

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Павлова С.В.  
“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА**  
**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ**  
**“МАГІСТР”**

**Тема:** \_\_\_\_\_ Особливості технічної експлуатації засобів визначення  
\_\_\_\_\_ навігаційних параметрів сучасного повітряного судна \_\_\_\_\_

**Виконавець:** \_\_\_\_\_ Федоренко Михайло Петрович \_\_\_\_\_

**Керівник:** \_\_\_\_\_ Єгоров Сергій Гаврилович \_\_\_\_\_

**Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:**

Козлітін О.О. \_\_\_\_\_  
(прізвище та ініціали) (підпис, дата)

Фролов В.Ф. \_\_\_\_\_  
(прізвище та ініціали) (підпис, дата)

**Нормоконтролер:** Левківський В.В. \_\_\_\_\_  
(підпис, дата)

Київ 2020

**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»  
(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ  
Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Павлова С.В.  
«\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на виконання дипломної роботи**

Федоренко Михайло Петрович

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

1. Тема дипломної роботи \_\_\_\_\_ Особливості технічної експлуатації засобів  
визначення навігаційних параметрів сучасного повітряного судна

Затверджена наказом ректората від «09» вересня 2020 р. №1435/с

2. Термін виконання роботи : з 05 жовтня по 19 грудня 2020 р.

3. Вихідні дані до проекту: основні технічні характеристики інформаційного комплексу повітряних параметрів ІК ВШП-148.

4. Зміст пояснювальної записки: Інформаційне забезпечення літаководіння. Аналіз основних характеристик систем інерціальних та повітряних параметрів. Розробка стенду для позапланового технічного обслуговування ІК ВШП.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: Класифікація висот від рівня вимірювання. Структурна схема однокомпонентної ІНС. Взаємне розташування нормального та зв'язаного тригранників. Структурна схема блоку МВП-1-1. Структурна схема комплексу ІК ВШП-148-01. Стенд контролю та перевірки ІК ВШП-148-01.

## 6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір матеріалу за темою ДР	05.10-20.10 2020	виконано
2	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 1	21.10-02.11 2020	виконано
3	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 2	03.11-15.11 2020	виконано
4	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 3	16.11-28.11 2020	виконано
5	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 4	29.11-.05.12 2020	виконано
6	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 5	06.12-12.12 2020	виконано
7	Написання висновків	13.12-19.12 2020	виконано
8	Оформлення пояснювальної записки	20.12-23.12 2020	виконано

## 7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Розділ 1–3	Єгоров С.Г		
Охорона праці і безпека у	Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього	Фролов В.Ф.		

8. Дата видачі завдання: “ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020\_р.

Керівник дипломної роботи (проекту) \_\_\_\_\_  
(підпис керівника)

Єгоров С.Г  
(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_  
(підпис випускника)

Федоренко М.П.  
(П.І.Б.)

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Особливості технічної експлуатації засобів визначення навігаційних параметрів сучасного повітряного судна»: 104 сторінки, 23 рисунки, 6 таблиць, 10 використаних джерела.

Ключові слова: ІНЕРЦІАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА, БЕЗПЛАТФОРМНА ІНЕРЦІАЛЬНО-НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА, ЧУТЛИВИЙ ЕЛЕМЕНТ, ВИСОТНО ШВИДКІСНІ ПАРАМЕТРИ, ІНФОРМАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС.

Об'єкт дослідження – інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів.

Мета дипломної роботи – виконувати призначені функції з відображенням інформації про параметри на дисплеї персонального комп'ютера.

Метод дослідження – математичне моделювання.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати: спеціалістам у галузі розробки та випробування інформаційно-вимірювальних комплексів.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження – подальше використання стенда для швидкого визначення несправностей в групі обладнання висотно-швидкісних параметрів.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ .....	
ВСТУП.....	
РОЗДІЛ 1. ІНФОРМАЦІЙНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЛІТАКОВОДІННЯ.....	
1.1. Види керування польотом повітряного судна.....	
1.2. Параметри польоту.....	
1.3. Методи вимірювання повітряних параметрів.....	
1.4. Основні вимоги до інформаційно-вимірювальної апаратури.....	
РОЗДІЛ 2. АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ІНЕРЦІАЛЬНИХ ТА ПОВІТРЯНИХ ПАРАМЕТРІВ .....	
2.1. Фізичні основи ІНС та їх класифікація .....	
2.2. Принципи побудови платформних ІНС .....	
2.3. Інерціальні чутливі елементи .....	
2.4. Принцип роботи комплексу ІК ВШП .....	
РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА СТЕНДУ ДЛЯ ПОЗАПЛАНОВОГО ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ІК ВШП .....	
3.1. Розробка структури стенда перевірки .....	
3.2. Склад та обладнання стенда .....	
3.3. Розробка електронної схеми пристрою обробки та передачі інформації	
РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА ПРАЦІ .....	
4.1. Опис робочого місця та умов праці інженера навчального центру.....	
4.2. Перелік шкідливих та небезпечних чинників, що діють на інженера навчального центру .....	
4.3. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих факторів .....	
4.4. Розробка заходів з охорони праці .....	
4.5. Пожежна безпека .....	
4.6. Розрахункова частина .....	
Висновок до розділу .....	

РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА .....	
5.1. Вплив на навколишнє природне середовище небезпечних та шкідливих факторів під час роботи стенда для перевірки інерціальних систем .....	
5.2. Методи і засоби захисту навколишнього середовища під час роботи стенда для перевірки інерціальних систем .....	
5.3. Розрахунок санітарно-захисної зони для джерела електромагнітного випромінювання .....	
ВИСНОВКИ .....	
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	

**ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ**

- БІНС – безплатформна інерціально-навігаційна система;
- БЦОМ – бортова цифрова обчислювальна машина;
- ДАК – датчик аеродинамічних кутів;
- ДКШ – датчик кутової швидкості;
- ІК ВШП – інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів;
- ІНС – інерціально-навігаційна система;
- КОКГ – кільцевий оптичний квантовий генератор;
- ЛА – літальний апарат;
- ЛГ – лазерний гіроскоп;
- НГ – некерований гіроскоп;
- ОФК – оптимальний фільтр Калмана;
- ПАПК – показчик кутів атаки і перевантаження кодовий;
- ПНО – пілотажно-навігаційне обладнання;
- ПС – повітряне судно;
- РТО – радіотехнічне обладнання;
- СКО – середнє квадратичне відхилення.

## ВСТУП

Основною групою параметрів необхідних для нормального польоту повітряного судна є висотно-швидкісні параметри, а саме швидкість (горизонтальна та вертикальні її складові), а також висота польоту. Безперервна відомість цих параметрів, їх точність та постійний контроль за ними забезпечують високий рівень пілотування літаком і безпеку польотів.

Конструювання нових літаків, підкорення нових рекордів швидкостей та висот тягли за собою роботу над вдосконаленням бортових систем, пілотажно-навігаційного обладнання, введенням нових методів і підходів для вимірювання і індикації всіх параметрів необхідних для польоту ПС.

До принципу роботи сучасних бортових систем вимірювання параметрів руху літака в повітрі закладений аерометричний метод вимірювання. З розвитком авіаційної техніки зросли запити до точності вимірювання висотно-швидкісних параметрів. Інформація про висотно-швидкісні параметри використовується не тільки для візуалізації на приладову панель пілотів. Вона поступає до різноманітних систем повітряного судна в вигляді електричних сигналів. Для цього використовуються різні прилади літака (датчики повітряної швидкості, датчики висоти та інші). Число таких приладів значне. Крім цього, велике число каналів зв'язку зі споживачами. Це тягне за собою велику масу систем. Щоб зменшити масу комплексів, необхідно добитися мінімальних габаритів окремих приладів, що зазвичай перекриває запитам збільшення точності. Все це привело до широкого введення в дію єдиних систем обчислення основних параметрів польоту і видачі сигналів про них споживачам. На сучасних повітряних суднах питання визначення повітряних параметрів розв'язується через групу обладнання до якої входять як окремі автономні прилади, так і спеціалізовані системи та інформаційні комплекси.



До складу засобів визначення повітряних параметрів ЛА входять:

- системи повного та статичного тиску;
- інформаційні системи та комплекси висотно-швидкісних параметрів;
- резервні пристрої та системи повітряних параметрів.

На сьогоднішньому етапі розвитку авіоніки визначення повітряних параметрів вимагають ще більшого вдосконалення, підвищення точності та надійності роботи. Ці задачі вирішуються комплексуванням групи обладнання, які виконують близькі функції. Створюються цілісні інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів, які замінили окремі аналогові прилади висотно-швидкісних параметрів та системи повітряних сигналів (СПС). На заміну окремим аналоговим приладам висотно-швидкісних параметрів та систем повітряних сигналів прийшов інформаційно-вимірювальний комплекс висотно-швидкісних параметрів.

Інформаційні комплекси представляють собою багатоканальні інформаційно-вимірювальні системи, які охоплені автоматичним контролем під час польоту. Задачею інформаційного комплексу являється вимірювання, обчислювання, формування та видачі екіпажу і бортовим споживачам інформації:

- поточного значення висотно-швидкісних параметрів, температури, кута атаки, вертикального перевантаження;
- максимально-допустимого значення параметрів;
- попереджуючих сигналів про наближення до критичних режимів польоту;
- сигнали про справність роботи комплексу.

Комплекси забезпечують реалізацію закону по забезпеченню компенсації аеродинамічних похибок приймачів повітряного тиску як функцію числа  $M$  і кута атаки. Комплекси сучасних повітряних суден повинні забезпечувати виконання норм скороченого мінімуму

вертикального ешелонування (*Reduced Vertical Separation Minimum – RVSM*) через 300 метрів (1000 футів).

Особлива увага при льотній та технічній експлуатації засобів визначення повітряних параметрів таких як ІК ВШП приділяється її постійній справності, точності вимірювання та передачі споживачам інформації про поточні значення висотно-швидкісних параметрів. З цією метою дані комплекси оснащені системами постійного контролю справності і в будь яку мить польоту здатні попередити членів льотного екіпажу про нештатну роботу. Крім того високий рівень надійності комплексу забезпечується багаторазовим резервуванням каналів вимірювання. Однак жорсткі умови експлуатації все-таки приводять до виходу комплексу із стану працездатності в зв'язку з виходом з ладу окремих функціональних вузлів.

В умовах комерційної експлуатації всі неполадки, що виникають з обладнанням ПС повинні швидко усуватися для того щоб надати можливість експлуатувати літак з достатньо високою інтенсивністю, яка би зробила його використання рентабельним.

В першому розділі будуть розглянуті основні засоби інформаційного забезпечення літаководіння сучасного магістрального літака.

## РОЗДІЛ 1 ІНФОРМАЦІЙНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЛІТАКОВОДІННЯ

### 1.1 Види керування польотом повітряного судна

Для розгляду керування літаком, складемо схему взаємодії трьох різних, але залежних одне від одного об'єктів під час керування літаком на рис. 1.1.

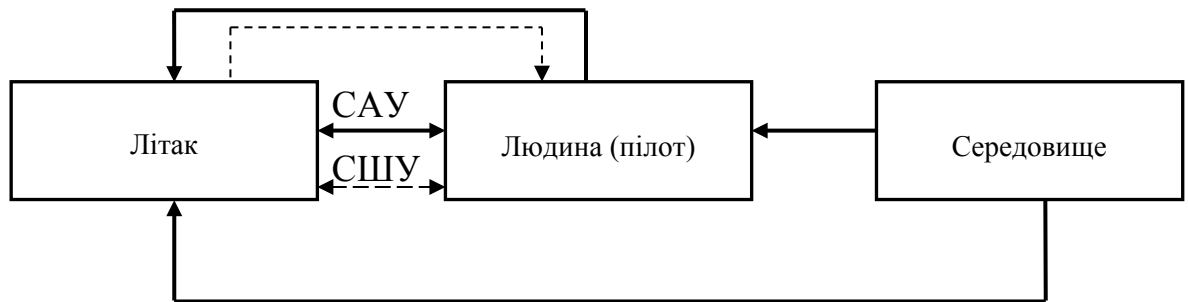


Рис. 1.1. Обмін інформацією в системі літак - людина - середовище

Об'єкти літак-людина-середовище під час керування літаком тісно пов'язані між собою.

Літак в даній схемі – складний механізм, який піддається керуванню людиною, або системою, після ведення алгоритму роботи людиною-оператором. Між об'єктами здійснюється обмін інформацією під час пілотування.

Під час штурвального керування пілот, отримуючи інформацію про повітряні параметри від приладів та систем літака, які обчислюються даними приладами, на основі сприйнятих параметрів (тиску, температури, кутів атаки та ковзання), здійснює керування літаком.

Директорне (напівавтоматичне керування) здійснюється на основі отриманих параметрів від літака до пілота, та навпаки, дає пілотові командні сигнали, щодо пілотування.

<b>Кафедра авіоники</b>				<b>НАУ 20 11 19 000 ПЗ</b>			
Виконав	Федоренко М.П.			<b>ІНФОРМАЦІЙНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЛІТАКОВОДІННЯ</b>	Літ.	Арк.	Акрушіє
Керівник	Егоров С.Г.					12	104
Консульт.					<b>173 «Авіоніка»</b>		
Н-контр.	Левківський В.В.						
Зав. каф.	Павлова С.В.						

Під час автоматичного керування пілот не приймає безпосередньої участі в керуванні. Задачею пілота являється розрахувати параметри, на основі отриманої інформації про навколишнє середовище, та ввести дані в автопілот. Далі система автопілоту здійснює керування літаком самостійно. Екіпаж лише здійснює контроль за показаннями приладів та вводить, якщо це потрібно, коректування.

Середовище може відігравати роль, впливаючи на психологічний стан пілота.

Здійснюючи керування літаком, пілот отримує масу фізичних та психологічних навантажень, що впливають на якість його пілотування ПС.

Пілотування літаком здійснюється в трьох режимах:

- штурвальне керування;
- напівавтоматичне (директорне);
- автоматичне.

Штурвальне керування літаком здійснюється за допомогою безпосереднього прийняття участі пілота в усіх діях, пов'язаних з пілотуванням ПС. Пілот за допомогою штурвала, штурвальної колонки, педалей та ручок керування двигунами здійснює керування літаком.

За допомогою штурвала здійснюється керування по крену, відхиленням поверхонь елеронів, переміщення штурвальної колонки на себе і від себе – відхилення рулів висоти, тобто керування по висоті, зміна кута атаки, за допомогою педалей – управління літаком по курсу, відхиленням руля напрямку, за допомогою РУДів – керування режимом тяги двигунів.

Всі дії, екіпаж, здійснюючий пілотування літаком, виконує аналізуючи показання приладів.

Впродовж польоту пілот ПС підлягає психічному та великому фізичному навантаженню. Екіпаж часто допускає помилки, особливо під час найскладнішого етапу польоту – посадки літака.

Була розроблена командна система, що допомагає пілотам і виправляє їх помилки під час польоту.

Директорне керування – напівавтоматичне керування, під час якого пілотування літаком здійснюється за допомогою командних стрілок курсу та тангажу на приладах ПНП і ПКП. Стрілки вказують положення літака відносно зон курсу та глісади. Коли стрілки зводяться в центрі в перехрещення з центральним кругом, це означає, що літак знаходиться на посадковій глісаді і йде вказаним курсом, що відповідає центру ВПС місця посадки.

Автоматичне керування літаком здійснюється системою автоматичного керування САК. Система автоматичного керування включає автопілот і автомат тяги. Тобто літак пілотується без втручання пілота. Перед початком вмикання автопілоту, задаються параметри польоту літака на спеціальному щитку налаштування автопілоту: приладова швидкість, вертикальна швидкість, висота, курс. Після увімкнення автопілоту, літак керується за заданими даними. Пілот спостерігає лише за приладами, та в будь який момент може скорегувати керування.

Керування літаком будь-яким з цих методів неможливе без точної безперебійної інформації про висотно-швидкісні параметри, кути атаки та ковзання, кути тангажу, температури і т.д. Різниця полягає в споживачах даної інформації. Тобто, при штурвальному керуванні дані з приладів сприймаються та обробляються пілотом, при директорному – пілотом, та системами траєкторного керування, при автоматичному керуванні – сприймається системою автоматичного керування, обробляється, аналізується і видаються сигнали керування на сервоприводи.

## **1.2. Параметри польоту**

Політ сучасного повітряного судна неможливий без знання поточних значень висотно-швидкісних параметрів. Точність параметрів та постійний контроль за ними визначають рівень безпеки польотів ЛА.

До висотно-швидкісних параметрів ВШП, що видається системами збору та обробки СПС та ІК ВШП відносяться параметри:

- висота та швидкість;
- число  $M$ ;
- кут атаки та нормальне перевантаження літака;
- температура зовнішнього повітря та температура загальмованого потоку повітря.

### **Висота польоту літака**

Висота польоту  $H$  – це відстань до повітряного судна, відрахована по вертикалі від певного рівня, прийнятого за початок відліку. Знання висоти польоту необхідне екіпажу для витримування заданого профілю польоту і запобіганню зіткнення літака з Землею і штучними об'єктами або з іншими літаками в повітрі, а також для рішення деяких навігаційних задач. Висота польоту вимірюється в метрах і футах.

В літаководінні в залежності від рівня початку відліку розрізняють висоти:

- істинну  $H_{\text{іст}}$  ;
- абсолютну  $H_{\text{абс}}$  ;
- барометричну (відносну)  $H_{\text{б}}$  .

Істинною висотою  $H_{\text{іст}}$  називається висота польоту, що відміряється відносно місцевості над якою в даний час пролітає ПС. В горизонтальному польоті істинна висота змінюється відповідно рельєфу місцевості.

Абсолютною висотою  $H_{\text{абс}}$  називається висота польоту, що вимірюється відносно рівня Балтійського моря.

Барометричною висотою  $H_{\text{б}}$  називається висота польоту, що вимірюється відносно ізобаричної поверхні атмосферного тиску, встановленого на шкалі барометричного висотоміра.

Барометрична висота може бути відотною. Але, якщо вона вимірюється відносно тиску аеродрому вильоту або посадки (використовується при польоті на висоті нижче нижнього ешелону в зоні вильоту і посадки), приведеною висотою  $H_{\text{прив}}$ , якщо вона вимірюється

відносно мінімального тиску по трасі польоту, приведеного до рівня моря (використовується при візуальних польотах по маршруту нижче нижнього ешелону), умовно барометричною  $H_{760}$ , якщо вона вимірюється відносно умовного рівня, який відповідає стандартному атмосферному тиску 760 мм.рт.ст. (використовується для витримки заданих ешелонів при польотах по трасах і в зоні очікування). Цю висоту також називають висотою ешелону.

Схема класифікації висот від рівня вимірювання показана на рис. 1.2

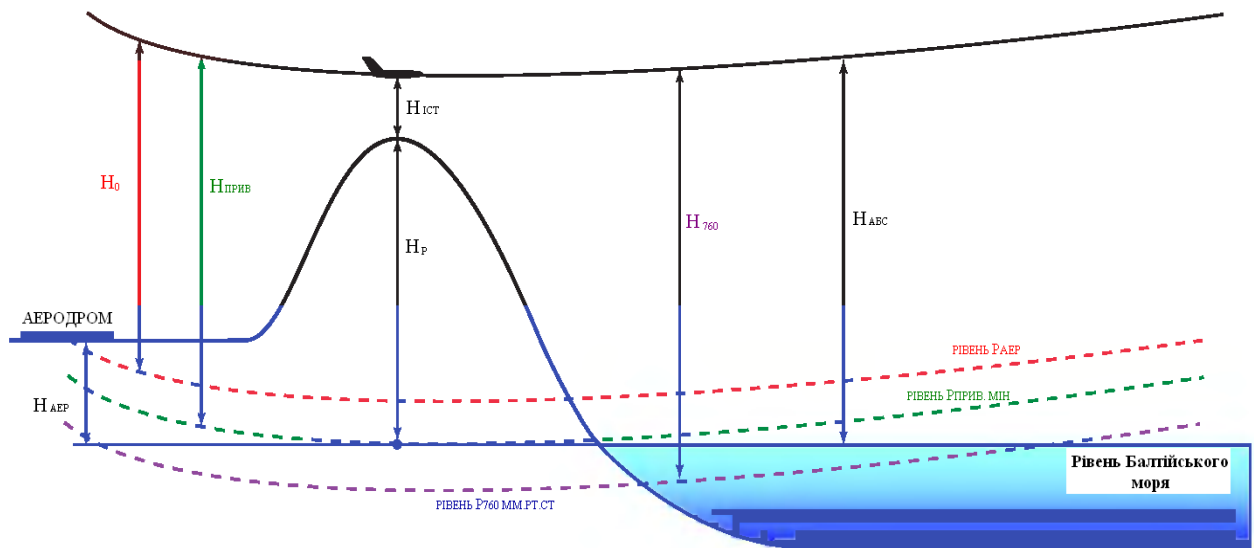


Рис. 1.2 Класифікація висот від рівня вимірювання

Висота польоту вимірюється за допомогою спеціальних приладів – висотомірів.

Основні методи вимірювання висоти польоту:

- барометричний;
- радіотехнічний.

В наступному підрозділі більш докладніше будуть розглянуті методи вимірювання повітряних параметрів.

Барометричним висотомірам притаманні наступні похибки:

- інструментальні;
- аеродинамічні;
- методичні похибки.

Інструментальні похибки висотоміра  $\Delta H_i$  виникають в результаті недосконалого виготовлення приладу і неточності його регулювання. Причинами інструментальних похибок являються недосконалість виготовлення механізмів висотоміра, неточність і непостійність регулювання, знос деталей, зміна пружинних властивостей анероїдної коробки, люфти і т.д. Кожен висотомір має свої інструментальні похибки. Вони визначаються шляхом перевірки висотоміра на контрольному стенді, заносяться в спеціальну таблицю і враховуються при польоті.

Таким чином точна приладова висота визначається як сума вказана приладом висотоміром і інструментальна похибка:

$$H_{\text{пр точн}} = H_{\text{пр}} + (\pm \Delta H_i)$$

Аеродинамічна похибка  $\Delta H_a$  виникає в результаті неточного вимірювання висотоміром атмосферного тиску на висоті польоту в результаті спотворення повітряного потоку, що обтікає літак, особливо при польоті на великих швидкостях.

Величина цих похибок залежить від швидкості і висоти польоту, типу приймача, приймаючого атмосферний тиск і місця його розташування. Наприклад, на висоті 5000 м похибка в вимірюванні 1 мм рт. ст. дає похибку в висоті в 20м, а на висоті 11000 м така ж похибка в вимірюванні тиску викликає похибку в вимірювання висоти близько 40 м.

Аеродинамічні похибки визначаються при льотних випробовуваннях літака і заносяться до таблиці поправок. Для спрощення врахування інструментальних та аеродинамічних поправок складаються таблиці показань висотоміра з урахуванням сумарних поправок, яка розміщується в кабіні літака.

На літаках з фюзеляжним розташуванням приймачів статичного тиску вимірювання швидкості польоту викликає зміну величин аеродинамічних поправок. Це потребує врахування в показаннях висотоміра додаткових поправок, значення яких вказані в керівництві льотної експлуатації літака. Сума інструментальної та аеродинамічної похибок називається сумарною поправкою до показань висотоміра.



Методичні похибки виникають в результаті несумісності фактичного стану атмосфери з розрахунковими даними, закладеними в основу для розрахунку шкали висотоміра. Шкала висотоміра розрахована для умов стандартної атмосфери на рівні моря: тиск повітря, температура, температурний вертикальний градієнт на 1000 м висоти.

Використання стандартної атмосфери припускає, що заданій висоті відповідає відповідний тиск. Але так як в кожному польоті дійсні умови атмосфери не співпадають з розрахунковими, то висотомір показує висоту з похибками.

Барометричному висотоміру притаманні також похибки через те, що він не враховує зміну топографічного рельєфу місцевості, над яким пролітає літак.

Методичні похибки барометричного висотоміра поділяються на три групи:

- похибки від зміни атмосферного тиску біля землі;
- від зміни температури повітря;
- від зміни рельєфу місцевості.

