Тривалість імпульсу τ_R на виході ФД характеризує величину осередненої швидкості, впливає на ІМД протягом часу τ_R .

Канал перетворення кута відрізняється тим, що в момент спрацьовування АЛЕ на вході електростатичного перетворювача осереднений кут α перетворюється в довжину дуги $\Delta\Theta(\alpha)$, що характеризує величину відхилення траєкторії мітки від

напрямку базової осі, яка є інтегралом від функцією $\alpha(t)$ в часовому інтервалі τR (рис. 3.11).

Коефіцієнт перетворення k_α кута α в довжину дуги $\Delta\Theta(\alpha)$ визначається топологією електродної системи, і для електродів, розташованих по колу радіуса R , має вигляд:

$$k_\alpha = \frac{1}{R}$$

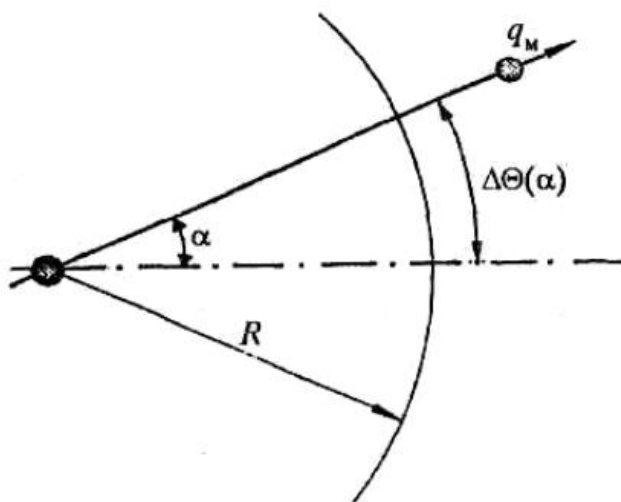


Рис. 3.11 Перетворення кута α в довжину дуги $\theta(\alpha)$

Похибка, яка виникає при перетворенні амплітудного іонно-міточного датчика (ІМД), в значній мірі залежить від точності реалізації і стабільності просторових параметрів елементів каналу кінематичного перетворення, таких як положення точки введення мітки в потік і точність розміщення електродної системи.

На рисунку 3.12 показана структурна схема ІМД для вимірювання кута атаки і повітряної швидкості з розширеним діапазоном вимірювання. Датчик включає круглу плату 1, у центрі якої знаходиться розрядник 2 генератора іонних міток ГМ. Навколо розрядника 2 по колу з радіусом R розташовані реєструючі електроди 3, кожен з яких підключений до попереднього підсилювача (ПП). Сукупність первинних сигналів з виходу блоку попередніх підсилювачів (БПП) подаються в канали вимірювання повітряної швидкості, кута атаки і визначення робочого сектора.

Канал вимірювання кута атаки функціонує в межах обмеженого сектора. Канал визначення робочого сектора генерує сигнали, що відповідають номеру сектора, в межах якого рухається іонна мітка. Інформаційні параметри вихідних сигналів цих каналів обробляються обчислювальним пристроєм (ВП), результатом чого є формування кодів $N\alpha$ і N_V , що відповідають вимірюваному аеродинамічному кутку α і істинній повітряній швидкості V .

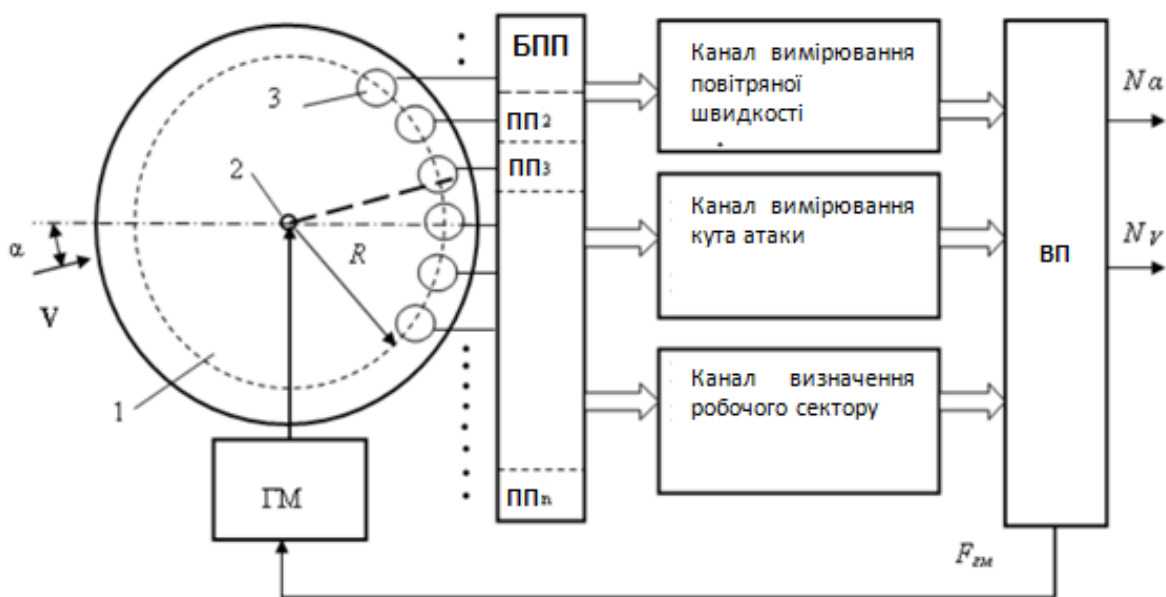


Рис. 3.12 Структурна схема іонно-міточного датчика кута атаки і повітряної швидкості

Уніполярна іонна мітка утворюється в потоці набіжного повітря під час іскрового розряду, коли на розрядник подається високовольтний імпульс від генератора міток. Під час руху зарядженої мітки до реєстраційного електрода 3 виникає імпульсний сигнал (див. рисунок 3.12). У випадку каналу вимірювання повітряної швидкості інформаційним параметром сигналу є часовий інтервал τ , за який іонна мітка пролітає спільно з потоком повітря базову відстань R (див. рисунок 3.7). Для каналу

вимірювання кута атаки інформаційним параметром сигналу, що індукується на електроді 3, є амплітуда U вих (див. рисунок 3.13). При цьому момент, коли сигнал U вих досягає нульового рівня, визначає час τ руху іонної мітки до центру електрода 3. Амплітуда U_a сигналу U вих на виході попереднього підсилювача пропорційна току, індукованою міткою на електроді, і визначається залежністю:

$$U_a = q_M(t) V k_{ny} S F(\alpha),$$

де $q_M(t)$ - величина заряду іонної мітки під час її реєстрації (функція $q_M(t)$ відображає процес рекомбінації іонів і зміна (зменшення) заряду мітки в часі); V - швидкість руху мітки;

k_{ny} - коефіцієнт перетворення «струм-напруга» попереднього підсилювача; S - площа реєструючого електрода; $F(\alpha)$ - кутова характеристика приймального електрода, що характеризує залежність амплітуди наведеного на ньому струму від кута відхилення траєкторії мітки щодо центру електрода.

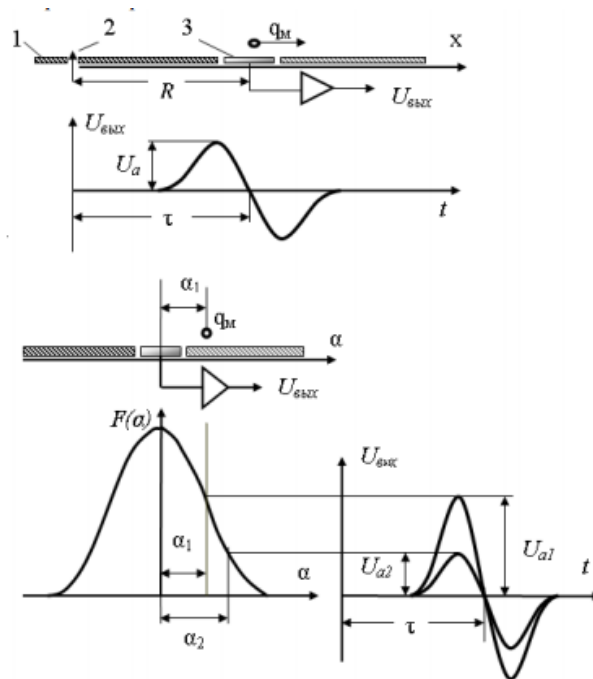


Рис. 3.13 Інформативні параметри сигналів, індукованих на прийомних електродах

Вимоги до розмірів плати з прийомними електродами датчика обумовлюють відповідні обмеження щодо розмірів електродів і їх поверхні S . Крім того, розміри та форма електрода визначають його кутову характеристику $F(\alpha)$, а розташування всіх

електродів на приймальній платі забезпечує формування необхідної кутової характеристики каналу вимірювання кута атаки в цілому.

