

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_

“ \_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2021 р.

## **ДИПЛОМНА РОБОТА**

**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ**

**“МАГІСТР”**

Тема: Автоматизована система взльоту літака АН-148

Виконавець: Єріна Тетяна Сергіївна

Керівник: Положевець Ганна Андріївна

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

Нормоконтролер:

Київ 2021

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Інститут аеронавігації, електроніки та телекомунікацій  
Кафедра авіоніки  
Напря́м (спеціальність) 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

“ \_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2021 р.

## ЗАВДАННЯ

### на виконання дипломної роботи

Єріної Тетяни Сергіївни

1. Тема дипломної роботи «Автоматизована система взльоту літака АН-148» затверджена наказом ректора від 22.09.2021 № 1945/ст
2. Термін виконання роботи: з 18 жовтня 2021 року по 31 грудня 2021 року
3. Вихідні дані до роботи:
4. Зміст пояснювальної записки:
5. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання

**6. Консультанти з окремих розділів**

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	Бовсуновський Є.О.		

7. Дата видачі завдання: “ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2021р.

Керівник дипломної роботи \_\_\_\_\_

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи “Автоматизована система взльоту літака АН-148”: 103 сторінок, 35 рисунків, 2 таблиці, 33 використаних джерел, 0 додатків.

ВЗЛЬОТ ЛІТАКА, ІНЕРЦІАЛЬНА СИСТЕМА, СУПУТНИКОВА СИСТЕМА, ДОПЛЕРІВСЬКА СИСТЕМА, АЛГОРИТМ, КОРЕКЦІЯ, КОМПЕНСАЦІЯ.

Об’єктом дослідження є автоматизована система безпечного взльоту літака АН-148.

Предметом дослідження є методи, алгоритми та математичні розрахунки.

Метою дипломної роботи є розробка алгоритму комплексної обробки інформації від інерційної та супутникової систем навігації та методики розрахунку оптимального значення постійної часу фільтра та його визначення для швидкості літака АН-148 при взльоті.

Методом дослідження є конструювання складних систем, математичне моделювання в пакеті MATLAB.

Матеріал дипломної роботи можна використовувати при проведенні наукових досліджень, у навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро.

## ЗМІСТ

Вступ .....	7
Розділ 1. БЕЗПЕЧНИЙ ВЗЛЮТ ЛІТАКА .....	9
1.1. Пілотажно-навігаційне обладнання .....	9
1.2. Етап взльоту літака .....	15
1.3. Взльот літака АН-148 .....	22
1.4. Розробка структурної схеми безпечного взльоту літака.....	27
1.4.1. Схема з контролем прискорення.....	29
1.4.2. Схема з контролем швидкості заснована на порівнянні поточної швидкості розбігу із заданою програмою.....	30
1.4.3. Схема із прогнозуванням поточного прискорення .....	31
Розділ 2. ПРИЗНАЧЕННЯ І ПРИНЦИП ПОБУДОВИ НАВІГАЦІЙНОГО ОБЧИСЛЮВАЧА, ЩО ВХОДИТЬ У СКЛАД СИСТЕМИ БЕЗПЕЧНОГО ВЗЛЮТУ.....	33
2.1. Принцип дії та основні характеристики інерціальної навігаційної системи....	33
2.2. Принцип дії та основна характеристика супутникової навігаційної системи...	37
2.2.1. Супутникова навігаційна система Бейдоу.....	40
2.2.2. Супутникова навігаційна система Галілео.....	41
2.2.3. Глобальна навігаційна супутникова система ГЛОНАСС.....	43
2.2.4. Супутникова система навігації GPS.....	44
2.3. Принцип дії та основна характеристика доплерівської системи навігації.....	45
Розділ 3. ОСНОВНІ АЛГОРИТМИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ У ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСАХ .....	48
3.1. Оптимальна обробка пілотажно-навігаційної інформації в ПНК.....	48
3.2. Метод найменших квадратів.....	50
3.3. Метод максимуму правдоподібності.....	52
3.4. Рекурентний метод обробки інформації.....	54
3.5. Алгоритм безперервного оптимального фільтра.....	56
3.6. Метод обробки інформації на основі компенсації похибки.....	59

Кафедра авіоніки

НАУ 19 08 69 000 ПЗ

Виконав	Єріна Т.С.			Зміст	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Положевець Г.А.					5	103
Консультант	Положевець Г.А.				202М-СУ 151		
Н-контр.	Положевець Г.А.						
Зав.каф.	Павлова С.В.						

Розділ 4. РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ КОМПЛЕКСНОГО ВИМІРЮВАЧА, ВИКОРИСТОВУЮЧИ МЕТОД ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ ЗА СХЕМОЮ КОМПЕНСАЦІЇ ПОХИБКИ ДАТЧИКІВ.....	64
4.1. Аналіз спектральної характеристики ІНС та СНС.....	64
4.2. Розробка математичної моделі корекції ІНС від СНС.....	67
4.3. Дослідження розробленого алгоритму сумісної обробки інформації.....	72
Розділ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ.....	77
5.1. Аналіз умов праці на робочому місці інженера-розробник.....	77
5.1.1. Організація робочого місця інженера-розробника.....	77
5.1.2. Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників.....	78
5.1.3. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників, що діють на робочому місці інженера-розробника.....	79
5.1.3.1. Штучне освітлення.....	79
5.1.3.2. Мікроклімат робочої зони інженера-розробника.....	80
5.1.3.3. Виробничий шум.....	81
5.2. Розрахунок необхідної кількості світильників для штучного освітлення лабораторії.....	82
5.3. Пожежна безпека.....	85
5.3.1. Категорія приміщень по пожежній безпеці.....	85
5.3.2. Типи та кількість вогнегасників. Датчики та система пожежної сигналізації.....	86
5.3.3. Шляхи евакуації.....	87
5.4. Висновки.....	88
Розділ 6. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	89
6.1. Вплив електромагнітних полів на інженера-розробника при розробці алгоритму комплексної обробки інформації та методики розрахунку оптимального значення постійної часу фільтра.....	89
6.1.1. Загальні відомості про електромагнітне випромінювання.....	90
6.1.2. Вплив електромагнітного випромінювання від обчислювальної техніки на людину та навколишнє середовище.....	93
6.1.3. Методи захисту від електромагнітного випромінювання.....	95
6.2. Вплив на навколишнє середовище при виробництві пристрою комплексної обробки інформації.....	97
6.3. Висновки.....	99
Висновок .....	101
Список використаних джерел.....	102

## ВСТУП

Сучасний етап розвитку систем управління авіаційними об'єктами характеризується прогресом техніки та зростанням конкуренції, що відповідно призводить до різкого підвищення вимог до рівня безпеки та економічності польоту. Як показує аналіз льотних аварій за весь час існування авіації, значна частина з них припадає на етапи зльоту та набору висоти. Тому з точки зору забезпечення високого рівня безпеки польоту дуже важливо автоматизувати саме цю фазу польоту і, зокрема, автоматизувати поздовжній рух на етапі від вихідної точки до точки відриву повітряного судна (ПС) від зльотно-посадкової смуги (ЗПС). Це пов'язано з тим, що саме на цьому етапі польоту відбувається інтенсивна зміна критичних параметрів польоту, кожен з яких, досягнувши свого допустимого значення, може не тільки ускладнити процес керування літаком, а й також призведе до критичної ситуації. Коли літак відривається від ЗПС, виникають збурювальні сили через вплив землі на характер повітряного потоку навколо горизонтального оперення. Крім того, через малу швидкість виникають труднощі в поздовжньому балансуванні літака. Це завдання особливо актуальне для важких літаків з низькою тяговою вагою, для яких зліт з повним навантаженням є дуже напруженим і вирішальним етапом.

Наразі докладаються серйозні зусилля для автоматизації фази взльоту літака, зокрема розроблено кілька систем, які дозволяють завчасно попереджати екіпаж про неможливість продовження зльоту в разі повного або часткового відключення силової установки. У першій частині дипломної роботи розглянуто та проаналізовано схеми можливих або неможливих варіантів взльоту та гальмування, що забезпечують своєчасне подання сигналу «Припинити зльот» у разі часткового або повного виходу з ладу силової установки, а також представлені структурні схеми можливих рішень цієї задачі.

Кафедра авіоніки				НАУ 19 08 69 000 ПЗ			
Виконав	Єріна Т.С.			Вступ	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Положевець Г.А.					7	103
Консультант	Положевець Г.А.						
Н-контр.	Положевець Г.А.				202М-СУ		151
Зав.каф.	Павлова С.В.						

У дипломній роботі показана доцільність використання схеми з контролем швидкості, що заснована на порівнянні поточної швидкості зі швидкістю, що задана програмою. Розроблена апаратна реалізація цієї схеми.

Велика увага в дипломній роботі приділяється розробці комплексного вимірювача швидкості польоту, який дозволяє на основі комплексної обробки інформації від різних датчиків швидкості отримати оцінку цього параметра з підвищеною точністю. У роботі аналізуються відомі методи комплексної обробки пілотажно-навігаційної інформації, такі як: методи компенсації та фільтрації помилок, метод найменших квадратів, метод максимальної правдоподібності та метод оптимального використання фільтра Калмана.

Оскільки до складу ПНК сучасного літака входять інерційна навігаційна система (ІНС), супутникова навігаційна система (СНС) і доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу (ДИСС), що засновані на різних фізичних принципах, і при цьому помилки ІНС знаходяться в діапазоні низьких частот, а помилки СНС та ДИСС розташовані у високочастотному інтервалі, то створюється можливість отримання оцінки швидкості з використанням схеми компенсації. У дипломній роботі розроблена двоконтурна схема отримання оцінки параметра, а саме: контур ІНС-СНС (інерціально-супутникова система, як основний контур) і контур ІНС-ДИСС (інерціально-доплерівський режим роботи, як резервний).

Розроблено структурну схему комплексного вимірювача шляхової швидкості.

У роботі велика увага приділяється визначенню постійної часу фільтра, що мінімізує похибку оцінки.

У даній роботі проведено дослідження алгоритму обробки швидкісної інформації, що побудоване на основі схеми компенсації, з використанням програми візуального моделювання Simulink, що входить до складу універсального пакету математичного програмування MATLAB.



# РОЗДІЛ 1

## БЕЗПЕЧНИЙ ВЗЛЮТ ЛІТАКА

### 1.1. Пілотажно-навігаційне обладнання

Авіаційні прилади призначені для отримання первинної інформації про режими польоту та режими роботи силових установок і агрегатів з переробкою її для забезпечення контролю та управління літака. У зв'язку з безперервним зростанням швидкостей та висот польоту ці прилади дедалі більше ускладнюються. Сучасні літаки, що мають велику швидкість і високу пільоту, мають надзвичайно складне і різноманітне обладнання, необхідне для виконання польотного завдання в різних метеорологічних умовах вдень і вночі.

Особливу роль в обладнанні літака відіграють авіаційні прилади. Сучасний етап розвитку авіаційного приладобудування характеризується появою сучасних приладів, широким застосуванням лічильно-вирішальних пристроїв, застосуванням компенсаційних методів вимірювання, подальшим розвитком теорії погрешностей, а також впровадженням методів підвищення достовірності інформації шляхом резервування взаємного контролю. Одночасно з розвитком авіаційної техніки вдосконалюються існуючі авіаційні прилади, які знаходять широке застосування в системах навігації та автоматичного керування польотом, а також у системах автоматичного керування процесами, що протікають у силових установках. У цьому випадку за екіпажем літака залишається лише функція контролю та корекції роботи автоматичних систем. Успішне виконання льотного завдання екіпажем літака неможливо без якісної підготовки авіаційної техніки, у тому числі авіаційних приладів, до польоту.

Збільшення числа приладів на приладових дошках літальних апаратів ускладнює їх використання. Тому починають застосовувати нові системи індикації приладів (стрічкові та прямокутні шкали, відображення показань приладів на

Кафедра авіоніки				НАУ 19 08 69 000 ПЗ				
Виконав	Єріна Т.С.			Безпечний взліот літака	Літера	Аркш	Аркушів	
Керівник	Положевець Г.А.					9	103	
Консультант	Положевець Г.А.							
Н-контр.	Положевець Г.А.				202М-СУ		151	
Зав.каф.	Павлова С.В.							

лобовому склі та ін.). При цьому полегшується зняття показань приладів та побудова за їх показаннями інформаційна модель режимів польоту.

**Бортове пілотажно-навігаційне обладнання (ПНО)** – сукупність вимірювальних, обчислювальних та керуючих систем та пристроїв та систем відображення інформації на борту літака, призначених для забезпечення вирішення завдань ручного, автоматизованого, напіваавтоматичного та автоматичного літаководіння або гелікоптерів від зльоту до посадки та видачі інформації споживачам. [1]

До складу ПНО входять:

- ✓ засоби визначення повітряних параметрів;
- ✓ засоби визначення просторового становища літака;
- ✓ засоби забезпечення посадки;
- ✓ системи автономного визначення положення літака;
- ✓ системи визначення положення літака з використанням наземних та орбітальних засобів;
- ✓ системи оптимізації польоту.

До складу ПНО Ан-148 (Рис. 1.1) входять системи та комплекси:

- ✓ інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів ІКВСП;
- ✓ інерційна курсовертикаль ІКВ;
- ✓ комплексна система електронної індикації та сигналізації КСЕІС-148;
- ✓ система автоматичного керування САУ-148;
- ✓ обчислювальна система літаководіння ВСС-100;
- ✓ метеонавігаційна радіолокаційна станція;
- ✓ бортова інтегрована апаратура навігації та посадки ІЛS/VOR;
- ✓ супутникова навігаційна система;
- ✓ радіовисотомір РВ;
- ✓ система раннього попередження наближення землі EGPWS;
- ✓ радіодалекомір DME;
- ✓ група резервних приладів;
- ✓ система попередження та запобігання зіткнення TCAS;
- ✓ автоматичний радіокомпас АРК.

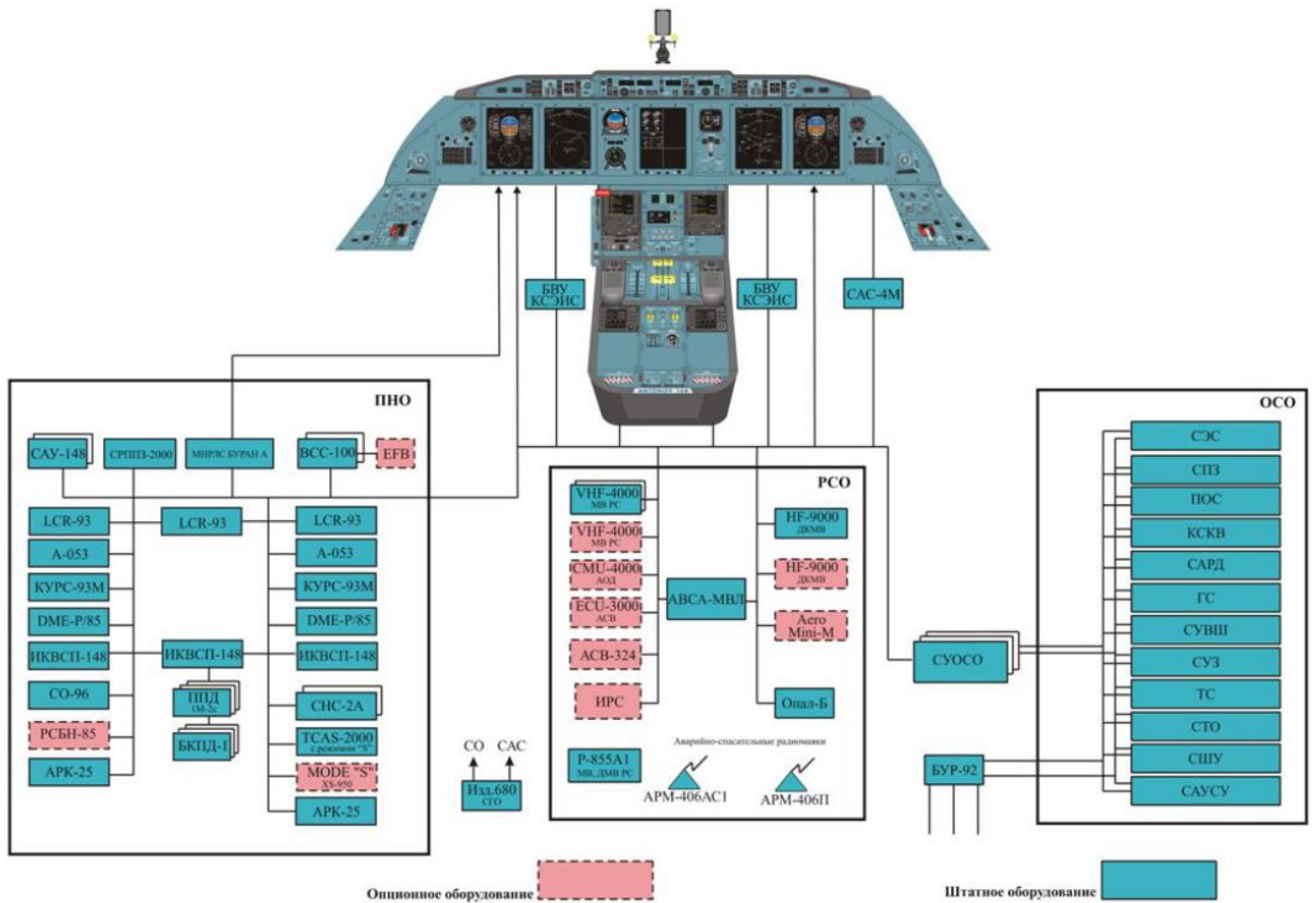


Рис. 1.1 Структура ПНО АН-148

**Пілотажно-навігаційний комплекс (ПНК)** – комплекс бортового обладнання, що забезпечує вирішення завдань пілотування та навігації літака.

До складу ПНК обладнання входять засоби визначення курсу, вертикалі (кутів крену й тангажу), повітряних параметрів, засобів обмеження граничних режимів польоту, визначення координат місця літака, засоби автоматичного управління. Для задоволення потреб безпеки польоту на літальних апаратах встановлюються пілотажні та навігаційні прилади і засоби автоматичного й напівавтоматичного управління. Їх номенклатура та кількість визначаються на підставі умов за яких передбачається використання літального апарату.

Можуть бути розглянуті вісім етапів розвитку ПНК [2]:

- Перший етап – до 1918 року – обладнання представляло собою набір найпростіших авіаційних приладів та допоміжних засобі для розрахунку поправок до показників приборів. Це обладнання було механічним або пневматичним. Польоти виконувались переважно вдень та за сприятливих метеоумов.

- Другий етап – 1918-1945 – ПНК типовий, на той час, його склад: наявність в кабіні пілота показчика швидкості, барометричного висотоміра, варіометра, компаса, креноміра.
- Третій етап – 1946-1955 – обладнання базувалось на електромеханічних аналогових обчислювальних засобах обробки інформації. В комплексах бортового обладнання вперше були застосовані інформаційні зв'язки між ПНК та радіотехнічними навігаційними засобами. У той час було створено Міжнародну організацію цивільної авіації (ICAO), і розпочато розробку міжнародних рекомендацій, вимог та стандартів на авіаційну техніку, в тому числі й на ПН обладнання.
- Четвертий етап – 1955-1965 – обладнання мало елементну базу та аналогові обчислювальні пристрої на основі електронних вакуумних приладів при удосконаленні електромеханічних пристроїв, методів аналізу і синтезу систем.
- П'ятий етап – 1965-1975 – ПНК характеризується удосконаленням аналогових електронних та електромеханічних обчислювальних приладів за рахунок використання напівпровідникових приладів, а також створенням перших електронних бортових цифрових обчислюваних машин.
- Шостий етап – 1975-1985 – ПНК характеризується більш широким застосуванням електронних аналогових та цифрових обчислювальних пристроїв, комплексною організацією ПНК обладнання (інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів, інформаційні комплекси вертикалі та курсу або базові системи формування курсу та інше), збільшенням числа функцій, що реалізуються ПНК, а також збільшенням номенклатури джерел пілотажної та навігаційної інформації.
- Сьомий етап – 1985-1995 – ПНК базується на широкому застосуванні цифрових обчислювальних машин та створених на їх базі багатомашинних обчислюваних систем.
- Восьмий етап – на сьогодні розроблюється та випускаються обладнання, в якому реалізується концепція інтегрованих комплексів бортового обладнання, побудованих на універсальних обчислюваних системах з організацією обробки пілотажно-навігаційної інформації та декількох послідовних рівнях.

На Рис.1.2 зображена стандартна панель приладів Cessna-172 «6-Pack», а саме блок пілотажно-навігаційних приладів, який, як правило, виглядає саме так на інших літаках, хіба що іноді прилади розташовані не так компактно.



Рис.1.2 Блок пілотажно-навігаційних приладів

В лівому верхньому кутку блоку пілотажно-навігаційних приладів ми бачимо найважливіший прилад на літаку, **показчик швидкості** (Airspeed Indicator). Цей прилад дає нам інформацію про приладову швидкість літака (IAS, indicated airspeed). Приладова швидкість може дуже відрізнятись від істинної швидкості (TAS, true airspeed) і шляхової (швидкість щодо землі, ground speed) в силу того, що щільність повітря відрізняється на різних висотах і при різних температурах. Але для того щоб літак просто тримався в повітрі, нам досить знати тільки приладову швидкість. Показчик швидкості так влаштований, що автоматично враховує зміни властивостей повітря: він просто порівнює тиск в трубці Піто (Pitot tube) з тиском навколишнього повітря. Виходить, що в кожен момент часу різниця тиску між трубкою Піто літака і статичним тиском забортного повітря залежить тільки від «швидкісного напору». Чим він більший, тим більше різниця і вище показання приладу.

Другим за важливістю приладом є **авіагоризонт** (Attitude Indicator), що працює від бортового гіроскопа, вакуумного або електричного. Важливість авіагоризонту особливо велика для нічних і приладових польотів. Авіагоризонт

призначений для забезпечення пілота візуальною індикацією про стан літака по крену і тангажу відносно площини істинного горизонту.

Третім є **висотомір** (Altimeter). Прилад призначений для вимірювання висоти польоту літака над земною поверхнею. Показання цього приладу залежать виключно від атмосферного тиску. Чим воно нижче, тим більше показання приладу. У висотоміра є кремальєра, яка виставляється тиск, що бере за відправну точку: тиск аеродрому або тиск на рівні моря. Перед вильотом цей прилад необхідно встановити на правильний тиск, отримане від диспетчера або АТИС.

Переходимо до другого ряду. Першим в ньому розташований комбінований прилад - **показчик повороту і ковзання** (Turn and Slip Indicator) або його вдосконалена модифікація - «показчик крену, повороту і ковзання» (Turn Coordinator). За поворот (turn) відповідає літачок (або вертикальна стрілка), а coordinator - це кулька, яка в координованому польоті повинна бути завжди в центрі.

Далі йде **гірокомпас** або гірополукомпас (Heading Indicator). Це єдиний навігаційний прилад у всьому блоці. Гірокомпас - механічний показчик напрямку істинного (географічного) меридіана, призначений для визначення курсу об'єкту, а також азимута (пеленга) орієнтованого напрямку. Принцип дії гірокомпаса заснований на використанні властивостей гіроскопа і добового обертання Землі.

Замикає в блоці приладів **варіометр** (Vertical Speed Indicator). Як і висотомір, він реагує на зміну тиску забортного повітря. Додатково він має калібрований отвір всередині, що випускає/впускає в нього повітря. Коли тиск за бортом змінюється швидше, ніж вирівнюється через калібрований отвір, стрілка відхиляється в ту або іншу сторону. Прилад показує швидкість зниження або набору, але в силу своїх конструктивних особливостей видає завжди сильно запізнілі свідчення. Корисний при тривалому наборі або зниженні літака.

ПНК Ан-148 включає в себе такі групи обладнання ПНО:

- ✓ засоби визначення повітряних властивостей;
- ✓ засоби визначення просторового становища літака;
- ✓ системи забезпечення посадки;
- ✓ системи автономного визначення положення літака;

- ✓ системи визначення положення літака з використанням наземних та орбітальних засобів;
- ✓ системи оптимізації польоту.

## 1.2. Етап взльоту літака

**Літак** – повітряне судно (ПС) з приводом від двигуна та фіксованим крилом, яке є важчим за повітря та підтримується в польоті за допомогою підйомної сили, виникаючої як результат динамічної взаємодії повітря з крилом літака. [3]

Літак складається з п'яти обов'язкових елементів (Рис. 1.3) [4]:

- 1- крило;
- 2- силова установка;
- 3- шасі;
- 4- хвостове оперення;
- 5- фюзеляж.

**Крило** – поверхня для створення підйомної сили. Зазвичай крило літака складається з центропланової частини, консолей (лівої і правої) і механізації крила. Також крило можна розділити на дві частини, ліве і праве напівкрило.

**Силова установка** – установка, що складається з двигуна і рушія (наприклад, повітряного гвинта), а також систем, які забезпечують їх роботу створюючи необхідну тягу, що врівноважує аеродинамічний опір та забезпечує літаку поступальний рух.

**Шасі** – система опор, що необхідна для розбігу літака під час зльоту, пробігу при посадці і пересуванні та стоянки його на землі. Найбільшого поширення має колісне шасі. Також відомі конструкції шасі з лижами, поплавцями, полозами. Багато сучасних літаків, зокрема більшість літаків військового призначення, а також пасажирських літаків, мають шасі, що прибирається.

**Хвостове оперення** – це аеродинамічні поверхні, що забезпечують стійкість, керованість і балансування літака в польоті. Воно складається з горизонтального і вертикального оперення.

Горизонтальне оперення (ГО) забезпечує поздовжню стійкість, керованість і балансування. Воно складається з нерухомої поверхні – стабілізатора і шарнірно підвішеного до нього керма висоти.

Вертикальне оперення (ВО) забезпечує літаку шляхову стійкість, керованість і балансування щодо вертикальної осі. Воно складається з нерухомої поверхні – кіля і шарнірно підвішеного до нього керма напрямку.

**Фюзеляж** – корпус літального апарату. Зв'язує між собою крила, оперення та (іноді) шасі. Фюзеляж літака призначений для розміщення екіпажу, устаткування та корисного навантаження. У фюзеляжі може розміщуватися паливо, шасі, двигуни. Так як фюзеляж є основою конструкції літака, він об'єднує в силовому відношенні в єдине ціле всі його частини [5].