Похибка від зміни атмосферного тиску біля землі. В польоті барометричний висотомір вимірює висоту відносно того рівня, тиск якого встановлено на шкалі тиску висотоміра. Він не враховує зміну тиску по маршруту. Зазвичай атмосферний тиск в різних точках земної поверхні в один і той же момент неоднаковий. Перед вильотом стрілку висотоміра встановлюють на нуль, при цьому шкала тиску висотоміра встановлюється на тиск аеродрому вильоту. Якщо пілот по маршруті над рівнинною місцевістю буде витримувати задану приладову висоту, то істинна висота буде змінюватися в залежності від розподілення атмосферного тиску у землі.

При зниженні атмосферного тиску по маршруті істинна висота буде зменшуватися, при зростанні тиску збільшуватися. Зміна істинної висоти відбувається в наслідок зміни тиску у землі над місцевістю, над якою пролітає ПС, відносно тиску, який встановлений на висотомірі.

Зміна атмосферного тиску з висотою характеризується барометричною висотою, яка відповідає зміні тиску 1 мм рт. ст. Барометрична степінь на різних висотах різна. Зі збільшенням висоти барометрична степінь збільшується.

В практиці барометричну степінь для малих висот беруть рівну 11 м. Відповідно кожному міліметрові зміні тиску у землі відповідає 11.1 м висоти, тобто:

- похибка від зміни температури. Виникає через відхилення температури біля поверхні землі від значення температури стандартної атмосфери. При зменшенні температури біля землі  $< 15^{\circ}\text{C}$  висотомір буде показувати занижене значення висоти і навпаки. Температурна похибка може досягати величини, яка рівна 8...12 % від вимірюваної висоти;

- похибка від зміни рельєфу місцевості. Виникає через неможливості висотоміра вимірювати перевищення рельєфу місцевості над початковим рівнем від якого висотомір визначає висоту.

### **Швидкість польоту і число М літака**

Знання швидкості польоту необхідне як для пілотування літаком, так і для цілей літаководіння. Політ літака зі швидкістю нижче мінімальної приводить до втрати стійкості і керування ПС. Збільшення швидкості вище допустимої зв'язано з небезпекою пошкодження руйнування літака. Для цілей літаководіння знання швидкості польоту необхідне для виконання різних навігаційних розрахунків. Розрізняють швидкості:

- приладову (IAS);
- істинна  $V_i$  (TAS);
- шляхову  $W$  (GS);
- вертикальна швидкість  $V_y$ .

В авіації частіше використовуються такі одиниці вимірювання швидкості:

- км/год – кілометри за годину;
- м/с – метри за секунду;

- kt, kts (від англ. knot - вузол) – морська(навігаційна) миля в годину;
- mph (від англ. mile per hour) – англійська (сухопутна) миля в годину;
- fps - (от англ. foot per second) - фут в секунду.

Приладова швидкість (індикаторна) (IAS) характеризує величину швидкісного напору, що діє на літак. Приладова швидкість залежить від повітряної швидкості і масової густини повітря. Масова густина повітря прямо пропорційна барометричному тиску повітря і обернено пропорційна температурі повітря. Таким чином при однаковій повітряній швидкості на різних висотах, або при різній температурі на однаковій висоті приладова швидкість різна. Швидкісний натиск визначає підйомну силу крила, через це обмеження по швидкості задаються саме в приладовій швидкості як по нижній межі так і на верхній, в наборі висоти і на зниженні швидкість витримується також по приладовій швидкості, випуск і прибирання посадочної механізації виконується також по приладовій швидкості. Приладова швидкість відраховується по широкій стрілці покажчика швидкості. Для цілей літаководіння приладова швидкість не використовується.

Істинна швидкість  $V_i$  (TAS) – швидкість літака відносно повітряного середовища. Цю швидкість літак набуває під дією сили тяги двигунів. Повітряна швидкість залежить від аеродинамічних властивостей літака, його польотної маси та густини повітря. Вітер не впливає на її величину. Напрямок вектора повітряної швидкості в результаті неповної симетрії тяги двигунів може не співпадати з повздовжньою віссю літака. Але так як його відхилення буває незначним, то в літаководінні прийнято рахувати, що він співпадає з повздовжньою віссю літака і лежить в горизонтальній площині. Повітряна швидкість вимірюється покажчиком повітряної швидкості і зчитується з показань вузької стрілки приладу висотоміра.

Зі збільшенням висоти зменшується тиск та температура. Тобто при постійній приладовій швидкості при підйомі істинна буде рости.

Значення істинної швидкості вираховується виходячи з приладової швидкості, тиску і температури повітря.

Шляхова швидкість  $W$  (GS) – швидкість літака відносно земної поверхні. Її величина залежить від повітряної швидкості літака, швидкості і напрямку вітру. Шляхову швидкість літака розраховують або вимірюють за допомогою спеціальних технічних засобів літаководіння.

Шляхова швидкість може бути отримана або вирахована екіпажем декількома методами:

- на основі візуального спостереження наземних орієнтирів і часу їх прольоту;
- на основі істинної швидкості, а також метеорологічних даних про напрям і силу вітру на висоті польоту;
- на основі істинної швидкості і величини зносу, отриманої або візуальним шляхом, або за допомогою доплерівського вимірювача;
- на основі даних радіонавігації;
- на основі даних інерціальної системи навігації;
- напряму за допомогою систем супутникової навігації;
- отримана від служб керування повітряним рухом (УПР).

Вертикальна швидкість  $V_y$  – зміна висоти польоту за одиницю часу. Вертикальна швидкість дорівнює вертикальній складовій швидкості літального апарату. Вимірюється за допомогою приладу – варіометра.

Число Маха ( $M$ ) – швидкість літака відносно швидкості звуку.

Число  $M$  характеризує ступінь стиснення повітря і характер пов'язаних з цим змін в обтіканні літака набігаючим потоком. Оскільки з підйомом на висоту швидкість звуку зменшується, то польотам з однією і тією ж швидкістю відносно землі на різних висотах відповідають різні числа  $M$ .

Розраховується за формулою:

$$M = \frac{V_0}{V_s},$$

де  $V_0$  – швидкість тіла відносно потоку,  $V_s$  - швидкість звуку.

Число  $M$  зазвичай використовується вище ешелону 250 (7500 метрів) і показує в скільки раз істинна повітряна швидкість літака більше швидкості звуку на висоті.

Показчик повітряної швидкості має похибки:

- інструментальну;
- аеродинамічну;
- методичну;

Інструментальні похибки  $\Delta V_i$  аналогічні тими ж причинами, що і похибки висотоміра. Вони визначаються в лабораторних умовах шляхом зрівняння показника з показаннями точно повіреного приладу, заносять в графік або таблицю, якими користується екіпаж в польоті при вирахуванні швидкості.

Аеродинамічні похибки  $\Delta H_a$  виникають в результаті спотворення повітряного потоку в тому місці де розташований приймач повітряного тиску. Величина цих похибок залежить від типу літака, типу приймача тиску і місця його установки, швидкості польоту і положення закрилків. Вони визначаються при льотних випробовуваннях літака.

На деяких літаках при складанні таблиці інструментальних поправок враховуються і аеродинамічні похибки, що спрощує облік поправок.

Методичні похибки виникають в результаті невідповідності умов, прийнятих при розрахунку показника швидкості, фактичному стану атмосфери.

Показники приладової швидкості розраховані з урахуванням стиснення повітря тільки для рівня моря по стандартній атмосфері. Стиснення повітря залежить як від швидкості, так і від висоти польоту. На малих висотах і швидкостях польоту похибка із-за зміни стиснення повітря незначні. Зі збільшенням швидкості і висоти польоту ці похибки різко зростають і тому їх необхідно враховувати. Ці похибки викликають завищення показань показника швидкості.

Методичні похибки приводять до значних розбіжностей приладової швидкості з істинною, особливо при польотах на великих висотах і

швидкостях. Тому для висотних і швидкісних літаків розроблені двострілкові комбіновані показчики швидкості, що вимірюють як швидкість по приладу, яка використовується для пілотування літаком, так і істинну, що використовується для цілей літаководіння.

### Кут атаки та нормальне вертикальне перевантаження

Кут атаки  $\alpha$  - кут між напрямком швидкості набігаючого на крило потоку і хордою крила.

Кут атаки літального апарата  $\alpha$  – кут між поздовжньою віссю ЛА й проекцією його швидкості  $V$  на площину  $OX$  зв'язаної системи координат; вважається позитивним, якщо проекція  $V$  на нормальну вісь  $OY$  негативна. У завданнях динаміки польоту використовується просторовий кут атаки – кут між віссю  $OX$  і напрямком швидкості ЛА. Отже кут атаки  $\alpha$  – кут між напрямком швидкості набігаючого на крило потоку і хордою крила, показано на рис. 1.3.

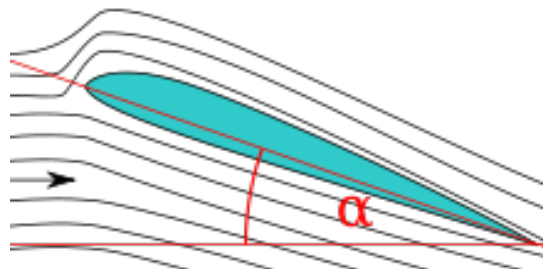


Рис. 1.3 Кут атаки

Для літака в горизонтальному прямолінійному польоті збільшення швидкості і кута атаки призводить до збільшення підйомної сили, створюваної крилом. У той же час, збільшення кута атаки супроводжується зростанням індуктивного опору.

Спроба зберігати набір висоти збільшенням кута атаки без збільшення тяги двигунів є поширеною грубою помилкою в пілотуванні. Така помилка може призвести до зриву потоку і звалювання літака. Тому, даний параметр вкрай важливий для пілотування літака, аби не ввести літак в критичний режим польоту, що може привести до катастрофи ПС.

Для літака, крім того, вводяться додаткові характерні кути атаки:

- балансувальний кут атаки, при якому момент тангажу дорівнює нулю, значення змінюються залежно від відхилення органів поздовжнього керування (балансування);

- припустимий кут атаки, тобто найбільший дозволяє в нормальній літній експлуатації кут атаки літака, призначуваний з умов забезпечення безпеки польоту, значення припустимого кута атаки визначаються для кожної конфігурації літака в дозволеному діапазоні швидкостей її застосування.

Зміна кута атаки літака досягається відхиленням органів поздовжнього керування для збільшення моменту тангажу й переходу літака на інший балансувальний.

Коефіцієнт підйомної сили літака варіюється одночасно з кутом атаки. Збільшення кута атаки, пов'язане із збільшенням коефіцієнта підйомної сили до максимального коефіцієнта підйомної сили, після чого коефіцієнт підйомної сили зменшується. Зв'язок між кутом атаки і підйомною силою показано на рис. 1.4.

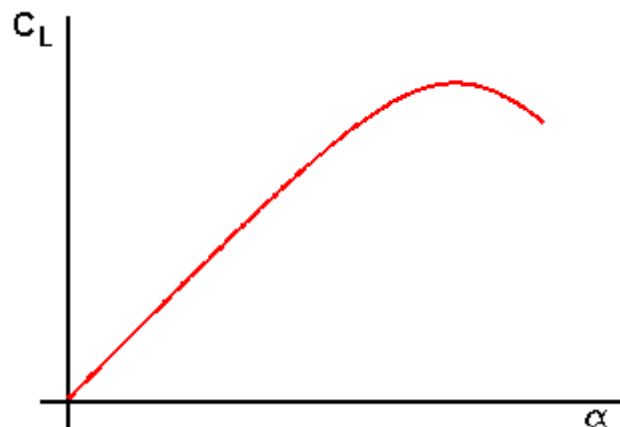


Рис. 1.4. Зв'язок між кутом атаки і підйомною силою

Нормальне вертикальне перевантаження  $n_y$  – це відношення підйомної сили літака до його маси. Перевантаження – безмірна величина, але часто одиниця перевантаження позначається як прискорення вільного падіння  $g$ . Нормальне експлуатаційне вертикальне перевантаження має дорівнювати 1,33.

Максимально допустиме значення вертикального перевантаження для літаків цивільної авіації становить 2.5, але дане значення варіюється залежно від типу літака. Максимально допустиме значення вертикального перевантаження різне для кожного етапу польоту, наприклад, при злеті чи посадці.

Постійний контроль даного параметру необхідний для того, щоб при польоті, а головне при різких маневрах, наборі висоти, зниженні, заході на посадку не ввести літак в за критичний рівень перевантаження, що може привести до руйнування літака або окремих його конструкцій.

### **Температура загальмованого потоку**

Температура загальмованого потоку  $t_r$  – температура, яка використовується для обчислення і корекції числа  $M$ . Як відомо число  $M$  – відношення швидкості до швидкості звуку. Швидкість звуку змінюється з висотою. Висота впливає на температуру повітря, а, отже, і на густину. З підняттям на кожні 1000 м температура знижується на 6.5 градусів. Густина зменшується, а отже і швидкість звуку на різних висотах різна.

### **1.3. Методи вимірювання повітряних параметрів**

Барометричний метод вимірювання висоти полягає в принципі вимірювання атмосферного тиску, який закономірно змінюється з висотою. Барометричний висотомір являє собою звичайний барометр, у якого замість шкали тиску поставлена шкала висот. Такий висотомір визначає висоту польоту літака непрямим шляхом, вимірюючи атмосферний тиск, який змінюється з висотою по певному закономірності. Барометричний метод вимірювання висоти зв'язаний з рядом помилок, які, якщо їх не враховувати, приводять до значних похибок у визначенні висоти. Не дивлячись на це, барометричні висотоміри структурно прості і зручні у використанні і широко використовуються в авіації.

Радіотехнічний метод вимірювання висоти оснований на використанні закономірностей розповсюдження радіохвиль. Відомо, що радіохвилі



розповсюджуються з постійною швидкістю і відбиваються від різних поверхонь. Використовуючи ці властивості радіохвиль, можна визначити висоту польоту літака.

Принцип вимірювання висоти радіотехнічним методом можна уявити в наступному вигляді. На літаку встановлюється передатчик і приймач. Передатчик випромінює радіосигнал короткими імпульсами, які направляються антеною до землі і одночасно поступають до приймача. Доходячи до земної поверхні, сигнал відбивається і приймається приймачем, який зв'язаний з індикаторним приладом. Прилад по інтервалу часу між вхідним в приймач прямого і відбитого радіосигналів визначає висоту польоту літака, яка відраховується по шкалі.

В сучасних висотомірах використовується такі методи вимірювання висоти:

- частотний ( радіовисотоміри малих висот);
- імпульсний метод (радіовисотоміри великих висот).

Вони показують істинну висоту польоту, що являється їх перевагою перед барометричними висотомірами, так як барометрична висота, як правило, відрізняється від істинної.

Барометричні висотоміри мають наступні похибки:

- інструментальні;
- аеродинамічні;
- методичні похибки.

Аерометричний метод вимірювання швидкості. В основу цього методу вимірювання швидкості покладена залежність швидкості польоту ЛА і параметрів повітряного потоку, що визначається рівнянням Бернуллі для стискуваної рідини:

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{k}{k-1} \frac{p_1}{\rho_1} = \frac{V_2^2}{2} + \frac{k}{k-1} \frac{p_2}{\rho_2} = const$$

Допускаючи, що  $V_1$ ,  $p_1$ ,  $\rho_1$  – параметри повітряного потоку незбуреного руху ЛА, а  $V_2$ ,  $p_2$ ,  $\rho_2$  – параметри потоку в точці повного гальмування на поверхні ЛА, маємо:

$$V_2 = 0, \quad p_2 = p_{\text{п}},$$

і рівняння Бернуллі для дозвукових швидкостей буде мати вигляд:

$$\frac{V_{\text{іст}}^2}{2} + \frac{k}{k-1} \frac{p_{\text{ст}}}{\rho_1} = \frac{k}{k-1} \frac{p_{\text{п}}}{\rho_2}$$

Інерційний метод вимірювання вертикальної швидкості заснований на вимірі вертикальної складової прискорення ЛА і його одноразовій інтеграції. Для виміру вертикального прискорення використовується акселерометр, вісь чутливості якого орієнтується по напрямку місцевої вертикалі. При цьому акселерометр вимірює суму прискорення вільного падіння і вертикального прискорення ЛА :

$$V_y = \int_0^t [(a_y + g) - g(h)] dt.$$

Таким чином, реалізація цього методу має на увазі підрахунок фактичного значення прискорення вільного падіння по траєкторії руху ЛА. Методично точно реалізувати підрахунок прискорення вільного падіння на сьогодні неможливо. У зв'язку з цим за наявності хоч би щонайменшої постійної похибки у вимірах прискорення і визначенні прискорення вільного падіння помилка виміру вертикальної швидкості наростатиме пропорційно часу польоту, що робить неможливим застосування цього методу на практиці без прийняття заходів по корекції наростаючої похибки.

#### **1.4. Основні вимоги до інформаційно-вимірювальної апаратури**

Під час проектування і експлуатації інформаційно-вимірювальної апаратури до неї висувуються жорсткі вимоги:

- надійність;
- високі точнісні характеристики;

- спроможність працювати у великих діапазонах вимірювання параметрів.

Задля цього системи удосконалюються, використовуються нові методи вимірювання параметрів або комплексування кількох методів.

На сьогоднішній день під час проектування приладів визначення повітряних параметрів приймаються новітні технології. Замість застарілих анероїдно-мембранних коробок, що слугували чуттєвими елементами для визначення висотно-швидкісних параметрів і які мали погрішність 2...3% почали використовуватися вібраційно-частотні датчики тиску, погрішність яких складає  $\pm 0.01\%$ , а також порівняно меншу масу – всього 0.24 кг. Деякі закордонні фірми, що виготовляють датчики, дають наробіток до відмови майже 50 000 годин нальоту.

На сучасних повітряних суднах аналогові прилади не використовуються. Електронні прилади надійніші та мають високі характеристики точності.

Особливу увагу, все ж таки, хотілося б звернути на пристрої сприймання повітряних параметрів. На вітчизняних літаках використовуються приймачі, що мають динамічні похибки. Через це стоїть глибоке питання їх вдосконалення, оскільки їх конструктивна недосконалість впливає на точність вимірювання висотно-швидкісних параметрів. Особливо, на точність вимірювання приладової швидкості, від якої залежить підймальна сила крила літака. Суттєвим зауваженням являється точність цього параметру на критично малих швидкостях.

## РОЗДІЛ 2

### АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ІНЕРЦІАЛЬНИХ ТА ПОВІТРЯНИХ ПАРАМЕТРІВ

#### 2.1. Фізичні основи ІНС та їх класифікація

Інерціальні навігаційні системи – це такі навігаційні системи, в яких отримання інформації про швидкість і координати забезпечується шляхом інтегрування сигналів, що відповідають прискоренням ЛА. Інформація про прискорення надходить від розташованих на борті ЛА акселерометрів. Процедура інтегрування векторних величин, якими є прискорення та швидкості літака, забезпечується шляхом відтворення (моделювання) на борту ЛА відповідної системи координат. Для цієї цілі частіше всього використовують гіростабілізатори або гіроскопічні датчики кутової швидкості разом з обчислювачем.

Наявність похибок датчиків ІНС у свою чергу призводить до похибок у визначенні навігаційних координат руху ЛА, ось чому при створенні ІНС намагаються зменшити величину похибок первинних датчиків.

Висока інформативність ІНС висуває її в клас універсальних навігаційних систем з визначення траєкторних рухів і кутових координат (кутів крену, тангажа і курсу) ПС та інших параметрів, наприклад, прискорень, кутових швидкостей тощо.

ІНС, які встановлюються на борту ПС, розв'язують задачі з визначення наступних пілотажно-навігаційних параметрів польоту:

- кутів крену  $\gamma$ , тангажа  $\theta$  та курсу  $\Psi$ ;
- величини вектора перевантаження  $\vec{n}$  або питомої результуючої сили  $\vec{a}$  в проекціях на осі зв'язаної або нормальної системи координат;

<i>Кафедра авіоники</i>				НАУ 20 11 19 000 ПЗ						
Виконав	Федоренко М.П.			АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ІНЕРЦІАЛЬНИХ ТА ПОВІТРЯНИХ ПАРАМЕТРІВ	Літ.	Арк.	Акрушіє			
Керівник	Єгоров С.Г.						29	104		
Консульт.					<b>173 «Авіоніка»</b>					
Н-контр.	Левківський В.В.									
Зав. каф.	Павлова С.В.									

у  $\vec{V}_{ш}$  та вертикальну швидкості;

– географічні  $\varphi, \lambda$ , або ортодромічні координати та висоту польоту.

При наявності перелічених координат можуть бути визначені також кути нахилу та повороту траєкторії, відстань до орієнтиру з відомими координатами, його азимут і пеленг, додатково можуть бути визначені кутові швидкості та прискорення ЛА відносно відповідних осей.

Значні інформативні можливості, автономність, завадозахищеність визначили для ІНС одне з головних місць у складі інформаційних систем ЛА.

Класифікують ІНС частіше за все в залежності від способів розташування акселерометрів на борту ЛА та від ролі обчислювача у складі ІНС.

В залежності від способів розташування акселерометрів на ЛА розрізняють платформні та безплатформні ІНС. У першому випадку акселерометри встановлюються на гіростабілізованій платформі, у другому – безпосередньо на корпусі ЛА або у спеціальному блоці чутливих елементів, при цьому осі чутливості акселерометрів не змінюють орієнтацію відносно напрямку осей, зв'язаних з ЛА.

Серед платформних ІНС, у свою чергу, розрізняють ІНС з некоректованою платформою й ІНС з горизонтальною платформою.

В ІНС з некоректованою платформою осі платформи, а також акселерометри, що встановлені на цій платформі, не обертаються в інерціальному просторі.

ІНС з горизонтальною платформою, у свою чергу, класифікують як ІНС із вільною в азимуті платформою й ІНС з коректованою в азимуті платформою.

За роллю обчислювача у визначенні кутових і лінійних координат прийнято розрізняти геометричні, напіваналітичні й аналітичні ІНС.

В геометричних ІНС основним елементом є гіростабілізатор, який відтворює напрямок осей інерціальної системи відліку, і платформа з акселерометрами, осі чутливості яких відтворюють деякі напрямки в площині горизонту і напрямок місцевої вертикалі. Роль обчислювача мінімальна і зведена до забезпечення корекції заданого положення платформи. Інформація про координати знімається з кутомірних пристроїв гіростабілізатора та платформи.

До напіваналітичних систем відносять системи з горизонтальною платформою. В цих системах гіроплатформа з акселерометрами відтворює напрямок нормальної (рухомої) системи відліку. З кутомірних пристроїв гіростабілізатора знімається інформація про кути крену, тангажа, курсу ЛА.

Обчислювач ІНС розв'язує задачу визначення кінематичних параметрів руху центра мас ЛА і видає сигнали для корекції гіростабілізатора.

До аналітичних ІНС відносять безплатформні ІНС і ІНС з акселерометрами на некоректованому або вільному гіростабілізаторі.

Безплатформні ІНС, у свою чергу, можна класифікувати за складом датчиків первинної інформації, за алгоритмами реалізації кінематичних рівнянь, зокрема, за обраними системами координат, в яких розв'язуються задачі інерціальної навігації, тощо.

Обчислювач аналітичних ІНС виконує більший обсяг обчислень у порівнянні з платформними ІНС.

Окрім визначення кінематичних параметрів руху центра мас літака, він аналітично визначає кутову орієнтацію нормальної рухомої системи координат відносно інерціальної і кутову орієнтацію зв'язаної рухомої системи координат відносно нормальної.

Платформні інерціальні системи навігації забезпечують можливість визначення пілотажно-навігаційних параметрів на основі вимірювання прискорень ЛА, що виникають при русі тіл у гравітаційному полі.

Вимірювання прискорень здійснюється за допомогою акселерометрів, розміщених на платформі, яка утримується у певному положенні відносно інерціальної системи координат. Алгоритми визначення пілотажно-навігаційної інформації залежать від способу орієнтації гіроплатформи, застосованому в конкретній ІНС.

В існуючих платформних ІНС найбільше поширення одержали горизонтальні платформи з ортодромічною орієнтацією та з вільною в азимуті орієнтацією своїх осей. Розглянемо принципи побудови таких ІНС.