Отже, основними завданнями параметричного синтезу електродної системи іонно-міточного датчика кута атаки і повітряної швидкості є:

- визначення мінімальної кількості і періодичності розміщення електродів, що забезпечують задані точності характеристики датчика;
- визначення систематичної похибки перетворення кута атаки і отримання алгоритмів їх зменшення;
- визначення кутових характеристик і алгоритму роботи каналу грубого відліку.

Рекомендується використовувати результати досліджень імітаційної моделі вимірювального каналу датчика для параметричного синтезу його електродної системи. Методика синтезу кутової характеристики включає такі етапи:

Встановлення апроксимуючої функції, що описує кутову характеристику окремого елемента електродної системи на основі експериментальних даних.

Створення імітаційної моделі кутової характеристики вимірювального каналу з урахуванням диференційної структури вимірювальної схеми та конструктивних параметрів електродної системи.

Проведення чисельного експерименту з використанням обраних конструктивних параметрів електродної системи і оцінка залишкових похибок вимірювального каналу.

Коригування конструктивних параметрів електродної системи і алгоритму перетворення до отримання прийняттого рівня похибки в заданому діапазоні вимірювання.

На рисунку 3.14 представлені експериментально отримані кутові характеристики реєструючих електродів різного діаметру.

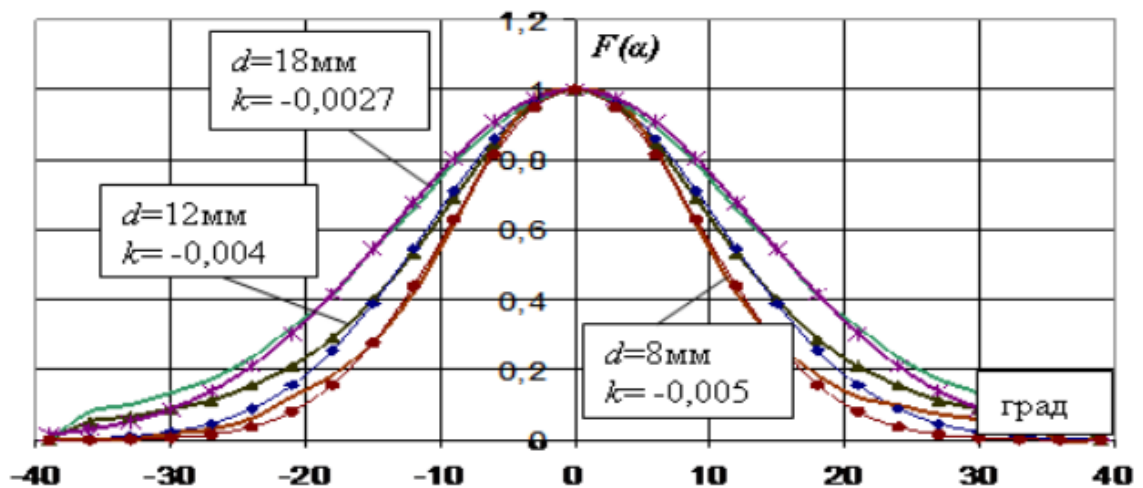


Рис. 3.14 Експериментальні та апроксимовані кутові характеристики реєструючого електрода з різними діаметрами

За результатами обробки експериментальних кутових характеристик встановлено, що з прийнятною точністю кутову характеристику $F(\alpha)$ електрода можна апроксимувати експоненційною функцією виду

$$F(\alpha) = \exp(k\alpha^2),$$

де k - коефіцієнт, величина якого залежить від діаметра електрода і визначає ширину кутової характеристики; α - поточне значення кута відхилення траєкторії мітки від центру електрода.

Оскільки кутовий крок розміщення електродів в ІМД дорівнює $\Delta\alpha$, то кутова характеристика n -го електрода може бути апроксимована функцією виду:

$$F(\alpha) = \exp(k(\alpha + n\Delta\alpha)^2).$$

Аналіз різних варіантів розміщення реєструючих електродів у даній схемі датчика та алгоритму перетворення показує, що найбільш прийнятним результатом є електродна система, що складається з 16 електродів діаметром 12 мм і з кроком розміщення $\Delta\alpha = 22,5$ кутових градусів. Згідно з результатами експериментів, апроксимуюча функція такого електрода має наступний вигляд:

$$F(\alpha) = \exp(-0,004\alpha^2).$$

З урахуванням зазначеного кроку розміщення n-ий електрод відповідно апроксимується функцією:

$$F(\alpha) = \exp(-0,004(\alpha + n\Delta\alpha)^2)$$

На графіку рис. 3.15 представлена вихідна сукупність кутових характеристик прийомних електродів, які використовуються для формування інформативних сигналів іонно-міточного датчика кута атаки і повітряної швидкості.

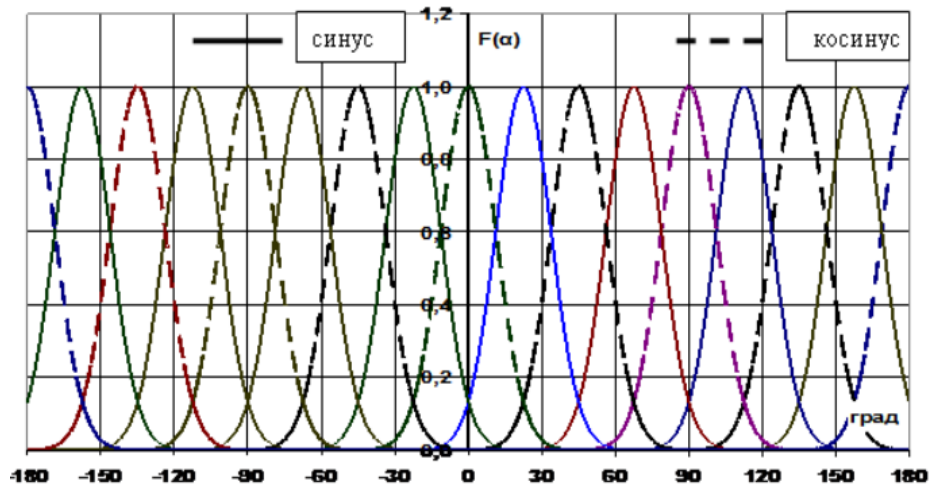


Рис. 3.15 Кутові характеристики приймальних електродів

Синусоїдальна та косинусоїдальна кутові характеристики створюються за допомогою диференціального з'єднання виходів попередніх підсилювачів, які пов'язані з відповідними прийомними електродами. Для формування синусоїдальної характеристики використовується вісім електродів, розміщених на відстані 45 кутових градусів один від одного. Кожен сусідній електрод підключається до різних входів диференціальної схеми. Таким чином, період синусоїдальної кутової характеристики електрода становить 90 кутових градусів. Аналогічно формується косинусоїдальна кутова характеристика. Різниця між синусоїдальними та косинусоїдальними характеристиками складає 22,5 кутових градусів. На рисунку 3.16 наведені синусоїдальна та косинусоїдальна кутові характеристики каналу точного вимірювання кута атаки, побудовані шляхом сумування кутових характеристик відповідних електродів.

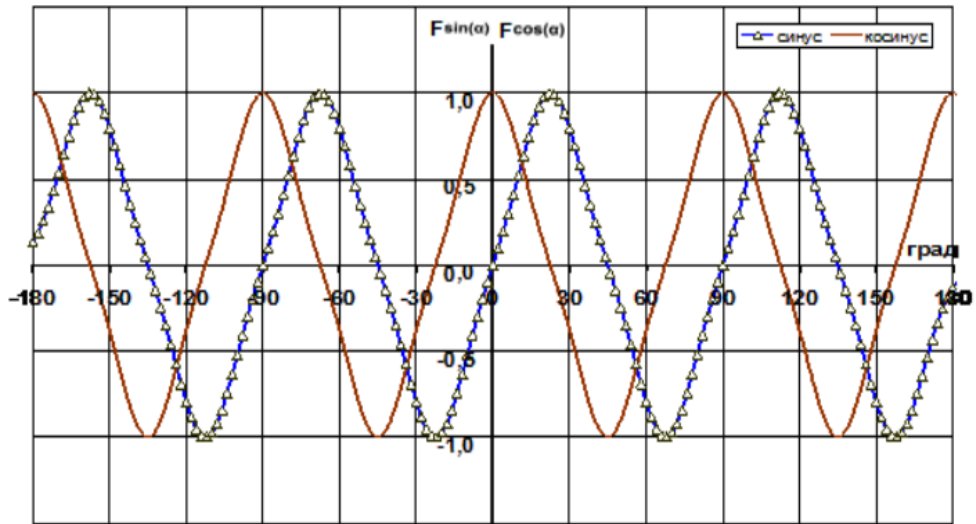


Рис. 3.16 Кутові характеристики каналу точного вимірювання кута атаки

Апроксимуючі функції синусоїдальних і косинусоїдальних кутових характеристик мають вигляд [2]:

$$\begin{aligned}
 F_{\sin}(\alpha) &= \exp[-0,004(\alpha + 22,5)^2] - \exp[-0,004(\alpha + 67,5)^2] + \\
 &+ \exp[-0,004(\alpha + 112,5)^2] - \exp[-0,004(\alpha + 157,5)^2] + \exp[-0,004(\alpha - 157,5)^2] - \\
 &- \exp[-0,004(\alpha - 112,5)^2] + \exp[-0,004(\alpha - 67,5)^2] - \exp[-0,004(\alpha - 22,5)^2]; \\
 F_{\cos}(\alpha) &= \exp[-0,004(\alpha)^2] - \exp[-0,004(\alpha + 45)^2] + \quad (3) \\
 &+ \exp[-0,004(\alpha + 90)^2] - \exp[-0,004(\alpha + 135)^2] + \exp[-0,004(\alpha + 180)^2] - \\
 &- \exp[-0,004(\alpha - 135)^2] + \exp[-0,004(\alpha - 90)^2] - \exp[-0,004(\alpha - 45)^2].
 \end{aligned}$$