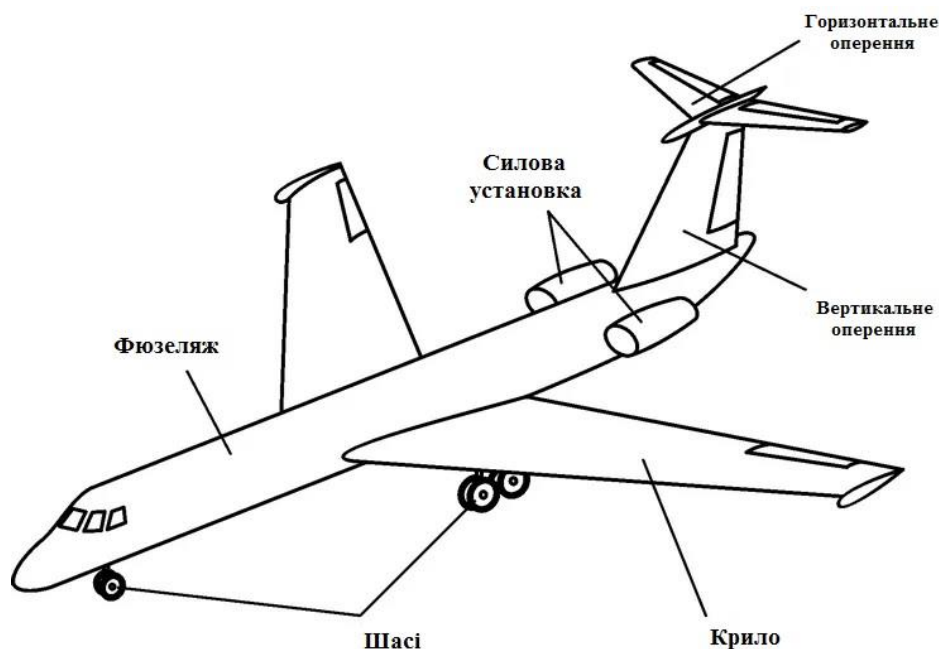


Рис. 1.3 Обов'язкові елементи літака

Рух літака починається з руління до злітно-посадкової смуги (ЗПС) та подальшого зльоту, далі, власне, сам політ, а потім - посадка та зарулювання на стоянку (Рис. 1.4).



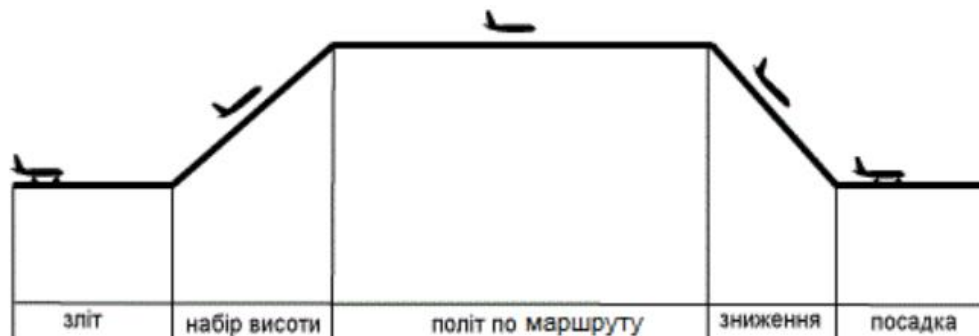


Рис. 1.4 Етапи польоту літака

Зліт і посадка літака найбільш відповідальні етапи польоту, що вимагають від льотчика граничної уваги і точності. Основна трудність зльоту і посадки полягають в тому, що ці етапи польоту виконуються поблизу землі й на малих швидкостях, коли ефективність аеродинамічних органів управління і несучих поверхонь мала, а резерву часу і простору для виправлення навіть незначних помилок немає. Тому до злітно-посадочних характеристик літаків пред'являються спеціальні вимоги, обумовлені безпекою польотів [6].

Перед відльотом літака у рейс, співробітники авіакомпаній, аеропортів, хендлінгових організацій, проводять певну роботу, аби забезпечити політ ПС. Перевірка та підготовка ПС до рейсу - це передпольотна підготовка літака, у якій задіяні: наземна служба, інженери та екіпаж. Екіпаж перевіряє готовність до запуску двигунів, а також документацію (оформлений польотний лист, бортова картка ПС, бортовий журнал, схема зв'язку, план польоту, польотна метеорологічна документація, інші документи та довідкові дані, необхідні для успішного виконання польоту). Бортпровідники перевіряють працездатність систем зв'язку, сповіщення, обладнання санвузлів та кухонь тощо.

Приблизно за 3 години до вильоту від диспетчера екіпажу надсилається поштою електронний бриф-пакет, в якому зазначається:

- погода в аеропортах вильоту і прильоту;
- запасний аеродром (або декілька) на різні випадки (відмова системи світлового обладнання, погіршення погодних умов тощо), дані про порядок відходу на запасні аеродроми і схеми заходу на посадку на них;
- технічний статус літака;
- зміни в умовах польоту тощо.

За 1 годину 15 хвилин до вильоту у спеціальній кімнаті в аеропорту проводиться передпольотний брифінг льотного екіпажу. Його проводить командир екіпажу. На брифінгу обговорюється ешелон (висота) польоту, маршрут, за яким здійснюватиметься рейс, та обмеження на ньому, аналізується погода, робиться статус щодо наявності/відсутності несправностей літака та кількості пального тощо. На брифінгу остаточно підтверджується можливість виконати рейс.

За 50 хвилин до вильоту літак заправляється паливом, екіпаж в літаку, командир повітряного судна і другий пілот проводять перевірку обладнання (кожний на своєму місці відповідно до власного чек-листа). Перевіряється документація.

**Зліт** – процес переходу повітряного судна у стан польоту. Зліт можливий тільки в тому випадку, якщо підйомна сила більше ваги злітаючого об'єкта.

Зліт літака буває декількох видів:

- зліт з гальм;

Двигуни виводяться на режим максимальної тяги, на якій літак утримується на гальмах; після того, як двигуни вийшли на встановлений режим, гальма відпускаються, і починається розбіг.

- зліт з короткочасною зупинкою на ЗПС;

Екіпаж не чекає, поки двигуни вийдуть на потрібний режим, а відразу починає розбіг (двигуни повинні досягти потрібної потужності до певної швидкості), при цьому довжина розбігу збільшується.

- зліт без зупинки (з ходу);

Двигуни виходять на потрібний режим в процесі вирулювання з руліжної доріжки на ЗПС, застосовується при високій інтенсивності польотів на аеродромі.

- зліт з застосуванням спеціальних засобів;

Найчастіше це зліт з палуби авіаносного корабля в умовах обмеженої довжини ЗПС. У таких випадках короткий розбіг компенсується трамплінами, катапультними пристроями, додатковими твердопаливними ракетними двигунами, автоматичними утримувачами коліс шасі тощо.

- зліт літака з вертикальним або скороченим злетом;
- зліт з поверхні води.

**Зліт** – етап польоту з моменту початку прискореного руху повітряного судна з лінії старту на наземній (водній) або штучній поверхні (моменту відділення від вказаної поверхні при вертикальному злеті) до моменту набору рекомендованих керівництвом з льотної експлуатації повітряного судна висоти і/або швидкості безпечного набору висоти залежно від типу повітряного судна та умов виконання.

Зліт є первинними етапами польоту літака. При зльоті змінюються швидкість і висота польоту, тому рух літака в цьому режимі є несталим.

Зліт вважається одним із самих складних і небезпечних етапів польоту: під час злету можуть відмовити двигуни, що працюють в умовах максимальної теплової та механічної навантаженості, літак (щодо інших фаз польоту) максимально заправлений паливом, а висота польоту ще мала. Найбільша катастрофа в історії авіації відбувся саме на злеті.

Конкретні правила злету для кожного типу повітряного судна описані в керівництві з льотної експлуатації літака. Корективи можуть вносити схеми виходу, особливі умови, однак існують деякі загальні правила.

Порівняно з іншими типами літальних апаратів літак має найтривалішу за часом і найскладнішу з організації управління фазу злету. Зліт починається з моменту початку руху по ЗПС для розбігу і закінчується на висоті переходу.

Кожне повітряне судно перед польотом зобов'язане пройти передпольотну підготовку. Літак готують до тих умов, в яких доведеться злітати. Наприклад, якщо прогнозується ожеледиця, літак обробляють спеціальною рідиною.

Перед кожним злетом штурман або другий пілот розраховує швидкість прийняття рішення ( $V_1$ ), до якої зліт може бути безпечно припинене, і літак зупиниться в межах ЗПС. Розрахунок  $V_1$  враховує безліч факторів, таких, як: довжина ЗПС, її стан, покриття, ухил, висота аеродрому над рівнем моря, метеоумови, завантаження літака, центрування, та інші. Якщо відмова сталася на швидкості, меншій  $V_1$ , у разі екстреного гальмування літак встигне зупинитися в межах ЗПС і не викотиться. У разі, якщо відмова сталася на швидкості, більшій за  $V_1$ , єдино вірним рішенням буде продовжити зліт і потім провести посадку.

Більшість типів літаків цивільної авіації з декількома двигунами сконструйовані так, що, навіть якщо на злеті відмовить один з двигунів, потужності решти вистачить на те, щоб розігнати машину до безпечної швидкості, піднятися на мінімальну висоту, з якої можна зайти на глісаду і посадити літак.

Зліт сучасного літака складається з наступних етапів [7]:

- розбіг по землі;
- відрив;
- розгін з набором висоти (Рис. 1.5).



Рис. 1.5 Етапи зльоту літака

Для розбігу двигуни зазвичай встановлюють на злітний режим. Це надзвичайний режим, тривалість польоту на ньому обмежена декількома хвилинами. Іноді (якщо дозволяє довжина смуги) при злеті припустимо номінальний режим. Найчастіше при злеті двигуни встановлюють на номінальний режим саме з метою зниження рівня шуму, якщо аеропорт розташований в безпосередній близькості від населеного пункту і маршрут польоту пролягає над житловими кварталами.

Перед злетом пілот випускає закрилки і передкрилки в розрахункове положення, щоб збільшити підйомну силу, і в той же час мінімально перешкоджати розбігу літака. Це зменшує довжину розбігу і дозволяє відірватися від смуги на меншій швидкості. Потім, дочекавшись дозволу авіадиспетчера, пілот встановлює двигуни у злітний режим і відпускає гальма коліс, і літак починає розбіг.

Під час розбігу головне завдання пілота – тримати ПС строго уздовж осі ЗПС, не допускаючи поперечного зсуву літака. Особливо це важливо при бічному вітрі. До певної швидкості аеродинамічне кермо напряму неефективне і рулювання відбувається шляхом пригальмовування однієї з основних стійок шасі. Після досягнення швидкості, на якій кермо напряму стає ефективним, управління

проводиться кермом напрямку. Передня стійка шасі на розгоні як правило заблокована для повороту, або переведена в режим малих кутів (повороти повітряного судна за її допомогою здійснюються при рулюванні на малій швидкості на аеродромі). Як тільки злітна швидкість досягнута, пілот плавно відхиляє штурвал на себе, збільшуючи кут атаки. Ніс літака підводиться, а потім і весь літак відривається від землі. Таким чином відбувається етап відриву літака.

Літак відривається від землі в той момент, коли піднімальна сила  $Y$  стає більше ваги літака  $G$ . Швидкість відриву  $V_{\text{відр}}$  - це швидкість, при якій літак безпечно відділяється від землі й володіє достатньою керованістю.

Після відриву від землі висота набирається при одночасному розгоні літака. Зліт літака закінчується після досягнення ним умовної висоти перешкод на підходах до аеродрому  $H_{\text{умов}}$ . По вимогах Міжнародної організації Цивільної авіації (ІСАО) величина  $H_{\text{умов}}$  становить 10,7 м для зльоту.

Відразу ж після відриву для зменшення лобового опору забираються шасі (якщо вони прибираються), та (за наявності) випускні фари, потім проводиться поступове прибирання механізації крила. Поступове прибирання обумовлене необхідністю повільного зменшення підйімальної сили крила. При швидкому прибиранні механізації літак може дати небезпечне просідання. Взимку, коли літак влітає у відносно теплі шари повітря, де ефективність двигунів падає, просадка може бути особливо глибокою. Порядок прибирання шасі і механізації крила строго регламентований у керівництві з льотної експлуатації для кожного типу літака.

Як тільки досягнуто висоту переходу, пілот встановлює стандартний тиск 760 мм рт. ст. Аеропорти розташовані на різних висотах, а управління повітряним транспортом здійснюється в єдиній системі, тому на висоті переходу пілот зобов'язаний перейти з системи відліку висот від рівня ЗПС (або рівня моря) на ешелон (умовну висоту). Також на висоті переходу двигунів встановлюють номінальний режим. Після цього етап злету вважається завершеним, і починається наступний етап польоту: набір висоти.

### 1.3. Взльот літака АН-148

Ан-148 - це регіональний реактивний літак, спроектований і побудований компанією "Антонов" в Україні.

Розробка літака була розпочата в 1990-х роках, і його перший політ відбувся 17 грудня 2004 року. Літак завершив програму сертифікації 26 лютого 2007 року.

Літак Ан-148 оснащується двома двоконтурними турбореактивними двигунами Д-436-148 розробки ЗМКБ «Прогрес», виробництва ВАТ «Мотор Січ» спільно з ФГУП ММПП «Салют».

Д-436-148 – український три-вальний із високою стелінню двоконтурності турбовентиляторний двигун, розроблений Запорізьким машинобудівним конструкторським бюро «Прогрес». Призначений для встановлення на літаки Ан-148 регіональних і магістральних авіаліній протяжністю до 7000 км (Рис.1.6).

Основні переваги:

- ✓ низька питома витрата палива і мала питома маса;
- ✓ висока надійність, обумовлена багаторічним досвідом експлуатації двигуна Д-36 аналогічного класу;
- ✓ низькі рівні шуму і емісій;
- ✓ простота обслуговування та висока ефективність системи контролю та діагностики;
- ✓ наявність універсальної підвіски, що дозволяє без змін конструкції двигуна застосовувати його на різних літаках, розміщуючи двигун під або над крилом, у фюзеляжі літака або з обох його боків;
- ✓ низькі експлуатаційні витрати при тривалому терміні служби [8].



Рис. 1.6 Двигун Д-436-148

Ан-148 має максимальну дальність польоту від 2100 км до 4400 км і здатний перевезти від 68 до 85 пасажирів, залежно від модифікації.

Ан-148 – це моноплан із верхнім розміщенням крила та з двома турбовентиляторними реактивними двигунами, встановленими в гондолах під крилом (Рис. 1.7). Таке розташування двигунів, захищає їх та конструкцію крила від пошкодження сторонніми предметами. Бортова система технічного обслуговування, допоміжна силова установка, конструкція крила та шасі дозволяють використовувати Ан-148 як на бетонних так і на ґрунтових аеродромах. Пілотажно-навігаційне обладнання літака представлене п'ятьма рідкокристалічними дисплейними панелями та системою fly-by-wire (електро-дистанційна система керування), що дозволяє літаку Ан-148 виконувати польоти день і ніч відповідно до правил польоту за приладами та візуальних правил польоту за будь-яких погодних умов на маршрутах з високою щільністю повітряних суден.

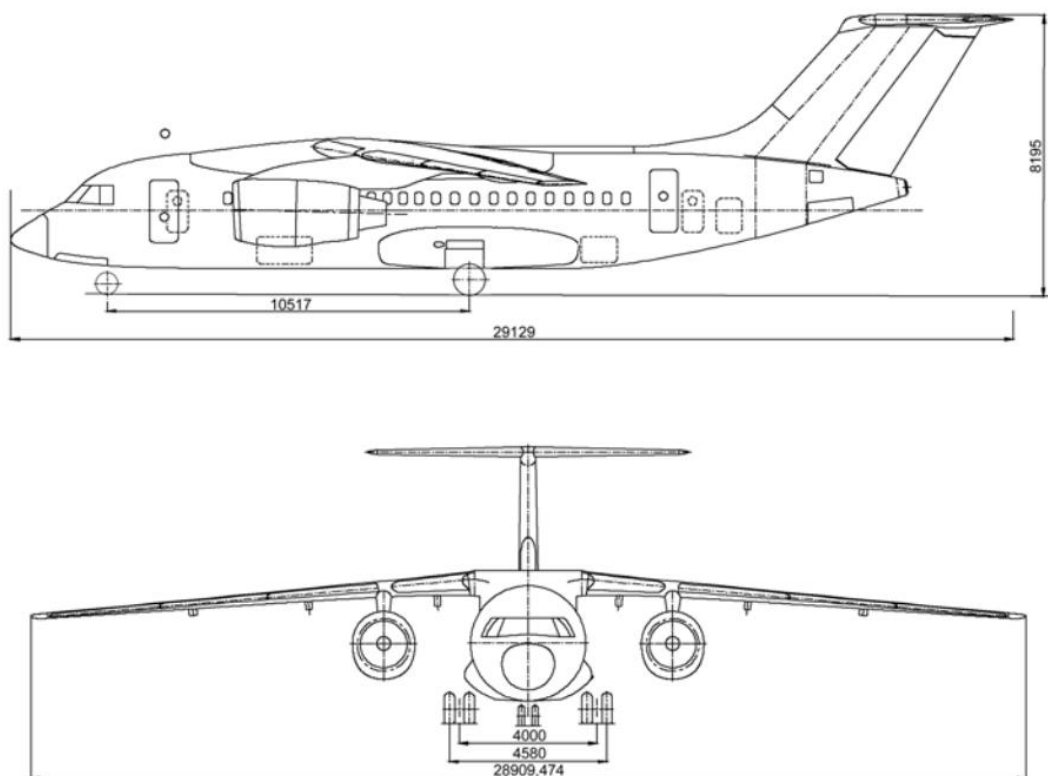


Рис. 1.7 Загальний вигляд літака АН-148

Фюзеляж – герметичний, круглого перерізу. У ньому розташована кабіна екіпажу, транспортна кабіна, що включає пасажирський салон, вестибюль та задній багажно-вантажний відсік. Під підлогою розміщено два підпільні багажно-вантажні відсіки – передній та задній, технічний відсік, ніші передньої та основних опор шасі.

На літаку є – передні вхідні двері-трап, задні вхідні двері та дві службові.

Комплекс засобів пожежного захисту забезпечує виявлення, сигналізацію та ліквідацію пожежі в пожежонебезпечних відсіках літака, попередження виникнення та розповсюдження пожежі на суміжні відсіки.

Подібно до Boeing 737, основні стійки шасі ховаються у фюзеляж літака під час польоту, частково ніша шасі закривається створами стійок, а в нижній частині ніша прикривається зовнішніми колесами основних стійок. Сходи, вбудовані у вхідні двері-трап, дозволяють здійснити посадку та висадку пасажирів літака без додаткового наземного обладнання.

Літак обладнаний електромеханічним комплексом систем управління, що складаються із системи штурвального управління та системи управління механізацією. Система штурвального керування забезпечує керування літаком по тангажу, крену та курсу на всіх режимах польоту. Система штурвального управління складається з головного контуру – електродистанційного керування та контуру резервного керування. Система управління механізацією забезпечує управління відхиленнями носків та передкрилками, а також закрилками на етапах зльоту-посадки у слідчому та резервних режимах.

Поверхні управління і балансування літака Ан-148 показані на Рис. 1.8.

Управління по тангажу здійснюється двосекційним кермом висоти, встановленим на фіксованому стабілізаторі.

Управління по крену здійснюється елеронами (по одному на кожному напівкрилі) із 3-ма парами багатofункціональних інтерцепторів. Ці ж інтерцептори також використовуються в режимах повітряного і наземного гальмування. Ще дві пари інтерцепторів повітряних гальм (більшого розміру) використовуються лише на землі.

Управління по курсу здійснюється односекційним кермом напрямку.

Для забезпечення злітно-посадкових характеристик на кожному напівкрилі встановлені дві секції закрилків, секція відхиляємих носків і три секції передкрилків. [9]



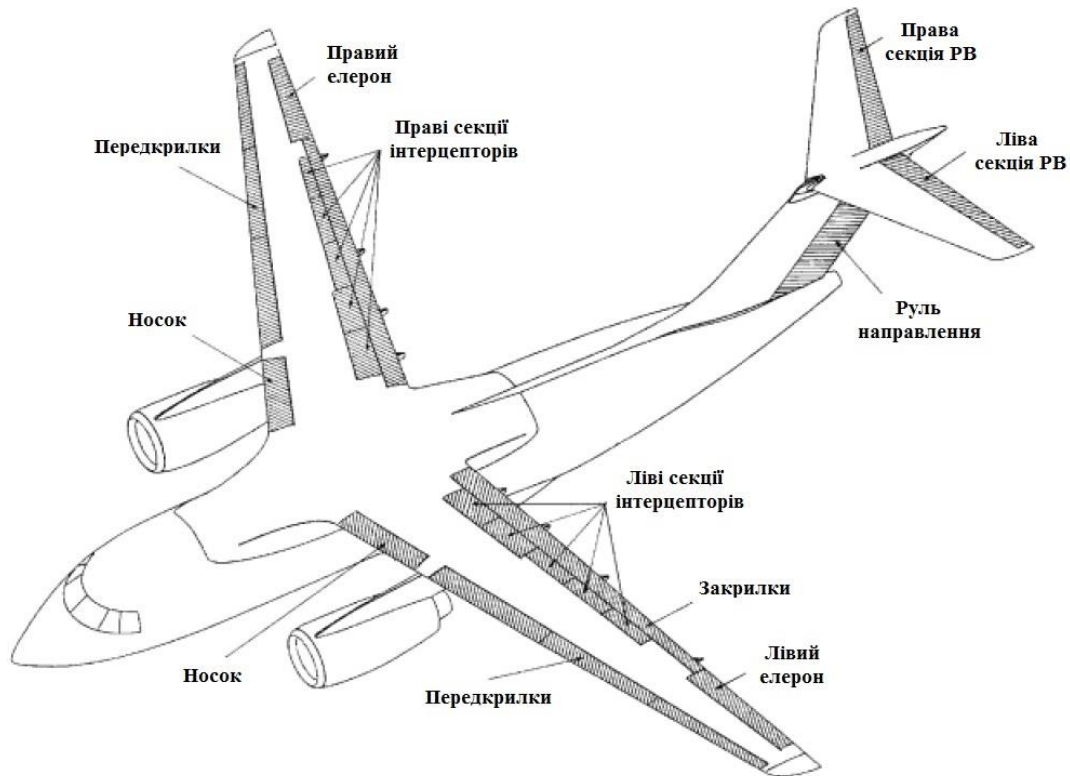


Рис. 1.8 Поверхні управління і балансування літака Ан-148

Для світлового позначення літака вночі, а також для визначення напрямку його переміщення на ньому встановлені проблискові маяки та аеронавігаційні вогні.

Для забезпечення зльоту, посадки, рулювання на літаку передбачені дві посадкові фари (одна рульова фара та дві фари бічного світла). Для виявлення льоду встановлені фари освітлення повітрозбірника двигуна та фара освітлення стабілізатора.

Бортове радіоелектронне обладнання літака забезпечує виконання польотів в очікуваних умовах експлуатації.

Літак обладнаний бортовим пристроєм для реєстрації параметрів польоту [10].

Підготовка до зльоту літака АН-148 для екіпажу на попередньому старті полягає в наступному:

- поінформувати бортпровідника про готовність до зльоту;
- прийняти доповідь бортпровідників про готовність пасажирського салону до зльоту;
- отримати умови зльоту, ввести та активізувати у обчислювальній системі літаководіння схему SID або маршрут виходу;
- провести брифінг перед зльотом;

- під час проведення підготовки до зльоту, залежно від умов зльоту та інших факторів, визначити режим зльоту, набору висоти, а також порядок взаємодії в екіпажі (пілотуючого та непілотуючого пілотів);
- підготувати включення режимів САУ "MIP. HAV", "AT";
- закрити кран кільцювання системи кондиціонування повітря;
- вимкнути відбір повітря від допоміжної силової установки (якщо було включено);
- вимкнути допоміжну силову установку (якщо було включено). Після зупинки зачинити стулку повітрозабірника допоміжної силової установки;
- запитати дозвіл на виконання виконавчого старту.

На виконавчому старті пілот забов'язан:

- встановити літак по осі ЗПС у напрямку зльоту, прокерувати по прямій 5 ... 10 м і загальмувати колеса;
- перевірити показання курсу зльоту;
- увімкнути фари в режим "Зліт-посадка";
- включити обігрів приймача повного тиску;
- включити радіолокаційну станцію у режим METEO;
- включити СПС у режим TA/RA, ABOVE ;
- зачитати розділ Контрольні Карти "НА ВИКОНАВЧОМУ СТАРТІ";
- запросити та отримати дозвіл на зліт;
- увімкнути відлік польотного часу.

Зліт без зупинки на виконавчому старті виконується за рішенням командувача ПС. Після отримання дозволу на зліт на попередньому старті необхідно виконати дії, передбачені на виконавчому старті.

Зсув вітру при зльоті характеризується різкою зміною швидкості вітру по висоті або напрямку. До явищ зсуву вітру відносяться також місцеві висхідні та низхідні потоки поблизу землі. При зсуву вітру пілот АН-148 забов'язан:

- отримавши метеодані, проаналізувати силу та напрям вітру по висотах;
- прийняти рішення на виліт;
- зліт зробити тільки при зустрічному вітрі;
- швидкість підйому передньої опори (VR) збільшити на 10 км/год;

- збирання механізації зробити після виходу із зони зсуву вітру на висоті не менше 450 м на швидкостях, рекомендованих для нормального зльоту;
- у разі попадання на зльоті в умови зсуву вітру і спрацюванні сигналізації з критичного куту атаки:
  - зменшити кути атаки по комплексному пілотажному індикатору до припинення сигналу;
  - пілотувати літак на кутах атаки близьких до максимально допустимих, не допускаючи спрацювання сигналізації по критичному куту атаки.

Перед кожним польотом літак має пройти перевірку. Без цих дій злітати категорично заборонено. Кожну деталь потрібно вчасно змінювати, не чекаючи на подію, адже безпека понад усе.