## 2.2. Принципи побудови платформних ІНС

Принцип дії платформної ІНС розглянемо на прикладі однокомпонентної ІНС (рис. 2.1) Зробимо такі припущення: ЛА рухається тільки в одній площині і на постійній відстані  $R$  від центра Землі; вектор напруженості гравітаційного поля спрямований до центра Землі. Коріолісові прискорення, викликані обертанням Землі та рухом ЛА при обльоті Землі, тут враховувати не будемо.

Починаючи рух із точки  $O_1$  (рис. 2.1), ЛА переміщається в точку  $O$ , при цьому місцева вертикаль повертається на кут  $\alpha$ :

$$\alpha = \frac{S}{r}$$

де  $S$  – відстань, яку пролетів ЛА.

Кутова швидкість супроводжуючого тригранника  $XYZ$ , у якого вісь  $OX$  дотична до траєкторії руху, а вісь  $OZ$  спрямована за місцевою гравітаційною вертикаллю, визначається співвідношенням :

$$\dot{\alpha} = \omega_y = \frac{V}{r}$$

де  $V$  – швидкість польоту ЛА.

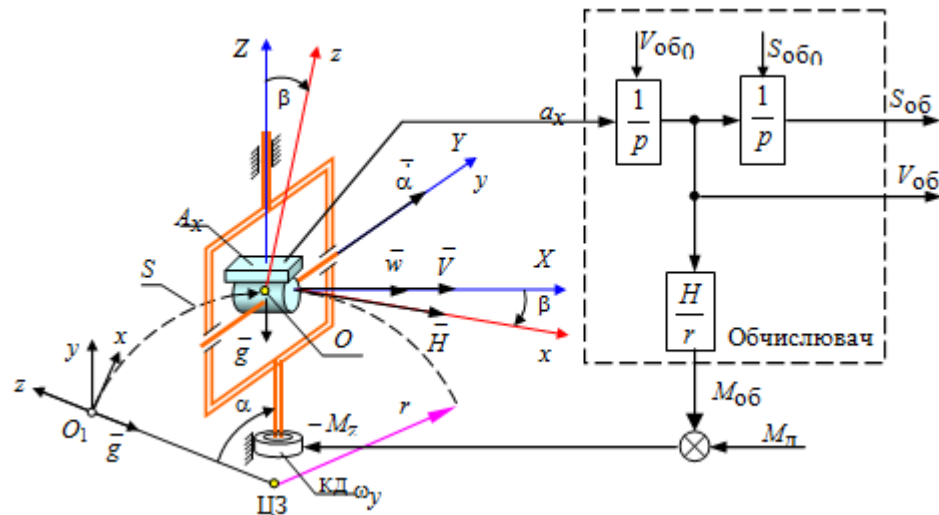


Рис. 2.1 Однокомпонентна ІНС

Крім того,  $\dot{S} = V$ ,  $\dot{V} = w$  або:

$$S = S_0 + \int_0^t V dt; \quad V = V_0 + \int_0^t w dt,$$

де  $w$  – абсолютне прискорення центра мас ЛА.

Побудова на борту ЛА супроводжуючого тригранника забезпечується гіроплатформою, на якій встановлюється акселерометр  $A_x$  і осі якої утворюють приладовий тригранник  $xyz$ . Уздовж осі  $Ox$  приладового тригранника спрямована вісь чутливості акселерометра і вектор кінетичного моменту гіроскопа  $\vec{H}$ . У точці  $O_1$  початку руху осі приладового тригранника  $xyz$  з максимальною точністю сполучаються з осями  $XYZ$  супроводжуючого тригранника. Крім того, встановлюються значення початкових сигналів  $V_{об0}$  і  $S_{об0}$  на виходах інтеграторів обчислювача. Величини цих сигналів відповідають початковим значенням швидкості ЛА  $V_0$  і координати  $S_0$ . Обчислювач за сигналами акселерометра безперервно обчислює в процесі руху значення швидкості  $V_{об}$  і пройденої відстані  $S_{об}$ .

Для того, щоб гіроплатформа завжди залишалася в площині горизонту, необхідно створити швидкість прецесії платформи навколо осі



$Oy$ , тобто керувати двигуном корекції гіростабілізатора таким чином, щоб обертати платформу навколо осі  $Oy$  зі швидкістю, яка дорівнює кутовій швидкості обльоту ЛА Землі.

$$\omega_{yоб} = \dot{\alpha} = \frac{V_{об}}{r}$$

Відповідно до правила прецесії кутова швидкість гіроскопа  $\omega_y$  з кінетичним моментом  $H$  під впливом зовнішнього моменту  $M_z$  визначається співвідношенням:

$$\omega_y = -\frac{M_z}{H}$$

Зіставляючи, можна знайти величину коригувального моменту :

$$M_{об} = -M_z = K V_{об}$$

Покази акселерометра, встановленого на гіроплатформі, мають вигляд :

$$a_x = \omega_x - g_x$$

де  $w_x$ ,  $g_x$  – відповідно проекції абсолютного прискорення центра мас ЛА і прискорення сили ваги на вісь чутливості акселерометра.

Враховуючи, що гіроплатформа завжди залишається в площині горизонту, вплив прискорення сили ваги на показання акселерометра виключається, тобто при  $\beta=0$  ( $\beta$  – похибка горизонтування платформи)  $g_x$  також дорівнює нулю. У цьому випадку одержимо рівність:

$$a_x = w_x = w$$

З цього рівняння випливає необхідність безперервного горизонтування осі чутливості акселерометра і, що, у свою чергу, дозволяє визначити задачі, розв'язувані ІНС у процесі руху літака:

- обчислення шляхом інтегрування кінематичних параметрів руху центра мас ЛА (у даному випадку швидкості  $V_{об}$  і відстані  $S_{об}$ );
- безперервне відтворення напрямку осей супроводжуючого тригранника за допомогою гіростабілізатора, тобто відтворення вертикалі на борту ЛА (горизонтування платформи).

Алгоритм роботи обчислювача ІНС може бути поданий такою системою рівнянь:

$$V_{об} = V_{об0} + \int_0^t a_x dt;$$

$$S_{об} = S_{об0} + \int_0^t V_{об} dt;$$

$$M_{об} = -M_{z_{об}} = \frac{H}{r} V_{об}.$$

Замість останнього рівняння – рівняння для розрахунку моменту двигуна корекції гіростабілізатора – можна записати рівняння для розрахунку кутової швидкості гіроплатформи:

$$\omega_{об} = \frac{M_{z_{об}}}{H} = \frac{V_{об}}{r}$$

Розглянутий алгоритм роботи ІНС припускає ідеальну роботу акселерометра і гіростабілізатора із системою корекції. Проте, на практиці існує різниця  $\dot{\beta}$  між кутовою швидкістю супроводжуючого тригранника  $\dot{\alpha}$  і швидкістю прецесійного руху гіроскопа  $\omega_n$  через наявність дрейфу гіроскопа  $\omega_\delta$  або моменту  $M_\delta$  (див. рис. 2.1), що викликає цей дрейф:

$$\dot{\beta} = \omega_{п} - \dot{\alpha}$$

де,  $\omega_{п} = \omega_{об} + \omega_\delta$ .

Через це, а також внаслідок неточності початкового визначення вертикалі (початкового відхилення гіроскопа  $\beta_0$ ) з'являється поточна похибка горизонтування:

$$\beta = \beta_0 + \int_0^t \dot{\beta} dt$$

Некомпенсовані складові похибок акселерометра можуть характеризуватися складовою  $\Delta a_x$ . Внаслідок похибок акселерометра, гіростабілізатора, а також через неточне початкове виставлення гіроплатформи робота ІНС буде характеризуватися охибками визначення швидкості  $dV$  і координати  $dS$ , а також похибкою відтворення вертикалі (похибкою горизонтування)  $\beta$ . При цьому вихідний сигнал акселерометра може бути поданий у вигляді:

$$a_x = w \cos \beta - g \sin \beta + \Delta a_x$$

При малих кутах  $\beta$  це рівняння можна записати у вигляді:

$$a_x = w - g\beta + \Delta a_x$$

Розглянутому принципу дії однокомпонентної ІНС можна зіставити структурну схему (рис 2.2).

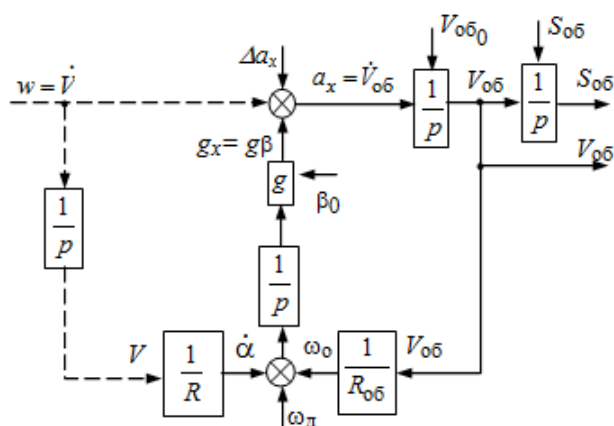


Рис. 2.2 Структурна схема однокомпонентної ІНС

Приймаючи прецесійну теорію, на структурній схемі гіроплатформу будемо зображати інтегрувальною ланкою. Вхідними сигналами цієї схеми є параметри руху супроводжуючого тригранника  $XYZ$  у вигляді

абсолютного прискорення центра мас ЛА  $w$ , а також у вигляді кутової швидкості обертання місцевої вертикалі  $\dot{\alpha}$ .

Інші елементи схеми відповідають роботі елементів однокомпонентної ІНС (див. рис. 2.1). За вимірюваними акселерометрами величинами абсолютного прискорення  $a_x = \dot{V}_{об}$  розраховується швидкість польоту  $V_{об}$  і пройдена відстань  $S_{об}$ , а за обчисленою швидкістю  $V_{об}$  розраховується задана швидкість прецесії гіроскопа  $\omega_{об}$ , що дорівнює кутовій швидкості обльоту ЛА Землі. Сигнали  $\Delta a_x$  і  $\omega_{др}$  являють собою найбільш істотні джерела похибок ІНС. Через поточну похибку горизонтування  $\beta$  в показах акселерометрів з'являється складова  $g_x = g \cdot \beta$ , яка у свою чергу викликає похибку обчислення  $V_{об}$ . Контур горизонтування (контур інтегральної корекції горизонтального положення платформи) являє собою контур з негативним зворотним зв'язком, а наявність у контурі двох інтегруючих ланок свідчить про структурну нестійкість такого контуру.

При дії на такий контур збурень у вигляді, наприклад, похибок  $\Delta a_x$  або  $\omega_{др}$  у ньому збуджуються незгасаючі коливання з власною частотою  $\sqrt{g(R)^{-1}}$ .

Таким чином, контур горизонтування моделює коливальну незатухаючу ланку другого порядку з періодом коливань  $T = 2\pi\sqrt{R(g)^{-1}}$ , так званий маятник Шулера. При  $R = 6371000$  м і  $g = 9.81$  м/с<sup>2</sup> період коливань дорівнює 84,4 хв.

Маятник Шулера – це маятник з довжиною підвісу, яка дорівнює радіусу Землі, і який не збурюється прискореннями точки підвісу. Інша назва такої системи – гіроскопічна вертикаль з інтегральною корекцією. Рис. 1.3 демонструє, яким чином зміна довжини підвісу маятника впливає на кут відхилення підвісу при дії на точку підвісу одиничного прискорення, яке зміщує точку підвісу, але через інерційність центр мас тягарця маятника не змінює своє положення. Звичайно, що тільки при

довжині підвісу, яка дорівнює відстані до центра Землі, маятник залишається незбуреним, тобто кут відхилення підвісу дорівнює нулю.

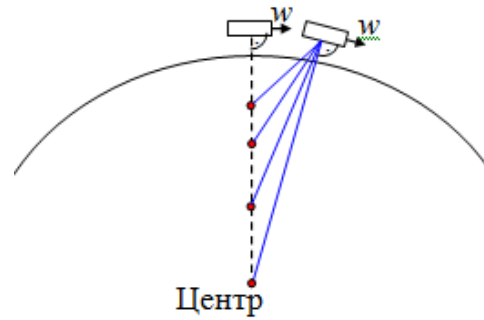


Рис. 2.3 Маятник Шулера

При відсутності похибок датчиків і обчислювача ІНС вхідний сигнал  $\dot{\alpha} = \frac{w}{r} \left( \frac{1}{p} \right)$  на нижньому суматорі (див. рис. 2.2) повністю компенсується сигналом  $\omega_{об} = \frac{a_x}{r_{об}} \left( \frac{1}{p} \right)$  при точному завданні,  $r_{об.} = r$ , що підтверджує ідею балістичної незбуреності контуру.

Структурний аналіз контуру показує, що наявність постійної похибки акселерометра  $\Delta a_x$ , викликає похибку відтворення вертикалі  $\beta$ , а при наявності постійного дрейфу платформи  $\omega_{др.}$ , у тому числі через відхід гіроскопа від добового обертання Землі, вертикаль відтворюється без сталої похибки, але має місце періодична похибка. Типові графіки зміни похибок відтворення вертикалі при наявності постійної похибки акселерометра та дрейфу гіроплатформи показані на рис. 2.4.

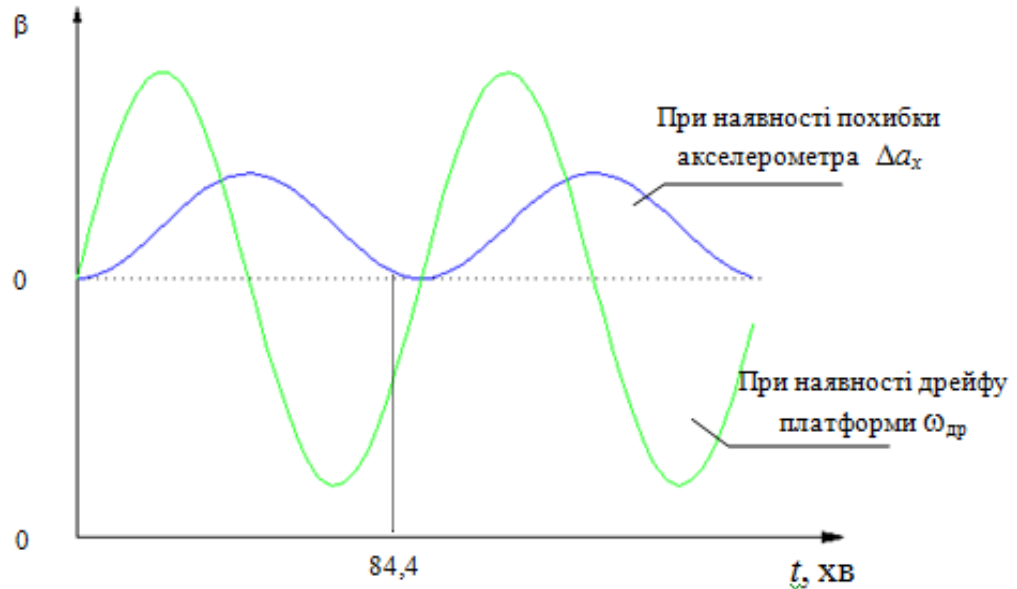


Рис. 2.4 Зміни похибок відтворення вертикалі

Похибки ІНС, окрім того, залежать від похибки виставлення в горизонт платформи  $\beta_0$ , від неточних початкових значень  $V_0$  і  $S_0$ .

Вищевикладене дозволяє зробити висновок, що кожний раз, коли на показання ІНС впливає прискорення сили ваги  $g_x$ , цей вплив обумовлює похибку ІНС. Але, з іншого боку, в алгоритмах ІНС саме ця складова відіграє надзвичайно корисну роль, оскільки, завдяки цьому, похибки ІНС залишаються обмеженими.

Побудова прецизійних і одночасно надійних гіроплатформ є складним технічним завданням. Тому останнім часом дедалі більше уваги приділяється розробці так званих безплатформних ІНС (БІНС).

### 2.3. Інерціальні чутливі елементи

Інерціальними чутливими елементами БІНС називають акселерометри та гіроскопи – прилади, що вимірюють параметри лінійних прискорень та кутових переміщень рухливих об'єктів для рішення задач їх орієнтації, навігації та управління. До інерціальних чутливих елементів БІНС пред'являються надзвичайно високі вимоги.

Гіроскопи і акселерометри, будучи жорстко встановленими на борту об'єкта повинні володіти заданою точністю в широкому діапазоні кутових швидкостей і прискорень, а також функціонувати в умовах вібрацій, ударів і т.п. У БІНС, використовувані чутливі елементи: акселерометри і вимірювачі параметрів орієнтації (гіроскопи), можуть бути побудовані на різних фізичних принципах. При цьому кількість вимірювачів повинно бути таким, щоб забезпечити отримання інформації про вектор уявного прискорення об'єкта, в якому встановлені вимірники і про вектор абсолютної кутової швидкості, що характеризує обертання. Залежно від складу інерціальних чутливих елементів БІНС можуть бути побудовані з використанням таких приладів: датчиків кутової швидкості (ДКШ) і акселерометрів, тільки акселерометрів, акселерометрів і некерованих гіроскопів.

### **Призначення та принцип дії акселерометра**

Акселерометр – це інформаційний пристрій призначений для вимірювання прискорень літальних апаратів і елементів їх агрегатів, що обертаються.

Прилади і датчики лінійних прискорень застосовуються в пілотажних і навігаційних системах ПС для вирішення різних завдань, у тому числі:

- для формування сигналу зворотного зв'язку, пропорційного прискоренню літального апарату, в системах телекерування траєкторією польоту;
- для видачі застережливого сигналу при досягненні літальним апаратом гранично допустимого перевантаження; сигнал може бути використаний льотчиком або системою автоматичного обмеження небезпечних режимів;
- для видачі сигналу на відключення корекції гіровертикалі при досягненні літаком заданого прискорення;

- для видачі сигналів, пропорційних прискоренню літального апарату, в інерційну систему навігації, де вони інтегруються з метою визначення шляхової

швидкості та місця розташування.

У пілотажних системах датчики повинні видавати інформацію про лінійних прискореннях по осях  $x$ ,  $y$ ,  $z$ , зв'язаних з ПС; тому датчики лінійних прискорень пілотажних систем жорстко зв'язуються з ПС, а їх осі чутливості орієнтуються по головних осях літального апарату.

У інерціальних навігаційних системах, в залежності від їх типу, датчики лінійних прискорень інерційних систем навігації встановлюються на гіроскопічній платформі, стабілізованій у горизонтальній площині, або жорстко зв'язуються з літальним апаратом.

Датчики кутових прискорень використовуються в системах стабілізації літального апарату щодо центру мас, де їх сигнали впливають на рулі для компенсації збурень. Сигнали датчиків кутових прискорень можуть інтегруватися, і в цьому випадку утворюються сигнали, пропорційні кутовій швидкості літального апарату. Осі чутливості датчиків кутових прискорень орієнтуються по головних осях літального апарату.

Для отримання повної інформації про лінійних і кутових прискореннях літального апарату необхідно мати шість датчиків (три лінійних і три кутових), осі чутливості яких орієнтовані по головних осях літального апарату і кожен з яких сприймає відповідну складову лінійного або кутового прискорення.

У системах телекерування траєкторією польоту зазвичай обмежуються застосуванням двох датчиків, що сприймають складові лінійних прискорень по поперечних осях літального апарату.

Принцип дії і пристрій датчика вимірювання прискорення розглянемо на прикладі пружинного акселерометра, в якості чутливого елемента якого застосовується інерційна маса.



Принцип дії пружинного акселерометра з інерційним чутливих елементів заснований на використанні інерційних сил або моментів, що виникають при русі тіла певної маси з прискоренням. Залежність інерційної сили  $\vec{F}$ , що діє на тіло, маса якої дорівнює  $m$  при наявності прискорення  $\vec{a}$ , як відомо, визначають за другим законом Ньютона :

$$\vec{F} = m \cdot \vec{a}$$

Датчики з інерційними чутливими елементами застосовують також для вимірювання вібрації, кутової швидкості обертання і т.д.

Чутливим елементом акселерометра (рис. 2.5) служить інерційна маса 1, підвішена на двох пружинах 2, прикріплених в точках А і В до корпусу 3, жорстко пов'язаного з об'єктом, що рухається.

Лінія АВ є віссю чутливості акселерометра. Вона паралельна тій осі рухомого об'єкту, по якій потрібно виміряти прискорення  $x$ .

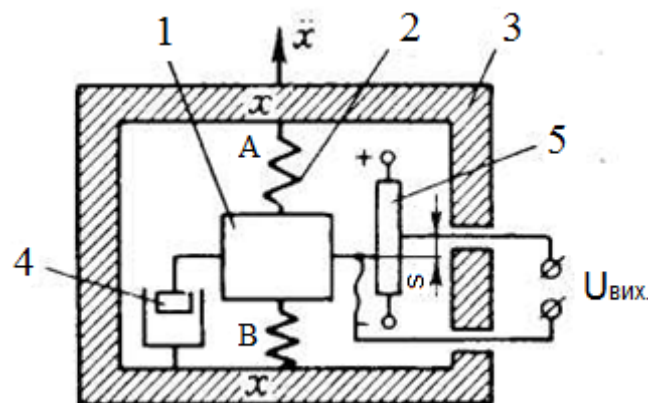


Рис. 2.5 Принципова схема пружинного акселерометра:  
1 – маса; 2 – пружина; 3 – корпус; 4 – демпфер; 5 – потенціометр

За відсутності прискорень натяг пружин однаково і маса розташовується в середньому (нейтральному) положенні. Якщо об'єкт рухається з постійним лінійним прискоренням  $x$ , то маса переміщається на деяку величину, при якій інерційна сила  $P_{ін.}$ , що виникає внаслідок прискореного руху маси в абсолютному просторі, врівноважується силою  $P_y$  пружності пружин.

Для заспокоєння коливань інерційної маси в перехідному режимі служить демпфер 4, що створює силу, пропорційну швидкості

переміщення маси щодо корпусу 3. Застосовують магнітоіндукційні, рідинні або повітряні демпфери.

Вимоги до акселерометрів щодо точності вимірювання визначаються сферою застосування. Так, похибки акселерометрів в інерціальних системах не повинні перевищувати 0,001 %.

### **Призначення та принцип дії гіроскопа**

Характерні для теперішнього часу вимоги до збільшення дальності польоту при збереженні жорстких вимог до точності виходу в задану точку маршруту найкращим чином забезпечуються при побудові БІНС на основі лазерних гіроскопів.

Лазерний гіроскоп (ЛГ) є одним з найбільш поширених до застосування в БІНС гіроскопів, що обумовлено такими його властивостями, як висока точність, широкий діапазон вимірюваних швидкостей, мала чутливість до перевантажень, зручність при узгодженні з обчислювальними пристроями, які здійснюють обробку інформації. Негативною стороною застосування лазерного гіроскопа є необхідність його оснащення поруч з електронними системами, призначених для нормалізації його функціонування – обробки вихідного сигналу та мінімізації або компенсації основних похибок роботи гіроскопа, викликаних впливом різних зовнішніх і конструктивно-технологічних факторів.

Лазерним гіроскопом – є квантовий прилад, заснований на ефекті Саньяка, що вимірює кутову швидкість об'єкта в інерціальному просторі. Лазерний гіроскоп являє собою багатоконтурну взаємопов'язану систему автоматичного регулювання, в яку, крім чутливого елемента (кільцевого лазера), введений цілий ряд систем: стабілізації потужності, стабілізації магнітного поля, вирівнювання добротності зустрічних хвиль, стабілізації частоти (регулювання периметра резонатора). Для створення зміщення за вихідний характеристиці, збільшення точності ЛГ і визначення знака

кутової швидкості вводять системи частотної підставки і систему обробки інформації. Кільцевий оптичний лазер, здатний вимірювати вельми малі кутові швидкості і кути (одиниці кутових секунд) навколо осі чутливості. Основним елементом кільцевого лазер є трикутний або чотирикутний оптичний резонатор, в одній або декількох сторонах якого розміщене активне середовище (рис. 2.6).