Виходячи з припущення, що отримані кутові характеристики каналу вимірювання кута атаки доволі точно описуються функціями $\sin\alpha$ та $\cos\alpha$, кут $\alpha_{\text{вим}}$, що вимірюється, можливо знайти з співвідношення:

$$\alpha_{\text{вим}} = \arctg\left(\frac{\sin\alpha}{\cos\alpha}\right).$$

На рис. 3.17 показано графік систематичної похибки вимірювання кута атаки точного каналу, отриманий по результатам моделювання. Систематична похибка $\Delta_{\text{сист}}$ обумовлена відмінністю сформованих з експонент кутових характеристик від функції $\sin\alpha$ та $\cos\alpha$.

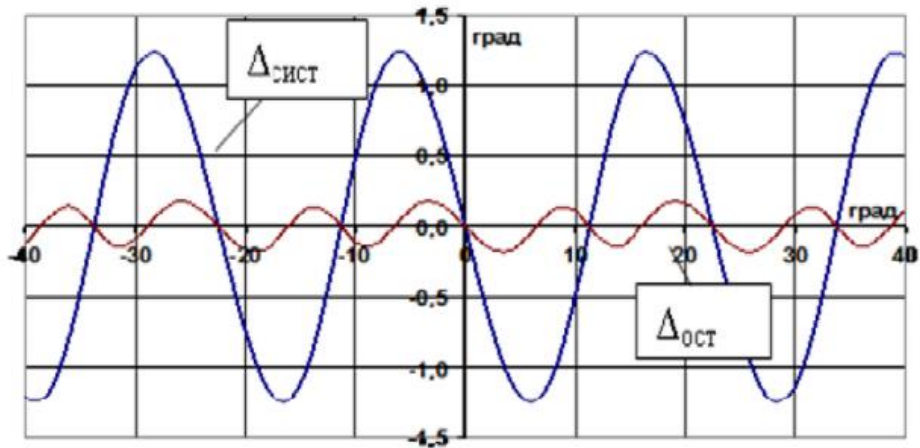


Рис. 3.17 Графік зміни систематичної похибки точного каналу вимірювання кута атаки

З графіку видно, що похибка $\Delta_{\text{сист}}$ носить синусоїдальний характер, з періодом синусоїди 22,5 кутових градусів, що в 4 рази менше періода кутової характеристики каналу вимірювання. Амплітуда синусоїди, тобто величина максимальної похибки складає 1,24 кутових градусів.

Отже, систематична похибка каналу вимірювання кута атаки може бути описана виразом:

$$\Delta_{\text{сист}} = -1,24 \sin(16\alpha).$$

Розглянута похибка може бути виключена з результату вимірювання при обчисленні кута атаки за формулою:

$$\alpha_{\text{СК}} = \arctg\left(\frac{\sin\alpha}{\cos\alpha}\right) + 1,24 \sin(16\alpha).$$

На рис. 3.17 зображено графік залишкової системної похибки $\Delta_{\text{зал}}$ отриманої при обчисленні кута атаки. При цьому величина залишкової похибки каналу знаходиться на рівні 0.14 кутових градуси.

При використанні синтезованих параметрів електродної системи, канал точного вимірювання кута атаки поділено на 4 допустимі інтервали, кожен з яких охоплює 90 кутових градусів. Отже, запропонована структурна схема реалізує принцип вимірювання кута траєкторії руху мітки в межах 360 градусів. Для визначення номера робочого сектора за допомогою каналу грубого відліку необхідно сформувати чотири кутові характеристики. На рисунку 3.18 показані кутові характеристики грубого каналу.

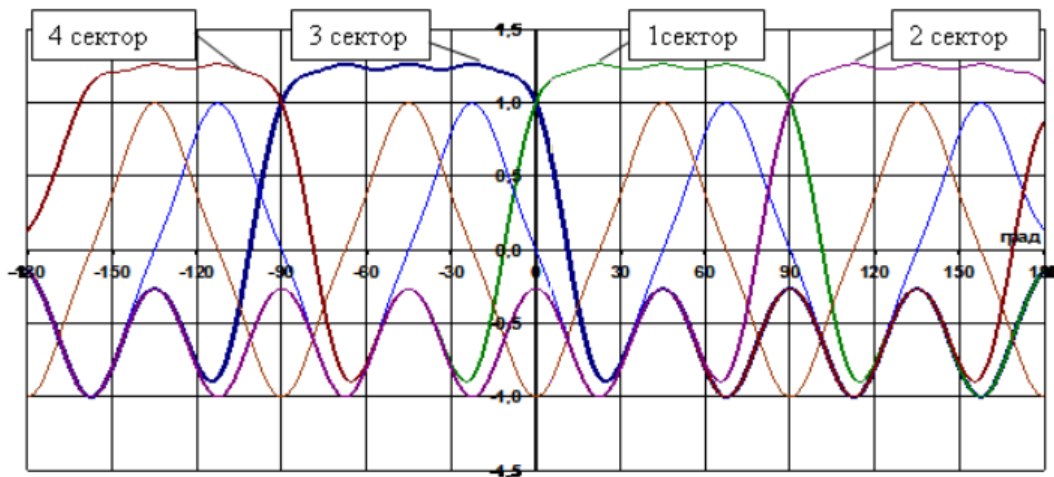


Рис. 3.18 Кутові характеристики каналу визначення
номера робочого сектора

Характеристики кожного каналу формуються шляхом об'єднання сигналів, що надходять з електродів, розташованих у межах відповідного діапазону. Для підвищення стійкості до перешкод, електроди з різних секторів з'єднані диференційно. Вихідний сигнал каналу визначення робочого сектора має позитивну полярність, коли траєкторія мітки знаходиться в межах діапазону даного каналу. Якщо траєкторія виходить за межі цього діапазону, вихідний сигнал має негативну полярність.

Спільна обробка сигналів каналів визначення робочого сектора і точного вимірювання дозволяє точно вимірювати кути атаки в межах 360 градусів.

Таким чином, отримані результати допомагають вирішити завдання вибору конструктивних параметрів електродної системи і алгоритмів обробки сигналів ІМД з розширеним діапазоном вимірювання.

3.4. Вибір та розрахунок конструктивних елементів іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості

Відповідно до вимог встановлення датчика на літаку Ан-148 у складі інформаційного комплексу висотно-швидкісних параметрів, аналізуючи структурну схему, що зображена на рис. 3.12, ми визначаємо та обираємо такі конструктивні елементи

3.4.1. Розрахунок чутливих елементів

Враховуючи діаметр датчика у розмірі 16 см, ми вибираємо кількість котушок індуктивності в кількості 16 штук.

Необхідна індуктивність котушки повинна становити 0.8 мкГн. Діаметр сердечника, на який обмотується провід (див. рис. 3.19), становить $D = 1.6$ см, а довжина намотки $l = 1$ см. Намотка виконується виток до витка.

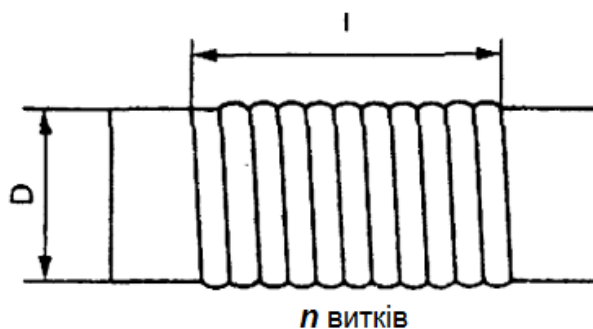


Рис. 3.19 Обмотка проводу на сердечник

Число витків розраховуємо за наступною формулою:

$$n = \frac{\sqrt{5L(9D+20l)}}{D},$$

де D – діаметр циліндра, l – довжина обмотки, L – індуктивність.

$$n = \frac{\sqrt{5 \times 0,8(9 \times 1,6 + 20 \times 1)}}{1,6} \approx 7 \text{ витків};$$

Діаметр дроту складає:

$$d = \frac{l}{n},$$

де d – діаметр проводу, мм; l – довжина обмотки, мм; n – число витків.

$$d = \frac{10}{7} = 1,42 \text{ мм};$$

Виходячи з цього обираємо провід з міді марки ПЭТД-Х-180 провід призначені для виготовлення обмоток електричних машин, приладів, апаратів при механізованому намотуванні. Температурний індекс ТІ-180. Мінімальна температура навколишнього середовища мінус 75°C .