#### **1.4.Розробка структурної схеми безпечного взльоту літака**

Для здійснення безпечного зльоту необхідно вести безперервний контроль та прогнозування параметрів розбігу з метою недопущення їхнього виходу за межі допустимих значень. Правильному прийняттю рішення про продовження чи припинення розбігу має сприяти включення до складу ПНК, так званих «контролерів зльоту», системи контролю, що забезпечує постійне порівняння прогнозованих параметрів зльоту зі своїми розрахунковими значеннями.

Розглянемо принцип, яким визначається область критичних значень параметрів розбігу під час зльоту літака.

Нехай на певній заданій відстані  $L_1$  (Рис.1.9) від кінця ЗПС літак повинен набрати розрахункову швидкість відриву  $V_{від}$  (відстань  $\Delta L_1$  визначає область небезпечного зльоту). Ця умова може бути виконана при деякому мінімальному поздовжньому прискоренні  $a_{x\ min}$ .

У припущенні, що  $a_{x\ min} = const$ , графік розбігу (крива 1) поділяє простір  $(V, L)$  на області допустимого і недопустимого процесу розбігу літака по довжині пробігу літака по ЗПС. Якщо розбіг здійснюється при прискоренні  $a_x < a_{x\ min}$ , тобто недостатньо інтенсивно (поточне значення швидкості розбігу нижче кривої 1), то необхідно припинити розбіг.

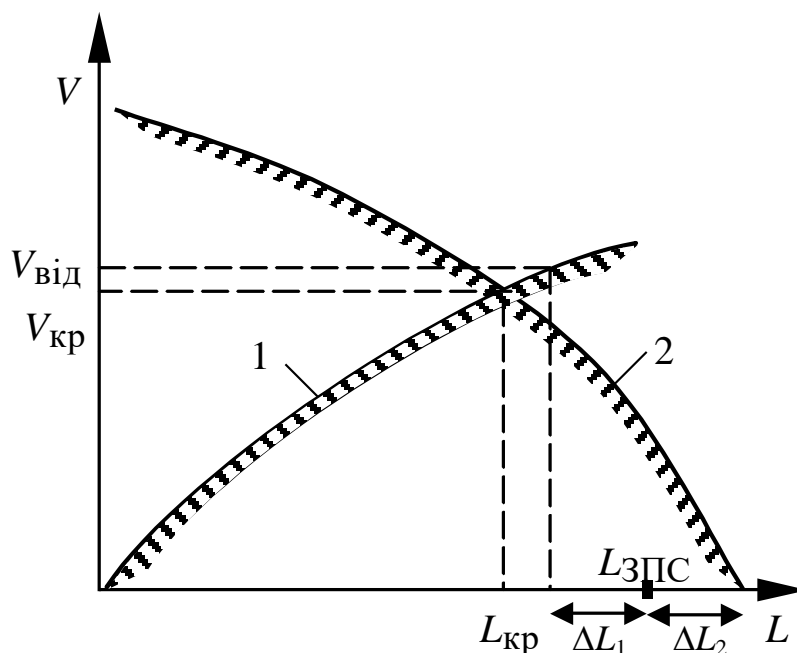


Рис.1.9 Область критичних значень параметрів розбігу

Розбіг буде припинено успішно, якщо швидкість літака дорівнюватиме нулю в межах кінцевої смуги безпеки  $\Delta L_2$ , яка більша за довжину  $L_{зпс}$  на деяку величину.

Для визначення можливості здійснення успішного припинення розбігу розглянемо графік гальмування (крива 2). Цей графік поділяє простір на допустиму та неприпустиму область припинення зльоту. Характер цієї кривої залежить від способу гальмування (пневмогальма, гальмівні щитки, гальмівні парашути, та ін) і від стану ЗПС. Точка перетину кривої 1 і 2 визначає критичні параметри розбігу  $L_{кр}$  і  $V_{кр}$ . Завдання логічного пристрою полягає в тому, щоб визначити, чи буде досягнуто критичної швидкості до моменту пробігу критичної відстані. Тільки у цьому випадку можна продовжувати зліт. При цьому потрібно мати на увазі, що рішення про продовження або припинення розбігу має бути прийняте до досягнення критичних значень швидкості та відстані, оскільки в іншому випадку ні продовження, ні припинення розбігу не забезпечать необхідну безпеку зльоту.

Використання графіків, аналогічним зображенням на Рис.1.9, дозволяє прийняти рішення про припинення або продовження розбігу, наприклад, при частковій втраті тяги двигуна (зрив форсажу або відмова одного двигуна багатомоторного ЛА). Розглянемо деякі з можливих схем «контролерів зльоту».

### 1.4.1. Схема з контролем прискорення

Схема, побудована на алгоритмах порівняння поточного поздовжнього прискорення з середнім розрахунковим значенням прискорення, передбачає обчислення розрахункового прискорення за формулою:

$$a_{x \text{ розр}} = \frac{g}{2} [2\mu - (\frac{1}{K_a} + f)] \quad (1.1)$$

де

$\mu = \frac{P}{G}$  – відносна тягоозброєність літака;

$K_a = \frac{Y_a}{X_a}$  – аеродинамічна якість при злітній конфігурації.

При цьому необхідні вихідні дані ( $f, K_a, P, G$ ) встановлюються відповідно до конкретних умов зльоту. Команда припинення зльоту («Припинити зліт») формується за умови (Рис. 1.10):

$$a_x < a_{x \text{ розр}}$$

Прогноз розбігу у цій схемі здійснюється з припущення сталості прискорення при розбігу. Основним недоліком такої схеми є помилкова реакція на зміну прискорення при розбігу (наприклад, наїзд літака на снігову ділянку).

Для усунення цього недоліку запропонована схема порівняння середніх прискорень. При цьому обчислюється середнє прискорення за пройдений шлях:

$$a_{x \text{ сер}} = \frac{V_{\text{п}}^2}{2L}$$

де

$a_{x \text{ сер}}$  – середнє прискорення;

$V_{\text{п}}$  – шляхова швидкість;

$L$  – пройдений шлях.

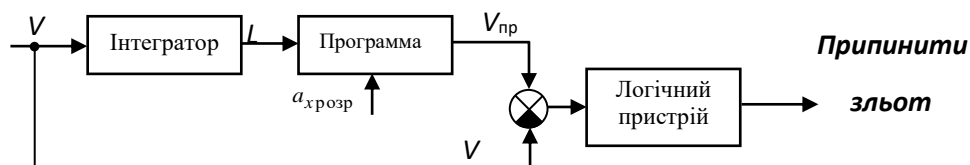


Рис. 1.10 Схема порівняння середніх прискорень при команді «Припинення зльоту»

Необхідне значення середнього прискорення визначається по критичним параметрам розбігу  $L_{\text{кр}}$  і  $V_{\text{кр}}$  (без урахування вітру, тобто при  $V = V_{\text{п}}$ ):

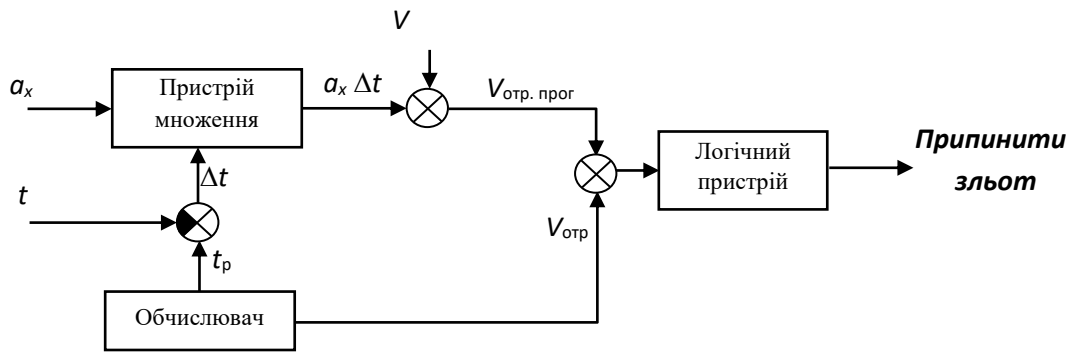


Рис.1.11 Схема порівняння середніх прискорень при команді «Припинення зльоту» із встановленням обчислювача

Команда «Припинити зліт» формується за умов:

$$a_{x \text{ сер}} < a_{x \text{ зад}} \text{ або } V_{\text{п}}^2 L_{\text{кр}} < V_{\text{кр}}^2 L$$

У схемі на Рис.1.11 необхідно вимірювати (або обчислювати) поточні значення шляхової швидкості та пройденої відстані. Критичні параметри  $L_{\text{кр}}$  і  $V_{\text{кр}}$  розраховуються заздалегідь і вводяться в обчислювач «контролера зльоту».

Загальним недоліком цієї схеми є складність врахування змін прискорення у процесі розбігу і внаслідок цього низька точність обчислення.

#### 1.4.2. Схема з контролем швидкості заснована на порівнянні поточної швидкості розбігу із заданою програмою

При реалізації такої схеми враховується зміна швидкості як функції часу чи пройденої відстані. Програма може бути отримана інтегруванням прискорення, попередньо обчисленого за формулою (1.1), яке вводиться в обчислювач «контролера зльоту». Можлива побудова складнішого бортового обчислювача, наприклад, показаного на Рис.1.10.

І тут програмується графік  $V_{\text{пр}} = f(L)$ , де можна врахувати не тільки середнє прискорення, а й його розрахункові зміни у процесі розбігу. В обох випадках умова формування команди припинення зльоту має вигляд

$$V < V_{\text{пр}}$$

Недоліком цієї схеми є запізнення прийняття рішення про припинення зльоту при різкому зменшенні прискорення розбігу.

### 1.4.3. Схема із прогнозуванням поточного прискорення

Схема з прогнозуванням розбігу з прогнозуванням руху ЛА використовує поточне прискорення (Рис.1.10 та 1.11).

У схемі показаної на Рис.1.10 як критичні параметри розбігу використовуються не  $L_{кр}$  і  $V_{кр}$ , а параметри відриву  $V_{отр}$  і  $L_p$ . Їхній розрахунок проводиться попередньо, виходячи з конкретних умов зльоту. Потім обчислювач розраховує час розбігу:

$$t_p = \frac{2L_p}{V_{отр} \pm W} \quad (1.2)$$

за яким з урахуванням поточного часу  $t$  визначається час, що залишився до відриву:

$$\Delta t = t_p - t$$

Прогнозована на момент відриву швидкість обчислюється за формулою:

$$V_{отр. прог} = V + a_x \Delta t$$

Команда «Припинити зліт» формується за умови:

$$V_{отр. прог} < V_{отр}$$

У схемі, показаній на Рис.1.11, обчислюється відстань, яку необхідно пройти ЛА, щоб набрати швидкість, що дорівнює швидкості відриву з прискоренням  $a_x$ , тобто без урахування вітру. Відстань визначається за формулою:

$$\Delta L = \frac{V_{кр}^2 - V^2}{2a_x k}$$

де

$k$  – коефіцієнт, який враховує прогнозовану зміну прискорення у процесі розбігу.

Формування команди «Припинити зліт» здійснюється шляхом порівняння прогнозованої відстані  $L_{прог}$  досягнення критичної швидкості  $V_{кр}$  (Рис. 1.12):

$$L_{прог} = L + \Delta L$$

з розрахунковим значенням, тобто при виконанні умови:

$$L_{прог} = L_{кр}$$

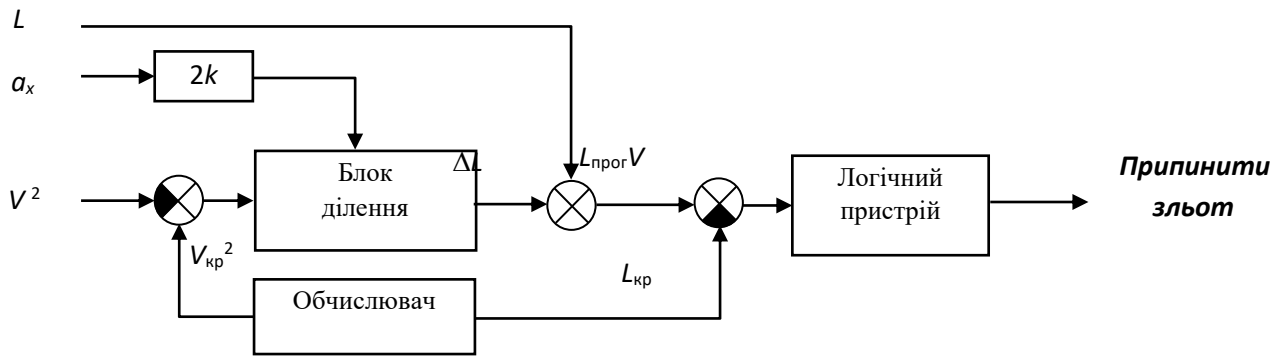


Рис. 1.12 Схеми контролю розбігу ЛА із прогнозуванням поточного прискорення

Схеми контролю розбігу ЛА (Рис.1.10 - Рис.1.12) можуть застосовуватись при нормальній роботі силової установки, а також при її частковій відмові. При цьому кожна з описаних вище схем має бути доповнена логічним пристроєм, який забезпечує найкраще рішення поставленого завдання.

Якщо відмова силової установки станеться на швидкості меншій  $V_{кр}$ , необхідно припинити розбіг ЛА. Після досягнення критичних параметрів розбігу: довжина розбігу та швидкості, починаючи з яких вже неможливе навіть екстрене, гальмування літака, приймається остаточне рішення на зліт.

У сучасних ПНК за наявності надійних датчиків пілотажної інформації можливе оброблення пілотажної інформації на етапі розбігу та зльоту із застосуванням оптимальних методів оцінювання, ідентифікації та прогнозування. А це дозволить значно підвищити безпеку польоту на цих етапах.



## РОЗДІЛ 2

### ПРИЗНАЧЕННЯ І ПРИНЦИП ПОБУДОВИ НАВІГАЦІЙНОГО ОБЧИСЛЮВАЧА, ЩО ВХОДИТЬ У СКЛАД СИСТЕМИ БЕЗПЕЧНОГО ВЗЛЬОТУ

#### 2.1. Принцип дії та основні характеристики інерціальної навігаційної системи

**Інерціальна навігація** – метод навігації (визначення координат і параметрів руху різних об’єктів – суден, літаків, ракет та ін.) і управління їх рухом, заснований на властивостях інерційних тіл, є автономним, тобто не вимагає наявності зовнішніх орієнтирів або сигналів що надходять ззовні.

Неавтономні методи вирішення завдань навігації ґрунтуються на використанні зовнішніх орієнтирів або сигналів (наприклад, зірок, маяків, радіосигналів та ін.). Ці методи в достатньо прості, але в ряді випадків не можуть бути використані через відсутність видимості або наявності перешкод для радіосигналів тощо. Необхідність створення автономних навігаційних систем стала причиною виникнення інерціальної навігації.

Принципи інерціальної навігаційної системи (ІНС) базуються на сформульованих ще Ньютоном законах механіки, яким підкоряється рух тіл по відношенню до інерційної системи відліку (для рухів в межах Сонячної системи - по відношенню до зірок).

Розробка основ інерціальної навігації відноситься до 1930-тих роках. Великий внесок у неї внесли в СРСР Б.В. Булгаков, А.Ю. Ішлінський, Є.Б. Левенталь, Г.О. Фрідлендер, а за кордоном - німецький учений М. Шулер і американський - Чарльз Дрейпер. Значну роль в теоретичних основах інерціальної навігації грає теорія стійкості механічних систем, великий внесок в яку внесли російські математики Ляпунов і Михайлов [11].

Кафедра авіоники				НАУ 19 08 69 000 ПЗ			
Виконав	Єріна Т.С.			Призначення і принцип побудови навігаційного обчислювача, що входить у склад системи безпечного взльоту	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Положевець Г.А.					33	103
Консультант	Положевець Г.А.				202М-СУ		151
Н-контр.	Положевець Г.А.						
Зав.каф.	Павлова С.В.						

Практична реалізація методів інерціальної навігації була пов'язана зі значними труднощами, викликаними необхідністю забезпечити високу точність і надійність роботи всіх пристроїв при заданих вазі та габаритах. Подолання цих труднощів стає можливим завдяки створенню спеціальних технічних засобів – інерціальної навігаційної системи. Перший варіант практичної ІНС, розроблений в США в 50-ті роки, - кілька ящиків значних розмірів (включаючи обслуговуючу ЕОМ) які, займаючи майже весь салон літака, вперше були випробувані під час перельоту з Нью-Бедфорда в Лос-Анджелес, автоматично керуючи літаком.

Сутність інерціальної навігації полягає у визначенні прискорення об'єкта і його кутових швидкостей за допомогою встановлених на об'єкті, що рухається, приладів і пристроїв, а за цими даними – розташування (координат) цього об'єкта, його курсу, швидкості, пройденого шляху тощо. А також, у визначенні параметрів, необхідних для стабілізації об'єкта і автоматичного управління його рухом. Це здійснюється за допомогою:

- датчиків лінійного прискорення (акселерометрів);
- гіроскопічних пристроїв;
- обчислювальних пристроїв (ЕОМ), які за прискоренням (шляхом їх інтегрування) знаходять швидкість об'єкта, його координати та інші параметри руху.

Інерціальні навігаційні системи (ІНС) мають у своєму складі датчики лінійного прискорення (акселерометри) і кутової швидкості (гіроскоп або пари акселерометрів, що вимірюють відцентрове прискорення). З їх допомогою можна визначити відхилення пов'язаної з корпусом приладу системи координат від системи координат, пов'язаної з Землею, отримавши кути орієнтації: рилання (курс), тангажу і крен. Лінійне відхилення координат у вигляді широти, довготи і висоти визначається шляхом інтегрування показань акселерометрів. Алгоритмічно ІНС складається з курсовертикалі і системи визначення координат. Курсовертикаль забезпечує можливість визначення орієнтації в географічній системі координат, що дозволяє правильно визначити положення об'єкту. При цьому в неї постійно повинні надходити дані про становище об'єкта. Однак технічно система, як правило, не

поділяється і акселерометри, наприклад, можуть використовуватися при виставці курсовертикальної частини.

Інерціальні навігаційні системи діляться на:

- ✓ гіростабілізовану платформу (ПНС);
- ✓ безплатформну (БНС).

У платформних ІНС взаємний зв'язок блоку вимірювачів прискорень і гіроскопічних пристроїв, що забезпечують орієнтацію акселерометрів в просторі, визначає тип інерціальної системи. Відомі три основних типів платформних інерційних систем:

1. Інерціальна система геометричного типу має дві платформи. Одна платформа з гіроскопами орієнтована і стабілізована в інерціальному просторі, а друга з акселерометрами – відносно площини горизонту. Координати літака визначаються в обчислювачі з використанням даних про взаємне розташування платформ.
2. У інерційних системах аналітичного типу і акселерометри, і гіроскопи нерухомі в інерціальному просторі. Координати об'єкту отримуються в лічильно-вирішальному пристрої, у якому обробляються сигнали, що знімаються з акселерометрів і пристроїв, що визначають поворот самого об'єкта щодо гіроскопів і акселерометрів.
3. Напіваналітична система має платформу, яка безперервно стабілізується за місцевим горизонтом. На платформі є і гіроскопи і акселерометри. Координати літака або іншого літального апарату визначаються в обчислювачі, розташованому поза платформою.

В БНС акселерометри і гіроскопи жорстко пов'язані з корпусом приладу.

Передовою технологією у виробництві БНС є технологія волоконно-оптичних гіроскопів (ВОГ), принцип дії яких заснований на ефект Саньяка. БНС на базі таких гіроскопів не має рухомих частин, абсолютна безшумна, не вимагає спеціального обслуговування, має хороші показники напрацювання на відмову (до 80 000 годин) і мале енергоспоживання (десятки Ватт). Технології ВОГ прийшли на зміну лазерно-кільцевим гіроскопам (ЛКГ), у яких рухливі частини і вимагають періодичного

обслуговування з калібрування і заміні зношених вузлів і деталей, а також з відносно високим рівнем енергоспоживання.

Переваги методів інерціальної навігації полягають в автономності, завадозахищеності і можливості повної автоматизації всіх процесів навігації. Завдяки цьому методи інерціальної навігації отримують все більш широке застосування при вирішенні проблем навігації надводних та підводних суден, літаків, космічних апаратів і інших рухомих об'єктів.

Принцип дії ІНС заснований на використанні механічних явищ, що виникають під час руху тіл у гравітаційному полі, і полягає у вимірюванні прискорень ЛА. Вимірювання прискорень здійснюється за допомогою спеціальних приладів, які отримали назву акселерометра, розташованого на платформі, яка займає певне положення щодо інерційної системи координат. Перевага інерційної системи перед іншими системами навігації - це їхня повна автономність, абсолютна завадостійкість, а також висока інформативність. Вони забезпечують можливість визначення великої кількості навігаційних та пілотажних параметрів, таких як: складові прискорень та швидкості польоту ЛА, його розташування, а також курс, крен та тангаж.

У сучасних ПНК найбільшого поширення набули ІНС з ортодромічною орієнтацією та з вільною в азимуті орієнтацією осі чутливості акселерометрів. Встановлені на гіроплатформі акселерометри вимірюють різницю між абсолютним лінійним прискоренням ЛА та гравітаційним прискоренням.

$$\bar{a} = \bar{A} - \bar{g}$$

де

$\bar{a}$  - вимірюваний вектор прискорення;

$\bar{A}$  - вектор абсолютного прискорення ЛА;

$\bar{g}$  - вектор гравітаційного прискорення.

Джерелами інструментальної похибки ІНС є:

- ✓ неточна початкова виставка гіроплатформи у площині горизонту;
- ✓ неточна азимутна стабілізація гіроплатформи;
- ✓ похибка акселерометрів;

- ✓ похибка гіроскопів;
- ✓ похибка завдання початкових умов, зокрема навігаційних параметрів, що визначають ІНС.

Крім інструментальної похибки інерціальної системі властива методична похибка, зокрема похибки, що виникають у розрахунках кутової швидкості вісі платформи та абсолютної лінійної швидкості, а саме не враховується фактична форма земної поверхні.

## **2.2. Принцип дії та основна характеристика супутникової навігаційної системи**

Прилади супутникової навігації тісно увійшли до нашого життя. Моніторинг транспортних засобів, навігація морських суден та літаків, персональна навігація – неповний перелік, у яких використовується супутникова навігація. Але далеко не кожен розуміє принцип роботи супутникової навігації, знає її різновиди та складові.

**Супутникова навігаційна система** (GNSS - Global Navigation Satellite System) - система наземного та космічного обладнання, призначена для позиціонування у просторі та часі, а також для визначення швидкості, напряму та інших параметрів руху об'єкта. [12]

Загальні елементи супутникової системи навігації:

- ✓ Орбітальна група (система космічних апаратів у вигляді мережі навігаційних штучних супутників Землі (від 2 до 30), які випромінюють спеціальні радіосигнали.
- ✓ Наземна система управління та контролю (блоки вимірювання положення супутників та передачі на них отриманої інформації для коригування інформації про їх орбіти).
- ✓ Приймальне обладнання ("супутникові навігатори", геодезичні, картографічні або навігаційні GNSS-приймачі, які використовуються для визначення місцезнаходження).
- ✓ Опціонально-інформаційна радіосистема передачі користувачам поправок, що дозволяє значно підвищити точність визначення координат.

Принцип дії супутникових систем навігації (Рис.2.1) заснований на вимірюванні відстані від антени на об'єкті, географічні координати якого необхідно отримати, до супутників, місцезнаходження яких у будь-який момент відоме з великою точністю. Таблиця положень усіх супутників (так званий «альманах») має бути в кожному приймачі супутникового сигналу до початку вимірювань. Як правило, приймач зберігає альманах у пам'яті з часу останнього вимикання і, якщо він не застарів, миттєво використовує його. Кожний супутник передає в своєму сигналі весь альманах. Таким способом, знаючи відстані до декількох супутників системи, за допомогою звичайних геометричних побудов на основі альманаху можна вирахувати положення об'єкта в просторі.

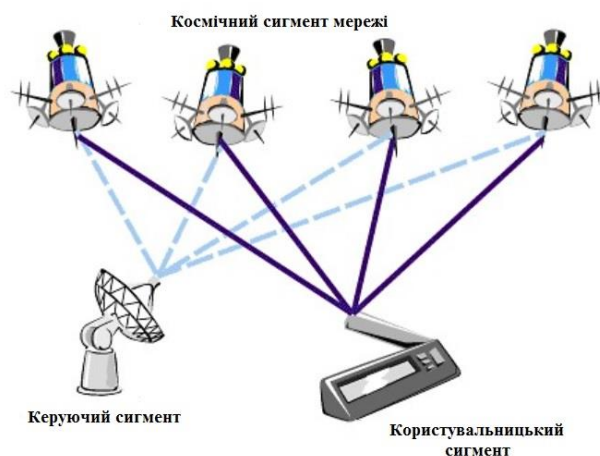


Рис.2.1 Схематичний принцип дії супутникових систем навігації

Метод вимірювання відстані від супутника до антени приймача базується на визначеності швидкості поширення радіохвиль. Для реалізації можливості вимірювання часу радіосигналу, що поширюється, кожний супутник навігаційної системи випромінює сигнали точного часу, використовуючи системну синхронізацію. При роботі супутникового приймача його годинник синхронізується з системним часом і при подальшому прийманні сигналів обчислюється затримка між часом випромінювання, що міститься в самому сигналі, і часом приймання сигналу. Маючи цю інформацію, навігаційний приймач вираховує координати антени. Вся решта параметрів руху (швидкість, курс, пройдена відстань) обчислюється на основі вимірювання часу, який об'єкт витратив на переміщення між двома або більше точками з координатами, визначеними попередніми обчисленнями.

Принципова особливість дії СНС - це використання штучних супутників Землі як радіонавігаційної точки, координата якої, на відміну від наземної радіонавігаційної точки, змінна.

Перевагами СНР є можливість:

- ✓ застосування, завдяки великій висоті польоту, радіохвилі ультракороткохвильового діапазону, що дозволяє здійснити прийом електромагнітних коливань і, відповідно, навігаційні вимірювання з високою точністю на відстані багатьох тисяч кілометрів від точки, над якою знаходиться супутник;
- ✓ здійснення навігаційних вимірів на всій території земної кулі незалежно від характеру місцевості, часу доби та метеорологічних умов;
- ✓ використання СНС для управління повітряним рухом над районами, де неможливо встановити наземні радіотехнічні засоби.