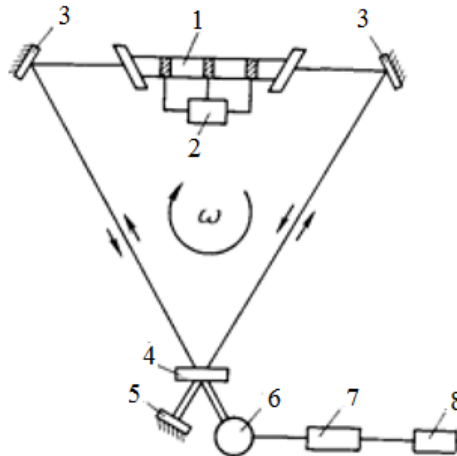


Рис. 2.6 Оптичний квантовий генератор:

1 – трубка; 2 – генератор накачування; 3 – непрозорі дзеркала; 4,5 – напівпрозорі дзеркала; 6 – фотоелектронний помножувач; 7 – частотомір; 8 – реєструючий пристрій

На рис. 2.6 показані КОКГ, що містить трубку 1 з активною речовиною газової робочою сумішшю, яка збуджується від генератора накачування 2 високочастотним (частотою кілька десятків мегагерц) або постійним (напругою тисячі вольт) струмом, і власне кільцевого резонатора, що включає два непрозорих дзеркала 3 і два напівпрозорих дзеркала 4,5. Активна суміш породжує в резонаторі індуковане випромінювання внаслідок переходу атомів неону ( $Ne$ ) з високих (збуджених генератором накачування) на низькі енергетичні рівні. Це стає можливим, якщо коефіцієнт підсилення в активному середовищі перевищує коефіцієнт втрат, а довжина хвилі когерентного випромінювання ціле число разів укладається по периметру резонатора.

Виникаючі при цьому електромагнітні коливання (зазвичай з довжиною хвилі, приблизно рівної  $0,63 \text{ мкм}$ ) виходять з торців трубки 1 і поширюються в протилежних напрямках до непрозорих дзеркалам 3.

Відбиті промені за допомогою напівпрозорого дзеркала 4 виводяться за межі контуру, і за допомогою додаткового непрозорого дзеркала 5 напрямки їх розповсюдження поєднуються. Промені потрапляють на фотокатод фотоелектронного помножувача 6, де інтерферують один з одним, створюючи інтерференційні смуги.

Якщо кільцевий оптичний лазер повертається в просторі з деякою кутовою швидкістю  $\omega$ , то оптичні шляхи зустрічних хвиль будуть не однакові. При цьому виникнуть різні частоти генерації і, як наслідок цього, деяка різницева частота, пропорційна швидкості повороту лазера .

$$f = \frac{4S}{\lambda L} \omega$$

де  $S$  – площа, охоплювана контуром, за яким слідує промінь.

Якщо на виході лазера сформувати імпульси, частота проходження яких пропорційна різницевої частоті, і підсумовувати ці частоти на лічильнику, то показання лічильника будуть пропорційні куту повороту лазера навколо осі чутливості:

$$N = \int_0^t f dt = \frac{4S}{\lambda L} \int_0^t \omega dt = k\alpha$$

де  $\alpha$  – кут повороту лазера.

З виразу випливає, що накопичене на виході лазера число імпульсів пропорційно куту повороту лазера навколо осі чутливості незалежно від того, за яким законом вимірювалася кутова швидкість в процесі розвороту на даний кут. Таким чином, за допомогою такого пристрою і обчислювача можна математично моделювати просторову пам'ять, тобто здійснювати функцію гіроскопа і вимірювати кути крену, тангажу і курсу ЛА.

Сигнал різницевої частоти з'являється на виході фотоелектронного помножувача 6. Після посилення цей сигнал надходить на частотомір 7 і реєструється пристроєм 8.

## 2.4. Принцип роботи комплексу ІК ВШП

ІК ВШП-148-01 за призначенням є датчиком первинної інформації для систем пілотажно-навігаційного комплексу об'єкта.

За принципом дії комплекс представляє собою складний вимірювально-обчислюваний пристрій, який на основі вхідних сигналів, що надходять в комплекс, обробки їх по відповідним математичним залежностям і законам логічної алгебри формує і видає споживачу необхідну вихідну інформацію.

Перелік вхідних сигналів, що надходять в комплекс, їх діапазони змінювання, джерела інформації приведені в табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Назва параметру	Діапазон вимірювання	Вид сигналу	Споживач інформації		Джерело інформації
1	2	3	4	5	6
Статичний тиск $P_{ст}$	115,5÷1074 гПа і від 86,62 до 806,2 мм рт. ст.	Пневматичний	МВП-1-1 №1, №2, №3	Штуцер $P_{ст}$ тиску	Статист. плита $P_{ст}$
Повний тиск $P_{п}$	120 – 1350 гПа і не більше 252 мм рт. ст.	Пневматичний	МВП-1-1 №1, №2, №3	Штуцер $P_{п}$ тиску	ППД-1М-2с
Місцевий кут атаки $\alpha_m$ , градусів	Від - 30 до + 30	Аналоговий	БС-1	X1-6н X1-7щ X1-8к X1-9н X1-10щ X1-11к	ДАУ-72 правого і лівого борту

Нормальне перевантаження $n, g$	- 1 до +4	Аналоговий	БС-1	X1-12 X1-13	БДЛУ1-5 сер. 2
Температура гальмування $T_t$ , ом	- 60 до + 99	Аналоговий	МВП-1-1 №1, №2, №3	X1-6 X1-12 X1-13	Приймач температури П-104

Вхідні разові сигнали комплексу					
1	2	3	4	5	6
Шасі обтиснуто	Вимк.	+ 27 В	МВП-1-1 №1, №2, №3	X1-33	Механізм кінцевих вимикачів шасі
Шасі випущено	Вимк.	+ 27 В	МВП-1-1 №1, №2, №3	X1-38	
Випуск- прибирання шасі	Вимк.	+ 27 В	МВП-1-1 №1, №2, №3	X1-24	
$2^{\circ} \leq \delta_{31} \leq 20^{\circ}$	Вимк.	+ 27 В	МВП-1-1 №1, №2, №3	X2-45	Механізм кінцевих вимикачів закрилків
$20^{\circ} \leq \delta_{32} \leq 32^{\circ}$	Вимк.	+ 27 В	МВП-1-1 №1, №2, №3	X2-46	
$32^{\circ} \leq \delta_{33} \leq 42^{\circ}$	Вимк.	+ 27 В	МВП-1-1 №1, №2, №3	X2-47	
Тест- контроль	Вимк.	+ 27 В	МВП-1-1 №1, №2, №3, БС-1	X1-23 X1-37	Кнопка КОНТРОЛЬ СВШП

З таблиці вхідні сигнали в комплекс надходять від датчиків первинної інформації П-104, БДЛУ1-5, ДАУ-72-1-1, джерел статичного і повного тисків, пристроїв ручного вводу екіпажем, комутаційних пристроїв разових команд літака.

В процесі роботи комплекс забезпечує обчислення, індикацію і видачу висотно-швидкісних параметрів по:

- каналу висоти (блоки МВП-1-1 і ПВК);
- каналу швидкості і числа М (блоки МВП-1-1 і ПШІМК);
- каналу температури (блоки МВП-1-1 і ПТК);
- каналу кута атаки і нормального перевантаження (блоки БС-1 і ПАПК);
- каналу контролю (блок БС-1).

Кожен функціональний канал незалежний від інших. Параметри перших трьох каналів висоти, швидкості і числа М, температури вираховуються і формуються в модулях МВП-1-1, працюючих паралельно,

що забезпечує видачу споживачу достовірної інформації про аеродинамічні параметри при відмові будь-якого модуля МВП-1-1, при цьому визначається який саме МВП-1-1 вийшов із строю.

Умовно розглядають три МВП-1-1 як три автономних канали рішення аеродинамічних параметрів:

1-й канал – МВП-1-1 № 1, сполучений з показчиками УВК-1М-ПБ, УСИМК-1-ПБ, і ССВЭК-1 лівого пілота.

2-й канал – МВП-1-1 № 2, сполучений з показчиками УВК-1М-ПБ, УСИМК-1-ПБ, ПТК-1-ПБ правого пілота.

3-й канал – МВП-1-1 № 3, сполучений з показчиком УВК-1Ф-ПБ.

В блоки МВП-1-1 всіх трьох каналів від систем прийому повітряних тисків на штуцери  $P_{ст}$  і  $P_{п}$  надходять статичний і повний тиски  $P_{ст}$  і  $P_{п}$ . Від приймача температури гальмування П-104 в модулі надходить значення температури  $T_t$ , загальмованого повітряного потоку. Від літакових систем в модулі надходять разові команди +27 В (ШАСІ ОБТИСНЕНІ, ШАСІ ВИПУЩЕНІ, ВИПУСК/ПРИБИРАННЯ ШАСІ, ЗЛІТНЕ ПОЛОЖЕННЯ ЗАКРИЛКІВ, ПОСАДКОВЕ ПОЛОЖЕННЯ ЗАКРИЛКІВ, СИГНАЛ ЗЛЕДЕНІННЯ, ТЕСТ-КОНТРОЛЬ). Структурна схема комплексу ІК ВШП-148-01 показано на рис. 2.7. Обробивши всі вхідні сигнали, МВП-1-1 видають на показчики з подальшою індикацією на циферблатах цих показчиків в цифровому виді відносну барометричну висоту  $H_{відн}$  і абсолютну барометричну висоту  $H_{абс}$  (індикація по трьом каналам на ПВК з введенням тиску  $P_0$ ), приладову повітряну швидкість  $V_{пр}$ , максимально-допустиму експлуатаційну швидкість  $V_{мд}$ , задану швидкість  $V_{зад}$  і число  $M$  польоту (індикація по двом каналам на ПШІМК) і температуру зовнішнього повітря  $T_{зп}$  (індикація по одному каналу на ПТК).





Крім цього, модулі МВП-1-1 зв'язані інформаційними ланцюгами з блоком БС-1 і в першому каналі з системою ССВЭК-1. Для бортових пристроїв і систем автоматичного управління вихідна інформація з блоків МВП-1-1 видається у вигляді електричних сигналів як дискретних, так і разових команд. Дискретні сигнали видаються у вигляді біполярного послідовного коду і кожен вихідний дискретний сигнал має свою адресу.

Канал кута атаки вираховується і формується блоком БС-1, який отримує інформацію про величину місцевих кутів атаки з датчиків аеродинамічних кутів ДАУ-72-1-1. БС-1 вимірює і осереднює видане ДАУ-72-1-1 (лівим і правим) значення місцевих кутів атаки, враховуючи кут розвороту ДАУ-72-1-1 відносно будівній горизонталі літака, обчислює значення поточного кута атаки  $\alpha_{\text{пот}}$  і гранично допустимого кута атаки  $\alpha_{\text{гр}}$  при польоті об'єкта.

Значення  $\alpha_{\text{пот}}$  і  $\alpha_{\text{гр}}$  по інформаційному каналі зв'язку передаються із БС-1 в показчик УАПК-1-ПБ.

Канал нормального перевантаження узгоджується і формується в блоці БС-1. Блок отримує інформацію по величині і напрямку нормального перевантаження, діючий на об'єкт, з блоку датчиків лінійних прискорень БДЛУ1-5 у вигляді напруги постійного струму.

Блок БС-1 перетворює напругу постійного струму, яка надходить з БДЛУ1-5 в кодовий сигнал поточного значення нормального перевантаження  $n_{\text{пот}}$  і видає його на показчик УАПК-1-ПБ, а також обчислює і видає на УАПК-1-ПБ гранично допустиме значення нормального перевантаження  $n_{\text{доп}}$ .

Блок БС-1 забезпечує неперервний контроль видаваних трьома модулями МВП-1-1 значень аеродинамічних параметрів, їх порівняння і видачу попереджувальних сигналів у випадку розходження показань одного із МВП-1-1 у порівнянні з двома іншими, а також забезпечує

видачу попереджувальних сигналів при відмовах в роботі каналів кута атаки і перевантаження.

Комплекс забезпечує оперативну перевірку його справності шляхом включення в режим ТЕСТ-КОНТРОЛЬ. Комплекс переводиться в режим роботи по тестовим програмам контролю, забезпечуючи видачу контрольних значень параметрів, як візуальних для контролю екіпажем, так і електричних кодів для сполучення з комплексом бортових приборів і пристроїв.

При роботі з комплексом треба знати про наявність в ньому сигналу ІДЕНТИФІКАТОРА ЗОВНІШНІХ ПРИСТРОЇВ. Якщо цей сигнал не проходить, весь комплекс чи його частина будуть знаходитися у відмові.

ІДЕНТИФІКАТОР ЗОВНІШНІХ ПРИСТРОЇВ – з'єднання контактів в роз'ємі Х2 в блоці МВП-1-1 і Х1 роз'єму БС-1 перемичками. Режимми роботи виробів комплексу на літаку кодуються:

- по ознаці об'єкту;
- по ідентифікації кількості МВП-1-1 і БС-1;
- по номенклатурі зовнішніх пристроїв.

Ідентифікатор:

МВП-1-1 №1 – Х2 з'єднані 5, 6, 60, 33, 39, 40, 51, 52, 54;

МВП-1-1 №2 – Х2 з'єднані 5, 6, 60, 34, 39, 40, 53, 54

МВП-1-1 №3 – Х2 з'єднані 5, 6, 60, 39, 40, 51, 54 і Х1-46;

БС-1 – Х1 з'єднані контакти 16, 30, 33, 35.

Наприклад, 1) тип об'єкту: АН-140 – контакти 60, 54,

2) якщо МВП-1-1 забезпечує управляючими інформаційними сигналами:

- по каналу УВК-1М-ПБ – УСИМК-1-ПБ – ССВЭЖ-1, то з'єднані контакти 60, 51, 52;

- по II каналу УВК-1М-ПБ – УСИМК-1 – УБУТК-1-ПБ з'єднані контакти 60, 53,

- по III каналу – УВК-1ф-ПБ – контакти 60, 51.

Якщо буде інше підключення (набір блоків в каналах), то будуть інші перемички.

Одночасне підключення в один канал показчика УТК-1-ПБ і системи ССВЭК-1 не допускається. При неправильному підключенні зовнішніх пристроїв до блоків МВП-1-1 і БС-1 загоряються світлосигналізатори ВІДМОВА на передніх панелях блоку.

Модуль повітряних параметрів МВП-1-1 з автоматичною компенсацією аеродинамічних похибок по висоті і кодовому виході висотно-швидкісних параметрів призначений для неперервного вимірювання і видачі електричної інформації про висоту польоту Нвідн і Набс, приладову швидкість  $V_{пр}$ , максимально допустиму експлуатаційну швидкість  $V_{м.д.}$ , число  $M$ , динамічний і повний тиски  $P_d$ ,  $P_p$ , повітряну істинну швидкість  $V_{іст}$ , температуру зовнішнього повітря  $T_{з.п.}$ , температуру гальмування  $T_t$ , барокорекцію, вертикальну швидкість  $V_y$ .

Електрична інформація видається у вигляді цифрового коду Нвідн, Набс,  $V_{пр}$ ,  $V_{м.д.}$ , числа  $M$ ,  $P_d$ ,  $P_p$ ,  $V_{іст}$ ,  $T_{з.п.}$ ,  $T_t$ ,  $V_y$  (ВИХІД БПК I, ВИХІД БПК III – в метричній системі одиниць, ВИХІД БПК II – в англійській системі одиниць, ВИХІД БПК IV – інформаційний зв'язок з блоком сигналізації БС-1). Вхідними сигналами являються:

- статичний тиск  $P_{ст}$  і повний тиск  $P_p$ , які підводяться до блоку від приймачів статичного і повного тисків через відповідні штуцери  $P_{ст}$ ,  $P_p$  з зовнішнім діаметром  $P_{ст} = 9$  мм,  $P_p = 7$  мм, що знаходяться на лицевій панелі модуля;

- температура гальмування від датчика температури П-104;

- управляючі і інформаційні сигнали у вигляді замикання на корпус відповідного контакту-з'єднувача чи у вигляді постійного струму 27 В (разові команди ШАСІ ОБТИСНЕНО, ШАСІ ВИПУЩЕНО, ЗЛІТНЕ ПОЛОЖЕННЯ ЗАКРИЛКІВ, ПОСАДКОВЕ ПОЛОЖЕННЯ ЗАКРИЛКІВ, КОНТРОЛЬ СВШП).

Крім штуцерів  $P_{ст}$  і  $P_{п}$  на лицевій панелі модуля розміщені два з'єднувачі типу СНЦ, два запобіжники на 2А і світлодіоди:

- ОШ (обтискання шасі);
- 1 – відмова МВП-1-1;
- 2 – відмова УВК-1;
- 3 – відмова УСИМК-1;
- 4 – відмова УТК-1;
- 5 – резерв.

Для заземлення блоку використовується спеціальна клема.

Модуль повітряних параметрів складається із наступних вузлів (рис. 2.8.): - модуль тисків;

- плата обчислювача ПО;
- плата передавача ППП;
- плата управління кроковим двигуном ПУКД;
- плата разових команд ПРК;
- модуль живлення МП-1М.

Модуль тисків складається із датчиків статичного і повного тисків  $P_{ст}$  і  $P_{п}$  і плати електроніки. В блоці застосовуються частотні датчики тиску. Чуттєвим елементом датчика являється тонкостінний металічний циліндр (резонатор), включений в контур електромеханічного генератора. Частота коливання корпусу визначається різницею тисків повітряного середовища всередині і зовні циліндра.

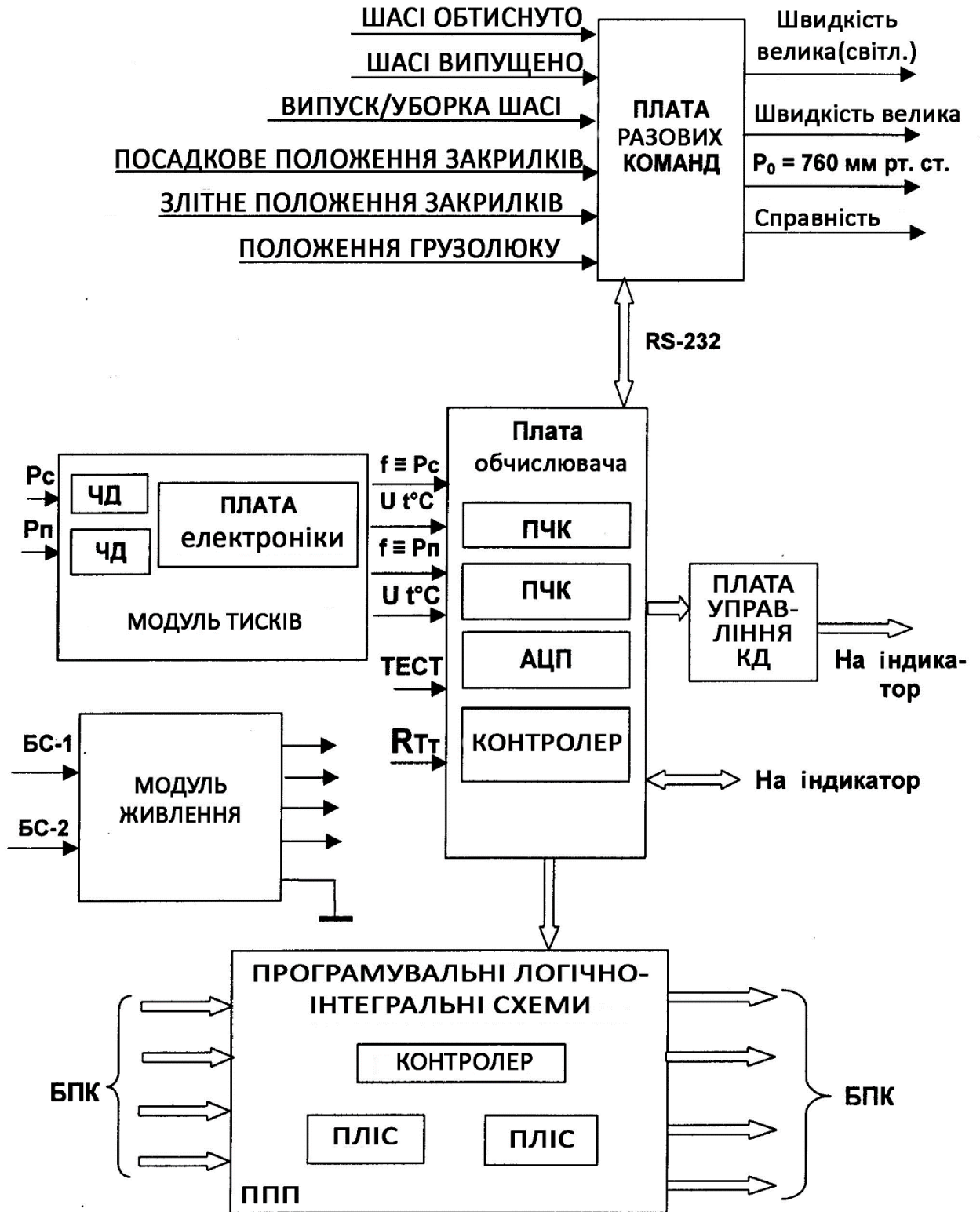


Рис. 2.8. Структурна схема блоку МВП-1-1

Індивідуальна характеристика кожного датчика описується математичним виразом, коефіцієнти якого зберігаються в запам'ятовуючому пристрої. Датчики мають вбудовані вимірювачі температури, сигнали яких перетворюються в код в платі обчислювача. Значення тисків  $P_{ст}$  і  $P_{п}$  вираховуються в платі обчислювача з використанням коду періоду датчиків, коду температури і значень коефіцієнтів. Плата електроніки являється складовою частиною датчиків і утворює генератор та перетворювач.

Плата обчислювача ПО проводить обчислення висотно-швидкісних параметрів. Вона складається із перетворювача сигналів частоти в код ПЧК і АЦП.

Плата управління кроковим двигуном ПУКД – забезпечує роботу КД показчиків.

Плата разових команд ПРК приймає разові сигнали, видає їх в контролер плати обчислювача і формує разові команди, які видає контролер для споживача.

Приймально-передавальний пристрій ППП, який складається із програмних логічних інтегральних схем ПЛІС і контролера, приймає із виходу по чотирьом незалежним лініям.

Приймально-передавальний пристрій RS-232 призначений для зв'язку по наступному коду з показчиком висоти і іншими блоками.

Модуль живлення забезпечується від незалежних джерел бортової мережі і видає спеціалізовані напруги для живлення пристрою МВП-1-1.

Блок МВП-1-1 забезпечує реалізацію закону по забезпеченню компенсації аеродинамічних похибок приймачів повітряних тисків, як функцію числа  $M$ . Корекція на аеродинамічну поправку висотно-швидкісних параметрів здійснюється шляхом інтерполяції похибок на основі коефіцієнтів корекції, що зберігаються в пам'яті МПП і визначені для кожного типу літака.

Блок МВП-1-1 видає сигнал ШВИДКІСТЬ ВЕЛИКА на табло при перевищенні поточної  $V_{пр}$  над обчисленою, допустимою. Крім того МВП-1-1 видає сигнали:  $P_0 = 760$  мм рт. ст. і справність МПП.

Показчик висоти кодовий типу УВК-1М-ПБ (див. рис. 1.1) призначений для роботи спільно з модулем повітряних параметрів МВП-1-1 і забезпечує :

- прийом, перетворення цифрової кодової інформації (по RS-232) про відносну барометричну висоту Нвідн, яка надходить із модуля МВП-1-1;
- індикацію відносної барометричної висоти в метрах;
- видачу електричної інформації про Нвідн у вигляді відносного опору потенціометричного виходу, а також напруги СКТ;
- видачу електричної інформації про Набс у вигляді відносного опору потенціометричного виходу споживачу;
- ввід і індикацію барометричного тиску на рівні землі  $P_0$  і видачу його в МВП-1-1 у вигляді цифрового коду (по RS-232);
- наявність сигналізатора відмови (бленкер помаранчево-червоного кольору) на лицевій частині.

Діапазон висот по показчику – від мінус 500 до 13000 метрів (41000 фут.), діапазон барокорекції  $P_0$  – від 525 до 806 мм рт.ст.