Ізоляція проводів стійка:

- до продавлювання при температурі 300°C ;

- до впливу холодоагентів і масел;
- до впливу теплового удару при температурі 200 ° С;
- стійкі до середовища хладонів R-12, R-22, R-134а.



Рис. 3.20 Провід марки ПЭТД-X-180

3.4.2. Розрахунок статичної напруги пробую повітря

Розрахуємо статичну напругу пробую повітря враховуючи необхідну відстань між електродами рівну 0,1 см. Для повітря встановлена експериментальна залежність статичної напруги пробую від відстані між електродами:

$$U_{ст} = 24,22d + 6,08\sqrt{d}, \text{ кВ},$$

де d - відстань між електродами в сантиметрах.

$$U_{ст} = 24,22 \times 0,1 + 6,08\sqrt{0,1} = 4,3 \text{ кВ}$$

Отриманої величини цілком достатньо для виділення імпульсу на фоні перешкод.

3.4.3 Розрахунок часу прольоту іонної мітки

Згідно з рис. 3.4 час прольоту іонної мітки розраховується за формулою:

$$t_{п} = \frac{L(\alpha)}{v};$$

Максимальна швидкість польоту літака Ан-148 складає 870 км/год, для розрахунку швидкість приймаємо рівну 1000 км/год, що дорівнює 277 м/с для врахування місцевого прискорення потоку, а відстань між розрядником та чутливим елементом 7 см, що дорівнює 0,07 м, згідно з цим час прольоту мітки буде становити:

$$t_{п} = \frac{0,07}{277} = 2,5 \times 10^{-4} \text{ с}$$

Виходячи з того, що за час прольоту мітки t_{Π} на шляху L була тільки одна мітка час генерації мітки повинен бути більше часу прольоту $t_2 > t_{\Pi}$:

$$t_r = t_{\Pi} + t_c = 2,5 \times 10^{-4} + 0,6 \times 10^{-4} = 3,1 \times 10^{-4} \text{ с}$$

Знаючи час генерації мітки можемо розрахувати частоту генерації мітки:

$$f_2 = \frac{1}{t_2} = \frac{1}{3,1} \times 10^4 = 3225,8 \text{ Гц}$$

3.4.4. Вибір блоку попередніх підсилювачів

Кожен з елементів, які реагують на вплив, підключений до блоку попередніх підсилювачів. Оскільки вихідні сигнали з цих елементів мають низький рівень напруги, то блок попередніх підсилювачів повинен відповідати таким вимогам:

- мінімальна кількість вхідних каналів – 16 (кількість чутливих елементів);
- напруга живлення – 27В (бортова мережа);
- споживча потужність, не більше – 5 Вт;
- робоча частота – 400 Гц – 4кГц;

Згідно з вихідними даними для роботи датчика рекомендований блок попереднього підсилення ASZ 2.2 ДЖТИ.656126.079.



Рис. 3.21 Блок попередніх підсилювачів

Блок ASZ 2.2 має наступні характеристики:

- Кількість вхідних каналів – 20;
- Напруга живлення – 24...30В;
- Діапазон робочих температур – (-30...+65°C);
- Діапазон частот - 20Гц-100кГц;
- Споживана потужність, Вт, не більше 5;

- Гальванічна ізоляція вихідних ланцюгів реле від ПЛК100, У 1500;
- Ступінь захисту оболонки за ГОСТ 14254-96 IP00;
- Габаритні розміри (без комутаційної плати), мм 135x97x15

3.4.5. Розрахунок джерела високовольтної напруги

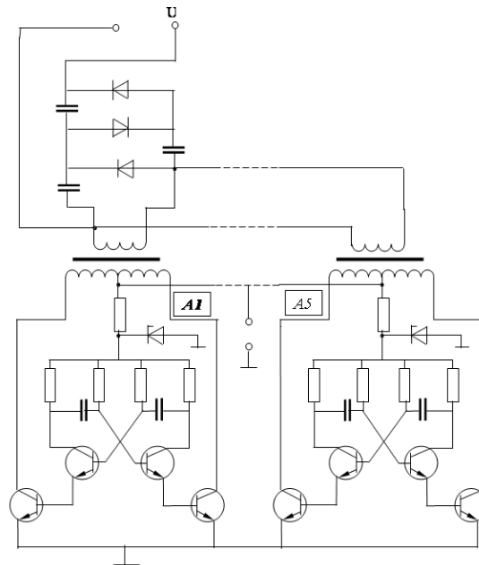


Рис. 3.22 Електрична схема джерела високовольтної напруги

- Потужність джерела на виході на високій стороні $P = 17$ Вт;
- Висока вихідна напруга в навантаженні $U_{\text{вих}} = 8$ кВ;
- Число ступенів множення $n = 3$;
- Робоча частота $f = 6250$ Гц.

1. Вихідний струм в навантаженні:

$$I_{\text{вих}} = P/U_{\text{вих}} = 17/8000 = 2,125 \cdot 10^{-3} \text{ А.}$$

2. За кількістю каскадів множення визначаємо необхідну напругу високовольтного трансформатора:

$$U_{\text{т}} = U_{\text{вих}}/n = 8000/3 = 2666 \text{ В.}$$

3. Оскільки передбачається використання стандартного високовольтного трансформатора, то в якості базових вибираємо параметри трансформатора вихідної строчної розгортки ТВС-90ЛЦ2-1. Його паспортні дані: $P_{\text{тр}} = 110$ Вт, $U_{\text{тр}} = 4,5$ кВ, $f_{\text{раб}} = 6250$ Гц, $L_{\text{тр}} = 1,68$ Гн.

4. Кількість послідовно включених по вторинній обмотці високовольтних трансформаторів:

$$N_{\text{тр}} = U_{\text{T}} / U_{\text{тр}} = 2,666 \text{ кВ} / 4,5 \text{ кВ} = 0,59.$$

Приймаємо $N_{\text{тр}} = 1$.

5. Таким чином, будемо вважати, що послідовно включених трансформаторів в схемі три, і на кожному з них необхідно мати справжню вихідну напругу рівну:

$$U_{\text{ист}} = U_{\text{T}} / N_{\text{тр}} = 2,666 \text{ кВ} / 1 = 2,666 \text{ кВ},$$

На кожному з послідовно включених трансформаторів включається помножувач напруги з числом каскадів рівним 2.

6. Обчислюємо ємності кожного помножувача напруги в узгодженому режимі. Будемо вважати, що трансформатор ТВС-90ЛЦ2-1 поки працює один на один каскад помножувача напруги.

$$C_i = 2^{n+1-i} / 4 \pi^2 f^2 L_{\text{тр}},$$

де n - число каскадів, i - порядковий номер конденсатора.

$$\begin{aligned} C_1 = C_2 &= 2^{3+1-1} / 4 \times \pi^2 \times 6250^2 \times 1,68 = \\ &= 2^{3/2} \times 2,589 \times 10^9 = 3090 \times 10^{-12} \text{ Ф}, \quad (6) \end{aligned}$$

$$C_3 = 1545 \times 10^{-12} \text{ Ф},$$

Отримане значення ємності конденсаторів складають так звану верхню межу вилок ємностей помножувача напруги.

7. Розрахуємо необхідну потужність трансформаторного блоку, що живить помножувач напруги в узгодженому режимі.

$$\begin{aligned} P_{\text{тр}} &= (U_{\text{ист}})^2 \times C_1 \times f \times (27,6 - 6 \times 2^{3-n} - 1,2 (0,25)^{(n-1)/2}) = \\ &= (2666)^2 \times 3090 \times 10^{-12} \times 6250 \times (27,6 - 6 \cdot 2^0 - 2,52 \times 0,25^2) = \\ &= 2924 \text{ Вт} \end{aligned}$$

Оскільки потужність блочного трансформатора значно перевищує потужність обраного ТВС-90ЛЦ2-1 узгоджені режими принципового техніко-економічно марнотратний і від нього за рахунок зниження ємності конденсаторів.

8. Порахуємо ККД використання блочного трансформатора при живленні помножувача напруги:

$$\eta_{не+} = \frac{0,91 - 0,66(0,25)^{\frac{n-1}{2}}}{27,6 - 6(2)^{3-n} - 1,2(0,25)^{\frac{n-1}{2}}} = 0,04$$

Отриманий ККД відображає частку потужності блочного трансформатора, яка надходить через нього в навантаження.

