

Козир А. В., Васіліаді М. О., Георгієв Ю. В.

## АКТУАЛЬНІ ПРОБЛЕМИ БОЙОВОГО ЗАСТОСУВАННЯ ТА ЕКСПЛУАТАЦІЇ І РЕМОНТУ ДАТЧИКІВ ПЕРВИННОЇ ІНФОРМАЦІЇ КОМПЛЕКСУ ВИСОТНО-ШВИДКІСНИХ ПАРАМЕТРІВ

**Анотація:** в даній тезі розглянуто актуальні проблеми експлуатації та ремонту датчиків первинної інформації комплексу висотно-швидкісних параметрів. Проаналізовано конструктивні особливості та принцип роботи аерометричних датчиків тиску, їх недоліки та фактори, що впливають на точність вимірювань. Запропоновано використання мембранних датчиків з оптичними елементами, які забезпечують підвищену чутливість, надійність та швидкодію системи вимірювання повного і статичного тиску.

**Abstract:** this thesis considers current issues related to the operation and maintenance of primary information sensors in the altitude–speed parameter complex. The structural features and operating principles of aerometric pressure sensors are analyzed, along with their drawbacks and factors affecting measurement accuracy. The use of membrane sensors with optical elements is proposed, as they provide improved sensitivity, reliability, and response speed for measuring total and static pressure..

**Ключові слова:** датчик тиску, аерометричні параметри, висотно-швидкісний комплекс, оптичний елемент, точність вимірювань, надійність, авіаційне обладнання.

**Keywords:** pressure sensor, aerometric parameters, altitude–speed complex, optical element, measurement accuracy, reliability, aviation equipment.

Сучасна військова авіація вимагає постійного вдосконалення та модернізації бортового обладнання для забезпечення максимальної ефективності та надійності в бойових умовах. Однією з ключових систем, що визначає ефективність літака, є інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів.

На поточному етапі розвитку авіоніки визначення повітряних параметрів вимагає ще більшого вдосконалення, що підвищить точність та надійність роботи інформаційних комплексів висотно-швидкісних параметрів.

Для сприйняття СПС повного  $P_p$  та статичного  $P_{ст}$  тисків, використовують датчики тиску. Вони перетворюють  $P_p$  та  $P_{ст}$  в електричні сигнали, які з метою обчислення параметрів руху повітряного судна поступають у обчислювач СПС [4].

Датчики тиску – це ДПІ для системи повітряних сигналів. Функціями статичного тиску і повного тиску є параметри руху. Більшість метрологічних і технологічних характеристик системи повітряних сигналів визначають датчики тисків.

Це такі характеристики:

- точність;
- надійність;
- довговічність;
- діапазони вимірювання;
- габаритні розміри;
- якість вихідної інформації системи;
- зручність обслуговування.

Чутливим елементом датчика виступає тонкостінний циліндричний резонатор, що жорстко закріплений на корпусі. Зовнішній простір резонатора в корпусі приладу є вакуумним. При надходженні тиску (статичного чи повного) у внутрішню камеру резонатора його жорсткість змінюється, отже, змінюється і частота його власних коливань як пружної системи. Коливання циліндра викликаються і підтримуються за допомогою системи, яка складається з двох ортогональних електромагнітних котушок - для збудження і отримання зворотного зв'язку, підсилювача і обмежувального підсилювача. Загалом така система є автогенератором, що працює на частоті коливань циліндричного резонатора.

Вихідний сигнал датчика представляє послідовність прямокутних імпульсів позитивної полярності. Вони формуються у відповідному пристрої датчика за сигналом з автогенератора. Частота

послідовності імпульсів, яка відрізняється від частоти коливань резонатора, є інформаційним параметром вихідного сигналу датчика.

Залежність між частотою коливань циліндра і тиском всередині нього має нелінійний характер. Вона близька до вигляду:

$$p \approx 1/K_p [(f/f_0)^2 - 1]$$

де  $p$  – тиск, що надходить у внутрішню порожнину резонатора;

$f$  – частота коливань циліндра;

$f_0$  – власна частота коливань резонатора при  $p = 0$  (для датчиків типу ДДГ  $f_0 \approx 4500$  "Гц" );

$K_p$  – коефіцієнт жорсткості циліндричного резонатора, що залежить від тиску  $p$

Температурні похибки датчиків компенсуються алгоритмічно у обчислювачах СПС за допомогою математичних моделей цих похибок.

Для цього в кожному датчику вимірюється температура резонатора за допомогою термодіода VD. Сигнал температури резонатора формується за допомогою місткової схеми узгоджуючого пристрою. Він видається напругою  $U(T)$  постійного струму в діапазоні від 0 до 9 В при зміні температури від  $+80^\circ$  до  $-60^\circ \text{C}$ .