Показчик УВК-1М-ПБ складається із наступних вузлів:

- приймально-передавальний пристрій RS-232 здійснює прийом і передачу інформації в модуль повітряних параметрів і в контролер показчика;
- формувачі формують сигнали синусно-косинусних трансформаторів СКТ Нвідн грубого і точного відліку та передають їх в контролер;
- контролер управляє роботою схеми зворотного зв'язку (ланцюг СКТ – редуктор – стрілка шкали показчика), роботою схем управління кроковими двигунами КД1, КД2, роботою ПП RS-232, роботою перетворювача аналогових сигналів в код з потенціометра  $H_0=f(P_0)$  і з кремальєри  $P_0$ ;

- крокові двигуни КД1 і КД2 з елементами схем управління являються електронними редукторами і виконавчими пристроями;
- редуктор відпрацювання Нвідн являється передатною ланкою від виконавчого двигуна КД1 до стрілки показчика і лічильника , а також до синусно-косінусних трансформаторів точного і грубого відліків СКТТВ і СКТТВ і потенціометричного виходу R% Нвідн;
- вузол рішення каналу Набс, який складається з редуктора відпрацювання Набс схеми управління кроковим двигуном КД2, кроковий двигун КД2, диференціалу, вихідного потенціометра R% Набс, потенціометра  $H_0=f(P_0)$ ;
- редуктор вводу P0 являється передатною ланкою між ручкою P0, лічильником і потенціометром P0;
- формувачі квадратурних напруг ФКН формують еталонні напруги  $U_{\sin}$  і  $U_{\cos}$  СКТ точного и грубого відліку ,які виконують функцію перетворювачів кута в код і працюють під управлінням контролера;
- модуль живлення формує еталонні напруги для живлення потенціометрів.

Структурна схема показчика висоти УВК-1М-ПБ серії 2 показана на рис. 2.9.



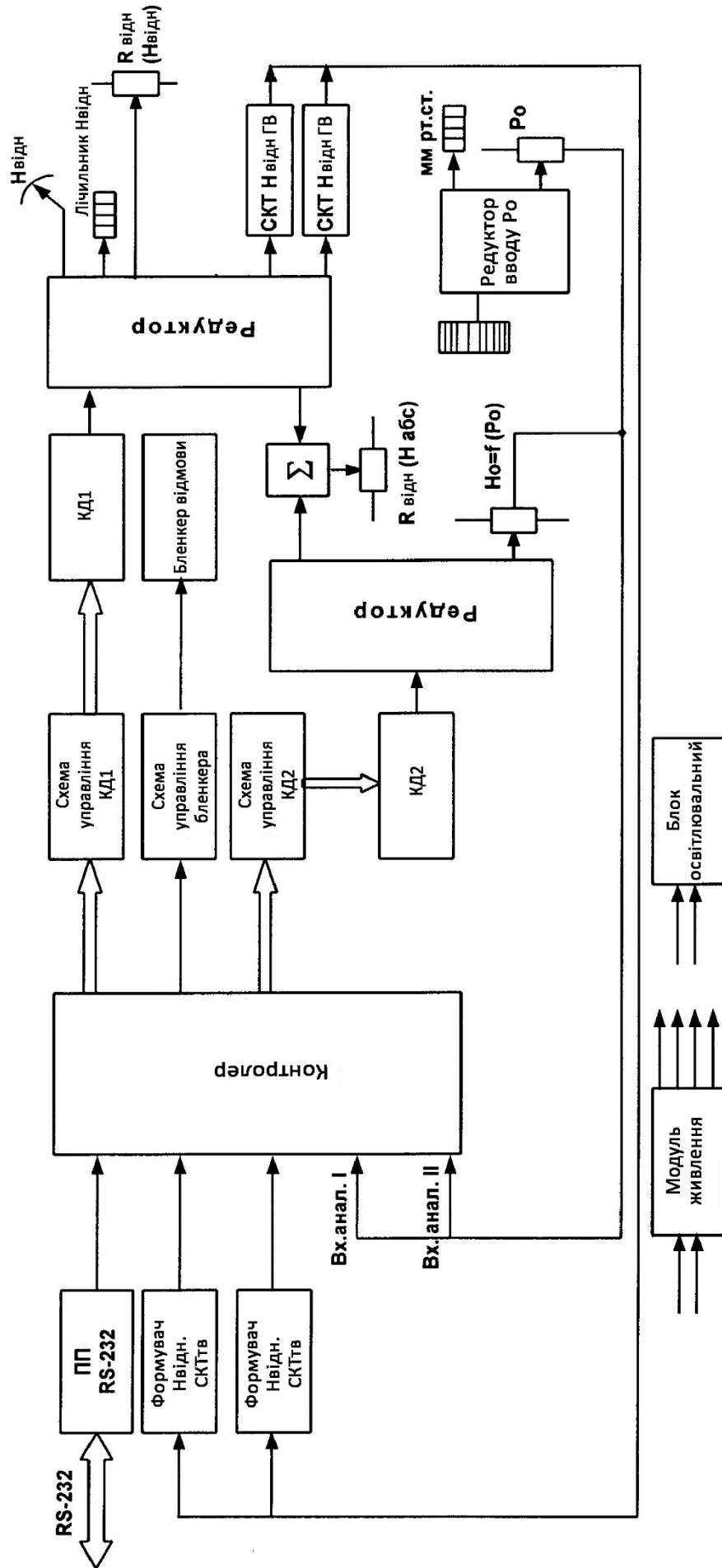


Рис. 2.9. Структурна схема показника висоти UVK-1M-ІВ серії 2

Показчик швидкості і числа М кодовий УСМК-1-ПБ призначений для забезпечення індикації параметрів:

- поточного значення приладової швидкості  $V_{пр}$  в діапазоні 80-800 км/год.;
- максимально допустимої швидкості  $V_{мд}$  в діапазоні від 200 до 650 км/год.
- заданої приладової швидкості  $V_{зад}$  в діапазоні від 150 до 800 км/год.;
- інструктивних значень приладової швидкості  $V_0$ ,  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_R$ , де :  
 $V_0$ - нульове значення швидкості;  $V_1$ - швидкість прийняття рішення при зльоті ;  $V_2$ - безпечна швидкість польоту;  $V_R$ - швидкість відриву носового колеса.;
- максимально-допустимої приладової швидкості екстреного зниження  $V_{max}$  в діапазоні від 400 до 800 км/год.

Показчик працює в режимах узгодження (стеження індексу  $V_{зад}$  за стрілкою  $V_{пр}$ ) чи задавання приладової швидкості  $V_{зад}$ . Управління режимами проводиться від модуля МВП-1-1. З'єднання з іншими приладами здійснюється через електричний з'єднувач типу СНЦ.

Показчик складається з наступних вузлів:

- механізм показчика;
- плати формування напруги управління;
- плати контролера;
- крокових двигунів КД1÷КД4
- синусно-косинусний трансформатор;
- механізмів бленкерів відмов;
- освітлюваного блоку.

Принцип роботи показчика складається в наступному. На входи показчика по шині RS-232 поступають сигнали , пропорційні поточним значенням параметрів  $V_{пр}$ ,  $V_{зад}$ ,  $V_{мд}$ , і числа М. Показчик має чотири незалежні слідкуючі системи, кожна із яких складається із СКТ, який є

зворотнім зв'язком , приводу з кроковим двигуном. Вихідною ланкою приводу є стрілки  $V_{пр}$ ,  $V_{мд}$ , рухомий індекс  $V_{зад}$ , лічильник числа  $M$ .

Сигнали поточного значення параметра і зворотного зв'язку, що надходять на входи контролера, який формується ланкою формувача квадратурної напруги СКТ зворотного зв'язку, зрівнюються. Інформація про стан слідкуючої системи передається в формувач напруги управління кроковим двигуном, де формується сигнал управління двигуном. Двигун через редуктор обертає вісь СКТ в напрямку зведення різниці вхідних сигналів в контролері до нуля, після чого рух двигуна перестає. Відповідні індикатори фіксують поточне значення.

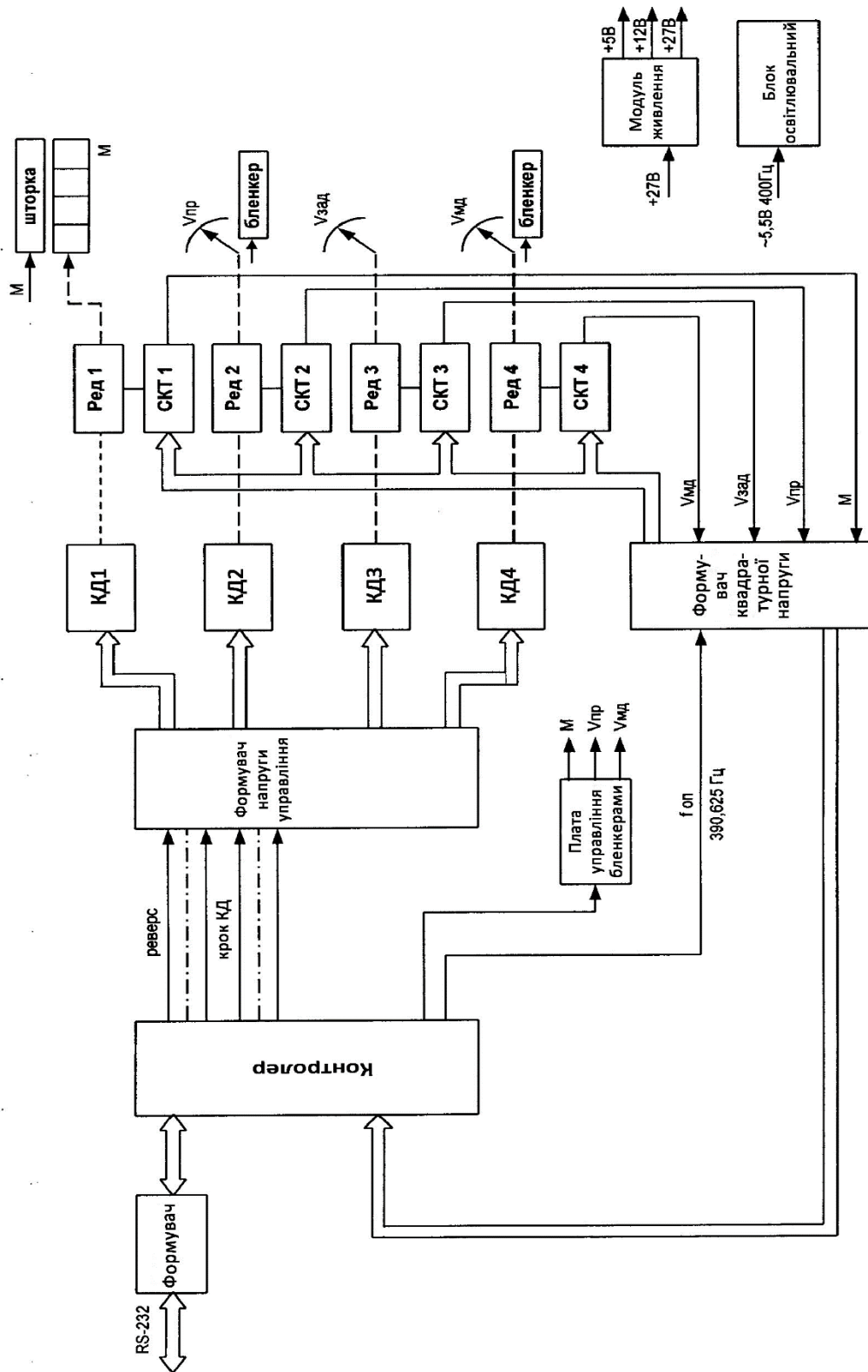


Рис. 2.10. Структурна схема показчика УСІМК-1-ІПБ серії 2

Модулі МВП-1-1 обчислюють і формують значення максимально-допустимої швидкості  $V_{мд}$  в двох режимах:

Обчислюють функцію максимально-допустимої швидкості від абсолютної висоти  $V_{мд} = f(\text{Набс})$  (табл.2.2):

Таблиця

2.2.

Набс., м	$V_{мд}$ , км/ч ( $M=0,5$ )
до 5920	420
6640	400
7740	370

Обчислюють від разових команд фіксовані значення швидкостей  $V_{мд} = \text{const}$  приведених нижче:

$V_{мд} = \text{const. 1} = 420$  км/год, при забраних шасі і закрилків  $0^\circ \leq \delta z < 2^\circ$ ;

$V_{мд} = \text{const. 2} = 370$  км/год, шасі випущені, закрилки забрані,  $0^\circ \leq \delta z < 2^\circ$ ;

$V_{мд} = \text{const. 3} = 305$  км/год, шасі випущені, закрилки  $2^\circ \leq \delta z < 20^\circ$  (зліт);

$V_{мд} = \text{const. 4} = 270$  км/год, шасі випущені, закрилки  $20^\circ \leq \delta z < 32^\circ$  (пос. I);

$V_{мд} = \text{const. 5} = 255$  км/год, шасі випущені, закрилки  $32^\circ \leq \delta z < 42^\circ$  (пос.

II);

$V_{мд} = \text{const. 7} = 320$  км/год, шасі в проміжному полож., закрилки  $0^\circ \leq \delta z < 2^\circ$

Переключення  $V_{мд} = \text{const.}$  відбувається при надходженні із систем літака разових команд +27 В від кінцевих вимикачів положення механізації крила і шасі:

«ШАСІ ОБТИСНЕНІ», «ШАСІ ВИПУЩЕНІ», «ВИПУСК/ЗАБИРАННЯ ШАСІ»,  $2^\circ \leq \delta z < 20^\circ$ ,  $20^\circ \leq \delta z < 32^\circ$ ,  $32^\circ \leq \delta z < 42^\circ$ , при цьому, у випадку подачі декількох разових команд пріоритет віддається команді, яка відповідає меншій по величині  $V_{мд}$ .

Система сигналізації висоти ешелонування кодова ССВЭК-1 (далі за текстом – система ССВЭК-1) призначена для попередження екіпажу світловими і звуковими сигналами про підходу літака до заданої висоти ешелонування і про відхилення від неї. Особливістю системи ССВЭК-1 є те, що вона представляє собою цифрову інформаційно-вимірювальну систему, яка охоплюється контролем.

## РОЗДІЛ 3 РОЗРОБКА СТЕНДУ ДЛЯ ПОЗАПЛАНОВОГО ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ІК ВШП

### 3.1. Розробка структури стенда перевірки

Стенд контролю та перевірки інформаційного комплексу висотно-швидкісних параметрів ІК ВШП (далі по тексті – стенд) призначений для повного контролю висотно-швидкісних параметрів, які видаються комплексом, перевірки стану його внутрішньої електричної мережі. Також стенд забезпечує вхідний контроль комплексу та виконання таких видів робіт на ІК ВШП, як перевірки похибок вимірювання повітряних параметрів при перебування ПС на виконанні періодичних та інших робіт, а також роботи пов'язані з перевіркою працездатності комплексу перед його встановленням на об'єкт, проведення тарування каналів вимірювання, виявлення несправностей комплексу як на об'єкті, так і в лабораторних умовах.

Структурна схема стенду контролю та перевірки зображена на рис.3.1.

### 3.2. Склад та обладнання стенда

До складу стенда входять:

- пульт контролю ІК ВСП-148-01;
- пристрій обробки і передачі інформації ПОП;
- стійка для кріплення ДАУ-72-1-1 СТ-148;
- комплект монтажних джгутів КМД-148.

Необхідне устаткування й контрольно-вимірювальні прилади.

Для контролю комплексу стенд оснащується контрольно-вимірювальними приладами загального застосування й устаткуванням:

<i>Кафедра авіоніки</i>				НАУ 20 11 19 000 ПЗ			
Виконав	Федоренко М.П.			РОЗРОБКА СТЕНДУ ДЛЯ ПОЗАПЛАНОВОГО ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ІК ВШП	Літ.	Арк.	Акрушіє
Керівник	Єгоров С					56	104
Консульт.					<b>173 «Авіоніка»</b>		
Н-контр.	Левкієвський В.В						
Зав. каф.	Павлова С.В.						

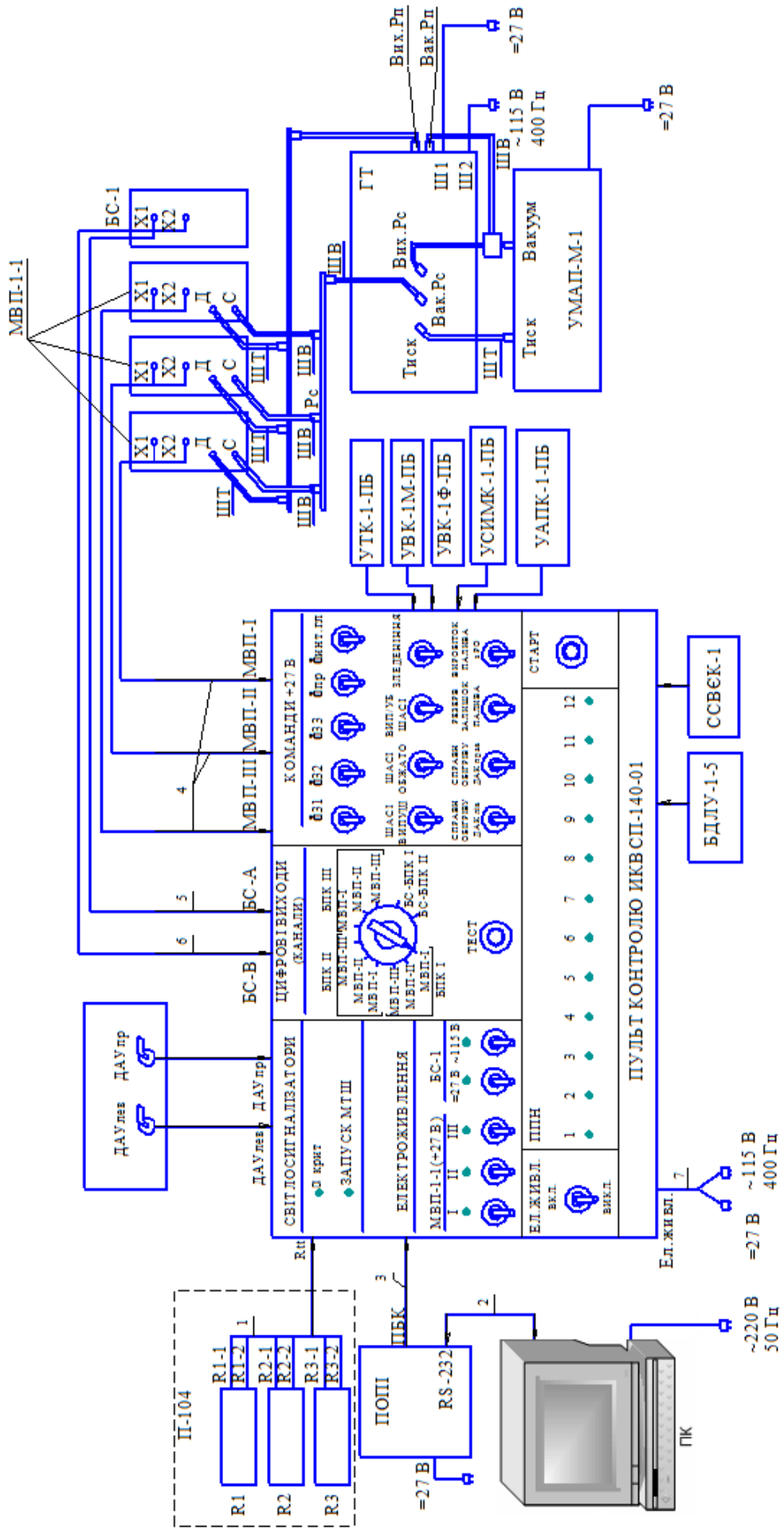


Рис. 3.1. Стенд контролю та перевірки ІКВСП-148-01

- персональний комп'ютер ПК з периферією (монітор, клавіатура, миша);
- генератор тисків ГТ 1;
- установка контролю анероїдно-манометричних приладів УМАП-М-1;
- пристосування кутомірне ПУ-2 (з комплекту КПА-ДАУ);
- магазин опорів Р4831;
- електромережа постійного струму напругою від 24 до 29,4 В, потужністю не менш 1 кВт;
- електромережа змінного струму напругою від 108 до 119 В частотою від 380 до 420 Гц, потужністю не менш 200 ВА;
- електромережа змінного струму напругою 220 В частотою 50 Гц.

Якість електроживлення повинна відповідати вимогам ДЕРЖСТАНДАРТ 19705-79.

Установка УМАП-М-1 призначена для забезпечення комплексу, що перевіряється, пневможивленням. Якщо лабораторія вхідного контролю обладнана стаціонарними джерелами пневможивлення, то вони можуть застосовуватися замість установки УМАП-М-1

Генератор тисків ГТ призначений для точного контролю заданих у комплекс пневмостимулів (статичного  $P_c$  і повного  $P_n$  тисків). Пневмостимули можуть задаватися як у ручному режимі, так й в автоматизованому. З метою підвищення метрологічної вірогідності контролю висотно-швидкісних параметрів, видаваних комплексом ИКВСП-148-01, доцільно робити компенсацію систематичної складової похибки генератора тисків ГТ у каналі завдання статичного тиску  $P_c$ , яка на окремих точках контролю параметра  $H_{\text{відн}}$  ( $H_{\text{абс}}$ ) може досягати 5 - 6 м і бути причиною забракування справного комплексу.

Стійка СТ-140 для кріплення ДАУ-72-1-1 призначена для розміщення датчиків ДАУ-72-1-1, зі складу комплексу ИКВСП-148-01, у зоні дії оператора при проведенні контролю комплексу.



### Обладнання, що перевіряється

Комплект інформаційного комплексу ИК ВСП-148-01:приведений в табл.3.1.

Таблиця 3.1

Найменування	Шифр	Кіл-ть
Модуль повітряних параметрів	МВП-1-1	3
Показчик висоти кодовий	УВК-1М-ПБ серії 2	2
Показчик висоти кодовий	УВК-1Ф-ПБ серії 2	1
Показчик швидкості і числа М кодовий	УСИМК-1-ПБ серії 2	2
Показчик температури кодовий	УТК-1-ПБ серії 2	1
Датчик температури гальмування	П-104	1
Блок сигналізації	БС-1	1
Показчик кутів атаки і перевантаження кодовий	УАПК-1-ПБ	1
Датчик аеродинамічних кутів	ДАУ-72-1-1	2
Блок датчиків лінійних прискорень	БДЛУ-1-5 серії 2	1
Система сигналізації висоти ешелонування кодова.	ССВЭК-1	1
Контрольні роз'єми	КР-Х1,КР-Х2,КПА СВСП	1
Електричні дроти, що з'єднують елементи комплексу між собою		

### Рекомендації з організації робочого місця

Контроль комплексу сполучений з необхідністю розміщення в зоні дії оператора великої кількості приладів різного призначення. Тому доцільне їхнє розташування має велике значення з погляду зручності роботи оператора й раціонального використання робочої площі в лабораторії.

Найбільш доцільне розміщення складових частин стенда й комплексу буде при застосуванні спеціально обладнаного столу, оснащеного полицями.

Складові частини стенду, комплексу й контрольно-вимірювальних приладів повинні бути з'єднані між собою відповідно до рис.3.1. З'єднання роблять за допомогою джгутів з комплекту монтажних частин КМД-148 і шлангів зі складу ГТ. Шланги повинні бути закріплені на штуцерах за допомогою хомутів.

Перед монтажем шланги повинні бути продуті стисненим повітрям, а за необхідності й промиті спирто-бензиною сумішшю з наступною просушкою.

При розміщенні складових частин стенду й комплексу необхідно пам'ятати :

- шланги пневмоканалів ( $P_c$  і  $P_n$ ), що з'єднують модулі МВП-1-1 і ГТ, повинні бути, за можливості, меншої довжини й укладатися так, щоб вигини шлангів (якщо без них з'єднання неможливо) були можливо більшого радіуса й без "перегинів";

- датчик ДАУ-72-1-1, розміщений на стійці на місці «ДАУлів.» («ДАУправ.»), повинен бути підключений до відповідного з'єднувача «ДАУлів.» («ДАУправ.»);

- модулі МВП-1-1, розміщені на місцях I, II, III рами повинні бути підключені до з'єднувачів МВП I, МВП II і МВП III пульта контролю відповідно.