До недоліків система відноситься необхідність обов'язкового застосування наземного обладнання для спостереження та для зв'язку з штучним супутником Землі, знання змінної координати супутників, заміна штучних супутників Землі, при відмові встановленого на ньому обладнання або при зниженні висоти орбіти нижче за допустиму.

Через велику вартість СНС будуються багатоцільовими. Тільки за великої кількості споживачів супутникова система стає економічно виправданою.

Супутникова радіонавігаційна система складається з трьох основних підсистем:

- ✓ космічної апаратури (радіонавігаційні точки);
- ✓ контролю та управління;
- ✓ апаратури споживача.

Найвідоміші на сьогодні системи супутникової навігації Рис.2.2:

- ✓ GPS
- ✓ ГЛОНАСС
- ✓ Galileo
- ✓ Бейдоу



Рис 2.2 Емблеми найвідоміших систем супутникової навігації

Всі вони працюють за схожим принципом: для середнього за точністю позиціонування в просторі антена приймача повинен отримувати сигнал мінімум від 4 супутників системи (або від 3, якщо одна з координат відома, наприклад, висота над рівнем моря судна в океані - 0 м), але існують певні відмінності. Наприклад, кожна супутникова навігаційна система визначає місцезнаходження у своїй системі координат, кожна з систем супутникової навігації належить різним країнам або угрупованням країн. Але ці фактори не є важливими для користувачів, набагато важливішими відмінними є нахил і кількість орбіт, на яких знаходяться супутники, а також їх кількість, період обертання навколо Землі, оскільки ці параметри найбільше впливають на точність позиціонування. Розглянемо детальніше кожен систему супутникової навігації.

### 2.2.1. Супутникова навігаційна система Бейдоу

Супутникова навігаційна система Бейдоу — китайська супутникова система навігації. Планується, що космічний сегмент навігаційної супутникової системи Бейдоу буде складатися з 5 супутників на геостаціонарній орбіті, 3 супутників на геосинхронній орбіті (з нахилом  $55^\circ$ ) і 27 супутників на середній навколосемній орбіті (~21 500 км). Слово «Бейдоу» в перекладі означає «Північний Ківш» — китайська назва астеризму Великий Віз у сузір'ї Велика Ведмедиця.

Комерційна експлуатація системи була запущена 27 грудня 2012 як регіональна система позиціонування, при цьому супутникове угруповання складалося з 16 супутників. Китайські представники також зазначили, що ще належить врегулювати питання, що стосуються частотних діапазонів, з російською, американською та європейською сторонами, які також володіють супутниковими навігаційними угрупованнями. А поки китайська система працює на частоті сигналу



B1, позначеній Євросоюзом як E2, з частотою 1559,052 - 1591,788 МГц. Обидві сторони досі не досягли остаточної домовленості з питань сумісності своїх майбутніх супутникових навігаційних систем, незважаючи на триваючі з 2009 року переговори з питання накладення спеціальних сигналів системи Compass на спеціальні сигнали PRS системи Galileo (1563—1591 МГц для цивільного сигналу).

Як і в супутникових системах ГЛОНАСС і GPS, супутникова навігація системи Бейдоу здійснюється шляхом вимірювання дальності проходження сигналу від передавача (супутника або наземної станції) – до приймача (навігатора або смартфона). Швидкість поширення радіохвиль фіксована (вона дорівнює швидкості світла), тому знаючи координати хоча б трьох джерел сигналів, можна визначити місце розташування приймача.

Управління Бейдоу здійснюється із Центру управління супутниками у м. Сіань (провінція Шаньсі).

### **2.2.2. Супутникова навігаційна система Галілео**

Супутникова навігаційна система Галілео – супутникова система навігації Європейського Союзу та Європейського космічного агентства, розроблена як альтернатива американській системі GPS та російській ГЛОНАСС. Проект вартістю 10 мільярдів доларів названо на честь італійського астронома Галілео Галілея.

Система призначена для вирішення навігаційних завдань для будь-яких рухомих об'єктів із точністю менше одного метра. Крім країн європейського співтовариства, досягнуто домовленості про участь у проекті й інших держав (Китай, Ізраїль, Південна Корея й Україна). Крім того, ведуться переговори з представниками Аргентини, Австралії, Бразилії, Чилі, Індії, Малайзії.






На відміну від американської GPS і російської ГЛОНАСС, система Галілео не контролюється військовими органами, хоча 2008 року парламент ЄС ухвалив резолюцію «Значення космосу для безпеки Європи», згідно з якою допускається використання супутникових сигналів для військових операцій, що проводяться в рамках європейської політики безпеки. Розробку системи здійснює Європейське космічне агентство.

Система почала діяти в обмеженому режимі з 15 грудня 2016 року, коли космічна група налічувала 18 супутників. Повністю розгорнута система має складатися з 24 операційних та шести запасних супутників на трьох орбітах. Наземна інфраструктура включає два центри управління й глобальну мережу передавальних і приймальних станцій (Рис. 2.3), серед яких:

- ✓ центр льотних випробувань корисного навантаження (In-Orbit Testing – IOT) у Реду (Бельгія);
- ✓ 2 центри контролю запусків та початкових операцій (Launch and Early Operations – LEO) у Тулузі (Франція) та Дармштадті (Німеччина);
- ✓ центр моніторингу характеристик (Galileo Reference Center – GRC) у Нордвіку (Нідерланди);
- ✓ центр геодезичного та тимчасового забезпечення (Time and Geodesy Verification Facility – TGVF) у Нордвіку (Нідерланди);
- ✓ 2 центри контролю безпеки застосування послуги з регульованим доступом PRS (Galileo Security Monitoring Centre – GSMC) у Парижі (Франція) та Мадриді (Іспанія);
- ✓ центр послуг ГАЛІЛЕО (Galileo Service Centre – GSC) у Мадриді (Іспанія), завданням якого є забезпечення споживачів інформацією про відкриту та комерційну послугу системи Galileo, а також про послуги служби навігаційного покриття EGNOS.



Рис. 2.3 Наземна інфраструктура супутникової навігаційної системи Галілео

-  - центр управління системою у Фучіно (Італія) та Оберпфафенхофені (Німеччина);
-  - станції закладки даних;
-  - глобальна мережа беззапитових вимірювальних станцій;
-  - станції стеження, прийому телеметрії та передачі керуючих команд;
-  - станції середньоорбітальної системи пошуку та рятування, що приймають сигнал лиха, що ретранслюється КА ГАЛІЛЕО [13].

### 2.2.3. Глобальна навігаційна супутникова система ГЛОНАСС

Глобальна навігаційна супутникова система ГЛОНАСС – російська супутникова система навігації. Система транслює цивільні сигнали, доступні в будь-якій точці земної кулі, надаючи послуги навігації на безоплатній основі і без обмежень [14].

Система ГЛОНАСС, що мала спочатку військове призначення, була запущена одночасно з системою попередження про ракетний напад у 1982 році для оперативного навігаційно-часового забезпечення необмеженої кількості користувачів наземного, морського, повітряного та космічного базування.

Основою системи є 24 супутники, що рухаються над поверхнею Землі в трьох орбітальних площинах з нахилом орбітальних площин  $64,8^\circ$  і висотою орбіт 19100 км. Основна відмінність від системи GPS у тому, що супутники ГЛОНАСС у своєму орбітальному русі не мають резонансу (синхронності) з обертанням Землі, що забезпечує їм більшу стабільність. Таким чином, угруповання космічних апаратів ГЛОНАСС не потребує додаткових коригувань протягом усього терміну активного існування.

Система ГЛОНАСС забезпечує визначення місцезнаходження об'єкта із точністю до 2,8 метра. Наземний сегмент управління ГЛОНАСС майже повністю розташований на території Росії. Наземний сегмент ГЛОНАСС складається з:

- ✓ центра управління системою;
- ✓ п'яти центрів телеметрії, стеження та управління;
- ✓ двох лазерних далекомірних станцій;
- ✓ десяти контрольно-вимірювальних станцій.

#### 2.2.4. Супутникова система навігації GPS

Супутникова система навігації GPS – супутникова система навігації, що забезпечує вимірювання відстані, часу і визначає місце розташування у всесвітній системі координат WGS 84. Дозволяє майже за будь-якої погоди визначати місце розташування у будь-якому місці Землі (виключаючи приполярні області) та навколоземного космічного простору [15].

NAVSTAR GPS (Global Positioning System Navigation Satellite Time and Ranging) – високоточна супутникова система навігації, яка дозволяє визначити місцезнаходження об'єкта, його широту, довготу та висоту над рівнем моря, а також напрямок та швидкість його руху. Комплекс NAVSTAR розроблений, втілений та належить Міністерству оборони США.

На сьогодні основою системи є 32 супутники (активні та резервні), що працюють в єдиній мережі та обертаються на шести кругових орбітах, розташованих під кутом  $60^\circ$  один до одного. На кожній орбіті розміщено по 4 активні супутники, висота орбіт приблизно дорівнює 20200 км, спосіб орбіти -  $55^\circ$ , а період оберту кожного супутника навколо землі дорівнює 12 годин. Кожні 30 секунд супутник передає навігаційні повідомлення, в яких містяться дані про положення супутника в певний момент часу, дані якості сигналу, похибка супутникового годинника і коефіцієнти моделі іоносфери. Передача сигналу із супутника відбувається на частоті 1575,42 МГц.

Станції управління розміщені в Колорадо-Спрінгс, Дієго-Гарсія, на острові Вознесіння та на Гаваях. Вся інформація, що проходить через ці станції, записується ними і передається на головну станцію на авіабазі до Шривера (штат Колорадо).

Звичайна точність сучасних GPS-приймачів у горизонтальній площині становить 5-10 метрів і 10-20 метрів по висоті. На території США та Канади є станції WAAS, у Європі діють станції EGNOS, які передають поправки для диференціального режиму, що дозволяє збільшити точність обчислення положення до 1-2 метрів. При використанні більш складного додаткового обладнання точність визначення координат можна довести до 10 см. Однак невисокий нахил орбіт супутників GPS (приблизно  $55^\circ$ ) значно погіршує точність у приполярних регіонах Землі, оскільки супутники GPS невисоко піднімаються над горизонтом.

### 2.3. Принцип дії та основна характеристика доплерівської системи навігації

Доплерівська навігаційна система заснована на автоматичному численні шляху щодо земної поверхні. Як датчик швидкості використовуються радіолокаційні доплерівські вимірювачі колійної швидкості і кута зносу. Принцип дії таких датчиків ґрунтується на використанні ефекту Доплера (випромінений передавачем з борту літального апарата у бік Землі радіосигнал відповідної частоти відбивається від її поверхні та приймається на борту із зміненою частотою). Така зміна частоти залежить від швидкості літального апарату щодо поверхні Землі та вимірюється спеціальним частотоміром, який відградуєвано в одиниці швидкості. Частота радіосигналів доплерівської системи підбирається таким чином, щоб швидкість вимірювалася у будь-яких метеорологічних умовах. Крім того, практикою встановлено, що швидкість вимірюється за будь-якої форми поверхні Землі, у тому числі і над поверхнею води. Діапазон вимірювання швидкості практично не обмежений, тому доплерівська система може бути використана як датчики швидкості на тихохідних літальних апаратах, гелікоптерах, надшвидкісних ракетах [16].

Завдяки високій точності вимірювання шляхової швидкості, яка досягає десятої частки відсотка, автономності, і достатньої завадостійкості доплерівські системи набули поширення як вимірювачі шляхової швидкості та кута зносу.

Переваги доплерівських вимірювачів використовуються в комплексних системах навігації, де точна інформація про шляхову швидкість дозволяє суттєво зменшити похибку навігації та підвищити надійність літаководіння.

Висотно - швидкісні характеристики доплерівської системи підбираються таким чином, щоб доплерівська система забезпечувала нормальний вимір швидкості у всьому діапазоні висоти та швидкості ЛА.

Максимальна частота застосування доплерівської системи визначається рівнем потужності відбитого сигналу при польоті на максимальній висоті та працездатністю апаратури в умовах розрядженої атмосфери. Необхідний рівень потужності сигналу, що сприймається, характеризується відношенням сигнал/шум (в децибелах) для максимальної висоти та швидкості польоту. Дане відношення

залежить від конструктивних параметрів доплерівської системи (потужність передавача, параметрів та ККД антени, довжина хвилі, коефіцієнти направленої дії антени, ослаблення високочастотного сигналу в ланцюгу приймача та передавача, лінії доплерівського спектру, та ін), а також від коефіцієнтів відображення променів від поверхні, кута падіння, висоти польоту та температури атмосферного повітря. Крім того, на характеристику доплерівської системи впливають паразитні шуми від вібрації обтічника та іншої частини ЛА, аеродинамічного стрибка щільності атмосфери та кренів літального апарату. Для польотів на великій висоті в конструкції доплерівської системи передбачаються герметичність та охолодження блоків, застосування вузлів та деталі, що працюють в умовах розрядження атмосфери.

Багато сучасних доплерівських станцій забезпечують необхідне мінімальне відношення сигнал/шум порядку 6 – 12 дБ на висоті більше 21 000 м над спокійним морем за максимальної колійної швидкості та середньої потужності передавача від 5 до 15 Вт.

Мінімальна висота, на якій можлива робота доплерівської системи, визначається двома причинами:

- ✓ відсутністю корисного сигналу через те, що весь сигнал або більша його частина припадає на час відкриття приймача;
- ✓ зниженням точності в результаті зсуву та викривлення спектра відбитих сигналів на відповідній дальності при селекції приймаючих сигналів у часі.

В одноантенній системі з безперервним випромінюванням обмежень за висотою немає. У системі з малим заповненням (порядку 5%) на малій висоті приймач не встигає відкритися до закінчення приходу відбитого імпульсу в результаті кінцевого часу поновлення розрядників. Мінімальна висота такої системи досягає 60 - 90 м. Крім того, спостерігається зниження точності на малій висоті в результаті зміщення центру тяжкості спектра: приймач після відмикання сприймає меншу частину енергії, відбитої від ближніх ділянок опроміненої поверхні Землі, ніж від далеких. Існуючі когерентні імпульси системи з великим заповненням не мають обмежень за висотою.

Для доплерівської системи має значення явища "мертвої" висоти. Вона з'являється на кратній висоті, коли відбитий імпульс відбувається в момент, близький до моменту випромінювання наступного імпульсу передавача. Для усунення цього явища період повторення імпульсів безперервно змінюються з невеликою швидкістю.

Діапазон колійної швидкості для доплерівських систем встановлюють відповідно до діапазону швидкості ЛА. Так для гелікоптерів діапазон швидкості змінюється від позитивної до негативної величини. Але вимірювати більшу швидкість технічно легше, ніж малу.

Збільшення діапазону у бік більшої швидкості пов'язане з розширенням діапазону вимірювань частотоміра та допоміжного ланцюга, а також збільшення запасу потужності передавача (зі збільшенням швидкості зменшується відношення сигнал/шум).

Сучасна доплерівська система для літаків вимірює швидкість від 126 до 1800 км/год та для вертольотів від 180 до 540 км/год. Нижня межа швидкості, яка вимірюється, може бути доведена до нуля. Вертикальна швидкість літаків вимірюється до 300 м/с, а вертольотів – 15 м/с.

Похибка доплерівської навігаційної системи може виникнути в результаті похибки доплерівської станції, курсової системи та лічильно-вирішального пристрою. Похибка у вимірі поточної координати може бути визначена з рівняння:

$$\left. \begin{aligned} S_{\xi} &= \int_0^t V \cos(\psi + \varphi) dt + S_{0\xi}; \\ S_{\zeta} &= \int_0^t V \sin(\psi + \varphi) dt + S_{0\zeta}, \end{aligned} \right\}$$

де

$V$  - колійна швидкість;

$\varphi$  - кут зносу від доплерівського вимірювача швидкості;

$\psi$  - дійсний курс від датчика курсу;

$S_{\xi}, S_{\zeta}$  - складова пройденого шляху у напрямку меридіана та паралелі;

$S_{0\xi}, S_{0\zeta}, S_{0\xi}, S_{0\zeta}$  - початкові координати.

### РОЗДІЛ 3

## ОСНОВНІ АЛГОРИТМИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ У ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСАХ

### 3.1. Оптимальна обробка пілотажно-навігаційної інформації в ПНК

Основними питаннями ПНК є:

- ✓ загальна обробка інформації, яка є на борту ЛА;
- ✓ забезпечення високої надійності функціонування ПНК та безпеку польоту за рахунок резервування джерел пілотажно-навігаційної інформації.

Висока ефективність використання інформації на борту ЛА забезпечується застосуванням різних методів її обробки. До основних методів обробки інформації потрібно віднести оптимальну фільтрацію та оптимальне управління, що реалізуються в сучасних перспективних ПНК.

Найкращі результати підвищення точності характеристик вимірювальних комплексів досягаються в системі зі структурною надмірністю. Під структурною надмірністю в ПНК розуміється можливість визначення пілотажно-навігаційної інформації паралельно декількома способами з використанням сигналів від пристроїв та вимірювальної системи, побудованої на різних фізичних принципах оцінювання аналізованого параметра. Отримана в такий спосіб інформація комплексується.

В даний час на практиці побудови ПНК поширення набули такі способи загальної обробки однорідної інформації, отриманої від кількох вимірювачів:

- спосіб взаємної компенсації та фільтрації похибки вимірювальних пристроїв, які вимірюють один і той же навігаційний параметр;
- спосіб оптимальної оцінки вектора стану з використанням апріорної інформації про контрольний процес та поточні вимірювання, що реалізує алгоритм оптимальної фільтрації Калмана.

Кафедра авіоніки				<b>НАУ 19 08 69 000 ПЗ</b>				
Виконав	Єріна Т.С.			Основні алгоритми обробки інформації у пілотажно- навігаційних комплексах	Літера	Аркуш	Аркушів	
Керівник	Положевець Г.А.					48	103	
Консультант	Положевець Г.А.				202М-СУ 151			
Н-контр.	Положевець Г.А.							
Зав.каф.	Павлова С.В.							



Методи оптимальної обробки інформації в ПНК використовуються з метою одержання оцінки вектора стану (або деякої частини цього вектора) за умов впливу випадкових збурень на процес вимірювання. При цьому оцінюються не самі параметри польоту, а їхня похибка.

Нехай вектор стану динамічної системи описується векторно-матричним рівнянням вигляду:

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)V_x(t) \quad (3.1)$$

де

$\dot{X}(t)$  -  $n$ -мірний вектор стану системи;

$A(t)$  - квадратна матриця розмірності  $n \times n$ , яка є матрицею коефіцієнтів системи;

$V_x(t)$  -  $k$ -мірний вектор збурень, що діють на вході динамічної системи;

$B(t)$  - матриця збурень, розмірності  $m \times k$ .

Вважаємо, що компоненти вектора лінійно пов'язані із випадковою функцією типу білого шуму, яка має нульові математичні очікування. Вектор, сформований із цієї функції, характеризується кореляційною матрицею розмірності  $k \times k$ .

Таким чином:

$$M[V_x(t)] = 0 \quad (3.2)$$

$$M[V_x(t), V_x^T(\tau)] = R_x(t)\delta(t - \tau) \quad (3.3)$$

де

$M$  - символ математичного очікування;

$\delta(t - \tau)$  - дельта-функція.

З вектором стану системи  $X(t)$  співвідношенням

$$Y(t) = H(t)X(t) \quad (3.4)$$

пов'язаний вектор спостережень  $Y(t)$ .

У рівнянні (3.4)  $H(t)$  – матриця зв'язку, розмірності  $m \times n$ . Необхідною умовою оптимального оцінювання є повне спостереження вектора стану  $X(t)$  за вектором спостереження  $Y(t)$ .

Вважається, що процес повністю спостерігаємо на інтервалі  $t \in [t_1, t_2]$ , якщо значення вектора  $Y(t)$ ,  $t \in [t_1, t_2]$  можна обчислити значення вектора  $X(t)$ ,  $t \in [t_1, t_2]$ .

Система повністю спостерігається під час виконання умови  $m \leq n$ . Оскільки компоненти вектора  $Y(t)$  вимірюються з помилкою, то в результаті вимірів маємо новий вектор, який називається вектором вимірів:

$$Z(t) = y(t) + V_z(t) \quad (3.5)$$

де

$V_z(t)$  - вектор помилки вимірювань (допускається, що компоненти вектора  $V_z(t)$  визначаються білим шумом з нульовим математичним очікуванням).

Вектор  $V_z(t)$ , аналогічно вектору  $V_x(t)$ , характеризується кореляційною матрицею  $R_z(t)$  розмірності  $m \times m$ , тобто маємо:

$$M[V_z(t)] = 0,$$

$$M[(V_z(t), V_z^T(t))] = R_z(t) \delta(t - \tau).$$

Припускаючи, що компоненти векторів  $V_x(t)$  і  $V_z(t)$  некореловані, виходячи з викладеного, математичну модель динамічної системи та рівняння спостереження можна записати як співвідношення:

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)V_x(t),$$

$$Z(t) = H(t)X(t) + V_z(t)$$

При оптимальній обробці пілотажно-навігаційної інформації ПНК найбільш важливим процесом є отримання оптимальної оцінки. В основу алгоритмів отримання зазначеної оптимальної оцінки можуть бути такі методи обробки інформації:

- ✓ метод компенсації;
- ✓ метод фільтрації;
- ✓ метод найменших квадратів (МНК);
- ✓ метод максимуму правдоподібності (ММП);
- ✓ рекурентний метод (оптимальний фільтр Калмана (ОФК)).

### 3.2. Метод найменших квадратів

Метод найменших квадратів (МНК) застосовується для отримання оптимальної оцінки при обробці накопичених вимірів. Нехай виконано  $m$  вимірів координати (параметрів) системи  $X$ , тоді:

$$Z_m = HX_m + V_{zm} \quad (3.6)$$

де

$V_{zm}$  - вектор похибки виміру.

Необхідно за спостереженнями  $Z_m$  та заданою матрицею спостереження  $H$  найкращим чином оцінити стан вектора  $X$ . Критерієм такої оцінки за МНК є функціонал виду:

$$I = \sum_{i=1}^m V_{zi}^2$$

який мінімізує суму квадратів похибки вимірювань  $V_{zi}$ .

У матричному вигляді цей вираз запишеться так:

$$I = X |V_{z1} V_{z2} \dots V_{zm}|^T |V_{z1} V_{z2} \dots V_{zm}|$$

з урахуванням виразу (3.6) отримаємо:

$$I = (Z_m - HX_m)^T (Z_m - HX_m)$$

Оцінку  $\hat{X}$ , вектора стану системи  $X$ , можна легко отримати вирішивши рівняння виду:

$$\frac{dI}{dX} = 0 \quad (3.7)$$

$$H^T (Z_m - H\hat{X}_m) + (Z_m - H\hat{X}_m)^T H = 0 \quad (3.8)$$

Аналізуючи отримані на основі (3.6), (3.7) (3.8) вирази, можна сформулювати необхідні та достатні умови отримання оптимальної оцінки вектора стану системи  $\hat{X}$  по МНК у вигляді основних положень, виконання яких допускає:

- наявність накопичених спостережень  $Z_i$ ,  $i = 1, m$ ;
- знання матриці спостережень  $H$ ;
- неособливість матриці  $H^T H$ , тобто  $|H^T H| \neq 0$ .

Структурна схема отримання оптимальної оцінки МНК представлений на Рис.3.1.

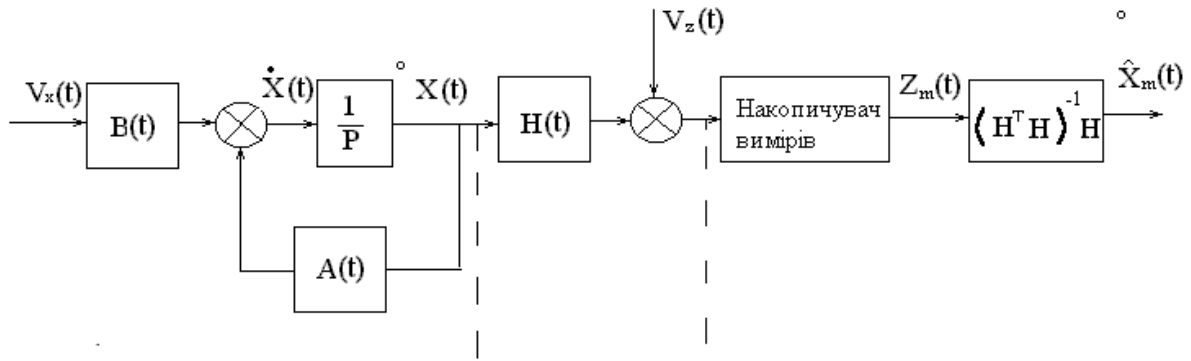


Рис. 3.1 Структурна схема отримання оптимальної оцінки МНК

Отримання оцінки  $\hat{X}$  пов'язане з накопиченням спостережень  $Z_m$  і, відповідно, нова оцінка параметра не збігається за часом з його поточним значенням на час, необхідний накопичення спостережень. Тому цей алгоритм для оцінки пілотажно-навігаційних параметрів маневрених ЛА використовують лише у разі вимірювання параметра одночасно кількома датчиками.

### 3.3. Метод максимуму правдоподібності

Алгоритм оцінки методом максимуму правдоподібності (ММП), як і алгоритм оцінки МНК допускає накопичення вимірювань, тобто наявність вектора спостережень.

Передбачається, що помилку вимірів розподілено за нормальним законом. Тоді щільність розподілу ймовірності вектора  $V_{Z_m}$  має вигляд:

$$P(V_{Z_m}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} V_{Z_m}^T \frac{1}{R_z} V_{Z_m}\right] \quad (3.9)$$

де

$R_z$  - кореляційна матриця вимірювань похибки;

$|R_z|$  - визначник матриці  $R_z$ .

Використання алгоритму оцінки методом максимуму правдоподібності допускає виконання умови  $|R_z| \neq 0$ , тобто. матриця не є особливою. Вираз для функції правдоподібності:

$$\psi(X) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} (Z_m - HX_m)^T \frac{1}{R_z} (Z_m - HX_m)\right]$$

яка є щільністю розподілу помилки вимірювань.