9. Порахуємо потужність кожного трансформаторного блоку за формулою:

$$P_{тр \text{ бл}} = P/N_{тр} = 17/1 = 17 \text{ Вт}$$

10. Розрахуємо потужність кожного блочного трансформатора:

$$P_{бл} = P_{тр \text{ бл}} / \eta = 17/0,035 = 485,7 \text{ Вт}$$

Оскільки потужність обраного трансформатора 110 Вт, одного трансформатора мало, тому включаємо до схеми кілька трансформаторів паралельно.

11. Розрахунок кількості трансформаторів в кожному блоці:

$$n_{тр \text{ твс}} = P_{бл} / P_{тр} = 4,41$$

Обираємо $n_{тр \text{ твс}} = 5$.

12. Порахуємо потужність накачування від низьковольтного конвертора в кожному трансформаторі блоку за формулою:

$$P_{тр \text{ інд}} = P_{бл} / n_{тр \text{ твс}} = 485,7 / 5 = 97,14 \text{ Вт}$$

Оскільки отримали потужність менше 110 Вт, виходячи з рекомендацій в якості генератора накачування, вибираємо мультівібратор Ройра.

13. На розрахункову блочної потужності порахуємо потужність помножувача напруги:

$$C_1 = P_{тр \text{ інд}} / U^2 \text{ іст} \times f (27,6 - 6 \times 2^{3-n} - 1,2 \times 0,25^{(n-1)/2}) = 513,3 \times 10^{-12} \text{ Ф},$$

$$C_1 = C_2 \text{ (6)}$$

$$C_3 = 256,65 \times 10^{-12} \text{ Ф},$$

Отримані значення ємностей відповідають потужності блока трансформатора, але не у чисто погодженому режимі. Вони представляють собою нижню межу значень ємностей з відхиленням від нього.

Погоджений режим:

$$C_1 = C_2 = 3090 \text{ пФ} > C_1 = C_2 > 513,3 \text{ пФ};$$

$$C_3 = 1545 \text{ пФ} > C_3 > 256,65 \text{ пФ};$$

Оскільки визначальним фактором є потужність блоку трансформаторів, то вибираємо праве значення вилки, але оскільки номінали не стандартні, конденсатори набираються у вигляді батарей послідовно-параллельно включених стандартних конденсаторів.

14. Набираємо батарею конденсаторів.

Вибираємо ємність типу К15-4 з номінальною напругою

$$U_c \geq 2 \times U_{тр} = 6,00 \text{ кВ},$$

Набираємо батареї конденсаторів:

$$C_{11} = 250 \text{ пФ}, C_{12} = 250 \text{ пФ}, C_{13} = 15 \text{ пФ},$$

$$C_{21} = 250 \text{ пФ}, C_{22} = 55 \text{ пФ}.$$

15. Вибираємо високовольтні діоди для помножувача напруги за двома параметрами:

Прямий струм за формулою:
$$I_{тр} \geq \frac{P_{тр}^{\delta}}{U_{тр}^{\delta}} = \frac{485,7}{2666} = 0,182 \text{ А},$$

Пробійна напруга $U_{обр} \geq 2 \times U_{ист} = 2 \times 2666 = 5332 \text{ В}.$

Виходячи з довідкових матеріалів вибираємо Д1007 в сухому виконанні з параметрами $U_{обр} = 8 \text{ кВ}, I = 30 \text{ А}.$

3.5. Особливості застосування іонно-міточного датчика на літаку

Ан-148

На основі наданої інформації іонно-міточні датчики, крім вимірювання кута атаки, можуть також надавати дані про повітряну швидкість літака. У випадку використання цих датчиків на літаку Ан-148, це призведе до значного зменшення кількості обладнання та загальної маси комплекту.

Система повного тиску літака Ан-148 включає три приймачі повного тиску ППТ-1М, а також магістралі трубопроводів, вологовідстійники та системи обігріву ППТ. З метою зменшення маси комплекту рекомендується залишити без змін резервний приймач повного тиску та використовувати канал визначення повітряної швидкості іонно-міточного датчика. У зв'язку з цим, принципова схема системи повного тиску літака Ан-148 буде виглядати наступним чином:

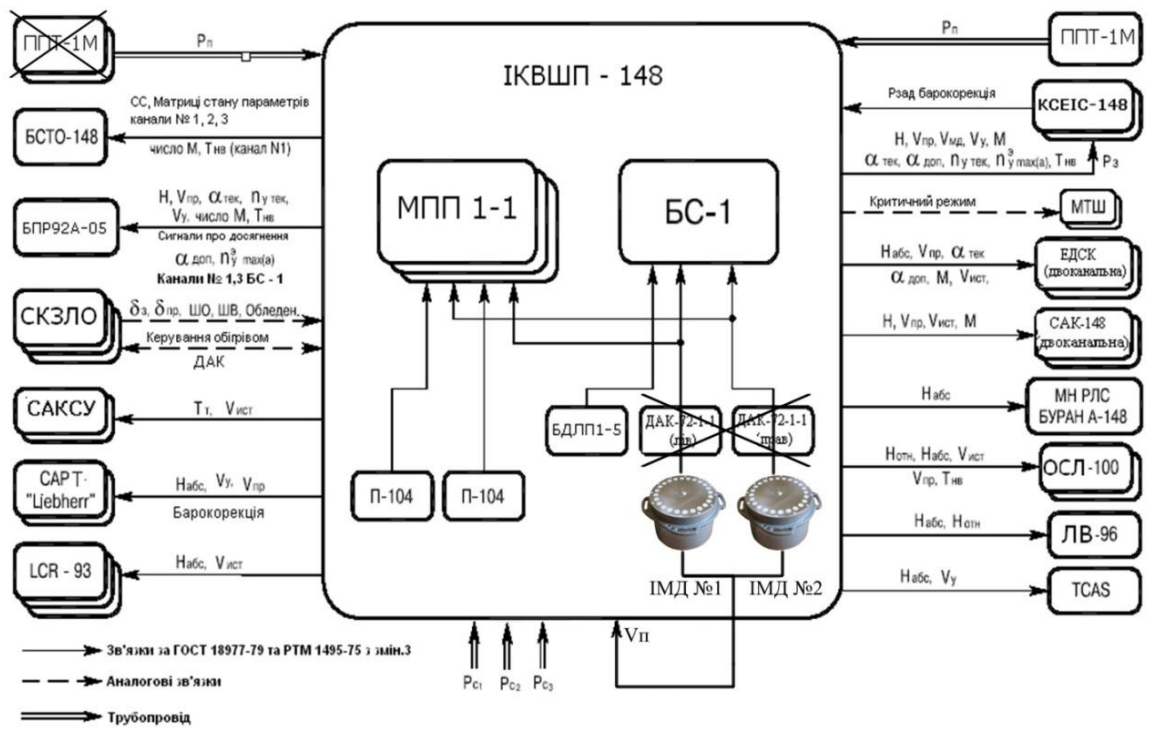


Рис. 3.24 Структурна схема ІК ВШП-148

Висновок

Основними перевагами іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості порівняно з подібними пристроями є відсутність виступаючих деталей у повітряних потоках, довготривала стабільність параметрів, компактність, доступність за серійних умов, висока надійність і простота експлуатації, що робить їх застосовними в системах повітряних сигналів сучасних літаків.

Впровадження іонно-міточного датчика на літаку Ан-148 у складі системи ІК ВШП-148 призведе до зменшення маси обладнання, часткового відмовлення від магістралей трубопроводів і підвищення точності вимірювання кута атаки та повітряної швидкості, оскільки вони позбавлені недоліків, притаманних механічним та анероїдно-мембранним датчикам.

РОЗДІЛ 4

ТЕХНІЧНА ЕКСПЛУАТАЦІЯ ІОННО-МІТОЧНОГО ДАТЧИКА КУТА АТАКИ ТА ПОВІТРЯНОЇ ШВИДКОСТІ ЛІТАКА АН-148

4.1. Розрахунок надійності приладу

Надійність – це властивість об’єкта, який включає в себе безпеку роботи, тривалість використання, ремонтоспроможність, збереження і готовність до використання.

Розроблена система являється нерезервованою, зібраною на інтегральних мікросхемах, вихід із ладу однієї з яких призводить до втрати працездатності всієї системи вцілому.