На рисунку 3.1 прийняті наступні показання :

- 1 - джгут  $R_{TT}$
- 2 - джгут модем
- 3- джгут ППБК
- 4 - джгут МВП
- 5 - джгут БС-А
- 6 - джгут ІЗ

7- джгут ел. живлення

$P_c$  - розподільник  $P_c$

$P_n$  - розподільник  $P_n$

T - трійник (штуцер)

ШВ - шланг вакуумний

ШТ- шланг дюритовий

З'єднання персонального комп'ютера ПК з периферією (монітор, клавіатура, миша) на рисунку 3.1 умовно не показано.

### **Загальні вимоги**

Контроль комплексу проводять у нормальних кліматичних умовах при номінальних значеннях напруг джерел електроживлення, при денному світлі (або штучному освітленні) за нормами освітленості, установленим для складальних цехів.

Нормальні кліматичні умови:

- температура навколишнього повітря від плюс 15 до плюс 35 °С;
- відносна вологість від 45 до 80 %;
- атмосферний тиск від 840 до 1070 гПа (від 630 до 800 мм рт. ст.).

Контроль параметрів комплексу проводять не раніше, ніж через 1 хв після включення електроживлення.

Перед включенням і після закінчення контролю комплексу, а також у періодах переходу від одного контрольованого параметру до іншого, повинні бути встановлені наступні вхідні дані (якщо інші не обговорені особливо):

- статичний тиск  $P_c = 1013,25$  гПа (760 мм рт. ст.);
- повний тиск  $P_n = 1026$  гПа (770 мм рт. ст.);
- опір температури гальмування  $R_{TT} = 100$  Ом (маг. опорів  $R_1, R_2, R_3$ ).

Після закінчення контролю будь-якого вихідного параметру комплексу перемикач "цифрові виходи (канали)" на панелі пульта контролю ПК-148 необхідно встановлювати в положення БПК І - МВП(І).

Щоб уникнути виходу з ладу виробів комплексу при контролі строго забороняється:

- включати електроживлення комплексу без підключення імітатора введення температури гальмування (магазини опорів Р4831);
- змінювати полярність електроживлення постійного струму напругою 27 В;
- змінювати тиск і розрідження в системах комплексу зі швидкістю: за  $V_{пр}$  - більше 450 км/(год); і більше 100 м/с по висоті;
- створювати розрідження в статичній системі менш 115 гПа (86 мм рт. ст.);
- створювати надлишковий тиск у системі повного тиску більше 1150 гПа (862 мм рт. ст.);
- подавати й скидати тиск в пневмосистемах комплексу при виключеному електроживленні комплексу;
- виключати електроживлення комплексу при поданому тиску й розрідженні;
- здійснювати монтаж і демонтаж виробів комплексу при включеному електроживленні комплексу.

Оператор, що здійснює контроль комплексу, повинен уміти працювати з генератором тисків ГТ і персональним комп'ютером.

Тому, у даній інструкції з метою скорочення тексту, даються тільки вимоги про завдання стимулюючих сигналів, типу:

- "Задати по ГТ  $P_c = 760$  мм рт. ст.";
- "Задати  $P_0 QNH(234) = 1013,25$  гПа";
- "Задати  $n_y = 2$  од. перевантаження по каналі № 1".

Метод завдання цих стимулюючих сигналів обговорений у вищевказаних експлуатаційних документах.

Галетний перемикач "Цифрові виходи (канали)", розташований на стенді контролю та перевірки ИК ВСП-148-01, дозволяє операторові вибрати для контролю будь-який цифровий канал видаваних комплексом параметрів.

Всі тумблери, оперування якими відбувається в процесі контролю комплексу, розташовані на лицьовій панелі стенду.

При установці на стенді якого-небудь тумблера із групи ЕЛЕКТРОЖИВЛЕННЯ в положення ВКЛ повинен загорятися відповідний світлосигналізатор зеленого кольору.

Чисельні значення параметрів, видаваних комплексом при його контролі, відображаються на моніторі на діалоговому вікні "Програма контролю комплексу ИКВСП-148-01".

Стан розрядів дискретних, контрольних слів і слово-стан відображається на моніторі на діалоговому вікні "Дискретні й контрольні слова". Стан "0" будь-якого розряду відображається темно-зеленим світінням індикатора, а стан "1" – світло-зеленим.

Після закінчення контролю комплексу всі тумблери на стенді ИК ВСП-148-01 повинні бути встановлені в положення ВИКЛ і лише потім допускається демонтаж комплексу зі стенду.

### **Підготовка до роботи**

З'єднати складові частини стенда, комплексу відповідно до рис. 3.1., при цьому всі джгути електроживлення до мережі електроживлення не підключати. Всі блоки комплексу й прилади, що мають клему заземлення, повинні бути заземлені.

Установити органи керування на стенді контролю та перевірки ИК ВСП-148-01 у вихідне положення:

- перемикач "Цифрові виходи (канали)" у положення БПК I - МВП(I);
- всі тумблери в положення ВИКЛ (униз).

Установити органи керування на ГТ у вихідне положення:

- тумблер ЖИВЛЕННЯ в положення ВИКЛ (вниз);
- тумблер ПНЕВМОЖИВЛЕННЯ в положення ВИКЛ;
- кнопкові перемикачі КЕРУВАННЯ в положення РУЧН;
- перемикач ЗАХИСТ ОБ'ЄКТА в положення ВИКЛ;
- кран СПОЛУЧНИЙ ВІДКРИТИЙ;
- QFE (236) = 1013,2 гПа з матрицями 1-1 (30, 31). Установити "1" у розряді 11 і "0" у розрядах 12,13 дискретних слів ДС (276).

### **Методика контролю**

Контролюють також проходження виробами зі складу комплексу приймально-здавальних випробувань за власними технічними умовами і відповідним оцінкам у паспортах на вироби комплексу.

Зовнішній огляд проводять візуально. Оглядають відсутність зовнішніх ушкоджень, а також наявність пломб на виробках комплексу.

Контроль працездатності комплексу за допомогою тест-контролю:

Установити перемикач "Цифрові виходи (канали)" у положення БС-БПК І.

Проконтролювати вихідний стан відповідно до вимог таблиці:

- дискретних слів ДС № 1, ДС № 2, ДС № 3;
- світлосигналізаторів  $\alpha_{\text{крит}}$  і ЗАПУСК МТШ на лицьовій панелі пульта контролю ПК-140;
- світлосигналізаторів ОШ на лицьових панелях модулів МВП-1-1 і блоку БС-1.

Результати контролю занести до протоколу таблиці.

Установити тумблер ШАСІ ОБТИСНУТО в положення ВКЛ. Проконтролювати запалення на лицьових панелях модулів МВП-1-1 і блоку БС-1 світлосигналізаторів ОШ.

### 3.3. Розробка електронної схеми пристрою обробки та передачі інформації

Для аналізу висотно-швидкісних параметрів (ВШП) можна використати персональний комп'ютер, але сигнал каналу вимірювання потрібно попередньо перетворити в сигнали, які безпосередньо будуть оброблятися в ПК.

На рис. 3.2. зображена блок-схема перетворювача сигналів ВШП для подальшої їх обробки за допомогою ПК. Сигнали з ІК ВШП потрапляють до частотного детектора, який перетворює зміну частоти в електричний сигнал, що пропорційний зміні параметру, що контролюється. На виході інтегратора електричний сигнал вже пропорційний дійсному значенню параметра. Цей сигнал потрапляє до перетворювача напруги в цифровий сигнал, який і є вхідним до персонального комп'ютера.

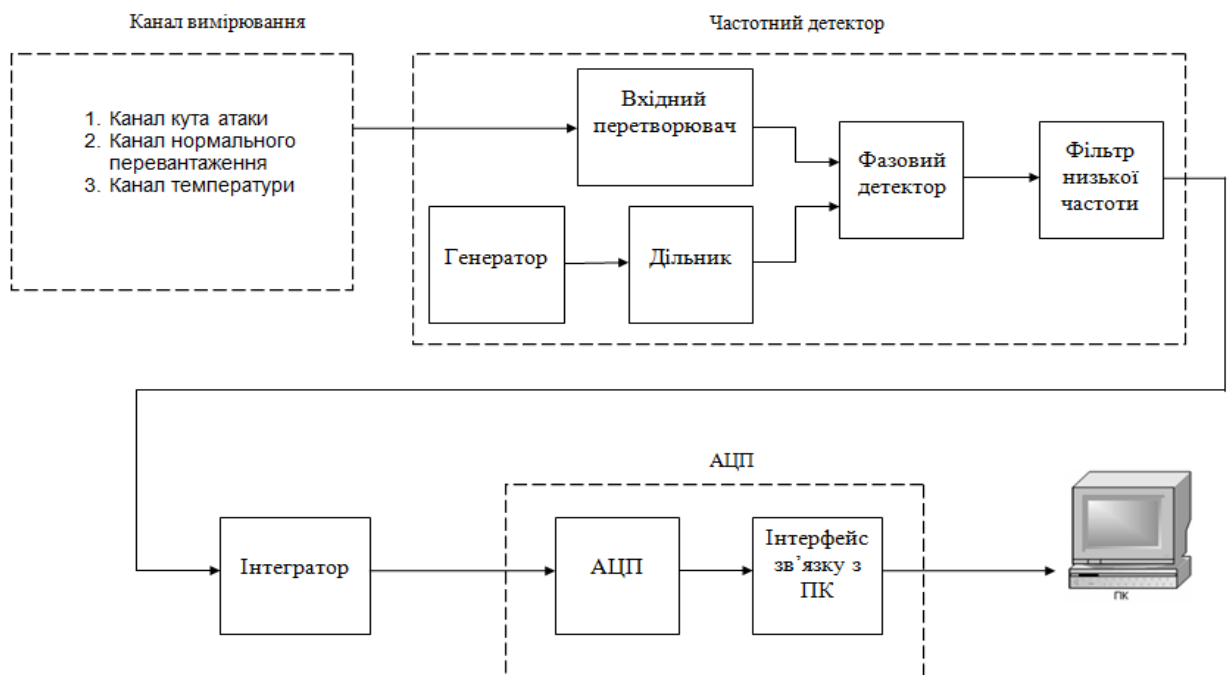


Рис. 3.2. Блок-схема передачі та обробки даних до ПК

Частотний детектор (рис. 3.3) побудований за схемою з постійною частотою порівняння фазового детектора. Не дивлячись на просту схемотехніку і доступну елементну базу детектор по частоті вихідного сигналу і рівню фазових шумів значно не поступається більш складним пристроям.

Частотний детектор складається з декількох функціональних блоків. Формувач вхідного сигналу складається з транзистора  $Q1$  і додаткових елементів  $R1$ ,  $R2$ ,  $R3$ , що забезпечують потрібний зсув сигналу. Зсув необхідний для того, щоб подавати сигнал у наступний каскад (фазовий компаратор) тільки логіки КМОП: рівень логічного нуля нижче  $0.3U_{д.ж.}$ , логічної одиниці вище  $0.7U_{д.ж.}$ . Конденсатор  $C1$  виділяє перемінну складову вхідного сигналу.

Важливим елементом детектора є опорний генератор. Від його стабільності залежить точність детектування вихідного сигналу. Генератор виконаний на мікросхемі  $DD1$ , його елементом, що задає частоту є кварцовий резонатор. Для підвищення стабільності частота опорного генератора ділиться на 64. Ця операція виконується дільником  $DD2$ . Саме з частотою, що виходить з дільника і порівнюється вхідний сигнал. Отже частота кварцу повинна бути в 64 рази більше.

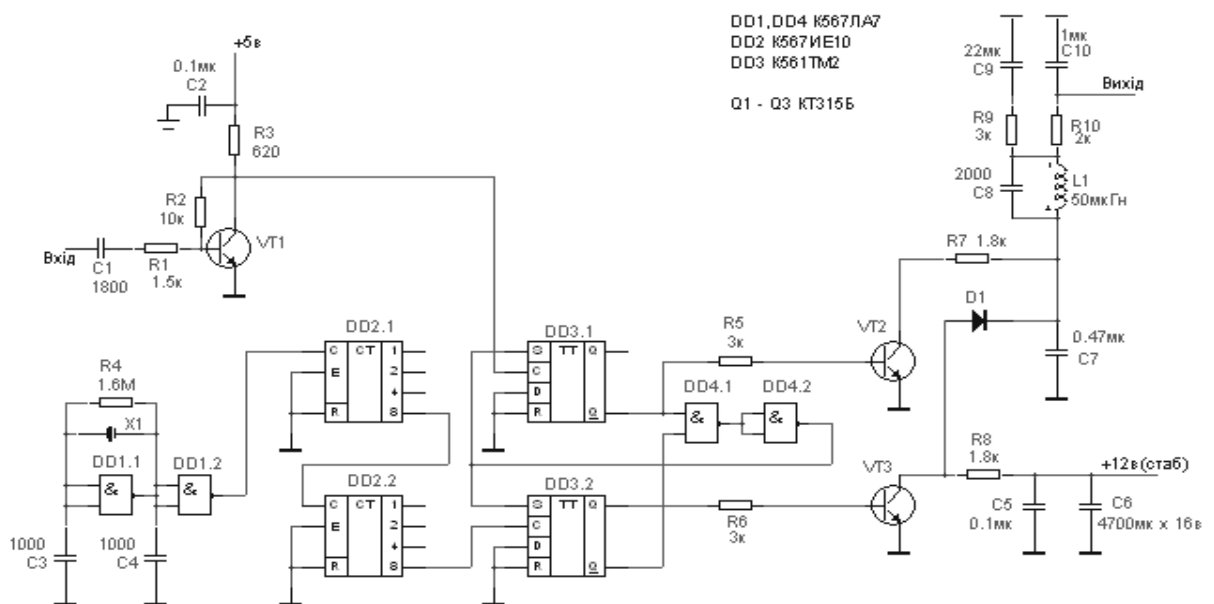


Рис.3.3. Електрична схема частотного детектора

Кварцовий резонатор можна замінити на менший з відповідним зменшенням коефіцієнта ділення з 64 до 32 чи 8.



Частоти порівнюються у фазовому детекторі, що складається з елементів DD3, DD4. Фазовий детектор являє собою простий каскад “виключає АБО”. Для гарної його роботи і збільшення діапазону потрібно подавати строго симетричний вхідний меандр. Схема така, що без вхідного сигналу (чи коли він дорівнює опорному) на її виході мається потенціал  $U_{д.ж.}/2$ . З цим компаратором смуга спостереження при зміні вхідної частоти залишається в заданих межах при сильних перешкодах. Такий компаратор краще забезпечує

спостереження на частотах, близьких до гармонік опорної частоти. Особливість застосування ФК у тім, що фазовий кут між сигналом і виходом компаратора міняється від 0 до 180°. На центральній частоті цей кут дорівнює 90° – чверть періоду, коли між напругою сигналу і напругою опорного генератора існує рівність частот і кут зрушення відповідає 1/4 періоду. У такий момент вихідна напруга являє собою меандр. Постійна складова такого меандру  $U_{д.ж.}/2$ , однак навіть після гарного ФНЧ вихідна напруга має деяку складову другої гармоніки опорної частоти. Ця перешкода найбільше важко переборна. Смуга спостереження з використанням ФК визначається смугою ФНЧ.

Вихідний сигнал знімається з фільтра низької частоти – ФНЧ: R9, R10, C9, C10, де імпульсний сигнал, що генерується фазовим компаратором, згладжується.

Фільтр-пробку L1, C8 набудовують на частоту, на яку зрушується опорне випромінювання лазера -15.625 кГц підбором L1, C8. L1 намотують на будь-якому феритовому кільці діаметром 16..20 мм проникністю 2000..3000НМ. Відношення L/C у цього фільтра не критично.

Як відомо, швидкість  $V = dS/dt$ , де S – переміщення, то для того щоб одержати швидкість, потрібно проінтегрувати сигнал по прискоренню. Для цього ми використовуємо інтегратор.

Найпростіший інтегратор побудований на основі операційного підсилювача, що інвертує, у якому резистор зворотного зв'язку замінений конденсатором.

Електрична схема аналогово-цифрового перетворювача з інтегратором показана на рис. 3.4.

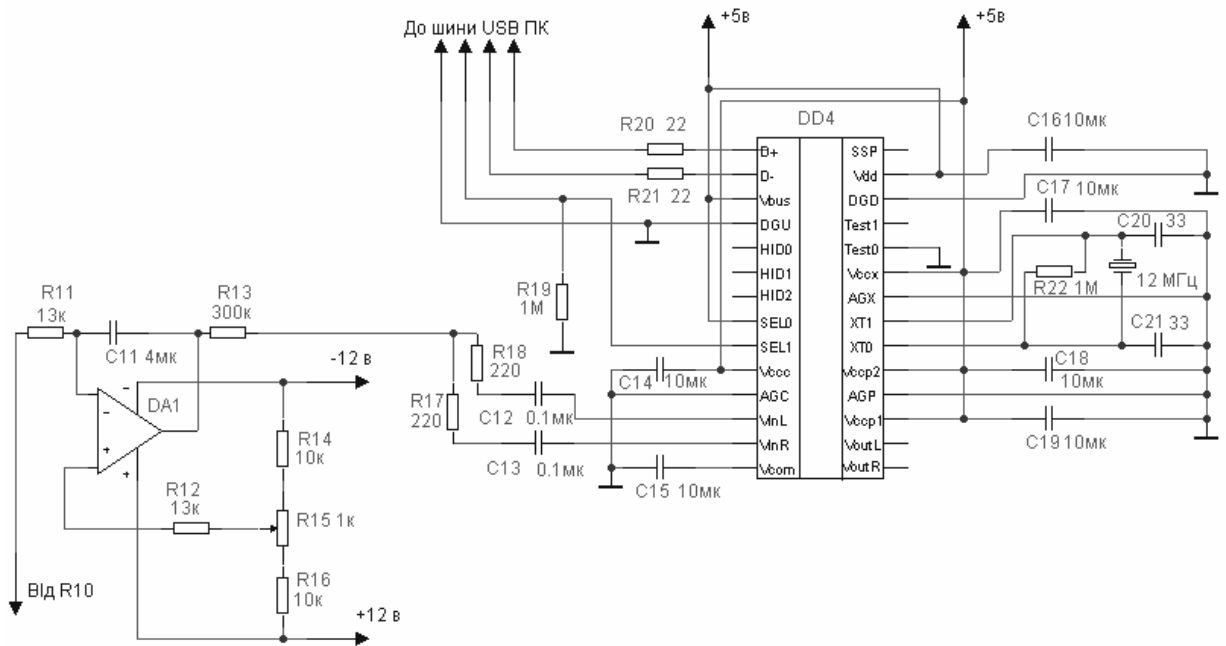


Рис. 3.4. Електрична схема аналогово-цифрового перетворювача з інтегратором

Вихідна напруга підсилювача описується виразом:

$$U_{\text{вих}} = - \left[ \frac{1}{RC} \right] \int_0^t U_c(t) dt + U_{\text{вих0}}$$

де  $U_c$  – вхідна напруга,

$U_{\text{вих0}}$  – визначає початкову умову інтегрування (рис.3.5):

$$U_{\text{вих0}} = Q_0/C,$$

де  $Q_0$  – величина заряду, що була на конденсаторі до моменту початку інтегрування.

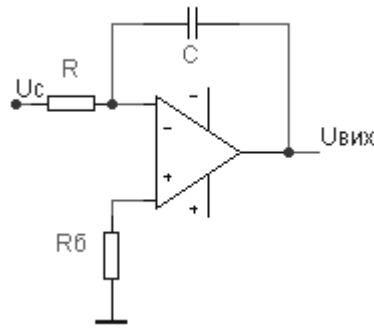


Рис. 3.5. Інтегратор

Якщо напруга  $U_c$  постійно, то зміна вихідного сигналу описується вираженням:

$$U_{\text{вих}} = -(U_c/RC)t + U_{\text{вих}_0},$$

тобто вихідний сигнал лінійно зростає з часом.

Вхідний струм інтегратора протікає по опорі джерела сигналу, тому в ланцюг входу, що не інвертує, включений резистор балансування  $R_6=R$ .

Точність інтегрування багато в чому визначається рівнем електричних втрат у конденсаторі, тому що конденсатор має власну постійну часу  $T_0 = R_{\text{із}}$ , де  $R_{\text{із}}$  - еквівалентний опір ізоляції.

Зменшення помилок при інтегруванні досягається застосуванням активного інтегратора з операційним підсилювачем (рис.3.6), охопленим зворотним зв'язком.

Ефективна постійна часу інтегрування такої схеми визначається вираженням

$\tau = (1 + A)\tau'$ , де  $\tau' = RC$  – постійна часу;  $A$  – коефіцієнт підсилення операційного підсилювача.

Помилка інтегрування такої схеми складає  $\delta = 50[t/(1+A)]\tau$ .

Інтегратор виконаний на ОУ К140УД1Б чи К140УД1А, що мають широку лінійну зону ( $\pm 8$  в) і коефіцієнт підсилення до 4000, що забезпечує високу точність інтегрування. Балансується підсилювач резистором  $R_5$ .

Час інтегрування визначається елементами R1 і C1. Помилка інтегрування складає 0.5% від максимального значення сигналу на частотах 1..20 кГц, і близько 1.5% - на частотах 20..100 кГц.

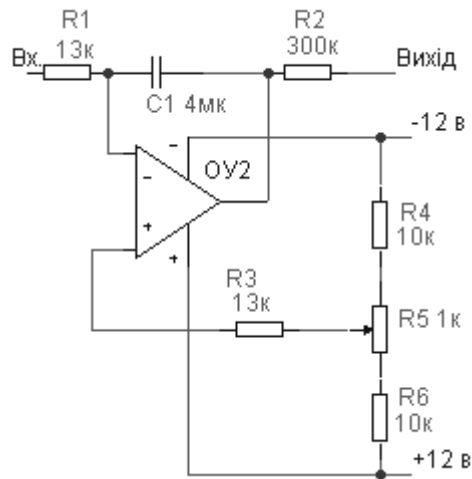


Рис. 3.6. Схема активного інтегратора з операційним підсилювачем

Сигнал параметру, що аналізується потрібно перетворити в цифрову форму. Якщо обмежити його діапазоном 5 Гц..20 кГц, стане можливим використання аудіо ЦАП. Використовуємо зовнішній аудіо ЦАП з USB інтерфейсом, причому для ОС Windows 8 і більш пізніх не потрібно додаткових драйверів. Після подачі живлення в Control Panel - Multimedia Properties - Audio з'явиться новий пристрій USB Audio Device.

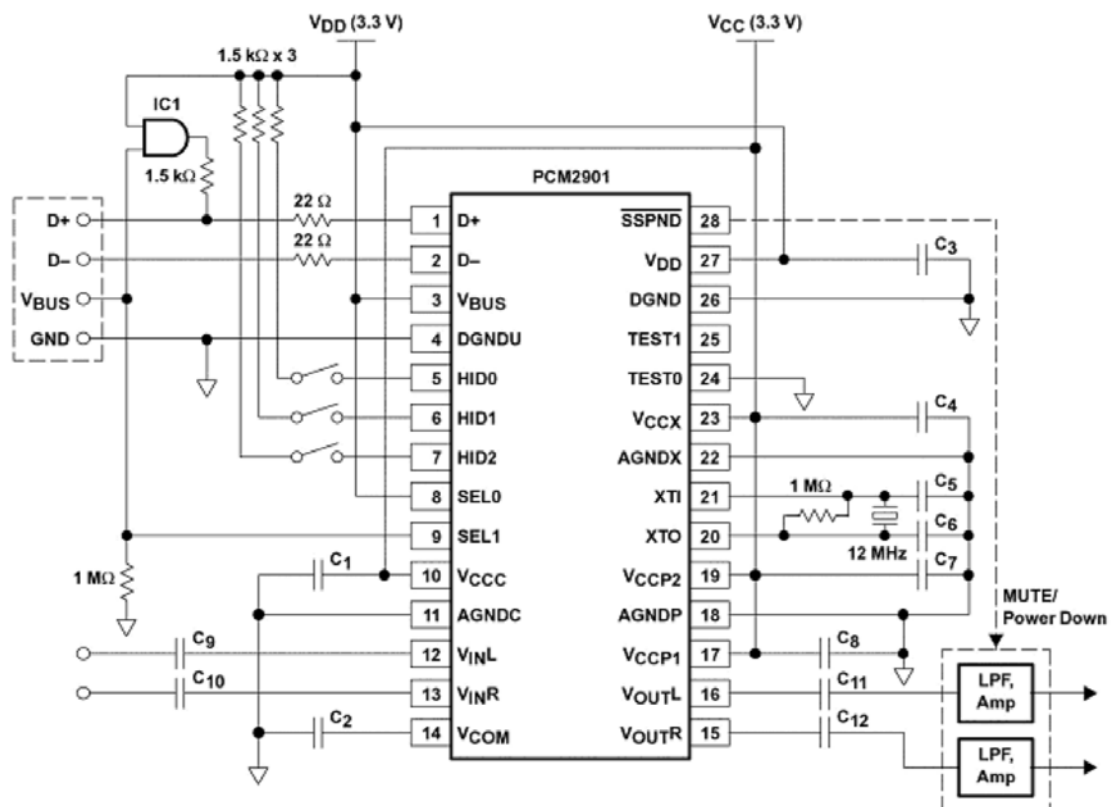
В якості аналогово-цифрового перетворювача можна використати мікросхему типу PCM2901/2903.