Необхідно вибрати таку оцінку  $\hat{X}_m$ , коли функція правдоподібності  $\Psi(X)$  зверталася б у максимум, що відповідає мінімуму квадратів відхилень вимірної координати вектора  $X$  від своїх дійсного значення. Для цього необхідно, щоб  $\frac{d\psi(x)}{dX} = 0$ .

На практиці зручніше шукати максимум не самої функції правдоподібності, а її логарифму, тобто

$$\ln \psi(X) = \ln \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} - \frac{1}{2} (Z_m - HX_m)^T \frac{1}{R_z} (Z_m - HX_m) \quad (3.10)$$

Взявши похідну компонентами вектора  $X_m$  і прирівнявши їх до нуля, отримаємо:

$$\frac{1}{2} H^T R^{-1}_z (Z_m - H\hat{X}_m) + \frac{1}{2} (Z_m - H\hat{X}_m)^T R^{-1}_z H = 0 \quad (3.11)$$

Доданки цього виразу рівняння рівні між собою і кожне з них дорівнює нулю.

Нехай

$$H^T R^{-1}_z (Z_m - H\hat{X}_m) = 0$$

тоді

$$\hat{X}_m = (H^T R^{-1}_z H)^{-1} H^T R^{-1}_z Z_m \quad (3.12)$$

Цей вираз є вихідним для розробки алгоритму отримання оптимальної оцінки ПНК за методом максимуму правдоподібності.

Для визначення цієї оцінки необхідно:

- накопичити  $m$  спостережень  $Z_m$ ;
- знати кореляційну матрицю  $R_z$  випадкової похибки вимірювача;
- знати матрицю зв'язку спостереження  $H$ .

Структурна схема отримання оптимальної оцінки методом максимуму правдоподібності представлена на Рис.3.2.

Як і у випадку алгоритму оцінки МНК отримання оцінки  $\hat{X}_M$  пов'язане з накопиченням вимірювань  $Z_M$ , і як видно, цей метод, як і МНК, може бути використаний лише при вимірюванні одного параметра декількома системами. В

іншому випадку нова оцінка помилки ПНК не співпадатиме з поточним значенням помилки на час, що дорівнює часу накопичення спостережень.

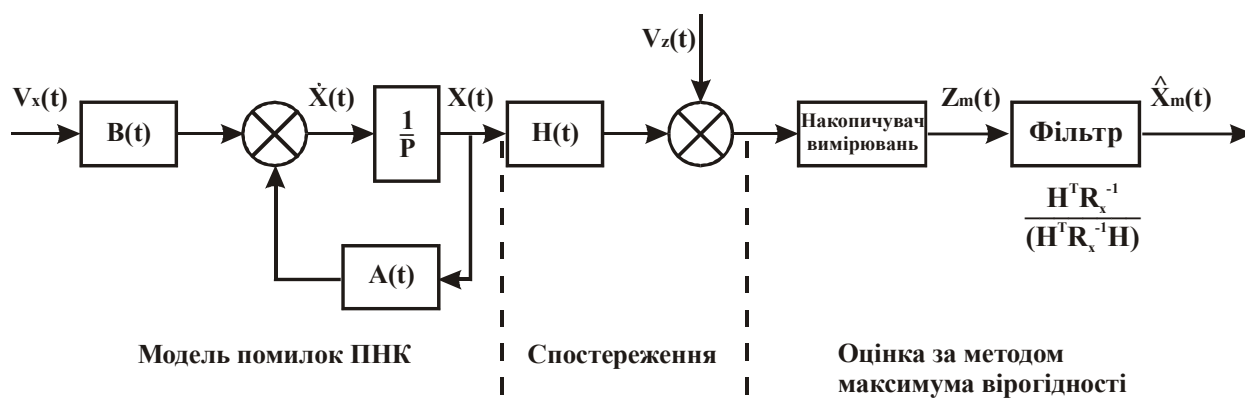


Рис. 3.2 Структурна схема отримання оптимальної оцінки ММП

### 3.4. Рекурентний метод обробки інформації

Рекурентний метод обробки інформації дозволяє одержати оцінку параметра після кожного досвіду.

Для розуміння рекурентного (послідовного) методу отримання оцінки вважаємо, що зроблено  $m$  вимірів параметра  $X$ .

$$Z_i = X + \xi_{zi}, \quad i=1, 2, 3, \dots, m$$

де

$X$  - вимірюваний параметр;

$\xi_{zi}$  - похибка  $i$ -го спостереження.

Як результат оцінки вимірюваного параметра  $X_m$  під час проведення  $m$  спостережень візьмемо:

$$\hat{X}_m = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m Z_i,$$

Тоді на наступному  $(1+i)$ -му кроці вимірювань значення оцінки має вигляд:

$$\hat{X}_{m+1} = \frac{\sum_{i=1}^m Z_i + Z_{m+1}}{m+1} = \frac{m}{m+1} \left( \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m Z_i \right) + \frac{1}{m+1} Z_{m+1} \quad (3.13)$$

або

$$\hat{X}_{m+1} = \frac{m}{m+1} \hat{X}_m + \frac{1}{m+1} Z_{m+1}$$

де

$Z_{i+1}$  - останнє  $m+1$ -е спостереження.

Додамо та віднімемо з правої частини вираз (3.13) значення , отримаємо:

$$\hat{X}_{m+1} = \hat{X}_m + \left( \frac{m}{m+1} - 1 \right) \hat{X}_m + \frac{1}{m+1} Z_{m+1} = \hat{X}_m - \frac{1}{m+1} \hat{X}_m + \frac{1}{m+1} Z_{m+1}.$$

Остаточно можна записати:

$$\hat{X}_{m+1} = \hat{X}_m + \frac{1}{m+1} (Z_{m+1} - \hat{X}_m)$$

або, позначивши  $\frac{1}{m+1} = K$ .

$$\hat{X}_{m+1} = \hat{X}_m + K(Z_{m+1} - \hat{X}_m) \quad (3.14)$$

Таким чином, оцінку можна отримати з попередньої шляхом складання її з різницею між новим спостереженням та попередньою оцінкою, помноженою на коефіцієнт ваги  $K$ . У цьому випадку відпадає необхідність зберігати  $m$  спостережень, отриманих на попередніх кроках вимірювань, оскільки вся попередня інформація об'єднана в апіорній оцінці  $\hat{X}_m$ .

Математична модель рекурентного методу обробки інформації представлена на Рис.3.3.

Рекурентний алгоритм (3.14) пов'язує поточне значення оцінки  $\hat{X}_{m+1}$  з її попереднім значенням  $\hat{X}_m$ . Різниця  $Z_{m+1}$  є показником «цінної інформації», яка виходить при вимірюванні  $Z_{m+1}$ . Справді, якщо ця різниця близька до нуля, то зафіксоване спостереження  $Z_{m+1}$  не несе жодної нової інформації порівняно з апіорною, і в цьому випадку  $\hat{X}_{m+1} \cong \hat{X}_m$ . І навпаки, при великій різниці  $Z_{m+1} - \hat{X}_m$  з урахуванням вагового коефіцієнта виникає суттєве уточнення оцінки, отриманої на попередньому кроці розрахунків.

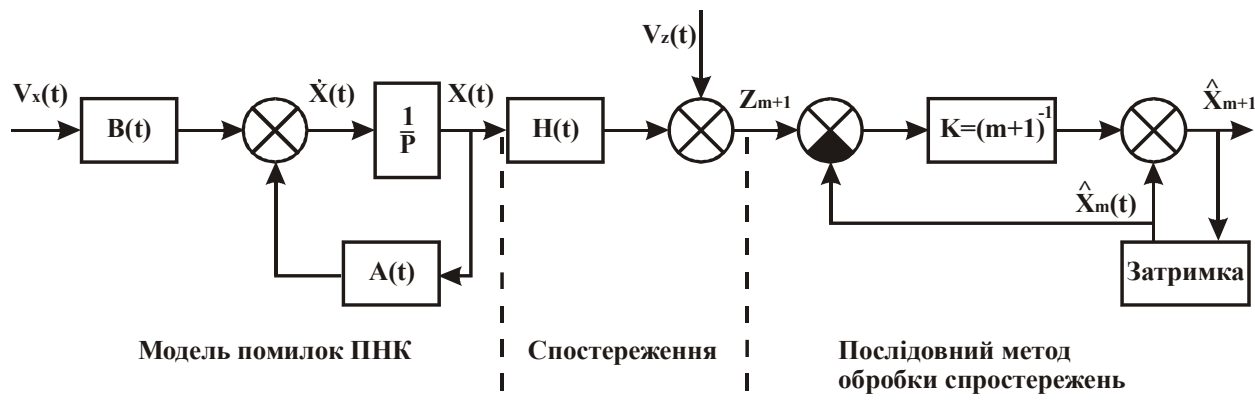


Рис.3.3 Математична модель рекурентного методу обробки інформації

Але коефіцієнт  $K = \frac{1}{m+1}$  отриманий без використання критерію оптимальності,

тому оцінка не є оптимальною, що знижує цінність даного методу обробки інформації.

### 3.5. Алгоритм безперервного оптимального фільтра

Алгоритм безперервного оптимального фільтра (оптимального фільтра Калмана – ОФК) поєднує рішення двох задач: спостереження та фільтрації. Принцип побудови ОФК розглянемо для випадку лінійної системи. Ставиться завдання знайти таку оцінку  $\hat{X}$ , щоб дисперсія помилки оцінювання  $\Delta = X - \hat{X}$  була мінімальною. Іншими словами, необхідно забезпечити мінімум суми діагональних елементів матриці

$$M[\Delta\Delta^T] = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & \dots & P_{1n} \\ P_{21} & P_{22} & \dots & P_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ P_{m1} & P_{m2} & \dots & P_{mn} \end{bmatrix}$$

У матриці  $P$  члени  $P_{ii} = \sigma^2_i$  характеризують дисперсію похибки оцінювання збігаються координат  $X_i$ , а члени  $P_{ij}$  - взаємну їх кореляцію. Доведено, що для динамічної системи оптимальним фільтром, який забезпечує мінімум сліду матриці  $P$ , служить алгоритм, який складається з трьох блоків:

- 1) основного блоку

$$\hat{X} = A\hat{X}(t) + K_o [Z(t) - H\hat{X}(t)]; \quad (3.15)$$

- 2) блоку обчислення коефіцієнтів корекції



$$K_{\phi} = P(t)H^T R_Z^{-1} \quad (3.16)$$

3) блоку розв'язання рівняння коваріації

$$\dot{P} = AP(t) + P(t)A^T - P(t)H^T R_Z^{-1} HP(t) + BR_X B^T \quad (3.17)$$

Цей алгоритм забезпечує оцінювання всіх координат вектора  $X$  при виконанні умов спостереження динамічної системи. Його особливість у виборі коефіцієнтів  $K_{\phi}$ . Початкові значення оцінки  $\hat{X}(0)$  встановлюються за попередньою інформацією про координату вектора  $X$ . Коваріаційну матрицю поточної помилки оцінювання  $P(t)$  необхідно обчислювати безперервно в процесі оцінювання або раніше, якщо це можливо.

Рівняння коваріації, яким розраховується матриця  $P(t)$ , необхідно розуміти так, якщо модель динамічної системи ідеально точна, то реальна помилка оцінювання для фільтра, побудованого за зазначеними рівняннями, будуть збігатися з коваріацією  $P(t)$  і при цьому вони будуть мінімальні. Таким чином, оптимум фільтра буде досягнутий тільки в тому випадку, якщо точно описано структуру моделі системи та правильно вибрано її параметри  $A, B, H, R_X, R_Z$ .

Тому при синтезі системи оцінювання математичної моделі вимірювачів та досліджуваної системи приділяють особливу увагу.

У рівнянні коваріації член  $AP(t) + P(t)A^T$  характеризує зміну помилки внаслідок власного руху системи. Для стійкої системи елементи матриці  $A$  менше нуля, а це визначає  $P_{ii} < 0$ , що призводить до зменшення помилки, тобто для стійкої системи як  $X(t) \rightarrow 0$ , так і  $\hat{X}(t) \rightarrow 0$  (початкова невизначеність з часом зменшується).

Множник  $P(t)H^T R_Z^{-1} HP(t)$  характеризує ефект корекції оцінки від вимірювачів і завжди означає, що  $P_{ii} < 0$ , тобто зменшення помилки.

Множник  $BR_X B^T$  характеризує величину невизначеності контрольованого процесу, завжди визначає  $P_{ii} < 0$ , а отже, і те, що помилка не може бути усунена до нуля.

Перед рішенням рівняння коваріації необхідно оцінити та задати початкові значення  $P(0)$  на підставі аналізу точності інформації про координати вектора  $X$  та початкових значень до включення фільтра. На практиці, зазвичай, обмежуються

завданням головної діагоналі  $P_{ii} < 0$ , тобто початкової дисперсії помилки, вважаючи  $P_{ij} = 0, i \neq j$ . Згодом рішення рівняння коваріації приходить до значення  $P_{уст}$ , при якому виконується рівність:

$$P_{уст} H^T R_Z^{-1} H P_{уст} = A P_{уст} + P_{уст} A^T + B R_X B^T.$$

Графік можливої залежності розв'язання рівняння коваріації від часу представлений на Рис. 3.4.

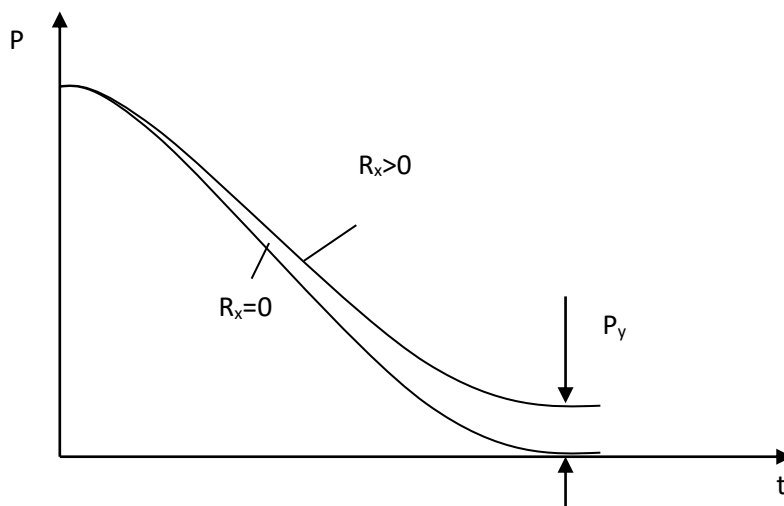


Рис. 3.4 Графік можливої залежності розв'язання рівняння коваріації від часу

Якщо система стійка і детермінована, тобто відсутні випадкові збурення ( $R_X=0$ ), то завжди  $P_{ii} < 0$  і  $\lim_{t \rightarrow \infty} P_{\delta n \delta} = 0$ . Таким чином, з часом помилка оцінювання прагне нуля. При цьому шуми вимірювачів не впливатимуть на помилку оцінювання, тому що самі вимірювачі відключаються від схеми фільтра при  $P=0$  і, отже, відповідно до рівняння коефіцієнтів корекції  $K_\phi=0$ . При синтезі фільтрів цей ефект необхідно враховувати і до збурень  $V_X$  відносити не лише реальні фізичні збурення (наприклад вітер), але й усі можливі невідповідності завдання моделі процесу.

У рівнянні коефіцієнтів корекції, матриця  $K_\phi$  має вигляд:

$$K_\phi = \begin{bmatrix} K_{\phi 11} & K_{\phi 12} & \cdots & K_{\phi 1m} \\ K_{\phi 21} & K_{\phi 22} & \cdots & K_{\phi 2m} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ K_{\phi n1} & K_{\phi n2} & \cdots & K_{\phi nm} \end{bmatrix}$$

Елементи цієї матриці характеризують зв'язок сигналу вимірювача  $Z_j$  з оцінкою координати  $\hat{X}_i$ . Структурну схему реалізації ОФК наведено на Рис.3.5.

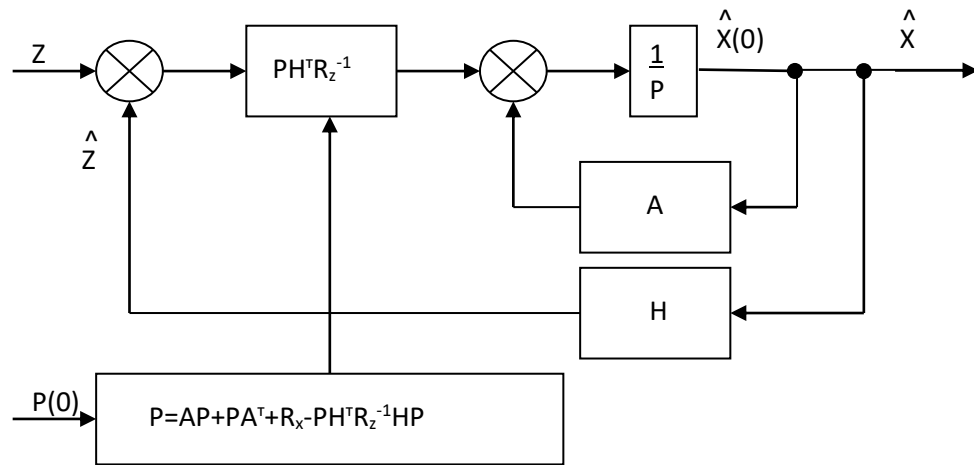


Рис. 3.5 Структурна схема реалізації ОФК

Так як ОФК поки що важко реалізувати у разі вирішення завдання загальної обробки інформації в реальному масштабі часу, а методи МНК та ММП потребують накопичення інформації, то для сучасних ПНК доцільно використання досить ефективних з точки зору отримання точності характеристики пілотажно-навігаційних параметрів методів компенсації та фільтрації. При цьому алгоритми обробки методом компенсації і методу фільтрації можна побудувати з урахуванням "ваги" похибки кожної із системи, причому "вага" представляється в загальному випадку функцією часу.

### 3.6. Метод обробки інформації на основі компенсації похибки

Основними задачами ПНК як постачальника інформаційного забезпечення польоту ЛА є:

- ✓ суспільна обробка навігаційної інформації, яка надходить на борт ЛА;
- ✓ забезпечення високої надійності функціонування бортових систем та комплексів ЛА і взагалі безпеки польоту за рахунок резервування джерел інформації.

Висока ефективність використання інформації, яка надходить на борт ЛА, забезпечується застосуванням різних методів її обробки. До основних методів обробки інформації треба віднести оптимальну фільтрацію й оптимальне управління, яке реалізується в сучасних ПНК. Найкращі результати підвищення

якісних характеристик вимірювальних комплексів, досягаються в системах зі структурною надмірністю. Під структурною надмірністю в ПНК розуміється можливість отримання пілотажно-навігаційної інформації паралельно декількома способами з використанням сигналів від приборів та вимірювальних систем, що входять до складу ПНК. Отримана таким чином інформація комплексується [17].

У теперішній час у ПНК широке розповсюдження знайшли такі способи сумісної обробки однорідної інформації, що надходить від декількох вимірників:

- взаємна компенсація і фільтрація похибок вимірювальних приладів, що вимірюють один і той самий навігаційний параметр;
- оптимальне оцінювання вектора стану з використанням апріорної інформації про контрольований процес та поточні вимірювань, що реалізує алгоритм оптимальної фільтрації Калмана.

Схема компенсації отримала найбільш широке розповсюдження при обробці пілотажно-навігаційної інформації у випадках, якщо один і той же навігаційний параметр вимірюється двома або декількома вимірниками, робота яких базується на різних фізичних принципах. У цьому випадку алгоритм компенсації, що дозволяє значно зменшити похибки вимірювання реалізується за схемою, що показана на Рис. 3.6.

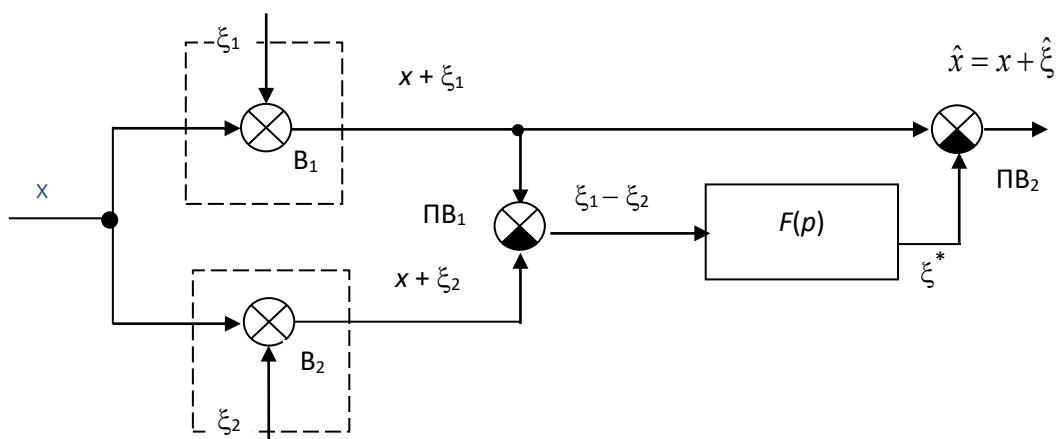


Рис. 3.6 Структурна схема методу компенсації похибок

Сигнали вимірників  $B_1$  і  $B_2$ , які крім вимірюваної величини  $x$  містять у собі сигнали помилок  $\xi_1$  та  $\xi_2$ , надходять на вхід пристрою віднімання  $PB_1$ , на виході якого формується сигнал:

$$\xi = (x + \xi_1) - (x + \xi_2) = \xi_1 - \xi_2$$

Цей сигнал проходить крізь динамічний фільтр  $F(p)$  і на другому пристрою ПВ<sub>2</sub> віднімається з сигналу першої (коректованої) системи.

Рівняння такої системи може бути записано у вигляді:

$$\hat{x} = x + \xi_1 - F(p)[\xi_1 - \xi_2]$$

або

$$\hat{x} = x + [1 - F(p)]\xi_1 + F(p)\xi_2 = x + \hat{\xi}, \quad (3.18)$$

де

$$\hat{\xi} = [1 - F(p)]\xi_1 + F(p)\xi_2 - \text{помилка комплексної системи.}$$

Якщо вибрати фільтр  $F(p)$  таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду  $\xi_1$  і заглушував заваду  $\xi_2$ , то помилка комплексної системи буде мінімальною, тобто помилка  $\hat{\xi}$  зменшується залежно від різниці в спектральних характеристиках завад  $\xi_1$  та  $\xi_2$ . При значній різниці в частотних характеристиках завад на виході фільтра  $F(p)$  (див. Рис.3.6) повністю буде відтворюватися завада  $\xi_1$ , а на виході другого пристрою віднімання ПВ<sub>2</sub> відтворюється точне значення вимірюваного параметра  $x$ , оскільки

$$\hat{x} = x + \xi_1 - \xi_1 = x$$

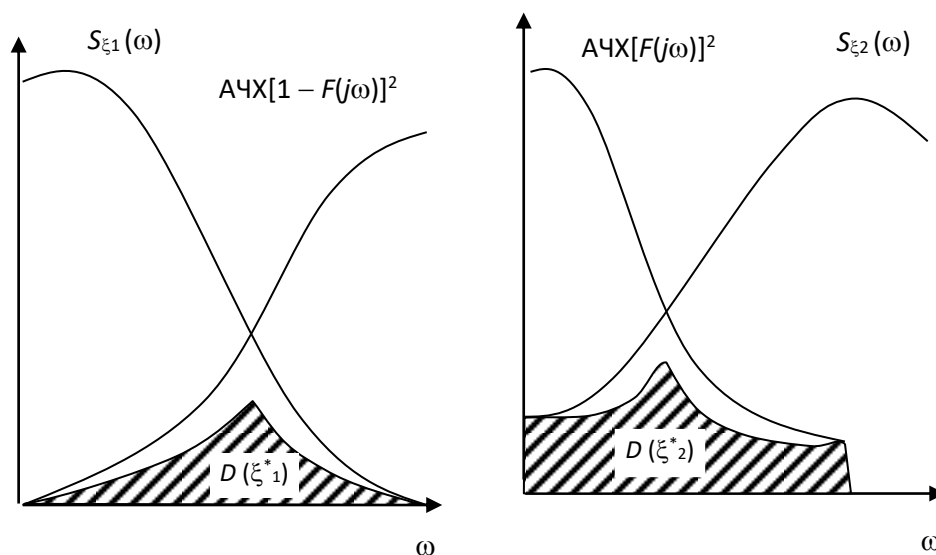


Рис. 3.7 Характер спектральних характеристик  $\xi_1$  і  $\xi_2$  – спектральних щільностей

$$S_{\xi_1}(\omega) \text{ і } S_{\xi_2}(\omega)$$

Однак реальний фільтр, пропускаючи частку енергії завади  $\xi_1$ , не повністю заглушує заваду  $\xi_2$ , як наслідок цього вихідний сигнал схеми окрім потрібної величини  $x$  буде містити помилку  $\hat{\xi}$ .

Відповідно до зазначених умов  $F(p)$  повинен бути фільтром низьких частот, тоді фільтр з характеристикою  $[1 - F(p)]$  стає фільтром високих частот. Фільтр низьких частот може бути реалізований, в простішому випадку за допомогою реальної аперіодичної ланки з передаточною функцією:

$$F(p) = \frac{1}{Tp + 1}$$

де

$T$  – стала часу фільтра.

Передавальна функція фільтра високих частот буде мати вигляд:

$$[1 - F(p)] = \frac{Tp}{Tp + 1}$$

являє собою реальну диференціальну ланку.

Схему компенсації, що наведена на Рис. 3.6, можна подати як еквівалентну схему отримання оцінки  $\hat{x} = x + \hat{\xi}$  (Рис. 3.8).