Тому при розгляді надійності системи можна прийняти, що всі елементи з’єднуються послідовно:

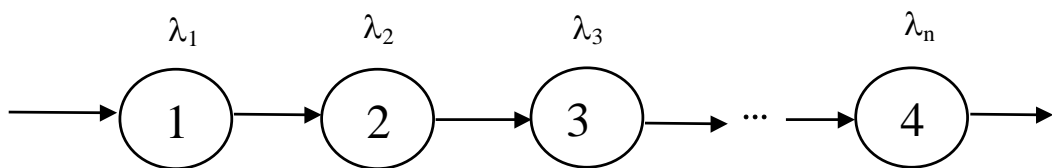


Рис. 4.1. Схема з’єднання елементів приладу

Інтенсивність відмови для елементів обираємо згідно довідників з надійності [14] та зводимо в таблиці 4.1

Сумарні інтенсивності елементів приладу

Назва елемента	Інтенсивність відмови, λ , год ⁻¹	Кількість елементів	Сумарна інтенсивність однотипних елементів
Котушки індуктивності з ПЭТД-Х-180	$0,011 \cdot 10^{-6}$	16	$0,176 \cdot 10^{-6}$
Конденсатори К15-4	$0,15 \cdot 10^{-6}$	5	$0,75 \cdot 10^{-6}$
Діоди Д1007	$0,452 \cdot 10^{-6}$	3	$1,356 \cdot 10^{-6}$
Трансформатор вис. напруги	$0,94 \cdot 10^{-6}$	1	$1 \cdot 10^{-6}$
Трансформатор імпульсний	$0,235 \cdot 10^{-6}$	2	$0,470 \cdot 10^{-6}$
Резистори МЛТ	$0,07 \cdot 10^{-6}$	10	$0,7 \cdot 10^{-6}$
Тиристори	$0,19 \cdot 10^{-6}$	2	$0,38 \cdot 10^{-6}$
Транзистори	$0,84 \cdot 10^{-6}$	8	$6,72 \cdot 10^{-6}$
Блок ПП	$69,3 \cdot 10^{-6}$	1	$138,6 \cdot 10^{-6}$
Генератор міток	$16,25 \cdot 10^{-6}$	1	$16,25 \cdot 10^{-6}$
Вимірювальний пристрій	$4,4 \cdot 10^{-6}$	1	$4,4 \cdot 10^{-6}$
Контакти ШР	$0,005 \cdot 10^{-6}$	2	$0,02 \cdot 10^{-6}$
З'єднання пайкою	$0,002 \cdot 10^{-6}$	127	$0,368 \cdot 10^{-6}$

Число типономиналів: $N := 13 \quad i := 1..N$

Число елементів і-того типу: $n_1 := 16 \quad n_2 := 5 \quad n_3 := 3 \quad n_4 := 1 \quad n_5 := 2 \quad n_6 := 10 \quad n_7 := 2$
 $n_8 := 8 \quad n_9 := 1 \quad n_{10} := 1 \quad n_{11} := 1 \quad n_{12} := 2 \quad n_{13} := 127$

Коеф. температурної нагрзуки елементів: $Kt := 2.75$

Коеф. механічної нагрзуки елементів: $Km := 6.0$

Довідкові данні:

Інтенсивність відмов елементів:

$\lambda_{c_1} := 0.11 \quad \lambda_{c_2} := 0.15 \quad \lambda_{c_3} := 0.452 \quad \lambda_{c_4} := 0.94 \quad \lambda_{c_5} := 0.235 \quad \lambda_{c_6} := 0.07 \quad \lambda_{c_7} := 0.19$

$\lambda_{c_8} := 0.84 \quad \lambda_{c_9} := 69.3 \quad \lambda_{c_{10}} := 16.25 \quad \lambda_{c_{11}} := 4.4 \quad \lambda_{c_{12}} := 0.005 \quad \lambda_{c_{13}} := 0.002$

Період випробувань елементів:

$tu_1 := 40 \quad tu_2 := 45 \quad tu_3 := 35 \quad tu_4 := 20 \quad tu_5 := 105 \quad tu_6 := 110 \quad tu_7 := 120$

$tu_8 := 55 \quad tu_9 := 40 \quad tu_{10} := 45 \quad tu_{11} := 100 \quad tu_{12} := 80 \quad tu_{13} := 95$

Коеф.варіації швидкості деградаційних процесів:

$v_1 := 0.804 \quad v_2 := 0.99 \quad v_3 := 1.023 \quad v_4 := 0.62 \quad v_5 := 1.085 \quad v_6 := 0.69 \quad v_7 := 0.87$

$v_8 := 0.80 \quad v_9 := 0.91 \quad v_{10} := 0.95 \quad v_{11} := 0.932 \quad v_{12} := 0.75 \quad v_{13} := 0.91$

Коеф. електричного навантаження:

$Ke_1 := 0.7 \quad Ke_2 := 0.9 \quad Ke_3 := 0.85 \quad Ke_4 := 0.70 \quad Ke_5 := 1 \quad Ke_6 := 1 \quad Ke_7 := 1$

$Ke_8 := 1 \quad Ke_9 := 0.89 \quad Ke_{10} := 1 \quad Ke_{11} := 0.94 \quad Ke_{12} := 1 \quad Ke_{13} := 1$

Чутливість температурного навантаження:

$At_1 := 1.05 \quad At_2 := 0.75 \quad At_3 := 0.75 \quad At_4 := 0.95 \quad At_5 := 0.85 \quad At_6 := 0.4 \quad At_7 := 0.35$

$At_8 := 0.35 \quad At_9 := 0.35 \quad At_{10} := 0.35 \quad At_{11} := 0.35 \quad At_{12} := 0.35 \quad At_{13} := 0.35$

Чутливість механічної нагрзуки:

$Am_1 := 0.05 \quad Am_2 := 0.5 \quad Am_3 := 0.05 \quad Am_4 := 0.05 \quad Am_5 := 0.1 \quad Am_6 := 0.03 \quad Am_7 := 0.01$

$Am_8 := 0.01 \quad Am_9 := 0.01 \quad Am_{10} := 0.01 \quad Am_{11} := 0.01 \quad Am_{12} := 0.01 \quad Am_{13} := 0.01$

2. Обчислення інтенсивності відмов λ елементів л.годин⁻¹:

ORIGIN := 1

$$\lambda_{p_i} := \lambda_{c_i} \cdot Ke_i \cdot \left[1 + 0.5 \cdot (At_i \cdot Kt)^2 + 0.04 \cdot (At_i \cdot Kt)^4 \right] \cdot \left[1 + 0.5 \cdot (Am_i \cdot Km)^2 + 0.04 \cdot (Am_i \cdot Km)^4 \right]$$

$$KT_i := 1 + 0.5 \cdot (At_i \cdot Kt)^2 + 0.04 \cdot (At_i \cdot Kt)^4 \quad KM_i := 1 + 0.5 \cdot (Am_i \cdot Km)^2 + 0.04 \cdot (Am_i \cdot Km)^4$$

$$\lambda_{p_i} := \lambda_{c_i} \cdot Ke_i \cdot KT_i \cdot KM_i$$

$\lambda c_i =$	$Ke_i =$	$KT_i =$	$KM_i =$	$\lambda p_i =$
0	0	1	1	0
0.11	0.7	7.949	1.045	0.64
0.15	0.9	3.851	8.74	4.544
0.452	0.85	3.851	1.045	1.547
0.94	0.7	6.276	1.045	4.317
0.235	1	4.926	1.185	1.372
0.07	1	1.664	1.016	0.118
0.19	1	1.498	1.002	0.285
0.84	1	1.498	1.002	1.26
69.3	0.89	1.498	1.002	92.53
16.25	1	1.498	1.002	24.379
4.4	0.94	1.498	1.002	6.205
$5 \cdot 10^{-3}$	1	1.498	1.002	$7.501 \cdot 10^{-3}$

3. Середнє напрацювання до відмови л.годин:

Given $\mu := 10^6$ $i := 6$ $\lambda := \lambda p_i$ $v0 := v_i$ $ti := tu_i$

$$\frac{\sqrt{\mu}}{\lambda \cdot v0 \cdot ti \cdot \sqrt{2\pi \cdot ti}} \cdot \exp\left[-\frac{(\mu - ti)^2}{2 \cdot v0^2 \cdot \mu \cdot ti}\right] = \text{cnorm}\left(\frac{\mu - ti}{v \cdot \sqrt{\mu \cdot ti}}\right) - \exp\left(\frac{2}{v0^2}\right) \cdot \text{cnorm}\left(-\frac{\mu + ti}{v \cdot \sqrt{\mu \cdot ti}}\right)$$

$\mu_1 := 5618$ $\mu_2 := 4375$ $\mu_3 := 2536$ $\mu_4 := 10212$ $\mu_5 := 15880$ $\mu_6 := 6713$ $\mu_7 := 8845$

$\mu_8 := 7445$ $\mu_9 := 2545$ $\mu_{10} := 2835$ $\mu_{11} := 25845$ $\mu_{12} := 10545$ $\mu_{13} := 15278$

4. Середнє напрацювання системи до першої відмови T_0 л.годин:

Given $T_0 := 5 \cdot 10^4$

$$\sum_{i=1}^N \left[n_i \cdot \sum_{m=1}^{20} \left[\text{cnorm}\left(\frac{T_0 - m \cdot \mu_i}{v_i \cdot \sqrt{\mu_i \cdot T_0}}\right) + \exp\left[\frac{2 \cdot m}{(v_i)^2}\right] \cdot \text{cnorm}\left(-\frac{T_0 + m \cdot \mu_i}{v_i \cdot \sqrt{\mu_i \cdot T_0}}\right) \right] \right] = 1$$