PCM2901/2903 – одночиповий USB аудіо стерео кодер-декодер з підтримкою протоколу повної швидкості USB 1.1. USB контролер працює без програмного коду, але USB дескриптори можуть змінюватися в деяких областях. PCM2901/2903 використовує USB систему простежування даних називану адаптивне кероване простежування (SpAct). Вбудований аналоговий синтезатор з SpAct допускає незалежну установку частоти дискретизації для відтворення і запису з низьким джитером. Частота дискретизації вхідного сигналу може бути змінена для підвищення якості сигналу.

Дані керування й аудіо дані передаються в PCM2901/2903 через D + , і D-. Передача усіх даних в/з PCM2901/2903 виконуються на повній швидкості.

PCM2901/2903 має чотири інтерфейси. Кожен інтерфейс має різні параметри настроювання. У параметрах вказується розрядність даних (8 чи 16 біт), кількість каналів (1 чи 2), режим передачі даних (адаптивний, асинхронний, синхронний), частоту дискретизації (32, 44.1, 48 кГц).

Типова схема включення мікросхеми зображена на рис. 3.7.



**NOTE:**

IC1 must be driven by V<sub>DD</sub> with a 5-V tolerant input.  
 C<sub>1</sub>, C<sub>2</sub>, C<sub>3</sub>, C<sub>4</sub>, C<sub>7</sub>, C<sub>8</sub>: 10 μF  
 C<sub>5</sub>, C<sub>6</sub>: 10 pF to 33 pF (depending on crystal resonator)  
 C<sub>9</sub>, C<sub>10</sub>, C<sub>11</sub>, C<sub>12</sub>: The capacitance may vary depending on design

Рис. 3.7. Мікросхема аналогово-цифрового перетворювача PCM2901/2903

**Висновок до розділу:** Розроблений стенд дозволяє виконувати призначені функції з відображенням інформації про параметри на дисплеї персонального комп'ютера.

## РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ

В результаті виконання дипломної роботи розглядається стенд для перевірки інерціальних систем. Суб'єктом в даному розділі дипломної роботи є інженер навчального центру, який здійснює експлуатацію і технічне обслуговування стенда та обробляє дані, які були отримані в результаті роботи стенда.

Суб'єктом був обраний інженер навчального центру, адже він працюватиме зі стендом, який розглядається. Оскільки аналіз отриманих результатів здійснюється за допомогою персонального комп'ютера, то в процесі виконання посадових обов'язків на інженера навчального центру можуть впливати шкідливі та небезпечні виробничі фактори, які призводять до серйозних проблем фізичного та психологічного характеру.

Необхідність розробки заходів з охорони праці для інженера навчального центру пояснюється наявністю небезпечних та шкідливих виробничих факторів на робочому місці і необхідністю забезпечення безпечних та нешкідливих умов праці.

### 4.1. Опис робочого місця та умов праці інженера навчального центру

Проведення перевірки, а також аналіз та оцінка отриманих даних відбувається в лабораторії перевірки інерціальних систем, яка є робочим місцем. Лабораторія обладнана для одного інженера навчального центру та двох операторів, для яких проводиться перевірка. Лабораторія знаходиться на другому поверсі. Лінійні розміри становлять 4,58 м × 6,6 м, висота стелі 2,9 м. В приміщенні використано змішане освітлення. Стіни пофарбовані в світло-зелений колір, а на підлозі лежить темний паркет. Розташування місць, техніки і меблів наведено на рис 4.1.

<i>Кафедра авіоніки</i>				<i>НАУ 20 11 19 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Федоренко М.П.</i>			<b>Охорона Праці</b>	<i>Лім.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Єгоров С.Г.</i>					29	
<i>Консульт.</i>					<b>173 «Авіоніка»</b>		
<i>Н-контр.</i>	<i>Левківський В.В.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Павлова С.В.</i>						

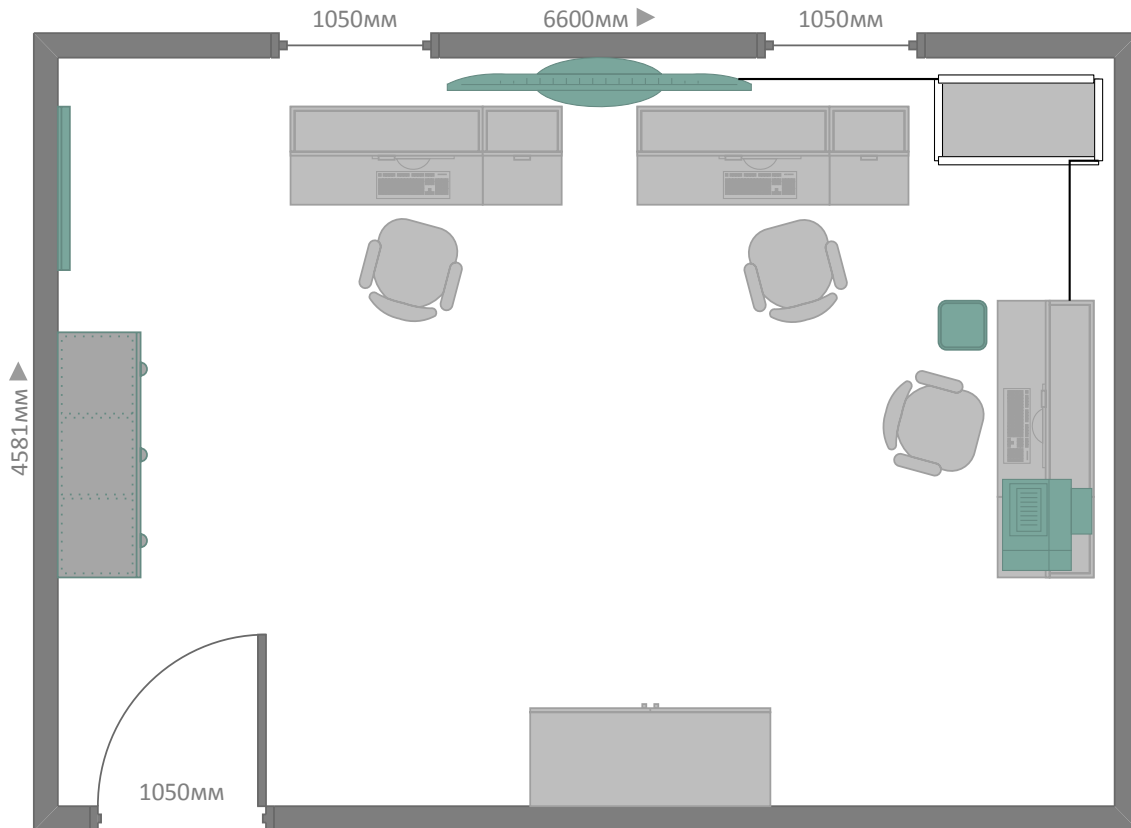


Рис. 4.1. Схема лабораторії для перевірки інерціального обладнання

Відповідно до «Правил охорони праці під час експлуатації електронно-обчислювальних машин» НПАОП 0.00-1.28-10 до робочого місця особи, яка працює за ПК, пред'являються наступні вимоги: площа на одне робоче місце повинна становити не менше  $6,0 \text{ м}^2$ , а об'єм — не менше  $20 \text{ м}^3$ . В даному випадку площа на одного працюючого складає  $10,07 \text{ м}^2$ , а об'єм —  $29,22 \text{ м}^3$ .

Основне робоче положення – положення сидячи. Робоче місце інженера навчального центру обладнане такими елементами: письмовим столом, тумбочкою, кріслом, багатофункціональним пристроєм (БФП) і комп'ютером. В лабораторії знаходяться такі меблі: три столи для персональних комп'ютерів, три крісла, три тумбочки, шафа з документацією, дошка для оголошень та шафа для особистих речей.

З техніки тут розташовані: стенд для перевірки обладнання, три персональні комп'ютери, один БФП та екран для виведення результатів під час перевірки інерціального обладнання.

#### **4.2. Перелік шкідливих та небезпечних чинників, що діють на інженера навчального центру**

Розглянемо робоче місце інженера навчального центру з точки зору оцінки впливу шкідливих виробничих факторів відповідно до Держаних санітарних норм і правил «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу»:

1. Підвищений рівень шуму на робочому місці;
2. Електромагнітні випромінювання радіочастотного діапазону;
3. Недостатня освітленість;
4. Підвищена чи понижена температура;
5. Підвищена чи понижена вологість повітря.

#### **4.3. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих факторів**

##### **Аналіз впливу рівня шуму**

Основним джерелом шуму на робочому місці інженера навчального центру є вентилятори стенда та системного блоку ПК. Під час роботи за персональним комп'ютером рівень шуму відповідно до Державних санітарних норм ДСН 3.3.6.037-99 «Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку» не повинен перевищувати 50 дБ.

Для оцінки та аналізу шумів весь слуховий діапазон частот ( $f = 16 \dots 20\,000$  Гц) розбивають на смуги – октави – смуга частот, у якій відношення верхньої частоти до нижньої дорівнює двом. Характеристикою кожної смуги є середньгеометрична частота. Значення середньгеометричної частоти для восьми стандартизованих октавних смуг дорівнюють: 31,5, 63, 125, 500, 1000, 2000, 4000, 8000 Гц.

Згідно з допустимими рівнями звукового тиску на робочих місцях, які наведені в табл. 4.1, взятої з ДСН 3.3.6.037-99 «Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку», робоче місце інженера навчального центру відноситься до категорії робочих місць в приміщеннях



лабораторій з шумним устаткуванням. Основним джерелом шуму, як вже раніше зазначалося, є вентилятори стенда та системного блоку персонального комп'ютера. Вони в середньому мають рівень звукового шуму в розмірі 70 дБ. Даний діапазон відповідає допустимим рівням звукового тиску на відповідному робочому місці згідно таблиці. Але все одно його потрібно зменшити, для чого буде проведено розрахунок, оскільки лабораторія має площу 30,23 м<sup>2</sup>, і у результаті багаторазового відбиття рівень шуму може зрости на декілька децибел.

Таблиця 4.1

Робочі місця	Рівні звукового тиску, дБ в октавних смугах із середньгеометричними частотами, Гц								Рівень звуку (шуму) дБА
	31, 5	6 3	125	500	100 0	200 0	400 0	8000	
Висококваліфікована робота, що вимагає зосередження, адміністративно-керівна діяльність, вимірювальні та аналітичні роботи у лабораторії: робочі місця у приміщеннях цехового керівного апарату, контор, лабораторій	93	7 9	70	58	55	52	50	49	60

### **Аналіз впливу електромагнітних випромінювань радіочастотного діапазону на інженера навчального центру**

ДСанПіН 3.3.6.096-2002 «Державні санітарні норми і правила при роботі з джерелами електромагнітних полів» встановлюють вимоги до умов праці працівників, що займаються вимірювальними та аналітичними роботами в лабораторії, при роботі ПК та стенда виникають постійні електромагнітні поля (ЕМП) та електромагнітні випромінювання (ЕМВ) у діапазоні частот від 50 Гц до 300 ГГц.

Постійні магнітні поля, а також змінні електромагнітні поля (ЕМП) на частоті 50 Гц нормуються за магнітною (H) та електричною (E) складовими ЕМП. Електромагнітні поля частотою 1 кГц – 300 МГц нормуються за інтенсивністю та енергетичними навантаженнями електричних та магнітних полів, враховуючи час впливу. Одиницею напруженості електричного поля є В/м, магнітного поля – А/м, енергетичне навантаження є добутком квадрата потужності ЕМП і часу його впливу, виражається в  $(В/м)^2 \cdot год$  для електричного поля та  $(А/м)^2 \cdot год$  – для магнітного поля.

Гранично-допустимі рівні неіонізуючого випромінювання радіочастотного діапазону визначають, виходячи з допустимого енергетичного навантаження та часу впливу, за наступними формулами:

$$E_{гд} = \sqrt{\frac{EH_{гд}}{T}};$$

$$H_{гд} = \sqrt{\frac{EH_{гд}}{T}},$$

де  $E_{гд}$  і  $H_{гд}$  – гранично-допустимі значення напруженості електричного (В/м) і магнітного (А/м) полів;

$i$  – граничнодопустимі значення енергетичного навантаження протягом робочого дня,  $(В/м)^2 \cdot год$  і  $(А/м)^2 \cdot год$ ;

$T$  – час впливу, год.

Для нашого випадку час впливу  $T = 8$  год., діапазон частот 0,06 – 3 МГц.

Значення і беремо з табл. 4.2 відповідно до ДСанПіН 3.3.6.096-2002 «Державні санітарні норми і правила при роботі з джерелами електромагнітних полів».

Таблиця 4.2

Параметри та одиниці вимірювання	Граничні значення в діапазонах частот
	0,06 – 3 МГц
$E_{ГД}$ , В/м	500
$, (В/м)^2 * год$	20000
$H_{ГД}$ , А/м	50
$, (А/м)^2$	200

$$E_{ГД} = \sqrt{\frac{E H_{EГД}}{T}} = \sqrt{\frac{20000}{8}} = 50 \text{ (В/м)};$$

$$H_{ГД} = \sqrt{\frac{E H_{HГД}}{T}} = \sqrt{\frac{200}{8}} = 5 \text{ (А/м)}.$$

Отримані значення порівнюємо з наведеними в табл. 4.3 згідно з ДСанПіН 3.3.6.096-2002, де вказані ГДР напруженості електричної і магнітної складових залежно від тривалості їх дії. Для періоду перебування – 8 год. і діапазону частот 0,06 – 3 МГц.

$$E_{ГД} = 50 \text{ (В/м)}, \text{ а } H_{ГД} = 5 \text{ (А/м)}.$$

Таблиця 4.3

Час перебування персоналу, год.	Е, В/м гд					Н, А/м гд			
	1-10 кГц	10-60 кГц	0,06-3 МГц	3-30 МГц	30-300 МГц	1-10 кГц	10-60 кГц	0,06-3 МГц	30-50 МГц
8	120	70	50	30	10	9,0	7,0	5,0	0,30

Отримані нами значення є гранично допустимими. Отже, електромагнітне випромінювання і напруженість електромагнітного поля на робочому місці може викликати у працівника захворювання або відхилення у стані здоров'я при щоденній роботі.

#### **Аналіз впливу недостатньої освітленості**

Згідно з Державними будівельними нормами ДБН-В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» на робочому місці інженера навчально центру нормативне значення освітленості складає 300 лм, а фактичне значення освітленості складає 200-250 лм. Це пов'язане з застарілістю системи освітлювання.

На робочому місці техніка використовується змішане освітлення. В якості природного освітлення в даному приміщенні використовується одностороннє бокове освітлення через два вікна розміром 1,5 м × 2 м для уникнення засліплюючої дії сонячних променів. Напрямок розміщення вікон – північний. Коефіцієнт природної освітленості ~ 1,2%.

Для штучного освітлення в даному випадку необхідні джерела світла з досить великим ККД у світильниках загального освітлення, що

розташовуються вздовж стін над робочими поверхнями у рівномірному порядку. Найкраще підходять в такому випадку *LED* лампи, які мають один з найвищих показників світловіддачі. В нашому випадку використовуються люмінесцентні лампи, які розміщені не над робочими місцями, а посередині лабораторії.

Відповідно до ДБН-В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» штучне освітлення повинно забезпечити на подібних робочих місцях освітленість 300 – 500 лк.

Раціональне освітлення має задовольняти ряду вимог і умов. Воно має бути:

- достатнім, щоб очі без напруги могли розрізняти предмети;
- постійним у часі, для цього напруга в мережі живлення не повинна коливатися більш ніж на 4 %;
- рівномірно розподіленим по робочих поверхнях, щоб очам не доводилося потрапляти з дуже темного місця у світле і навпаки;
- таким, що не здійснює сліпучу дію на око людини як від самого джерела світла, так і від поверхонь, що віддзеркалюють його та знаходяться в полі зору працюючого.

#### **4.4. Розробка заходів з охорони праці**

Як відомо, основним джерелом шуму у лабораторії є вентилятори стенда для перевірки систем та системні блоки ПК. Рівень шуму від них досить високий, тому потрібно розробити заходи щодо його зниження.

Шум від стенда можна зменшити шляхом застосування спеціального каркасу з шумоізоляційними стінками, які будуть частково його поглинати, і в результаті цього рівень шуму буде зменшено.

Також під час перевірки за допомогою стенда можна застосовувати спеціальні індивідуальні навушники, які суттєво знижують рівень шуму, який сприймає інженер навчального центру.

#### 4.5. Пожежна безпека

Вимоги пожежної безпеки визначені у НАПБ А.01.001-2004 «Правила пожежної безпеки в Україні».

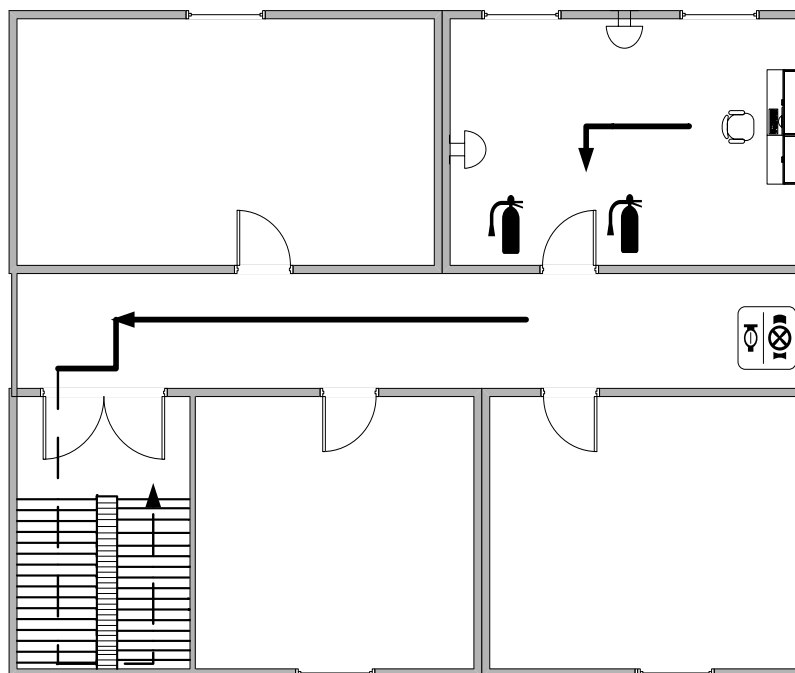
Основними причинами виникнення пожежі при обслуговуванні і ремонті стенда для перевірки інерціальних систем є:

- неправильний монтаж електропроводки;
- електричні елементи, що нагріваються.

В стенді пожежну небезпеку створюють електричні елементи: резистори, конденсатори, діоди, реле. Вони нагрівають навколишнє повітря, також дуже близько розташовані деталі і провідники. Все це може привести до загоряння елементів, руйнування ізоляції та коротких замикань. Для запобігання цього застосовано важкозаймисті ізоляційні елементи.

Лабораторія має категорію «В» за вибухопожежною та пожежною небезпекою. В приміщеннях розміщуються плани евакуації (рис. 4.2). В приміщенні встановлено систему пожежної сигналізації «ППКП Тирас-4П» з двома димовими сигналізаторами пожежі СПД-3.4 та два переносні порошкові вогнегасники ПВ-5(з). В якості вогнегасної речовини закачні вогнегасники мають вогнегасний порошок та інертний газ (це може бути азот, вуглекислота) або повітря під тиском ~ 16 атм.

## План евакуації з приміщення під час пожежі



Умовні позначення:



- Вогнегасник



- Пожежний кран



- Димовий сигналізатор пожежі

Рис. 4.2. План евакуації з лабораторії

В даній лабораторії під час виникнення пожежі евакуація здійснюється через входні двері, далі прямо по коридору, східцями на перший поверх і через найближчий вихід з корпусу. Загалом є один основний вихід та декілька евакуаційних. Обирається той вихід, який найближчий і найбезпечніший.

### 4.6. Розрахункова частина

Оскільки вентилятори стенда для перевірки авіаційних блоків під час його роботи має досить високий рівень звукового тиску, доцільно зробити розрахунок для звукоізоляційної перегородки з шаром звукопоглинального матеріалу (ЗПМ), в яку буде поміщено даний стенд.

Розрахунок проводиться у восьми октавних смугах частот. Загальна звукоізоляція перегородки з шаром звукопоглинального матеріалу  $R_c$  визначається за наступною формулою:

$$R_c = R + \Delta R,$$

де  $R$  – звукоізоляція перегородки;

$\Delta R$  – додаткова звукоізоляція за рахунок шару ЗПМ, дБ.

Додаткова звукоізоляція визначається за наступною формулою:

$$\Delta R = 8,7 \cdot \beta \cdot \delta + 20 \log \frac{m_n + m_{nc}}{m_n},$$

де  $\beta$  – коефіцієнт затухання, 1/м;

$\delta$  – товщина шару ЗПМ, м;

$m_n$  – поверхнева густина матеріалу перегородки, кг/м<sup>2</sup>;

$m_{nc}$  – поверхнева густина шару ЗПМ, кг/м<sup>2</sup>.

Поверхнева густина шару ЗПМ знаходимо за формулою:

$$m_{nc} = \rho \cdot \delta,$$

де,  $\rho$  – об'ємна густина ЗПМ, ;

$\delta$  – товщина шару ЗПМ, м.

### Хід розрахунку

Розрахуємо поверхневу густину шару ЗПМ, взявши полотно із супертонкого скловолокна. Товщина шару складає 50 мм. Маємо наступне:

$$m_{nc} = 20 \cdot 0,05 = 0,91 \text{ (кг/м}^2\text{)}.$$



Знаходимо додаткову звукоізоляцію за рахунок шару ЗПМ, знаючи, що коефіцієнт затухання для полотна із супертонкого скловолокна складає 10 1/м, товщина 50 мм, поверхнева густина матеріалу перегородки (ДСП) – 12 кг/м<sup>2</sup>, а поверхнева густина шару ЗПМ складає 0,91 кг/м<sup>2</sup>:

$$\Delta R = 8,7 * 10 * 0,05 + 20 \lg \left( \frac{12 + 0,91}{12} \right) = 4,985 \text{ (дБ)}.$$

Розрахуємо загальну звукоізоляцію ДСП з шаром полотна із супертонкого скловолокна, якщо звукоізоляція перегородки (ДСП) дорівнює 28 дБ:

$$R_c = 28 + 4,985 = 32,985 \text{ (дБ)}.$$

Отже, загальна звукоізоляція ДСП з шаром полотна із супертонкого скловолокна становить 32,985 дБ.

### **Висновок до розділу**

В результаті проведеного аналізу робочого місця інженера навчального центру, який здійснює експлуатацію і технічне обслуговування стенда для перевірки інерціальних систем та обробляє отримані дані, були визначені та запропоновані варіанти вирішення його недоліків.

Основним шкідливим чинником є шум, який створюється під час роботи стенда. На підставі розрахунку було використано звукоізоляційну перегородку з ДСП з шаром звукопоглинального матеріалу (полотно із супертонкого скловолокна), що дозволило зменшити рівень звукового тиску від стенда до 37 дБ.