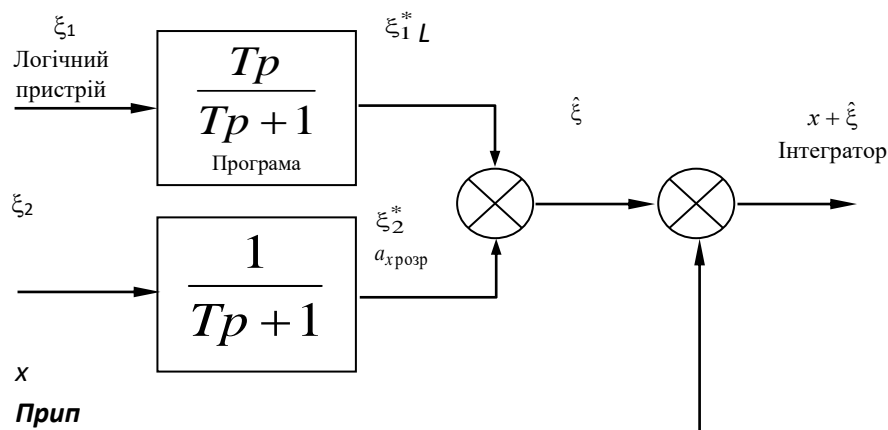


Рис. 3.8 Схема отримання оцінки  $\hat{x} = x + \hat{\xi}$

Враховуючи передбачуваний характер спектральних характеристик  $\xi_1$  і  $\xi_2$  – спектральних щільностей  $S_{\xi_1}(\omega)$  і  $S_{\xi_2}(\omega)$ , (Рис.3.7), можна представити графіки спектральних характеристик сигналів помилок  $\xi_1^*$  і  $\xi_2^*$  (дисперсій помилок  $D(\xi_1^*)$  та

$(\xi_2^*)$ ), отриманих в результаті проходження сигналів через відповідні фільтри з амплітудно-частотними характеристиками (АЧХ)  $[1 - F(j\omega)]$  та  $F(j\omega)$ .

Якщо помилки  $\xi_1$  и  $\xi_2$  є стаціонарні та статично незалежні випадкові функції часу зі спектральними щільностями  $S_{\xi_1}(\omega)$  та  $S_{\xi_2}(\omega)$ , то дисперсії помилок вихідних сигналів визначаються за формулами:

$$D(\xi_1) = \sigma_{\xi_1}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S_{\xi_1}(\omega) d\omega, \quad D(\xi_2) = \sigma_{\xi_2}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S_{\xi_2}(\omega) d\omega,$$

де

$\sigma_{\xi_1}$ ,  $\sigma_{\xi_2}$  – середньоквадратичні помилки вихідних сигналів.

Дисперсія помилки системи при реалізації способу компенсації має вигляд:

$$\sigma_{\xi}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \left\{ [1 - F(j\omega)]^2 S_{\xi_1}(\omega) + [F(j\omega)]^2 S_{\xi_2}(\omega) \right\} d\omega$$

На основі Рис.3.8 можна зробити висновок, що дисперсія помилки системи  $\sigma_{\xi}^2$  тим менше, чим більше відрізняються за частотою спектральні щільності похибок вхідних сигналів. Таким чином, задача комплексування двох вимірників полягає у виборі такої частотної характеристики фільтра  $F(j\omega)$ , щоб після підсумовування сигналів параметр на виході схеми  $\hat{x} = \bar{o} + \hat{\xi}$  був близький до вимірюваного параметру  $x(t)$ .

## РОЗДІЛ 4

# РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ КОМПЛЕКСНОГО ВИМІРЮВАЧА, ВИКОРИСТОВУЮЧИ МЕТОД ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ ЗА СХЕМОЮ КОМПЕНСАЦІЇ ПОХИБКИ ДАТЧИКІВ

### 4.1. Аналіз спектральної характеристики ІНС та СНС

Метод компенсації при обробці інформації в ПНК застосовується в тих випадках, коли виміри одного й того самого параметра здійснюються вимірниками, що ґрунтуються на різних фізичних принципах, а помилка цих вимірників лежить у різних частотних діапазонах.

Структурну схему методу компенсації представлено на Рис.4.1.

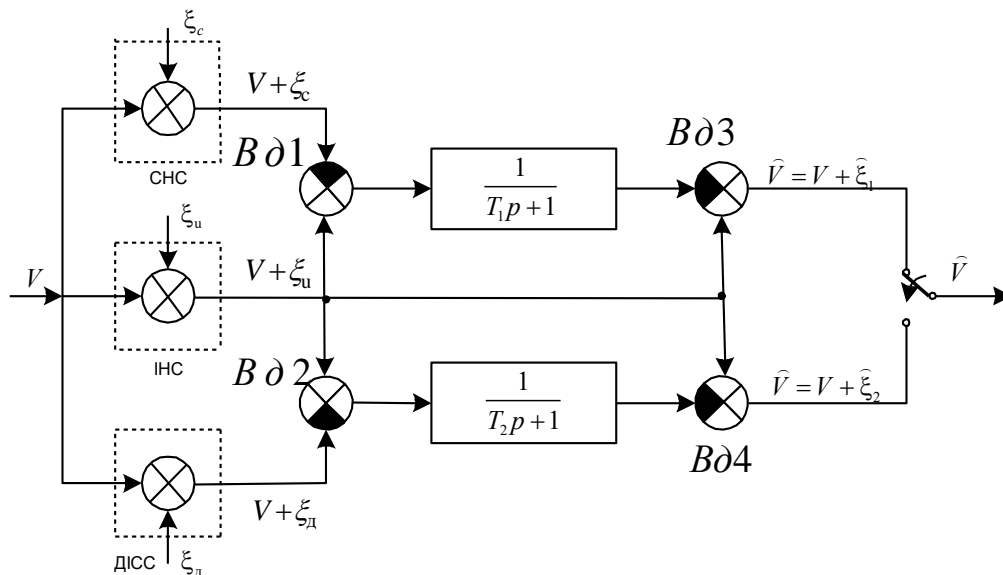


Рис. 4.1 Структурна схема методу компенсації

Сигнали вимірників СНС, ІНС і ДІСС (які включають величину  $V$ , що вимірюється та їх помилки  $\xi_c$ ,  $\xi_u$  і  $\xi_d$ ) надходять на вхід пристроїв, що віднімають  $B\delta 1$ ,  $B\delta 2$ . Отримані на виході  $B\delta 1$ ,  $B\delta 2$  сигнали проходять через динамічні фільтри  $F_1(p)$  і  $F_2(p)$  і складається з вихідним сигналом вимірників  $B\delta 3$ ,  $B\delta 4$  (системи, що корегується).

Кафедра авіоніки

НАУ 19 08 69 000 ПЗ

Виконав	Єріна Т.С.			Розробка структурної схеми комплексного вимірника, використовуючи метод обробки інформації за схемою компенсації похибки датчиків	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Положевець Г.А.					64	103
Консультант	Положевець Г.А.				202М-СУ 151		
Н-контр.	Положевець Г.А.						
Зав.каф.	Павлова С.В.						



Рівняння такої системи може бути записане у вигляді:

$$\widehat{V} = V + \xi_u - F_1(p)(\xi_u - \xi_c) \quad (4.1)$$

$$\widehat{V} = V + \xi_u - F_2(p)(\xi_u - \xi_{\ddot{a}}) \quad (4.2)$$

або

$$\widehat{V} = V + [1 - F_1(p)]\xi_u + F_1(p)\xi_c = V + \widehat{\xi}_1, \quad (4.3)$$

$$\widehat{V} = V + [1 - F_2(p)]\xi_u + F_2(p)\xi_{\ddot{a}} = V + \widehat{\xi}_2 \quad (4.4)$$

де

$\widehat{\xi}_1 = [1 - F_1(p)]\xi_u + F_1(p)\xi_c$  і  $\widehat{\xi}_2 = [1 - F_2(p)]\xi_u + F_2(p)\xi_{\ddot{a}}$  - похибка комплексної системи.

Похибка  $\widehat{\xi}_1$ ,  $\widehat{\xi}_2$ , буде тим менша, чим сильніша розбіжність у спектральній характеристиці помилок  $\xi_u$  і  $\xi_c$ ,  $\xi_{\ddot{a}}$  -  $S_{\xi_u}(\omega)$  - та  $S_{\xi_c}(\omega)$ ,  $S_{\xi_{\ddot{a}}}(\omega)$ .

Комплексування двох вимірювачів одного й того ж параметра доцільно у тому випадку, коли спектри помилок розміщені у різній частотній ділянці.

Якщо вибрати фільтр  $F_1(p)$  так, щоб він з мінімальними спотворенням пропускав помилку  $\xi_u$  і пригнічував помилку  $\xi_c$ , то на виході фільтра повністю відтворювалася б помилка  $\xi_u$ .

У цьому випадку на виході другого пристрою, що віднімає  $V \partial \xi$  відтворювалося б більш точне значення параметра  $V$ :

$$\widehat{V} = V + \xi_u - \xi_c = V \quad (4.5)$$

Спектральна характеристика помилок  $\xi_u$  та  $\xi_c$  зображені на Рис.4.2.

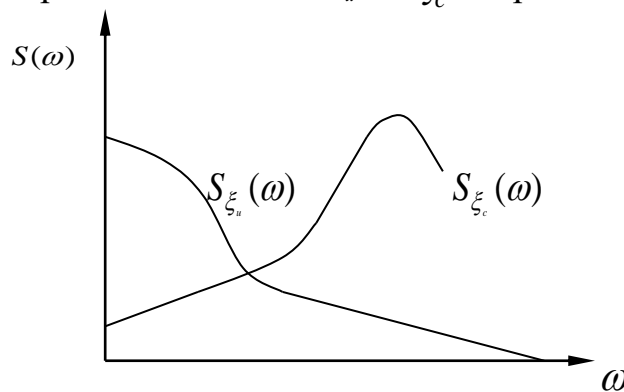


Рис.4.2 Спектральна характеристика помилок  $\xi_u$  та  $\xi_c$

Однак реальний фільтр пропускає частину енергії помилки  $\xi_u$  і не повністю пригнічує помилку. Частотна характеристика фільтрів  $F1(j\omega)$  та  $[1 - F(j\omega)]$  мають вигляд (Рис.4.3):

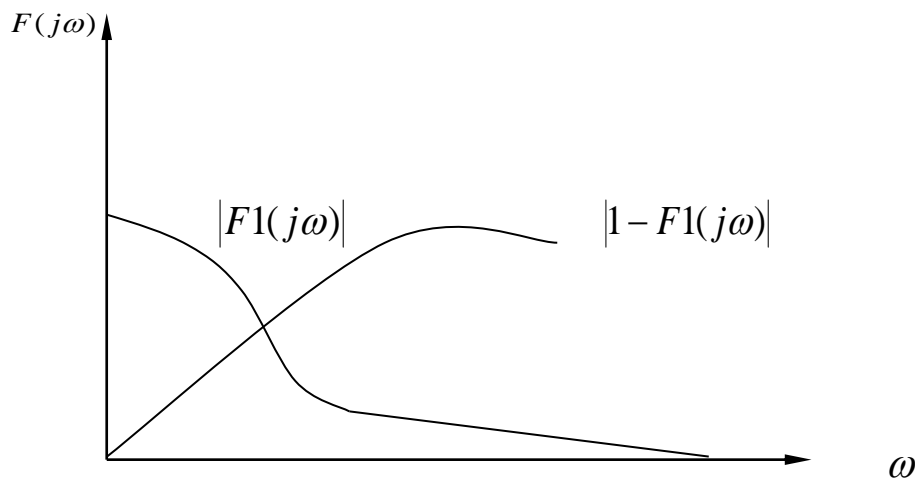


Рис.4.3 Частотна характеристика фільтрів  $F1(j\omega)$  та  $[1 - F(j\omega)]$

В результаті у вихідному сигналі крім корисної величини буде похибка  $\xi$ .  $F1(j\omega)$  повинен бути фільтром низької частоти, який у найпростішому випадку може бути реалізований у вигляді реальної аперіодичної ланки з передавальною функцією:

$$F1(p) = \frac{1}{T_1 p + 1}, \quad (4.6)$$

де

$T_1$  - постійна часу фільтра.

Тоді  $[1 - F1(j\omega)]$  буде фільтром високої частоти з передатною функцією:

$$[1 - F1(p)] = 1 - \frac{1}{T_1 p + 1} = \frac{T_1 p + 1 - 1}{T_1 p + 1} = \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \quad (4.7)$$

тобто буде реальною диференційною ланкою.

Беручи до уваги характер спектральних характеристик  $\xi_u$  та  $\xi_c$  можна представити графік спектральної характеристики похибок  $\xi_u$  та  $\xi_c$ , отриманих в результаті проходження сигналів через відповідні фільтри (Рис 4.4):

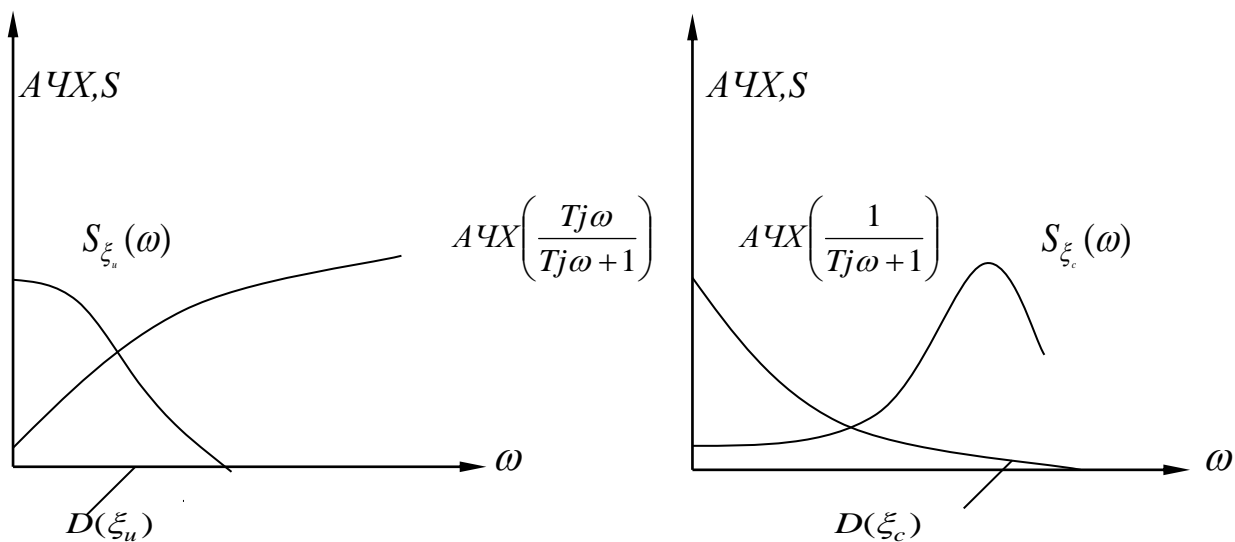


Рис 4.4 Графік спектральної характеристики похибок  $\xi_u$  та  $\xi_c$

Якщо похибки  $\xi_u$  та  $\xi_c$  є стаціонарними і статистично незалежними випадковими функціями часу зі спектральними щільностями  $S_{\xi_u}(\omega)$  і  $S_{\xi_c}(\omega)$ , то дисперсія похибки вихідних сигналів визначаються виразами:

$$D_{\xi_u} = \sigma_{\xi_u}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} S_{\xi_u}(\omega) d\omega \quad (4.8)$$

$$D_{\xi_c} = \sigma_{\xi_c}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} S_{\xi_c}(\omega) d\omega$$

Дисперсія похибки системи при реалізації способу компенсації має вигляд:

$$D_{\xi} = \sigma_{\xi}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \{ [1 - F(j\omega)]^2 \cdot S_{\xi_u}(j\omega) + [F(j\omega)]^2 \cdot S_{\xi_c}(j\omega) \} d\omega \quad (4.9)$$

На основі Рис.4.2 - 4.4 можна зробити висновок, що дисперсія похибки системи  $\sigma_{\xi}^2$  тим менша, чим більше відрізняються по частоті спектральні щільності похибок вихідних сигналів.

Таким чином, завдання комплексування двох вимірювачів полягає у виборі такої частотної характеристики фільтра  $F(j\omega)$ , щоб на виході схеми був близьким до параметра  $V(t)$ , який вимірюється.

Аналогічно аналізуються спектральні характеристики ІНС та ДІСС.

#### 4.2. Розробка математичної моделі корекції ІНС від СНС

Розглянемо метод компенсації на прикладі комплексування інерційного та супутникового вимірювачів швидкості польоту літака АН-148. Робота обох каналів

на Рис.4.6 ідентична, тому досить розглянути основний канал (ІНС+СНС). Розрахунки для резервного каналу (ІНС+ДИС) аналогічні. Структурна схема методу компенсації на прикладі комплексування інерційного та супутникового вимірювачів швидкості польоту літака АН-148 представлена на Рис.4.1. Сигнал на виході інерційної системи низькочастотний, а на виході супутникового вимірювача – високочастотний.

При розрахунку слід враховувати, що спектральна густина похибки пов'язана з кореляційною функцією таким співвідношенням:

$$S(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (4.10)$$

Як показує досвід випробувань та досліджень, кореляційні функції похибки інерційного та супутникового вимірювачів описуються рівняннями:

$$R_{\xi_u}(\tau) = \sigma_I^2 e^{-\alpha_u |\tau|} \quad (4.11)$$

$$R_{\xi_c}(\tau) = \sigma_c^2 e^{-\alpha_c |\tau|} \quad (4.12)$$

Обрахуємо спектральна щільність сигналу  $\xi_u$  інерційного вимірювача:

$$\begin{aligned} S_u(\omega) &= \int_{-\infty}^{\infty} \sigma_u^2 e^{-\alpha_u |\tau|} e^{-j\omega\tau} d\tau = \sigma_u^2 \int_{-\infty}^{\infty} e^{-\alpha_u |\tau| - j\omega\tau} d\tau = \sigma_u^2 \left\{ \int_{-\infty}^0 e^{(\alpha_u - j\omega)\tau} d\tau + \int_0^{\infty} e^{-(\alpha_u + j\omega)\tau} d\tau \right\} = \\ &= \sigma_u^2 \frac{1}{\alpha_u - j\omega} \int_{-\infty}^0 e^{(\alpha_u - j\omega)\tau} d(\alpha_u - j\omega)\tau + \sigma_u^2 \frac{1}{-\alpha_u - j\omega} \int_0^{\infty} e^{-(\alpha_u + j\omega)\tau} d(-\alpha_u - j\omega)\tau = \\ &= \sigma_u^2 \frac{1}{\alpha_u - j\omega} e^{(\alpha_u - j\omega)\tau} \Big|_{-\infty}^0 - \sigma_u^2 \frac{1}{\alpha_u + j\omega} e^{-(\alpha_u + j\omega)\tau} \Big|_0^{\infty} = \sigma_u^2 \frac{1}{\alpha_u - j\omega} e^{\alpha_u \tau} [\cos(-\omega\tau) + j \sin(-\omega\tau)] \Big|_{-\infty}^0 - \\ &- \sigma_u^2 \frac{1}{\alpha_u + j\omega} e^{-\alpha_u \tau} [\cos(-\omega\tau) + j \sin(-\omega\tau)] \Big|_0^{\infty} = \sigma_u^2 \frac{1}{\alpha_u - j\omega} [1 - 0] - \sigma_u^2 \frac{1}{\alpha_u + j\omega} [0 - 1] = \\ &= \sigma_u^2 \left[ \frac{1}{\alpha_u - j\omega} + \frac{1}{\alpha_u + j\omega} \right] = \sigma_u^2 \frac{\alpha_u + j\omega + \alpha_u - j\omega}{\alpha_u^2 + \omega^2} = \sigma_u^2 \frac{2\alpha_u}{\alpha_u^2 + \omega^2}. \end{aligned}$$

Тобто отримаємо:

$$S_u(\omega) = \frac{2\sigma_u^2 \alpha_u}{\alpha_u^2 + \omega^2} \quad (4.13)$$

Аналогічно спектральна щільність сигналу  $\xi_c$  супутникового вимірювача дорівнює:

$$S_c(\omega) = \frac{2\sigma_c^2 \alpha_c}{\alpha_c^2 + \omega^2} \quad (4.14)$$

Враховуючи те, що  $\alpha_l \ll \alpha_d$ , спектр похибки супутникового вимірювача в смузі пропускання фільтра низької частоти практично постійний і дорівнює значенню спектральної щільності при  $\omega = 0$ :

$$S_d(\omega) = S_d(0) = \frac{2\sigma_d^2}{\alpha_d} \quad (4.15)$$

Дисперсія сигналу  $\xi$  комплексної системи складається з двох складових – дисперсії сигналу інерційного вимірювача та дисперсії сигналу СНС:

$$\begin{aligned} \sigma_{\xi}^2 &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left\{ \left| \frac{Tj\omega}{Tj\omega+1} \right|^2 S_u(\omega) + \left| \frac{1}{Tj\omega+1} \right|^2 S_c(\omega) \right\} d\omega = \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left| \frac{Tj\omega}{Tj\omega+1} \right|^2 S_u(\omega) d\omega + \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left| \frac{1}{Tj\omega+1} \right|^2 S_c(\omega) d\omega = \sigma_{\xi_u}^2 + \sigma_{\xi_c}^2 \end{aligned} \quad (4.16)$$

Дисперсія сигналу супутникового вимірювача:

$$\begin{aligned} \sigma_{\xi_c}^2 &= \int_{-\infty}^{\infty} \left| \frac{1}{Tj\omega+1} \right|^2 \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c} d\omega = \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c} \int_{-\infty}^{\infty} \left| \frac{Tj\omega-1}{(Tj\omega+1)(Tj\omega-1)} \right|^2 d\omega = \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c} \int_{-\infty}^{\infty} \left| \frac{1-jT\omega}{1+(Tj\omega)^2} \right|^2 d\omega = \\ &= \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c} \int_{-\infty}^{\infty} \left[ \left( \frac{1}{1+(T\omega)^2} \right)^2 + \left( \frac{T\omega}{1+(T\omega)^2} \right)^2 \right] d\omega = \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{1+(T\omega)^2}{[1+(T\omega)^2]^2} d\omega = \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{d\omega}{1+(T\omega)^2} = \\ &= \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c T} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{dT\omega}{1+(T\omega)^2} = \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c T} \operatorname{arctg}(T\omega) \Big|_{-\infty}^{\infty} = \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c T} [\operatorname{arctg}\infty - \operatorname{arctg}(-\infty)] = \\ &= \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c T} \left[ \frac{\pi}{2} - \left( -\frac{\pi}{2} \right) \right] = \frac{\sigma_c^2}{\pi\alpha_c T} \pi = \frac{\sigma_c^2}{\alpha_c T}. \end{aligned} \quad (4.17)$$

Дисперсія сигналу інерційної системи:

$$\begin{aligned}
 \sigma_{\xi_u}^2 &= \int_{-\infty}^{\infty} \left| \frac{jT\omega}{1+jT\omega} \right|^2 \frac{1}{\pi} \frac{\sigma_u^2 \alpha_u}{\alpha_u^2 + \omega^2} d\omega = \frac{\sigma_u^2 \alpha_u}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left| \frac{jT\omega(1-jT\omega)}{1+(T\omega)^2} \right|^2 \frac{1}{\alpha_u^2 + \omega^2} d\omega = \\
 &= \frac{\sigma_u^2 \alpha_u}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left| \frac{jT\omega + (T\omega)^2}{1+(T\omega)^2} \right|^2 \frac{1}{\alpha_u^2 + \omega^2} d\omega = \frac{\sigma_u^2 \alpha_u}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{(T\omega)^2 + (T\omega)^4}{[1+(T\omega)^2]^2} \frac{1}{\alpha_u^2 + \omega^2} d\omega = \\
 &= \frac{\sigma_u^2 \alpha_u}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{(T\omega)^2(1+(T\omega)^2)}{(1+(T\omega)^2)^2} \frac{1}{\alpha_u^2 + \omega^2} d\omega = \frac{\sigma_u^2 \alpha_u T^2}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\omega^2}{1+(T\omega)^2} \frac{1}{\alpha_u^2 + \omega^2} d\omega \\
 \frac{\omega^2}{(\omega^2 + \alpha_u^2)(T^2\omega^2 + 1)} &= \frac{A\omega + B}{\omega^2 + \alpha_u^2} + \frac{C\omega + D}{T^2\omega^2 + 1} = \frac{(A\omega + B)(T^2\omega^2 + 1) + (C\omega + D)(\omega^2 + \alpha_u^2)}{(\omega^2 + \alpha_u^2)(T^2\omega^2 + 1)} \\
 (A\omega + B)(T^2\omega^2 + 1) + (C\omega + D)(\omega^2 + \alpha_u^2) &= \omega^2
 \end{aligned}
 \tag{4.18}$$

$$AT^2\omega^3 + BT^2\omega^2 + A\omega + B + C\omega^3 + D\omega^2 + C\alpha_u^2\omega + D\alpha_u^2 = \omega^2$$

$$(AT^2 + C)\omega^3 + (BT^2 + D)\omega^2 + (A + C\alpha_u^2)\omega + (B + D\alpha_u^2) = \omega^2$$

$$AT^2 + C = 0 \quad C = -AT^2 \quad D(1 - T^2\alpha_u^2) = 1$$

$$BT^2 + D = 1 \quad -DT^2\alpha_u^2 + D = 1$$

$$A + C\alpha_u^2 = 0 \quad A - AT^2\alpha_u^2 = 0 \quad A(1 - T^2\alpha_u^2) = 0$$

$$B + D\alpha_u^2 = 0 \quad B = -D\alpha_u^2$$

$$C = 0 \quad D = \frac{1}{1 - T^2\alpha_u^2} \quad A = 0 \quad B = \frac{\alpha_u^2}{T^2\alpha_u^2 - 1}$$

Таким чином:

$$\begin{aligned}
 \sigma_{\xi_u}^2 &= \frac{\sigma_u^2 \alpha_u T^2}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left( \frac{\alpha_u^2}{T^2\alpha_u^2 - 1} \frac{1}{\omega^2 + \alpha_u^2} + \frac{1}{1 - T^2\alpha_u^2} \frac{1}{T^2\omega^2 + 1} \right) d\omega = \\
 &= \frac{\sigma_u^2 \alpha_u T^2}{\pi} \left( \frac{\alpha_u^2}{T^2\alpha_u^2 - 1} \frac{1}{\alpha_u} \operatorname{arctg} \frac{\omega}{\alpha_u} \Big|_{-\infty}^{\infty} + \frac{1}{1 - T^2\alpha_u^2} \operatorname{arctg}(T\omega) \frac{1}{T} \Big|_{-\infty}^{\infty} \right) = \\
 &= \frac{\sigma_u^2 \alpha_u T^2}{\pi} \left( \frac{\pi \alpha_u}{T^2\alpha_u^2 - 1} - \frac{\pi}{T(T^2\alpha_u^2 - 1)} \right) = \frac{\sigma_u^2 \alpha_u T^2 (\alpha_u T - 1)}{T(T^2\alpha_u^2 - 1)} = \frac{\sigma_u^2 \alpha_u T}{T\alpha_u + 1}
 \end{aligned}
 \tag{4.19}$$