Необхідна точність обчислення тиску досягається за допомогою апроксимації функціональних залежностей поліномами п'ятого ступеня:

$$p = K_0 + K_1 f + K_2 f^2 + K_3 f^3 + K_4 f^4 + K_5 f^5$$

Їх коефіцієнти  $K_i$  коригуються за сигналами  $U(T)$  залежно від температури датчиків.

$$i = 0, \dots, 5. K_i = a_{i0} + a_{i1} T + a_{i2} T^2, \text{ де } i = 0, \dots, 5.$$

Коефіцієнти розраховуються для кожного датчика на основі його індивідуального калібрування. Вони записуються в пам'ять обчислювача. За допомогою даного алгоритму обчислюються повний та статичний тиски. Аерометричний метод вимірювання висотно-швидкісних параметрів польоту літака, полягає у сприйнятті повного, статичного тиску, а також температури загальмованого потоку та перетворення їх у цифровий код для подальшого обчислення зазначених параметрів.

Робота аерометричних датчиків тисків здійснюється при дії різних дестабілізуючих факторів: коливань температури та живильної напруги, вібрації, прискорення та інших, тому не всі типи датчиків у зазначених умовах придатні для експлуатації.

Відомо, що вважалися перспективними тонко плівкові датчики тиску не набули широкого поширення в авіації через значні температурні похибки, що виникають в результаті впливу як стаціонарних, так і нестаціонарних теплових полів.

Істотними недоліками найбільш поширених в даний час частотних перетворювачів тиску є: висока залежність від стабільності частоти напруги живлення і чутливості до механічних вібрацій; поява температурних похибок датчика та відносно великі енергетичні витрати, спричинені наявністю спеціального електромагнітного збудника коливань; постійний догляд метрологічних характеристик пружного елемента, що визначаються великою кількістю коливань.

Запропонована методика проектування пружних чутливих елементів датчика аерометричних тисків враховує функціональні можливості оптичного вторинного перетворювача і закономірність зміни параметра, що вимірюється, а також системи обчислення вихідних параметрів оптичного датчика за критерієм максимальної швидкодії.

Методика проектування пружних чутливих елементів датчика аерометричних тисків враховує функціональні можливості оптичного вторинного перетворювача і закономірність зміни параметра, що вимірюється, а також системи обчислення вихідних параметрів оптичного датчика за критерієм максимальної швидкодії.

Запропоновано у якості датчика аерометричних тисків використовувати мембранні датчики з оптичними елементами, на виході яких будуть формуватися цифрові сигнали пропорційні повному та статичному тиску відповідно. Зазначені датчики є більш чутливими та надійними.

Список використаних джерел:

1. Бойовий досвід застосування військових частин та підрозділів родів військ ПС ЗС України (збір. мат. за результатами участі ПС ЗС України в ході АТО на сході України): збірник матеріалів. / С. С. Дроздов, В. В. Коваль, О. С. Котляр та ін.; під заг. кер. Ю. А. Байдака. – Вінниця: Командування ПС ЗС України, 2015.
2. Авіаційне обладнання Су-27 : навч. посіб. / Р. В. Василенко, Т. В., Парашенко, В. М. Кривонос, О. М. Шелякін, Ю. В. Георгієв, Г. Б. Ейдельштейн – Х. : ХНУПС, 2023.
3. Зарубін А.М. Аерометричні прилади та системи: навч. посіб./ А.М. Зарубін. – Х.: ХУПС, 2013. – 66с.
4. Авіоніка: навч. посіб. / В.П. Харченко, І.В. Остроумов. – К. : НАУ, 2013. – 272 с.

**Козир Анастасія Володимирівна** – Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, слухач 262С навчальної групи, Харків, Україна; email: [kozyranastasia27@gmail.com](mailto:kozyranastasia27@gmail.com);

**Васіліаді Максим Олександрович** – Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, слухач 262С навчальної групи, Харків, Україна; email: [maksim.vasiliadi1999@gmail.com](mailto:maksim.vasiliadi1999@gmail.com);

**Георгієв Юрій Вікторович** – Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба старший викладач кафедри № 203, Харків, Україна; email: [yura.georgiev.74@ukr.net](mailto:yura.georgiev.74@ukr.net); ORCID: <https://orcid.org/0009-0004-7189-3966>.

**Kozyr Anastasia Volodymyrivna** – Kharkiv National Air Force University named after I. Kozhedub, student of 262C training group, Kharkiv, Ukraine; email: [kozyranastasia27@gmail.com](mailto:kozyranastasia27@gmail.com);

**Vasiliadi Maksym Oleksandrovych** – Kharkiv National Air Force University named after I. Kozhedub, student of 262C training group, Kharkiv, Ukraine; email: [maksim.vasiliadi1999@gmail.com](mailto:maksim.vasiliadi1999@gmail.com)

**Yuriy Viktorovych Georgiev** – Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University, senior lecturer, department No. 203, Kharkiv, Ukraine; email: [yura.georgiev.74@ukr.net](mailto:yura.georgiev.74@ukr.net); ORCID: <https://orcid.org/0009-0004-7189-3966>.