$\mu c := \text{Find}(T_0) = 7.6272 \times 10^4$

$\mu c := 7.6272 \times 10^4$

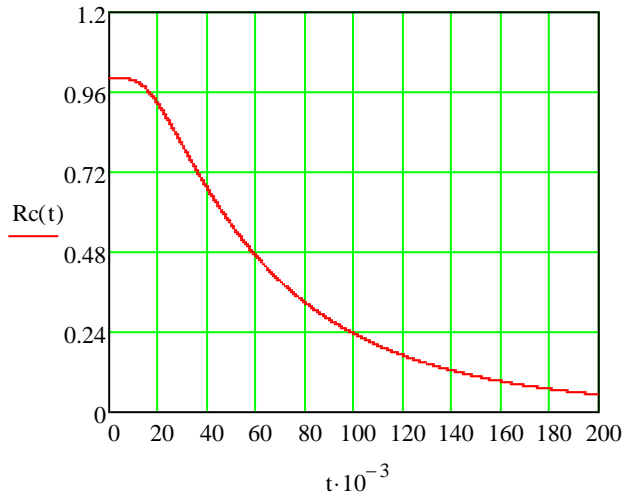
5. Коефіцієнт варіації середнього напрацювання системи до відмови $v = \sigma/a$:

$$vc := \left[\sum_{i=1}^N \left[n_i \cdot (v_i)^2 \cdot (\mu_i)^{-2} \right] \right]^{0.5} \cdot \left[\sum_{i=1}^N \left[n_i \cdot (\mu_i)^{-2} \right] \right]^{-0.5} = 0.858$$

Ймовірність безвідмовної роботи системи:

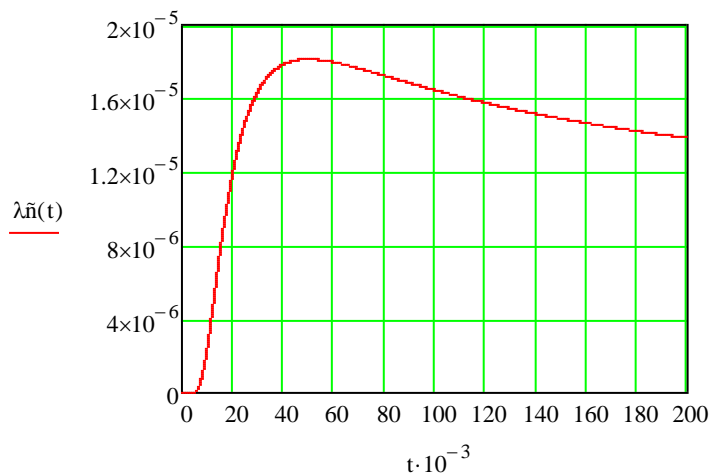
$$Rc(t) := \text{cnorm}\left(\frac{\mu c - t}{vc \cdot \sqrt{\mu c \cdot t}}\right) - \exp\left(\frac{2}{vc^2}\right) \cdot \text{cnorm}\left(-\frac{\mu c + t}{vc \cdot \sqrt{\mu c \cdot t}}\right)$$

$t := 100, 200.. 2 \cdot 10^5$



6. Інтенсивність відмов на інтервалі працездатності:

$$\lambda_{\bar{n}}(t) := \frac{\frac{\sqrt{\mu c}}{vc \cdot t \cdot \sqrt{2\pi} \cdot t} \cdot \exp\left[-\frac{(\mu c - t)^2}{2vc^2 \cdot \mu c \cdot t}\right]}{\text{cnorm}\left(\frac{\mu c - t}{vc \cdot \sqrt{\mu c \cdot t}}\right) - \exp\left(\frac{2}{vc^2}\right) \cdot \text{cnorm}\left(-\frac{\mu c + t}{vc \cdot \sqrt{\mu c \cdot t}}\right)}$$



Гамма-відсоткове напрацювання до відмови:

Given $t\gamma := 10^5$ $\gamma := 99.9999$

$$\text{cnorm}\left(\frac{\mu c - t\gamma}{vc \cdot \sqrt{\mu c \cdot t\gamma}}\right) - \exp\left(\frac{2}{vc^2}\right) \cdot \text{cnorm}\left(-\frac{\mu c + t\gamma}{vc \cdot \sqrt{\mu c \cdot t\gamma}}\right) = \frac{\gamma}{100}$$

$$T\gamma := \text{Find}(t\gamma) = 3.957 \times 10^3$$

$$T_0 := \text{mean}(\mu) = 9.129 \times 10^3$$

Середній час безвідмовної роботи системи:

T=9129 год

Оптимальний час Т.О. для підтримки вірогідності безвідмовної роботи на рівні P=0,95 дорівнює: Ропт.=900 год

4.2. Інструкція з технічної експлуатації приладу

Мета цього розділу полягає в наданні загальних порад з техніки безпеки, виконанні передробочих процедур з обслуговування та візуального огляду датчика, а також у його демонтажі та монтажі. При виконанні цих завдань рекомендується користуватися наступними інструментами:

- Намір інструментів 148.00.9003.100.000
- Контрувальний дрiт 0,5(0,8)-Т-12Х18Н10Т згідно ГОСТ 18143-72

4.2.1. Загальні вказівки з технічної експлуатації приладу

Іонно-міточний датчик кута атаки та повітряної швидкості, встановлений на літаку Ан-148, є складовою частиною інформаційного комплексу висотно-швидкісних параметрів ІКВСП-148 (ІК ВШП). Цей комплекс призначений для вимірювання, розрахунку, формування та передачі даних у систему екранного меню і в бортові системи цифрової інформації:

- про поточні значення висотно-швидкісних параметрів з реалізацією закону компенсації аеродинамічних похибок приймачів повітряних тисків як функції числа М;
- про кут атаки і нормальне перевантаження літака;
- про максимально допустимі значення цих параметрів;
- про температуру зовнішнього повітря;
- для формування попереджувальних сигналів про наближення до критичних режимів польоту.

Іонно-міточний датчик кута атаки та повітряної швидкості спроектований для вимірювання швидкості повітря та кута атаки, який вказує на напрям потоку повітря навколо літака відносно його осі, і передачі сигналу у вигляді постійного струму, пропорційного цим параметрам, за допомогою блоку попередніх підсилювачів у бортові системи та кожного з МПП через окремі канали.

Дані про склад і розміщення комплексу наведені в табл. 4.2.

Таблиця 4.2

Назва	Тип	Кількість	Місце встановлення
Модуль повітряних параметрів	МПП-1-1	3	Стелаж "Авіоніка" між шпангоутами № 7-8 по лівому борту
Блок сигналізації	БС-1	1	
Блок попередніх підсилювачів	ASZ 2.2	2	
Іонно-міточний датчик кута атаки та повітряної швидкості	ІМД	2	На фюзеляжі між шпангоутами № 7-8 по лівому і правому бортам
Датчик температури	П-104	2	
Блок датчика лінійних прискорень	БДЛП1-5 сер. 2	1	Між шпангоутами № 23-24 під підлогою по правому борту

В корпусі датчика знаходяться чутливі елементи, електроди розряду, генератор міток, джерело високовольтної напруги.

Прилад живиться напругою +27V.

Прилад дозволяє вимірювати наступні величини:

$V_{\text{пов}}$ - від 0 до 1000 км/г із похибкою – 0,4 км/г;

$\alpha_{\text{місц}}$ - від $\pm 90^\circ$ з похибкою $\pm 0,23^\circ$.

Індикація показань іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості відбувається на КПП лівого та правого пілотів (рис. 4.2) у верхній лівій частині індикатора.

При відхиленнях в роботі датчика передбачено вивід повідомлень за допомогою електронної системи електронної індикації і сигналізації (КСЕІС) згідно наступних параметрів:

3. Переконайтеся, що включена і справна КСЕІС і вимикач МТШ на щитку ЕДСУ на верхньому пульті включений.

Увімкніть на лівій панелі вимикачів вимикачі "МВП1", "МВП2", "МВП3", "БС". Переконайтеся, що на МПП горять світлосигналізатори "ОШ", а на БС - "ОШ" і "ШАССИ", закрилки і предкрилки прибрані.

4. За допомогою пультів КСЕІС встановіть тиск P_0 , рівне наведеним до місця стоянки літака.

Показання висоти на КПП повинні відповідати:

а) (0 ± 8) м при $P_0 = 760$ мм рт.ст. при $t = 25^\circ \text{C}, 60^\circ \text{C}$;

(0 ± 11) м при $t = -30^\circ \text{C}$;

б) (0 ± 10) м при $567,3$ мм рт. ст. $<P_0 < 760$ мм рт. ст. при $t = 25^\circ \text{C}, 60^\circ \text{C}$;

(0 ± 14) м при $t = -30^\circ \text{C}$;

в) (0 ± 25) фут при $P_0 = 1013,25$ гПа при $t = 25^\circ \text{C}, 60^\circ \text{C}$;

(0 ± 35) фут при $t = -30^\circ \text{C}$;

г) $(0 = 35)$ фут при 701 гПа $<P_0 < 1013,25$ гПа при $t = 25^\circ \text{C}, 60^\circ \text{C}$;

$(0 = 45)$ фут при $t = -30^\circ \text{C}$.