Тоді дисперсія сигналу системи матиме вигляд:

$$\sigma_{\xi}^2 = \frac{\sigma_c^2}{\alpha_c T} + \frac{\sigma_u^2 \alpha_u T}{T \alpha_u + 1} \quad (4.20)$$

Позначимо:

$$\alpha_u T = z, \quad \frac{\sigma_u^2 \alpha_c}{\sigma_c^2 \alpha_u} = m^2,$$

де

$$z = f(T), \quad m^2 = \text{const.} \quad (4.21)$$

Тоді:

$$\sigma_{\xi}^2 = \frac{\sigma_c^2}{\alpha_c T} + \frac{\sigma_u^2 \alpha_u T}{T \alpha_u + 1} = \sigma_u^2 \left( \frac{\sigma_c^2 \alpha_u}{\sigma_u^2 \alpha_c} \frac{1}{\alpha_u T} + \frac{\alpha_u T}{\alpha_u T + 1} \right) = \sigma_u^2 \left( \frac{1}{m^2 z} + \frac{z}{1+z} \right) = \psi(z), \quad z > 0$$

Функція  $\psi(z)$  має мінімум при  $\frac{d\psi(z)}{dz} = 0$ ,  $\frac{d^2\psi(z)}{dz^2} > 0$

Отже:

$$\frac{d\psi(z)}{dz} = \sigma_u^2 \left[ \frac{1}{m^2} (-1) \frac{1}{z^2} + \frac{1+z-z}{(1+z)^2} \right] = \sigma_u^2 \left[ \frac{1}{(1+z)^2} - \frac{1}{m^2 z^2} \right] = \sigma_u^2 \frac{m^2 z^2 - (z+1)^2}{m^2 z^2 (z+1)^2} =$$

$$= \sigma_u^2 \frac{m^2 z^2 - z^2 - 2z - 1}{m^2 z^2 (z+1)^2} = \sigma_u^2 \frac{z^2(m^2 - 1) - 2z - 1}{m^2 z^2 (z+1)^2}$$

$$\frac{d\psi(z)}{dz} = 0, \quad z^2(m^2 - 1) - 2z - 1 = 0$$

$$D = 4 + 4(m^2 - 1) = 4m^2,$$

$$z_1 = \frac{2 + \sqrt{4m^2}}{2(m^2 - 1)} = \frac{2 + 2m}{2(m-1)(m+1)} = \frac{2(m+1)}{2(m-1)(m+1)} = \frac{1}{m-1}$$

$$z_2 = \frac{2 - \sqrt{4m^2}}{2(m^2 - 1)} = \frac{2 - 2m}{2(m-1)(m+1)} = \frac{2(m-1)}{2(m-1)(m+1)} = -\frac{1}{m-1}$$

Оскільки  $z > 0$ , то  $z_2$  не підходить.

$$\begin{aligned}
\frac{d^2\psi(z)}{dz^2}\Big|_{z=z_1} &= \sigma_u^2 \left[ \frac{-2}{(1+z)^3} + \frac{2}{m^2 z^3} \right] = 2\sigma_u^2 \left[ \frac{1}{\frac{m^2}{(m-1)^3}} - \frac{1}{\left(1 + \frac{1}{m-1}\right)^3} \right] = \\
&= 2\sigma_u^2 \left[ \frac{(m-1)^3}{m^2} - \frac{1}{\left(\frac{m-1+1}{m-1}\right)^3} \right] = 2\sigma_u^2 \left[ \frac{(m-1)^3}{m^2} - \frac{(m-1)^3}{m^3} \right] = \frac{2\sigma_u^2(m-1)^3}{m^2} \left(1 - \frac{1}{m}\right) = \\
&= \frac{2\sigma_u^2(m-1)^3}{m^2} \frac{m-1}{m} = \frac{2\sigma_u^2(m-1)^4}{m^3} > 0
\end{aligned}$$

$$z_{opt} = \alpha_u T_{opt} = \frac{1}{m-1} \quad (4.22)$$

Кінцевий результат:

$$T_{opt} = \frac{1}{\alpha_u(m-1)}$$

### 4.3. Дослідження розробленого алгоритму спільної обробки інформації

У дипломному проекті розроблено програму визначення постійної часу фільтра, як функції параметрів похибки вимірювачів  $[\sigma_I, \sigma_D, \alpha_I, \alpha_D]$ , і показано, що для реальної системи відповідно до їх паспортних даних отримано значення постійного часу фільтра, що знаходиться в межах 4-6 секунд. Використовуючи фільтр з оптимальним значенням його постійної часу, досліджується спосіб підвищення точності характеристики ПНК зі структурною надмірністю. Дослідженню підлягає схема обробки надлишкової інформації, яка використовує спосіб взаємної компенсації.

Метою даного дослідження є визначення впливу постійної часу фільтра на похибку оцінки вихідних показань. Також досліджується вплив спектральної характеристики помилок на процес обробки інформації.

В роботі досліджуються алгоритми обробки інформації в ПНК, побудовані на основі схеми компенсації, з використанням програми візуального моделювання Simulink, яке входить до складу універсального математичного пакету програмування MATLAB [18].



Після запуску програми у вікні Simulink з'являється блок-діаграма моделі алгоритму обробки інформації, що досліджується. Блок-діаграма моделі, що реалізує схему компенсації, показано на Рис. 4.5.

Активуючи меню Simulation, відкривається діалогове вікно налаштування параметрів моделювання Simulation parameters. Вікно містить вкладку Solver (розрахунок) – встановлення параметрів моделювання (розрахунку моделі). На цій вкладці в групі Simulation time встановлюється значення модельного часу в секундах: початкове значення – Start time = 0.0 та кінцеве значення – Stop time = 200.

У групі Solve options (параметри розрахунку) встановлюється точність обчислень: відносна (Relative tolerance) =  $1.0e^{-6}$  та абсолютна (Absolute tolerance) =  $1.0e^{-12}$  для виключення похибки моделювання високочастотної складової похибки датчиків інформації.

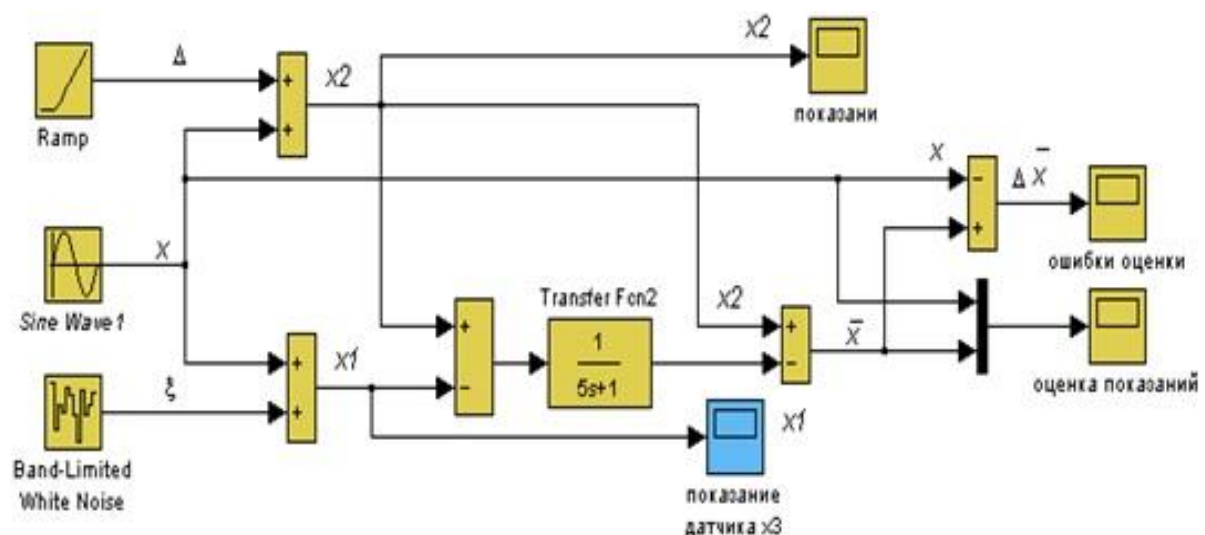


Рис. 4.5 Блок-діаграма моделі, що реалізує схему компенсації

Вхідним сигналом моделі «Схема компенсації» є сигнал, що гармонійно змінюється, який моделює параметр руху літального апарату. Цей сигнал формується в моделі блоком Sine Wave, який генерує синусоїдальні коливання з розділу Sources. Подвійне клацання ЛКМ по блоці відкривається вікно параметрів налаштування та встановлюються наступні параметри вхідного сигналу:

- Amplitude (амплітуда) – значення амплітуди вхідного сигналу = 6;
- Frequency (rad/sec) (частота) – частота зміни вхідного сигналу = 0.2 рад/сек;
- Phase (rad) (фаза) – зсув по фазі = 0;

- Sample time (еталонний час) – для узгодження роботи джерела та інших компонентів моделі (не працює) = 0.

За такого вхідного сигналу моделюється параметр руху літального апарату  $x$ , який гармонійно змінюється, наприклад, висота польоту з періодом коливань  $T = \frac{2\pi}{\omega} = 31,4$  с. Далі настроюються параметри вимірювачів. Вхідний сигнал  $x$  вимірюється двома датчиками, вихідний сигнал одного з них  $x_1$  містить високочастотну помилку  $\xi$ , а другий  $x_2$  характеризується постійною похибкою, яка повільно змінюється.

Похибка  $\Delta$  сигналу  $x_2$  формується у моделі джерелом наростаючого впливу Ramp із розділу Sources у вигляді  $\Delta = \Delta_0 + kt$ . Подвійне клацання по блоку відкриває вікно параметрів налаштування. Встановлюються такі параметри вхідного сигналу:

- Slope (нахил) – кутовий коефіцієнт тимчасової залежності  $k = 0.01$ ;
- Start time - час початку, коли помилка нарастає = 0;
- Initial value (початковий рівень) – постійна складова похибки  $\Delta_0 = 1.0$ .

При такому вхідному сигналі моделюється похибка, що повільно нарастає, яка змінюється на 100% відносно початкового рівня.

Шумова високочастотна складова  $\xi$  сигналу  $x_1$  формується генератором білого шуму Band-Limited White Noise із розділу Sources. Генератор характеризується потужністю шуму Noise Power, еталонним часом Sample time і числом Seed, що служить для ініціалізації генератора випадкових чисел. Подвійне клацання відкриває вікно параметрів налаштування.

Встановити такі параметри вхідного сигналу:

- Noise Power = [0.1];
- Sample time = 0.1;
- Seed = [23341].

Аперіодичний фільтр реалізується за допомогою блоку передавальної функції Transfer Fcn з розділу Continuous. Блок формує передатну функцію у вигляді відношення поліномів заданого ступеня і має два параметри - векторів коефіцієнтів поліномів чисельника Numerator і знаменника Denominator. Подвійне клацання

відкриває вікно параметрів налаштування. Встановити такі параметри вхідного сигналу:

- Numerator – [1];
- Denominator = [5 1].

Після такого налаштування блок Transfer Fcn формує передавальну функцію аперіодичного фільтра з постійним часом  $T=5$  с.

Переконавшись у тому, що всі інші блоки моделі з'єднані відповідно до блок-діаграми (Рис. 4.5), необхідно запуснути модель на рішення. Після закінчення моделювання необхідно переглянути графіку перехідних процесів всіх параметрів, що індикуються:

- покази датчиків сигналів  $x_1$  та  $x_2$  (Рис 4.6 та 4.7);
- оцінка вихідних показань схеми компенсації (Рис 4.8).

Для перегляду графіків перехідних процесів двічі клацнути на відповідному блоці Scope (осцилограф). Для керування параметрами вікна Scope у ньому є панель інструментів, що містить низку кнопок. Основна кнопка, яка керує масштабами:

- Zoom – зміна масштабу осі графіка;
- Zoom X-axis – зміна масштабу за вісь абсцис;
- Zoom Y-axis – зміна масштабу по осі ординат;
- Autoscale – встановлення оптимального масштабу осі (автошкала).

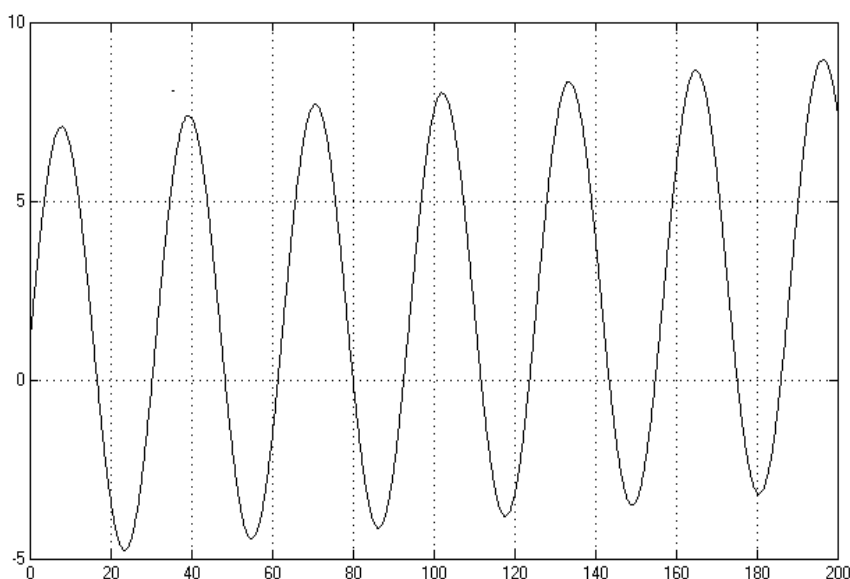


Рис. 4.6 Показання датчика сигналу  $x_2$

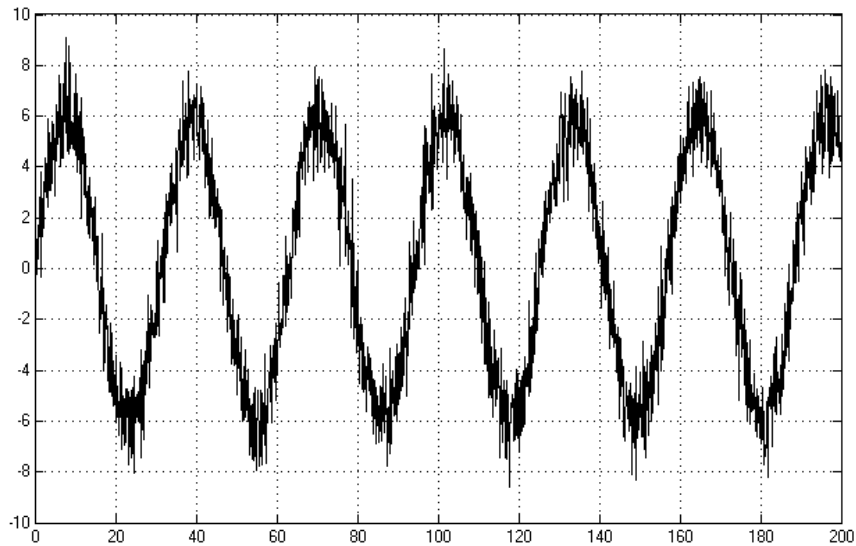


Рис. 4.7 Показання датчика сигналу  $x_I$

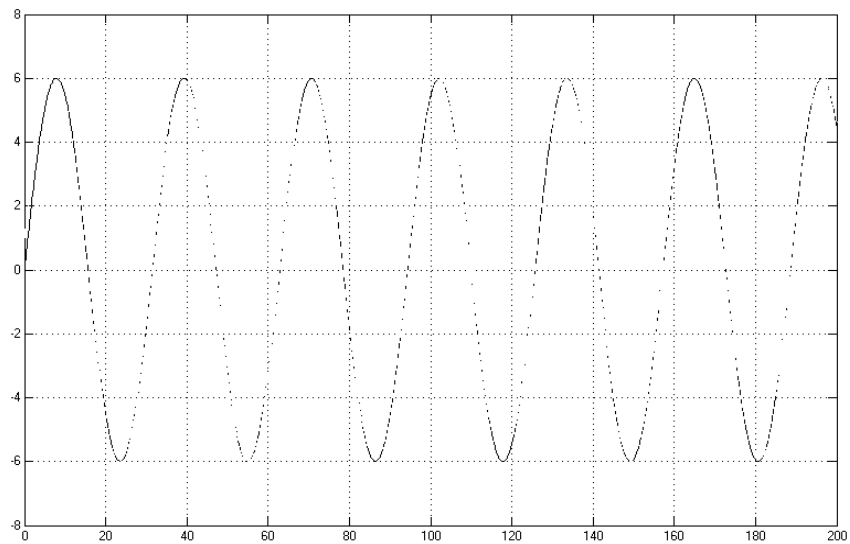


Рис. 4.8 Оцінка вихідних показань схеми компенсації

Відповідно до розрахунків постійної часу фільтра, оптимальне значення постійної часу фільтра перебуває у межах 4-6 секунд. Матеріали досліджень підтвердили результати розрахунку шляхом побудови блок-діаграми моделі, що реалізує схему компенсації похибки під час зльоту АН-148. Наведено, що при даному значенні постійного часу фільтра маємо досить гарне згладжування високочастотної складової помилки та прийнятне запізнення сигналу оцінки швидкості по відношенню до вихідного сигналу. У той же час моделювання показало, що при суттєвому збільшенні постійного часу фільтра покращується згладжування високочастотної складової похибки, але при цьому збільшується запізнення. При значному зменшенні постійної часу фільтра картина змінюється, як і підтвердили результати моделювання.

## РОЗДІЛ 5

### ОХОРОНА ПРАЦІ

Створення здорових та безпечних умов праці з наступним виконанням встановлених по ним нормам є головними факторами у виробничій праці. Тому питання охорони праці займає важливе місце у виробничому процесі.

Суб'єктом дипломної роботи є інженер-розробник, що працює на підприємстві у лабораторії Державного підприємства «Антонов». Його виробнича діяльність безпосередньо пов'язана з розробкою та впровадженням алгоритму комплексної обробки інформації від інерційної та супутникової систем навігації та методики розрахунку оптимального значення постійної часу фільтра та його визначення для швидкості літака АН-148 при взльоті.

#### 5.1. Аналіз умов праці на робочому місці інженера-розробника

Проведемо докладний аналіз умов праці робочого місця інженера-розробника.

##### 5.1.1. Організація робочого місця інженера-розробника

Робоче місце інженера-розробника знаходиться в лабораторії, що обладнана для роботи десяти інженерів і знаходиться на третьому поверсі будівлі. Лінійні розміри лабораторії становлять 10×6 м.

Площа приміщення – 60 м<sup>2</sup>.

Висота стелі – 4 м.

Об'єм приміщення – 240 м<sup>3</sup>.

У приміщенні, використовується змішане освітлення. Стіни пофарбовані в світло-рожевий колір, а на підлозі лежить світлий паркет. Розташування робочих місць, техніки і меблів приведено на Рис. 5.1.

Кафедра авіоніки				НАУ 19 08 69 000 ПЗ			
Виконав	Єріна Т.С.			Охорона праці	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Положевець Г.А.					77	103
Консультант	Козлітін О.О.						
Н-контр.	Положевець Г.А.						
Зав.каф.	Павлова С.В.						
					202М-СУ	151	

У відповідності до ДБН2.2-28-2010 «Будинки адміністративного та побутового призначення» [19] до робочого місця особи, яка працює за ПК пред'являються наступні вимоги: площа на одне робоче місце повинна становити не менше  $6\text{ м}^2$ , об'єм – не менше  $20\text{ м}^3$ . В даному випадку площа на одного працюючого складає  $6\text{ м}^2$ , а об'єм –  $24\text{ м}^3$ , отже ці вимоги відповідають нормі.

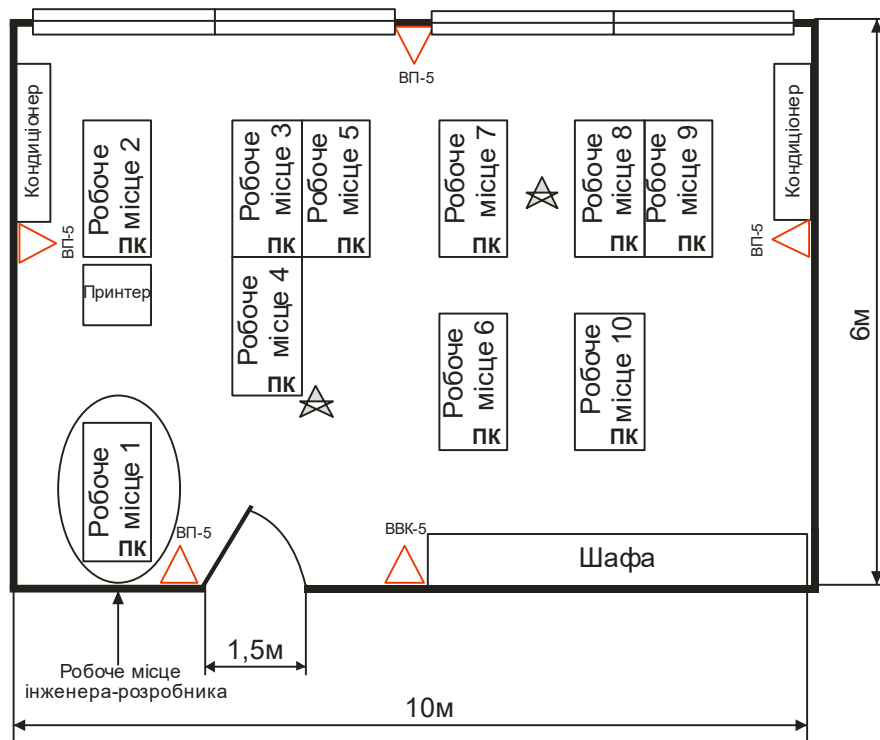


Рис. 5.1 – Схема робочої лабораторії

Головним елементом робочого місця інженера-розробника є комп'ютер. Охорона праці під час роботи з ПК забезпечується шляхом дотримання положень НПАОП 0.00-7.15-18 «Вимоги щодо безпеки та захисту здоров'я працівників під час роботи з екранними пристроями» [20]. У лабораторії знаходиться 10 персональних комп'ютерів, принтер та 2 кондиціонера.

### 5.1.2. Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників

Визначимо основні шкідливі та небезпечні виробничі чинники, що діють на інженера-розробника на його робочому місці. Відповідно до ДСН «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу» від 08.04.2014 [21] шкідливими виробничими факторами у лабораторії є:

- 1) Штучне освітлення робочих місць;
- 2) Мікроклімат (температура, вологість, швидкість руху повітря, інфрачервоне випромінювання);
- 3) Виробничий шум, ультразвук, інфразвук;
- 4) Неіонізуючі електромагнітні поля та випромінювання;
- 5) Вібрація (локальна, загальна).

Джерело шкідливого чинника знаходиться безпосередньо в лабораторії. Тобто необхідно охарактеризувати і обґрунтувати усі можливі заходи щодо усунення цих небезпек або зменшити їх вплив на інженера-розробника під час роботи на робочому місці.

### **5.1.3. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників, що діють на робочому місці інженера-розробника**

#### **5.1.3.1. Штучне освітлення**

Відповідно до ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» [22] для загального штучного освітлення приміщень слід використовувати розрядні джерела світла, віддаючи перевагу за однакової потужності джерелам світла з найбільшою світловою віддачею і строком служби. Для місцевого освітлення, крім розрядних джерел світла, рекомендується використовувати лампи розжарювання, в тому числі галогенні. Робоче освітлення слід передбачати для всіх приміщень будівлі, а також ділянок відкритих просторів, призначених для роботи, проходу людей та руху транспорту. За необхідності частина світильників робочого або аварійного освітлення може бути використана для чергового освітлення. Нормовані характеристики освітлення в приміщеннях може забезпечуватись як світильниками робочого освітлення, так і спільним з ним освітленням світильниками безпеки і (або) евакуаційного освітлення.

Лабораторія обладнана люмінесцентними лампами ЛБ 40. Цей тип ламп є застарілим, тому для забезпечення сучасних вимог до освітлення робочого місця та з

метою збереження енергоресурсів система робочого штучного освітлення буде виконане на основі світлодіодних ламп. Переваги світлодіодних ламп:

1. Низьке енергоспоживання: 10 % енергії, яку б використала лампа розжарювання, та не більше 50 % від споживання люмінесцентних ламп, низька робоча напруга.
2. Тривалий час експлуатації: до 100 000 годин.
3. Високий ресурс стійкості: ударна та вібраційна витривалість.
4. Направленість випромінювання: немає втрат світлового потоку (відсутні втрати в рефлекторі, світлодіод не освітлює простір позаду себе).
5. Екологічна і протипожежна безпека.
6. Низькі витрати на експлуатацію освітлюваних приладів: за рахунок рідкої заміни відпадає потреба в додаткових спеціалістів.
7. Не викликає втоми очей (відсутність мерехтіння).
8. Відсутня необхідність спеціальної утилізації.
9. Максимальний світловий потік досягається одразу після вмикання.

У будівлі та безпосередньо у самій лабораторії передбачене чергове, аварійне та евакуаційне освітлення, що відповідає Державним будівельним нормам України.

#### **5.1.3.2. Мікроклімат робочої зони інженера-розробника**

Згідно з вимогами норм та стандартів визначимо категорію тяжкості робіт, що виконується інженером-розробником у лабораторії. Відповідно до ДСН 3.3.6.042-99 «Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень» [23] робота інженера-розробника належить до категорії Іб тому, що до категорії Іб належать роботи, що виконуються сидячи, стоячи або пов'язані з ходінням та супроводжуються деяким фізичним напруженням. Витрата енергії дорівнює 141-175 Вт (121-150 ккал/год.).

Складемо таблицю фактичних значень параметрів мікроклімату, та порівняємо їх із встановленими санітарними нормами.