## РОЗДІЛ 5

### ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

#### 5.1. Вплив на навколишнє природне середовище небезпечних та шкідливих факторів під час роботи стенда для перевірки інерціальних систем

Враховуючи те, що при створенні сучасного стенда для перевірки систем використовуються комп'ютери, обчислювальні блоки та інше сучасне обладнання, необхідно відмітити про шкідливість впливу електромагнітного випромінювання на людину.

В електроустановках електричне поле виникає за наявності напруги в струмопровідних частинах, а магнітне – при проходженні струму в проводах.

Простір, що оточує людину, заповнений різними електромагнітними полями, джерела яких, залежно від їх походження, можна розділити на дві групи: природні та штучні.

До природних джерел належать: електромагнітне поле Землі, яке включає геопатогенні зони; космічні джерела радіохвиль (сонячні спалахи, магнітні бурі, випромінювання зірок тощо); процеси, які відбуваються в атмосфері Землі (блискавки, зміни в іоносфері).

До штучних джерел належать пристрої, які спеціально створені для випромінювання електромагнітної енергії (радіо і телевізійні станції, радіолокаційні установки, системи радіозв'язку, фізіотерапевтичні прилади та ін.), а також пристрої, що безпосередньо не призначені для випромінювання електромагнітної енергії в простір (лінії електропередач і трансформаторні підстанції, побутова і промислова техніка, оргтехніка тощо).

<i>Кафедра авіоніки</i>				<i>НАУ 20 11 19 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Федоренко М.П.</i>			<b>Охорона навколишнього середовища</b>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Єгоров С.Г.</i>					89	104
<i>Консульт.</i>	<i>Фролов В.Ф.</i>				<b>173 «Авіоніка»</b>		
<i>Н-контр.</i>	<i>Левківський В.В.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Павлова С.В.</i>						

Таким чином, спектр частот електромагнітних полів, що оточують людину, охоплює діапазон від 50 Гц і менше до  $3 \cdot 10^{26}$  Гц.

До недавнього часу небезпечними джерелами промислових ЕМП вважалися в основному випромінювачі радіочастотного діапазону ( $3 \cdot 10^4$  –  $3 \cdot 10^{11}$  Гц). Серед них були потужні установки високочастотного нагрівання, що застосовуються для плавки і кування металів, термічної обробки металів, діелектриків і напівпровідників. Енергію ЕМП використовують також для вирощування напівпровідникових кристалів і плівок, іонізації газів, одержання плазми, при зварюванні в інертних газах, зварюванні та пресуванні синтетичних матеріалів та ін. Як правило, під час цих процесів виникають поля, що в сотні разів перевищують середнє природне поле Землі. Випромінювання надвисоких частот ( $3 \cdot 10^4$  –  $3 \cdot 10^{11}$  Гц) утворюють і побутові прилади: НВЧ-печі, телевізори, монітори, стільникові телефони тощо.

Разом з тим в 60-х роках ХХ сторіччя з'явилася перша публікація про симптоми захворювань, що виявлені у працівників високовольтних електричних підстанцій промислової частоти (50 Гц). Встановлено, що сильні ЕМП діють під час експлуатації відкритих розподільних пристроїв і повітряних ліній електропередач напругою понад 330 кВ (500, 750, 1150 кВ), тому, згідно із санітарними нормами, такі лінії не повинні проходити на території населених пунктів.

### **Вплив ЕМП на організм людини**

Сучасні наукові теорії не мають єдності щодо обґрунтування механізму впливу ЕМП на людину, особливо у випадку слабких електромагнітних випромінювань.

Ступінь і характер впливу ЕМП на організм людини залежать від наступних чинників:

- інтенсивність випромінювання;
- частота коливань;

- площі поверхні тіла, що опромінюється;
- індивідуальні особливості організму;
- режим опромінення (безперервний чи переривчастий);
- тривалість впливу;
- комбінована дія інших факторів виробничого середовища.

В діапазонах промислової частоти, радіочастот, інфрачервоного і частково ультрафіолетового світла (до частоти  $3 \cdot 10^{16}$  Гц) електромагнітні поля чинять тепловий вплив. В діапазоні частот рентгенівського спектра і вище ЕМП настільки змінюють енергію атомів, що їх називають іонізуючими.

Тепловий вплив ЕМП пояснюється наступним чином. Як відомо, тіло людини складається з клітин, що містять рідину (протоплазма, кров, лімфа та ін.), яка є електролітом. Під дією зовнішнього постійного електричного поля тканини живого організму поляризуються. Дипольні молекули (наприклад, води) та іони, що містяться у рідкому середовищі, переміщуються й орієнтуються за напрямком силових ліній зовнішнього поля. У змінному ЕМП електричні властивості живих клітин залежать від частоти випромінювання, і в міру її збільшення вони набувають властивостей провідників. Крім струмів провідності, змінне ЕМП призводить до змінної поляризації діелектричних складових організму (сухожилля, хрящі тощо).

Вплив ЕМП на біологічний об'єкт оцінюється кількістю електромагнітної енергії, яка поглинеться цим об'єктом під час його перебування в полі.

Внаслідок поглинання людиною енергії ЕМП відбувається нагрівання тканин організму тим більше, чим вищою є напруженість поля і довшим час впливу.

Зайва теплота відводиться до деякої межі шляхом збільшення навантаження на механізм терморегуляції. Однак, починаючи зі значення інтенсивності випромінювання  $I_{пор} = 10 \text{ мВт/см}^2$  ( $100 \text{ Вт/м}^2$ ), яка

називається тепловим порогом, організм не справляється з відведенням теплоти, і температура тіла підвищується.

При загальному опроміненні підвищення температури тіла більше, ніж на ГДЗ неприпустиме. Може спостерігатися також локальне нагрівання тканин. Перегрівання особливо шкідливим є для тканин зі слаборозвиненою судинною системою (очі, мозок, нирки, шлунок, жовчний і сечовий міхури), тому що кровообіг відіграє роль водяного охолодження.

Тепловий ефект є найбільшим в зоні НВЧ. Так, дія ЕМП частотою  $3 \cdot 10^9 - 3 \cdot 10^{10}$  Гц викликає катаракту очей (помутніння хрусталика), а опромінення ЕМП великої інтенсивності призводить до руйнівних змін у тканинах та органах, опіків, омертвіння тканин організму. Важкі ураження виникають тільки в аварійних випадках і трапляються вкрай рідко.

Крім теплового ефекту, біологічна дія ЕМП виявляється в зміні орієнтації клітин та молекул відповідно до напрямку силових ліній поля, ослабленні біохімічної активності білкових молекул; зміні структури клітин крові (її складу), впливі на ендокринну систему та обмін речовин. Тому систематичний або тривалий вплив ЕМП навіть невеликої інтенсивності (нижче теплового порога) призводить до різних нервових і серцево-судинних розладів – головного болю, підвищеної стомлюваності, порушення сну, зміни кров'яного тиску, уповільнення пульсу, болю в ділянці серця й аритмії, випадання волосся, ламкості нігтів і т.д.

Вважається, що особливо чутливі до впливу ЕМП кора головного мозку і проміжний мозок. Їхнє ураження викликає порушення процесів регуляції функцій організму з боку центральної нервової системи.

### **Нормування електромагнітних випромінювань**

Допустимі рівні ЕМП на робочих місцях під час роботи з джерелами електромагнітних випромінювань (ЕМВ) встановлюються відповідно до

вимог ДСанПіН 3.3.6.096-2002 «Державні санітарні норми і правила при роботі з джерелами електромагнітних полів».

В ближній зоні, яка має фізичне значення при частотах до 300 МГц, нормуються напруженості електричної і магнітної складових полів.

В дальній зоні в діапазоні частот 300 МГц – 300 ГГц, у якому, як правило, і перебуває персонал, що обслуговує джерела ЕМВ з довжиною хвилі менше метра, нормується густина потоку енергії та енергетичне навантаження.

В діапазоні частот 60 кГц – 300 МГц гранично допустима напруженість ЕМП на робочих місцях протягом робочого дня не може перевищувати наступні значення:

- для електричних полів:

- $f$ , МГц 0,06-3 3-30 30-50 50-300;
- $E$ , В/м 50 20 10 5;

- для магнітних полів:

- $f$ , МГц 0,06-1,5 30-50;
- $H$ , А/м 5 0,3.

У випадках, коли час впливу ЕМП на персонал не перевищує 50 % тривалості робочого дня, допускаються рівні, вищі зазначених, але не більше, ніж удвічі.

Гранично допустимі значення (ГДЗ) ЕМП в діапазоні частот 300 МГц – 300 ГГц на робочих місцях для персоналу слід визначати, виходячи з гранично допустимого енергетичного навантаження на організм і часу впливу  $T$ , за наступними формулами:

$$E_{ГД} = \sqrt{\frac{E H_{ГД}}{T}},$$

$$H_{ГД} = \sqrt{\frac{E H_{ГД}}{T}},$$

де  $E_{гд}$  і  $H_{гд}$  – гранично допустимі значення напруженості електричного (В/м) і магнітного (А/м) полів;

$E_{NE_{гд}}$  і  $E_{NH_{гд}}$  – граничнодопустимі значення енергетичного навантаження протягом робочого дня,  $(В/м)^2 \cdot год$  і  $(А/м)^2 \cdot год$ ;

$T$  – час впливу, год.

Нормоване значення ЕМП за робочий день становить  $2 \text{ Вт/м}^2$  для всіх випадків опромінення, крім опромінення від обертових і сканувальних антен, та  $20 \text{ Вт/м}^2$  для випадків опромінення від таких антен.

На практиці трапляються ситуації, коли в приміщення чи в навколишнє середовище одночасно надходить випромінювання різних частотних діапазонів, для яких встановлені різні санітарні нормативи. У такому випадку вимірювання виконують окремо для кожного джерела при виключенні інших.

Найчастіше людині доводиться працювати з джерелами ЕМП промислової частоти 50 Гц. У цьому випадку обслуговуючий персонал перебуває у ближній зоні, а основним параметром, що характеризує біологічну дію ЕМВ, є електрична напруженість. Магнітна ж складова помітного впливу на організм не чинить, бо напруженість магнітного поля в діючих установках і навколо високовольтних ліній напругою до 750 кВ включно не перевищує 25 А/м. Згідно з ДНАОП 0.03-3.13-85 (СН 3206-85) «Гранично допустимі рівні магнітних полів частотою 50 Гц» їх шкідлива біологічна дія виявляється при напруженості 1,4 кА/м.

На напруженість електричного поля промислової частоти і характер його розподілу впливає напруга електроустановок і високовольтних ліній. Спеціальні спостереження і дослідження, проведені у багатьох країнах, дали змогу з'ясувати, що помітні зміни в здоров'ї обслуговуючого персоналу виникають у випадку напруги понад 400 кВ.

Гранично допустимі значення напруженості електричного поля встановлюється 25 кВ/м. Перебування в електричних полях напруженістю понад 25 кВ/м без засобів захисту забороняється. Перебування в

електричних полях напруженістю до 5 кВ/м допускається протягом робочого дня.

Оцінку постійних магнітних полів здійснюють згідно з ДНАОП 0.03-3.04-77 (СН 1742-74) «Гранично допустимі рівні впливу постійних магнітних полів при роботі з магнітними пристроями і магнітними матеріалами». Напруженість постійних магнітних полів не повинна перевищувати 8 кА/м.

Для вимірювання напруженості електричного і магнітного полів у діапазоні частот 60 кГц – 300 МГц використовують прилади ВЕМП-1 і ВЕМП-Т, для вимірювання густини потоку енергії в діапазоні частот 300 МГц – 300 ГГц застосовують прилади ПЗ-9, ПЗ-13, а напруженість електричного поля промислової частоти виміряють приладами ПЗ-1 та ВНЕП-50.

## **5.2. Методи і засоби захисту навколишнього середовища під час роботи стенда для перевірки інерціальних систем**

Якщо характеристики ЕМП перевищують вимоги нормативних актів, застосовують різні засоби і способи захисту персоналу. Вибір того чи іншого способу захисту залежить від робочого діапазону частот, характеру виконуваних робіт та умов опромінення, від параметрів ЕМП і необхідного ступеня захисту.

Найбільшого поширення одержали наступні методи захисту від ЕМП.

1. Зменшення потужності випромінювання в джерелі. Як відомо, інтенсивність опромінення прямо пропорційна потужності випромінювача  $P$  й обернено пропорційна квадрату відстані між джерелом і робочим місцем  $R$ .

Зменшення параметрів випромінювання безпосередньо у самому джерелі досягається раціональним вибором генератора, застосуванням узгоджених навантажень і спеціальних пристроїв – поглиначів потужності (еквівалент антени і навантаження). Останні застосовують як



навантаження генераторів замість відкритих випромінювачів. Поглиначі потужності – це коаксіальні та хвилеводні лінії, частково заповнені поглинаючими матеріалами (чистим графітом або графітом в суміші з цементом, піском і гумою; пластмасами; порошковим залізом у бакеліті; керамікою; деревом; водою тощо).

2. Захист відстанню. Якщо неможливо послабити інтенсивність опромінення цими методами, використовують захист відстанню і її збільшенням. Вже зазначалося, що напруженості електричних і магнітних полів убувають в міру збільшення відстані. Захист відстанню забезпечується за рахунок механізації й автоматизації виробничих процесів, застосуванням дистанційного управління і спеціальних маніпуляторів, раціональним розміщенням устаткування та робочих місць.

На підставі інструментальних вимірювань характеристик ЕМП для кожного конкретного випадку розміщення апаратури виділяють зони випромінювання, межі яких позначають яскравою фарбою на підлозі.

Для захисту від електричних полів промислової частоти, що утворюються ЛЕП, збільшують висоту підвішування фазних проводів і встановлюють санітарно-захисні зони. Наприклад, для повітряних ліній електропередач напругою 330 кВ установлюють межу санітарно-захисної зони в один бік на відстані 20 м; для 500 кВ – 30 м; для 750 кВ – 40 м; для 1150 кВ – 55 м. У межах цих зон забороняється розміщати житлові та громадські будівлі, дачні ділянки й інші місця для перебування людей, майданчики для стоянки чи зупинки всіх видів транспорту, підприємства з обслуговування автомобілів, сховища нафти і нафтопродуктів.

Відстань від ліній електропередач до меж населених пунктів має бути не меншою, ніж 250 м при напрузі 750 кВ і 300 м при напрузі 1150 кВ.

3. Архітектурно-планувальні рішення. Діючі установки потужністю понад 10 кВт слід розміщати у спеціально виділених приміщеннях регламентованої площі з капітальними стінами і перекриттями, покритими матеріалами, що поглинають ЕМП радіочастотного діапазону – цеглою,

шлакобетоном, а також матеріалами, що здатні відбивати ці випромінювання, наприклад, олійними фарбами. Такі приміщення мають бути обладнані безпосереднім виходом у коридор чи назовні. Для цього підходять кутові приміщення першого й останнього поверхів будинку.

При використанні радіолокаційних антен для захисту персоналу від опромінення на відкритій території за межами будинків необхідно раціонально розпланувати територію радіоцентру і винести службові приміщення за межі антенного поля, встановити безпечні маршрути людей, та екранувати окремі приміщення і будинки, а також ділянки території.

4. Екранування джерел випромінювання та робочих місць. Екранування – одне з найбільш ефективних і найчастіше застосовуваних засобів захисту від ЕМВ.

Екрани поділяють на відбивальні і поглинальні. Відбивальні екрани виготовляють у вигляді листа чи сітки з металів, що добре проводять струм – міді, латуні, алюмінію, сталі. Захисна дія ґрунтується на тому, що ЕМП створює в екрані струми Фуко, які наводять вторинне поле, за амплітудою майже рівне, а за фазою протилежне первинному полю. Сумарне поле, що виникає при дії цих двох полів, дуже швидко убуває в екрані, проникаючи в нього на незначну глибину. Чим більша магнітна проникність екрана і вища частота випромінювання, тим меншою буде глибина проникнення. Екран потрібно заземлити.

Для оцінки функціональних якостей екрана використовують поняття ефективності  $E_{\phi}$  (дБ), що визначається логарифмом відношення густини потоку енергії  $I_0$  у даній точці при відсутності екрана до густини потоку енергії  $I$  за наявності екрана.

Відбивальні екрани роблять у вигляді камер чи шаф, у які вміщують передавальну апаратуру, а також у вигляді кожухів, ширм захисних козирків. Так, для відкритих розподільних пристроїв промислової частоти поряд із комутаційними апаратури, шафами управління і контролю

рекомендують розміщувати стаціонарні й тимчасові екрани у вигляді козирків, навісів і перегородок з металевої сітки, яку обов'язково заземляють.

Для візуального спостереження за джерелами ЕМП обладнують оглядові вікна, захищені металевою сіткою.

Поглиналильні екрани, кожухи та інші засоби виготовляють із матеріалів, що здатні поглинати енергію ЕМП. Це можуть бути тонкі гумові килимки; тверді аркуші поролону чи волокнистої деревини, які просочені відповідною речовиною; феромагнітні пластини. Для зазначених матеріалів коефіцієнт відбиття не перевищує 1-3 %.

5. Встановлення раціональних режимів роботи. Коли немає можливості знизити інтенсивність опромінення до нормативних значень, застосовують захист часом, тобто обмежують час перебування персоналу в ЕМП.

6. Застосування індивідуальних засобів захисту. До них належать переносні парасолі, халати, куртки з каптуром, комбінезони, фартухи з металізованої тканини, які захищають організм людини за принципом сітчастого екрана із заземленням. Наприклад, від дії ЕМП НВЧ застосовують халати радіозахисні, виготовлені з тканини «Щит».

Для захисту очей від ЕМП у діапазоні частот  $3 \cdot 10^7 \div 3 \cdot 10^{11}$  Гц призначені захисні окуляри з металізованим склом, що містять двоокис олова.

7. Організаційні заходи. Необхідно регулярно проводити дозиметричний контроль (не менше одного разу на 6 місяців); медогляд (не менше одного разу на рік). Працівниками, що працюють із джерелами ЕМП, має бути надана додаткова відпустка, скорочений робочий день та ін.

### 5.3. Розрахунок санітарно-захисної зони для джерела електромагнітного випромінювання

Радіус санітарно-захисної зони для точкових джерел розраховують за наступною формулою:

$$R = \sqrt{\frac{P_{\text{ср}} \cdot G}{4\pi \cdot \sigma}},$$

де  $P_{\text{ср}}$  – середня потужність випромінювання джерела, Вт;

$G$  – коефіцієнт підсилення потужності антени;

$\sigma$  – густина потоку енергії, Вт/м<sup>2</sup>.

Середня потужність випромінювання розраховується за формулою:

$$P_{\text{ср}} = P_i \cdot \tau_i \cdot F,$$

де  $P_i$  – імпульсна потужність випромінювання джерела, кВт;

$\tau_i$  – тривалість імпульсу (1,3 мкс);

$F$  – частота повторення імпульсу (1000 Гц).

Границі санітарно-захисної зони визначаються за допустимими значеннями густини потоку енергії (ГПЕ) для обслуговуючого персоналу, який пов'язаний з експлуатацією джерела випромінювання – 10 Вт/м<sup>2</sup>.

#### Хід розрахунку

Розрахуємо середню потужність випромінювання. Імпульсна потужність випромінювання джерела  $P_i = 50$  кВт, то матимемо наступне:

$$P_{\text{ср}} = 50 \cdot 10^3 \cdot 1,3 \cdot 10^{-6} \cdot 10^3 = 65 \text{ (Вт)}.$$

Розрахуємо радіус санітарно-захисної зони для точкових джерел, якщо коефіцієнт підсилення потужності антени  $G = 25$ , а– густина потоку енергії  $\sigma = 5 \text{ Вт/м}^2$ :

$$R = \sqrt{\frac{65 \cdot 25}{4 \cdot 3,14 \cdot 5}} = \sqrt{\frac{1625}{62,8}} = 5,09 \text{ (м)}.$$

Отже, радіус санітарно-захисної зони для стенда, становить 5,09 м.

У висновку можна зазначити, що враховуючи шкідливість дії електромагнітного випромінювання на людину, необхідно дотримуватись всіх практичних рекомендацій зі зменшення цього впливу.

## ВИСНОВКИ

Використання безплатформних ІНС для управління ЛА в просторі дає ряд додаткових переваг. У першу чергу це дозволяє мінімізувати приладовий склад і, відповідно, масу і енергоспоживання системи: у її складі необхідні тільки інерціальні датчики БІНС (датчики кутової швидкості та акселерометри) і датчики первинної інформації орієнтації. Вимоги до датчиків первинної інформації можуть бути істотно спрощені за рахунок принципово нових алгоритмічних можливостей системи. Резервування апаратури БІНС може бути виконано істотно більш економним чином: від мінімальної схеми резервування (чотири вимірювальних каналу щодо вихідних трьох) до схеми з шести вимірювальних каналів, що володіє здатністю зберігати працездатність до трьох довільних відмов. Унікальні можливості надає концепція БІНС поряд з програмним забезпеченням бортовий ЦОМ для розвиненої автономної діагностики працездатності апаратури системи управління і вбудованої діагностики виконуваних системою режимів управління, заснованої на порівнянні модельного руху з реальним. Відсутність обмежень на просторові еволюції, наявність інформації при будь-якому положенні ЛА поряд з можливостями, наданими ЦОМ створили основу для побудови системи із застосуванням сучасних методів управління, включаючи методи оптимального управління, фільтрації первинної інформації для підвищення точності, побудови режимів, адаптивних до відмов, досягнення істотно більш високої надійності і економічності режимів. В даній роботі було розглянуто теоретичні аспекти платформних та безплатформних інерціально-навігаційних систем, детально розглянуто принципи побудови БІНС. Найбільше зроблено акцент на побудові навігаційного алгоритму задачею якого є вироблення інформації про швидкість та координати ЛА.

Проведено моделювання навігаційного алгоритму БІНС та застосовано оптимальну фільтрацію використовуючи ОФК попередньо розглянувши причини виникнення та аналіз похибок БІНС.

Результати моделювання показали вдале застосування ОФК для навігаційного алгоритму – була отримана система включення до якої фільтру відбувалося з малим перехідним процесом. На виході системи було отримано достатньо точні оцінки похибок швидкості та координати, а отже, максимально наближені сигнали про швидкість та координату літака.

На сьогоднішній день БІНС набули широкого поширення як основа для систем керування найрізноманітнішими рухомими об'єктами. Цьому неабиякою мірою сприяв прогрес в області створення інерціальних чутливих елементів на принципово нових принципах, прогрес в області мікроелектроніки та обчислювальної техніки.

Необхідність створення високоточних алгоритмів БІНС, забезпечують чисельне рішення навігаційних рівнянь, які є у свою чергу призвели до побудови спеціальних розділів теоретичної механіки.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. *Бранец В.Н.* Лекции по теории бесплатформенных инерциально-навигационных систем управления. – М.: МФТИ, 2009. – 336 с.
2. *Кац М.Д.* Математические основы теории управления. – Томск: ТПУ, 2010. –107с.
3. *Кузовков Н.Т.*, Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация / Н.Т. Кузовков, О.С. Салычев – М.: Машиностроение, 1982. – 217 с.
4. *Матвеев В.В.* Инерциальные навигационные системы. – Тула: 2012. – 198с.
5. *Матвеев В.В.* Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов. – ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ» Электроприбор», 2008. – 280 с.
6. *Рогожин В.О.* Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден / В.О. Рогожин, В.М. Синєглазов, М.К. Філяшкін. – К.: Вид-во НАУ, 2005. – 316 с.
7. *Феофилов О.В.* Физико-теоретические основы элементов и систем управления движением и навигации. Конспект лекций. – Тула, 2007. – 165 с.
8. *Філяшкін М.К.* Інерціально-супутникові навігаційні системи / М.К. Філяшкін, В.О. Рогожин, А.В. Скрипець, Т.І. Лукінова. – К.: НАУ, 2009. – 296с.
9. *Шивринский В.Н.* Бортовые вычислительные комплексы навигации и самолетовождения. Конспект лекций. – Ульяновск: 2010. – 148с.
10. *D.SIMON* – Kalman Filtering. Article from Embedded Systems Programming magazine.