Показання КПП повинні відповідати:

- по приладовій швидкості - 0 км / год, в діапазоні від 0 до 45 км / год;

- по істинній швидкості - 0 км / год, в діапазоні від 0 до 70 км / год;

- по числу M - 0 , в діапазоні від 0 до $0,05$ од. ч. M ;

- по температурі зовнішнього повітря з похибкою не більше $\pm 3^\circ \text{C}$;

5. Перевірте ІКВСП вбудованим контролем, для чого:

- встановіть на КПП тиск 760 мм рт. ст. ($1013,25$ гПа);

- натисніть на 2-3с кнопку "КОНТРОЛЬ ІКВСП, СРППЗ".

Подача сигналу повинна викликати проходження контрольного завдання.

Через 30 секунд після подачі сигналу тест-контролю:

- покажчик кута атаки повинен відпрацювати сигнали від ІМД від -30° до $+30^\circ$, в цей час повинні працювати МТШ.

- видається сигнальна інформація на КПП:

а) блимає червоним кольором сектор "Адоп" і звучить сигнал "ГАИ";

б) блимає червоним кольором сектор " $\gamma_{\max(a)}$ " і звучить сигнал "ГАИ";

в) блимає червоним кольором сектор " $V_{\text{мд}}$ " і звучить повідомлення ШВИДКІСТЬ ВЕЛИКА;

г) з'являється повідомлення (жовтого кольору) ІМД неузгодженість і звучить сигнал "дзвін".

Після припинення тест-контролю:

- свідчення показчиків повертаються до вихідних;
- на КПІ КПС і 2П повідомлення про відмови і несправності не видаються;
- МТШ - відключаються.

6. Вимкніть на лівій панелі вимикачів вимикачі "МВП1", "МВП2", "МВП3", "БС".

Перед роботою з іонно-міточном датчиком кута атаки та повітряної швидкості провести перевірку зовнішнім оглядом:

- надійності кріплення датчику до фюзеляжу;
- відсутності зовнішніх пошкоджень, бруду, пилу, корозії, подряпин;
- чистоту отворів;
- наявності заглушок з червоними прапорцями.

4.2.3. Монтаж і демонтаж приладу

Демонтаж датчика аеродинамічних кутів:

1. Відкрутити шурупи кріплення датчика та зняти його
2. Від'єднати металізацію.
3. Розконтрити та роз'єднати електричний з'єднувач датчику.
4. Встановити захисні заглушки на літакову частину з'єднувача.

Монтаж датчика:

1. Зняти захисну заглушку з літакової частини з'єднувача.
2. З'єднати і законтрити електричний з'єднувач датчика, попередньо переконавшись в чистоті штирів і гнізд з'єднувача.

3. Приєднати металізацію
4. Закріпити датчик шурупами.

4.2.4. Транспортування

Для перевезення рекомендується використовувати картонні коробки з гофрованого картону. Вантаж, що розміщується на коробці, не повинен перевищувати 65 кг, і коробку не слід кидати. При довгих відстанях та упаковці блоків у картонні коробки рекомендується використовувати транспортні коробки з вологонепроникним покриттям. Транспортні коробки з виробом слід захищати від попадання снігу та води.

4.2.5. Правила зберігання

Прилад, який упакований у картонні коробки з гофрованого картону, рекомендується зберігати в опалювальному, вентилярованому приміщенні, де температура підтримується в діапазоні від +5 до +40 градусів Цельсія, а відносна вологість не перевищує 70%. Короткочасне підвищення відносної вологості до 80% допускається, але не більше одного місяця на рік. Добовий перепад температур не повинен перевищувати 5 градусів Цельсія. Необхідно контролювати температуру повітря та відносну вологість у місцях зберігання.

Висновок

У цьому розділі проведено оцінку надійності, що включає безпечну експлуатацію, тривалість служби, можливість ремонту, збереження та готовність до використання. Основними показниками надійності є ймовірність безвідмовної роботи та середній час наробітку до відмови.

Розглянуті питання технічної експлуатації розробленого датчика кута атаки та повітряної швидкості відповідно до встановлених регламентів технічного обслуговування та посібника з технічної експлуатації.

Також розроблено інструкцію з використання та обслуговування, яка включає підготовку до роботи, процедури в робочому порядку, перевірку технічного стану, обслуговування та правила транспортування та зберігання.

ВИСНОВКИ

У цій кваліфікаційній роботі було створено пристрій для вимірювання кута атаки та повітряної швидкості на основі іонно-міточної технології. Було проведено аналіз існуючих датчиків для збору первинної інформації про повітряні сигнали, виявлені їх недоліки. В роботі описано призначення, будову, принцип роботи та методи технічного обслуговування розробленого датчика.

Розглянуто складові структурної схеми:

- чутливі елементи;
- електроди розряду;
- генератор міток;
- джерело високовольтної напруги;
- блок попередніх підсилювачів.

Було підготовлено структурну та принципову електричну схеми пристрою.

Проведено розрахунок надійності, яка визначається як складна властивість об'єкта, що включає в себе безпеку роботи, тривалість використання, ремонтоспроможність, збереження і готовність до використання.

Також розроблено інструкцію із застосування й користування, яка включає підготовку до роботи, порядок роботи, перевірку технічного стану, обслуговування та правила транспортування й зберігання.

У дипломному проекті було проведено аналіз іонно-міточного датчика кута атаки та повітряної швидкості з огляду на важливість охорони праці та навколишнього середовища. Це включало перелік небезпечних і шкідливих факторів, що можуть виникнути при випробуванні датчика, розрахунок захисного заземлення для перевірконого стенду, а також розгляд питань пожежної безпеки та джерел електромагнітних випромінювань.

Застосування іонно-міточних датчиків кута атаки та повітряної швидкості на літаку Ан-148 в складі системи ІК ВШП-148 дозволить спростити конструкцію системи повного тиску, автоматизувати отримання інформації від датчиків, покращити аеродинаміку та зменшити вагу літального апарату.

Відсутність трубопроводів і шлангів дозволить уникнути типових несправностей властивих системам з пневмопроводів, як негерметичність, втрати тиску на одиницю довжини трубопроводу, закупорка трубопроводів.

Впровадження іонно-міточних датчиків кута атаки та повітряної швидкості дозволить уникнути інструментальних, аеродинамічних і методичних помилок, властивих механічним і електромеханічним датчикам тиску.

Використання іонно-міточних датчиків системи повітряних сигналів дозволить:

- збільшити швидкодію системи;
- застосовувати відповідне програмне забезпечення для управління системою;
- компенсувати на програмному рівні вплив атмосферних явищ на процес вимірювання фізичних величин;
- на більш високому рівні виконувати взаємообмін інформацією системи повітряних сигналів з бортовими навігаційними системами.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. «АВИАЦИОННЫЕ приборы и информационно-измерительные системы и комплексы» - В.Г. Воробьев, В.В. Глухов, - М.: Транспорт, 1992г., -399 с.
2. Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Вып. 10 / под научной ред. В.Я. Распорова. Тула: Изд-во ТулГУ, 2016. 359 с.
3. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: Учебное пособие / Г. И. Клюев, Н. Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И. П. Ефимов; под ред. В.А. Мишина. – Ульяновск: УлГТУ, 2005. – 510 с.
4. «АВИАЦИОННЫЕ приборы и системы: Учебное пособие / Г.И. Клюев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин; под ред. В.А. Мишина. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 344 с.
5. Воробьев В.Г. «Техническая эксплуатация авиационного оборудования» - М. Транспорт, 1990. - 390 с.
6. «ПЛЮТАЖНО-навігаційні комплекси повітряних суден» - В.О. Рогожин, В.М. Синеглазов, М.К. Філяшкін - Підручник. - К.: Книжкове вид-во НАУ, 2005. - 316 с.
7. «ТЕХНИЧЕСКОЕ обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов» - В.Г. Воробьев, В.Д. Константинов, - М.: МГТУ ГА; Университетская книга, 2007. - 472 с.
8. «Методики расчета импульсных трансформаторов» - Матханов П. Н., – Л.: Энергия. Ленингр. Отд-ние, 1980. – 112 с., ил.
9. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-148-100
10. Грібов В.М., Грищенко Ю.В., Скрипець А.В., Стрельніков В.П. Теорія надійності систем авіоніки. Част.1. = К.: Книжк.вид-во НАУ, 2006
11. Корнейчук В.І., Молчанов А.А. «Посібник з мікропроцесорних пристроїв» - К.: Техніка, 1989 – 564с.
12. Кулик М. С., Полухін А.В. « Положення про дипломні роботи випускників НАУ » - Київ НАУ, 2010 – 72с.
13. Справочник «Надежность ЭРИ ИП». - М, 2006.