Таблиця 5.1

Порівняння фактичних значень параметрів мікроклімату із встановленими санітарними нормами

Місце вимірювання	Категорія робіт	Параметр мікроклімату	Період року	Значення параметрів мікроклімату, що нормуються (ДСН 3.3.6.042-99)		Дані дійсних вимірювань
				Оптимальні	Допустимі	
Лабораторія	Іб; Легкі фізичні роботи	Температура, °С	теплий	22-25	22-28	22
			холодний	22-24	18-26	22
		Відносна вологість повітря, %	теплий	40-60	<70	58
			холодний	40-60	<70	35
		Швидкість руху повітря, м/с	теплий	0.1	0.2	0.2
			холодний	0,1	>0,1	0,2

На підставі даних таблиці 5.1 можна зробити висновок, що температура та швидкість руху повітря у лабораторії задовольняють норми, а відносна вологість у холодній період року не досягає допустимих меж. При недостатній вологості починає висихати слизова оболонка органів дихання інженера-розробника, що підвищує сприйнятливність до респіраторних інфекцій. Тому у лабораторії необхідно встановити прилади для зволоження повітря.

### 5.1.3.3. Виробничий шум

Санітарні норми поширюються на шум, інфра- та ультразвук, що передаються через повітря (газове середовище), рідке чи тверде середовище і впливають на інженера-розробника в процесі трудової діяльності. У лабораторії джерелами шуму є 10 комп'ютерів, принтер та 2 кондиціонера. Відповідно до ДСН 3.3.6.037-99 «Державні санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку» [24] вид трудової діяльності у лабораторії відноситься до другого типу, а саме: Висококваліфікована робота, що вимагає зосередження, адміністративно-керівна діяльність, вимірювальні та аналітичні роботи у лабораторії: робочі місця у приміщеннях цехового керівного апарату, контор, лабораторій.

Складемо таблицю фактичних значень рівня шуму, ультразвуку, інфразвуку та порівняємо їх із нормативами.

Таблиця 5.2

Порівняння фактичних значень рівня шуму, ультразвуку, інфразвуку із нормативами

	Рівень шуму	Ультразвук	Інфразвук
Нормативи	60 дБА	<110 дБ	<110 дБ
Фактичні значення	50 дБА	100 дБ	90 дБ

Порівнюючи норми та фактичні значення рівня шуму, ультразвуку та інфразвуку можна зробити висновок, що при наявності у лабораторії десяти комп'ютерів, одного принтера та двох кондиціонерів – рівень виробничого шуму задовольняє санітарним нормам, але необхідно вживати заходів щодо недопущення його збільшення, а саме: своєчасно проводити технічне обслуговування та стежити за надходженням нової техніки, що може стати додатковим джерелом шуму.

## 5.2. Розрахунок необхідної кількості світильників для штучного освітлення лабораторії

Освітлення робочого місця нормується згідно з Державними будівельними нормами України: ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» [22]. Для штучного освітлення у приміщенні використаємо світлодіодні лампи LEDMAX T8-IP20-1.2L 50W .

Розрахунок штучного освітлення проведемо для лабораторії площею 60 м<sup>2</sup>, ширина якої складає 6 м, довжина – 10 м, висота – 4 м.

Приведемо деякі характеристики лампи LEDMAX T8-IP20-1.2L 50W:

- ✓ Потужність – 50 Вт;
- ✓ Світловий потік:  $F_{\text{л}} = 5000$  Лм;
- ✓ Напруга живлення 165 – 265 В;
- ✓ Довжина – 1210 мм;
- ✓ Ціна – 440 грн/ 1шт.

Скористаємося методом використання світлового потоку. Метод світлового потоку призначений для розрахунку загального рівномірного освітлення

горизонтальних поверхонь. Цей метод дозволяє врахувати як прямий світловий потік, так і відбитий від стін і стелі. Для визначення потрібної кількості світильників, які повинні забезпечити нормований рівень освітленості, визначимо світловий потік, що падає на робочу поверхню за формулою:

$$F = \frac{E \cdot K \cdot S \cdot Z}{\eta}, \text{де} \quad (5.1)$$

$F$  – світловий потік, що розраховується, Лм;

$E$  – нормована мінімальна освітленість, Лк; (рекомендована  $E = 500$  Лк);

$S$  – площа освітлюваного приміщення (у нашому випадку  $S = 60\text{м}^2$ );

$Z$  – відношення середньої освітленості до мінімальної (зазвичай приймається рівним 1,1... 1,2, в нашому випадку  $Z = 1,1$ );

$K$  – коефіцієнт запасу, що враховує зменшення світлового потоку лампи в результаті забруднення світильників в процесі експлуатації (його значення залежить від типу приміщення і характеру робіт, що проводяться в ньому, в нашому випадку  $K = 1,5$ );

$\eta$  – коефіцієнт використання світлового потоку, (виражається відношенням світлового потоку, що падає на розрахункову поверхню, до сумарного потоку всіх ламп, і обчислюється в долях одиниці; залежить від характеристик світильника, розмірів приміщення, забарвлення стін і стелі, що характеризуються коефіцієнтами відбиття від стін ( $\rho_{\text{ст.}}$ ) і стелі ( $\rho_{\text{стелі}}$ )), значення коефіцієнтів дорівнюють  $\rho_{\text{ст.}} = 50\%$  і  $\rho_{\text{стелі}} = 50\%$ . ( $\eta = 1$ )

Підставимо всі значення у формулу для визначення світлового потоку  $F$ :

$$F = \frac{500 \cdot 1,5 \cdot 60 \cdot 1,1}{1} = 49500 \text{ Лм}$$

Для освітлення лабораторії використані світлодіодні лампи Electrum Sonata, світловий потік яких  $F_{\text{л}} = 3000$  Лм. Розрахуємо необхідну кількість ламп за формулою:

$$N = \frac{F}{F_{\text{л}}}, \text{де} \quad (5.2)$$

$N$  – кількість ламп, що визначається;

$F$  – світловий потік,  $F = 49500$  Лм ;

$F_l$  – світловий потік лампи,  $F_l = 5000$  Лм.

$$N = \frac{49500}{5000} = 10$$

Схема розташування світильників зазначена на Рис. 5.2.

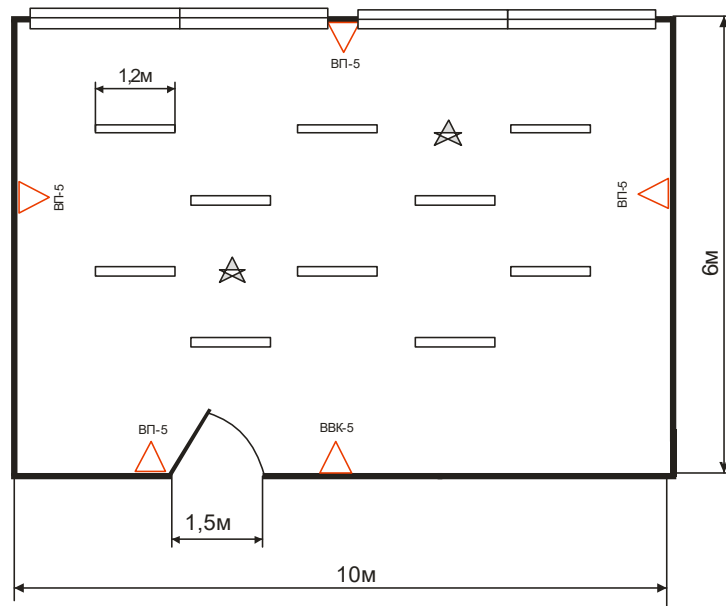


Рис. 5.2 Схема розташування світильників у лабораторії

Для визначення якості розрахунку, розрахуємо питому потужність системи освітлення приміщення за формулою:

$$P = \frac{P_l \cdot N}{S}, \text{ де} \quad (5.3)$$

$P_l$  – потужність однієї лампи ;

$N$  – кількість ламп ;

$S$  – площа приміщення .

$$P = \frac{50 \cdot 10}{60} = 8,3 \text{ Вт/м}^2$$

Питома потужність відповідає встановленим ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» нормам.

Розрахуємо загальну вартість ламп, встановлених у системі освітлення:

$$B = A \cdot N, \text{ де} \quad (5.4)$$

$A$  – вартість однієї лампи;

$N$  – загальна кількість ламп.

$$B = 440 \cdot 10 = 4400 \text{ грн.}$$

За результатами проведеного моніторингу ринку систем освітлення можемо зробити висновок, що обраний варіант є оптимальним з урахуванням співвідношення ціна/якість.

### **5.3. Пожежна безпека**

Пожежна безпека має забезпечуватися шляхом проведення організаційних, технічних та інших заходів, спрямованих на попередження пожеж, забезпечення безпеки людей, зниження можливих майнових втрат і зменшення негативних екологічних наслідків у разі їх виникнення, створення умов для швидкого виклику пожежних підрозділів та успішного гасіння пожеж.

#### **5.3.1. Категорія приміщень пожежній безпеці**

Основи протипожежного захисту визначаються ГОСТ 12.1.004-91 «Система стандартів безпеки праці. Пожежна безпека. Загальні вимоги» (дійсний до 01.01.2019 р.), СНіП 2.09.02-85 «Виробничі будівлі» та іншими. Оцінка вибухо- та пожежонебезпеки приміщень і будівель виробничого та складського призначення проводиться залежно від кількості та властивостей речовин і матеріалів, що там знаходяться (використовуються) та з урахуванням особливостей технологічних процесів розміщених у них виробництв.

Згідно з ДБН В.2.2-28:2010 «Будинки адміністративного та побутового призначення» [19] приміщення поділяють за призначенням і за категоріями пожежної небезпеки. В залежності від того, що може горіти на підприємстві та які умови зайняття вогню, підприємства поділяються на категорії пожежної небезпеки: А, Б, В, Г, Д. В лабораторії знаходяться папір, меблі та деякі інші матеріали які здатні горіти, також наявна різноманітна оргтехніка та техніка зв'язку. Для поліпшення умов мікроклімату у приміщеннях використовуються кондиціонери, вентилятори, різного виду електроосвітлювальні прилади. Все це устаткування живиться змінним струмом напругою 220 В і, за певних обставин, може стати джерелом займання оточуючого середовища через те, що воно може нагріватися та іскрити. Тому приміщення лабораторії відноситься до категорії Г.

Найбільш ймовірною причиною виникнення пожеж у даній лабораторії може бути коротке замикання у комп'ютерній або електричній мережі. Для захисту від короткого замикання у всіх без виключення блоках живлення приладів і обладнання передбачені або електронний захист від перегріву, або плавкі запобіжники. Крім

цього, у конструкції розподільчого щитка передбачені запобіжники, які вимикаються при виникненні перевантажень у мережі лабораторії від основної мережі будівлі.

### 5.3.2. Типи та кількість вогнегасників. Датчики та система пожежної сигналізації

При захисті від пожежі приміщення з наявністю комп'ютерів та інших електричних приладів слід використовувати вуглекислотні вогнегасники та аерозольні водопінні пристрої відповідно до Правил експлуатації та типових норм належності вогнегасників, затверджених наказом МВС України від 15.01.2018 № 25.

Лабораторія обладнана трьома переносними порошковими вогнегасниками ВП-5 та одним вуглекислотним вогнегасником ВВК-5 з розрахунку один вогнегасник на три комп'ютери. (Рис.5.3).

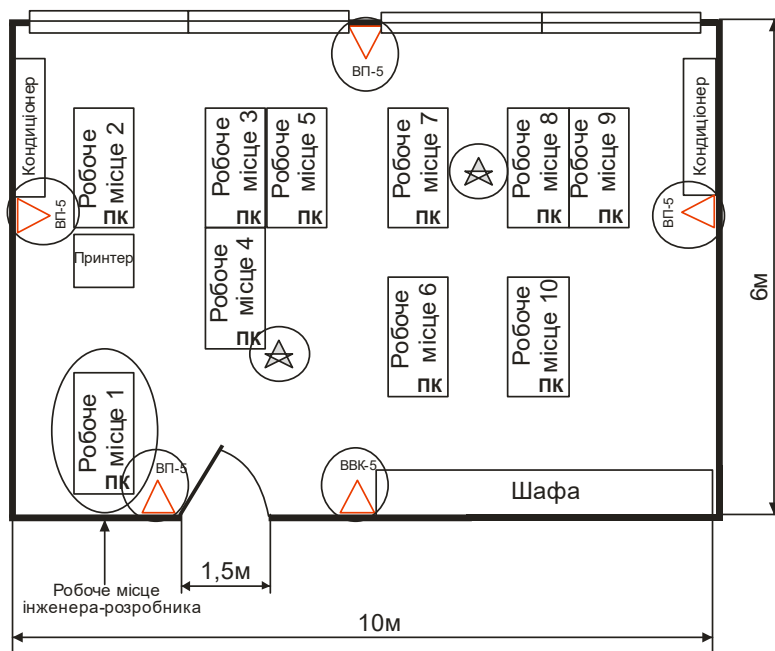


Рис. 5.3 Розміщення вогнегасників та сповіщувачів СПД-3

Проектування, монтаж та технічне обслуговування пожежної сигналізації здійснюються відповідно до ДБН В.2.5-56-2014 «Системи протипожежного захисту» [25] і «Правил пожежної безпеки в Україні». При виборі типу автоматичного пожежного сповіщувача враховано призначення приміщення, пожежну характеристику матеріалів, що в ньому знаходяться, первинні ознаки пожежі та умови експлуатації. У лабораторії встановлені безпроводні димові сповіщувачі Elmes

Electronic GNS. Перевага безпроводної сигналізації полягає в тому, що не потрібно прокладення кабельних ліній, свердління стін, перекриттів, укладання коробів і лотків і т.д. Датчик Elmes Electronic GNS має в складі вбудований бездротовий сигнальний модуль Elmes і призначений для виявлення диму і звукової сигналізації про небезпеку в лабораторії. Датчик спрацьовує на задимленість, при цьому активується гучний звуковий сигнал вбудованого буззера на 85дБ. Сигнал про спрацювання також посилається по радіоканалу на відповідну контрольну панель Elmes СВ-32 або приймач серії СН-, де реєструється тривожний стан. Для приймачів Elmes Electronic датчик може підключатися як окрема тривожна пожежна зона, як частина загальної охоронно-пожежної системи сигналізації. На площу приміщення 60 м<sup>2</sup> встановлено два сповіщувачі Elmes Electronic GNS (Рис.5.3).

### 5.3.3. Шляхи евакуації

При виникненні пожежі на інженера-розробника можуть впливати наступні небезпечні чинники: відкритий вогонь та іскри; підвищена температура повітря, предметів, обладнання; токсичні продукти горіння, дим; знижена концентрація кисню; обвалення і пошкодження будівель, споруд, установок, вибух. Згідно з «Правилами пожежної безпеки в Україні» затверджених наказом Міністерства внутрішніх справ України від 30.12.2014 № 1417 [26], для забезпечення пожежної безпеки встановлений належний рівень виробничої дисципліни та протипожежного режиму.

Засоби пожежогасіння:

- у лабораторії три переносні порошкові вогнегасники ВП-5 та один вуглекислотний вогнегасник ВВК-5;
- на кожному поверсі будівлі розташовані по два вогнегасники типу ВВК-5, які знаходяться біля виходу на сходові клітки;
- будівля обладнана внутрішнім пожежним водопроводом з установкою на кожному поверсі одного кран-комплекту. Кран-комплекти розташовані у пожежних шафах та укомплектовані пожежними рукавами довжиною, яка забезпечує гасіння пожежі у будь-якому місці поверху;

- у приміщенні будівлі встановлені безпроводні димові сповіщувачі Elmes Electronic GNS.

- у кожному приміщенні розміщуються схеми евакуації (Рис. 5.4).

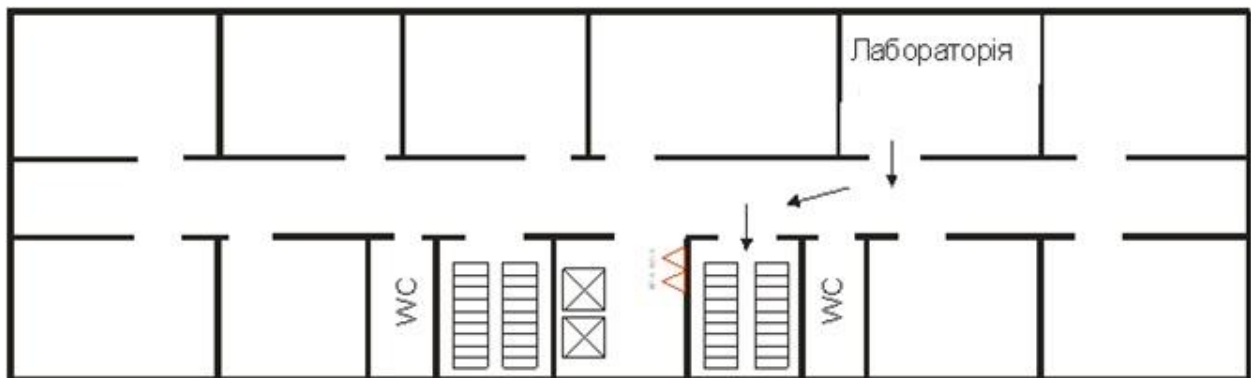


Рис. 5.4 План евакуації з приміщення у випадку пожежі

У лабораторії під час виникнення пожежі евакуація здійснюється через вхідні двері лабораторії, далі по коридору, сходами на перший поверх і через найближчий вихід з корпусу.

#### 5.4. Висновки

За результатами аналізу умов праці інженера-розробника основними шкідливими недоліками виявились: недостатнє освітлення та низька вологість повітря. Також необхідно запобігати збільшенню рівня шуму.

Був розроблений комплекс заходів щодо приведення показників освітлення у відповідність до вимог нормативних документів шляхом заміни системи освітлення та підвищення вологості повітря до нормативних значень шляхом використання зволожувачів повітря.

Для збереження високої працездатності і оптимального функціонування та виконання своїх службових обов'язків інженером-розробником створений відповідний режим праці та відпочинку.

Окрім цього були розглянуті питання пожежної безпеки та визначено необхідні умови для їх забезпечення. Обрано типи пожежних датчиків і типи вогнегасників, розроблено план евакуації.



## РОЗДІЛ 6

### ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

#### 6.1. Вплив електромагнітних полів на інженера-розробника при розробці алгоритму комплексної обробки інформації та методики розрахунку оптимального значення постійної часу фільтра

У процесі еволюції біосфера постійно перебуває під впливом електромагнітних полів (ЕМП) природного походження (природний фон): електричне та магнітне поля Землі, космічні ЕМП, передусім ті, що генеруються Сонцем. Окрім природних ЕМП є ще й штучні джерела ЕМП. У період науково-технічного прогресу людство створило і все ширше використовує штучні джерела ЕМП. У теперішній час ЕМП антропогенного походження значно перевищують природний фон і є тим несприятливим чинником, чий вплив на людину з року в рік зростає. Дослідження вчених останніх років показали, що ЕМП, створені технічними системами, навіть у сотні разів слабші за природне поле Землі, можуть бути небезпечними для здоров'я людини. В результаті впливу ЕМП у людини можуть виникнути гострі та хронічні форми порушення фізіологічних функцій організму. Ці порушення виникають через дію електричної складової ЕМП на нервову систему, а також на структуру кори головного та спинного мозку, серцево-судинної системи. Якщо не змінити принципи побудови електронних та радіотехнічних систем, то тенденція їх розвитку і негативний вплив на біологічні системи на рівні дії полів можуть призвести до катастрофічного, за своїми наслідками, впливу на біосферу та людину.

Дана робота спрямована на розробку алгоритму комплексної обробки інформації від інерційної та супутникової систем навігації та методики розрахунку оптимального значення постійної часу фільтра та його визначення для швидкості

Кафедра авіоніки				НАУ 19 08 69 000 ПЗ			
Виконав	Єріна Т.С.			Охорона навколишнього середовища	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Положевець Г.А.					89	103
Консультант	Бовсуновський С.О.				202М-СУ 151		
Н-контр.	Положевець Г.А.						
Зав.каф.	Павлова С.В.						

літака АН-148 при взльоті. Оскільки така робота вимагає розробки за допомогою комп'ютерів та інших технічних засобів, розглянемо питання пов'язані із впливом електромагнітного випромінювання на навколишнє середовище та людину. Використовуючи сучасні технології, низку заходів, щодо зменшення впливу шкідливих випромінювань можна значно скоротити їх негативний вплив на людину та довкілля.

### **6.1.1. Загальні відомості про електромагнітне випромінювання**

Внаслідок широкого застосування джерел електромагнітної енергії в різних галузях промисловості різко зріс загальний електромагнітний фон Землі. Основним джерелом ЕМП антропогенного походження у великих містах з високорозвиненою промисловістю та потужними радіотехнічними об'єктами, особливо в зонах навколо сучасних аеропортів, є:

- радіотехнічні об'єкти (РТО);
- телевізійні та радіолокаційні станції (РЛС);
- термічні цехи та дільниці машинобудівних підприємств;
- лінії високовольтної передачі енергії;
- передавальні центри тощо.

По суті, джерелами ЕМП можуть бути будь-які елементи електричного кола, через які проходить високочастотний струм. Причому ЕМП змінюється з тою ж частотою, що й струм, який його створює.

Дія на довкілля ЕМП промислової частоти здебільшого пов'язана з високовольтними лініями електропередач. Джерелами постійних магнітних полів є промислові підприємства. Зони з підвищеними рівнями ЕМП, джерелами яких можуть бути РТО і РЛС, сягають 100 – 150 м.

В результаті дії на організм людини електромагнітних випромінювань в діапазоні 30 кГц – 300 МГц спостерігаються: загальна слабкість, підвищена втома, сонливість, порушення сну, головний біль та біль в ділянці серця. Досить часто з'являється роздратованість, втрачається увага, сповільнюються рухово-мовні реакції, виникає низка симптомів, які свідчать про порушення роботи окремих

органів людини: шлунку, печінки, підшлункової залози. Також погіршуються харчові та статеві рефлексії, діяльність серцево-судинної системи, фіксуються зміни показників білкового та вуглеводного обміну, змінюється склад крові, зафіксовані зміни на рівні клітин [27].

При систематичній дії ЕМП високої та надвисокої частоти на організм людини спостерігається підвищення кров'яного тиску, трофічні явища (випадіння волосся, ламкість нігтів), рак шкіри. ЕМП викликають зміну поляризації молекул та атомів, які є складовою частиною клітин, в результаті чого виникає небезпечний нагрів та, навіть, зміни на хромосомному рівні. Надмірне тепло може нанести шкоду як окремим органам, так і всьому організму людини. Професійні захворювання виникають у працівників при тривалому та інтенсивному опроміненні.

Вплив випромінювань надвисокої частоти (НВЧ) на організм людини привертає увагу великої кількості дослідників і відображається у численних наукових доповідях і публікаціях. В одній із них наведені відомості про клінічні прояви дії НВЧ залежно від інтенсивності опромінення. При інтенсивності близько  $20 \text{ мВт/см}^2$  спостерігається зменшення частоти пульсу, зниження артеріального тиску, тобто явна реакція на опромінення. Вона сильніша й може навіть виражатися у підвищенні температури шкіри в осіб, які раніше потрапляли під дію опромінення.

З ростом інтенсивності відбуваються електрокардіографічні зміни, при хронічному впливі – тенденція до гіпотонії, до змін у нервовій системі, потім спостерігається прискорення пульсу, коливання об'єму крові.

При інтенсивності  $6 \text{ мВт/см}^2$  помічені зміни у статевих залозах, у складі крові, помутніння кришталика ока людини. Ще гірше – це зміни у здатності крові зсідатися, зміна умовно-рефлекторної діяльності, вплив на клітини печінки, зміни у корі головного мозку, потім – підвищення кров'яного тиску, розрив капілярів і крововиливи у легені та печінку.

Випромінювання інтенсивністю до  $100 \text{ мВт/см}^2$  викликають стійку гіпотонію, стійкі зміни серцево-судинної системи, двосторонню катаракту ока. Подальше опромінення помітно впливає на тканини, викликає больові відчуття. Якщо інтенсивність перевищує  $1 \text{ Вт/см}^2$ , це спричинює дуже швидко втрату зору, що є

одним із серйозних ефектів дії НВЧ на організм людини. На більш низьких частотах такі ефекти не відбуваються, і тому їх треба вважати специфічними для НВЧ діапазону. Ступінь пошкодження залежить, в основному, від інтенсивності та тривалості опромінення.

Інтенсивне НВЧ опромінення відразу викликає сльозотечу, подразнення, звуження зіниці ока. Після короткого (1-2 доби) прихованого періоду спостерігається погіршення зору, що посилюється під час повторного опромінення і свідчить про кумулятивний характер пошкоджень. Спостереження за людьми доводять існування механізму відбудови пошкоджених клітин, який вимагає тривалого часу (10-20 діб). Зі зростанням часу та інтенсивності впливу пошкодження набувають незворотного характеру.

У разі прямого впливу на око випромінювання відбувається пошкодження рогівки ока. Але серед усіх тканин ока найбільшу чутливість в діапазоні 1...10 ГГц має кришталик. Сильні пошкодження кришталика зумовлені тепловим впливом НВЧ (при щільності потоку енергії понад 100 мВт/см<sup>2</sup>). За малої інтенсивності помутніння спостерігаються тільки у задній ділянці, за великої – по всьому об'єму кришталика.

Для попередження професійних захворювань, які виникають в результаті тривалої дії електромагнітних випромінювань, встановлені гранично допустимі рівні електромагнітних випромінювань у відповідних нормативних документах: «Державні санітарні норми і правила захисту населення від впливу електромагнітних випромінювань (зі змінами)» від 01.08.1996 [28], ДСанПіН 3.3.6.096-2002 «Державні санітарні норми і правила при роботі з джерелами електромагнітних полів» [29], НПАОП 0.00-7.13-14 «Вимоги до роботодавців щодо захисту працівників від шкідливого впливу електромагнітних полів» [30]. Перед початком робіт у разі застосування джерел електромагнітних полів має бути: проведено вимірювання напруженості електричної і магнітної складових електромагнітних полів; з урахуванням результатів гігієнічного оцінювання забезпечено облаштування виробничих приміщень і розташування обладнання; передбачено забезпечення працівників засобами індивідуального захисту від дії

електромагнітних полів. Робочі зони, в яких існує перевищення гранично допустимих рівнів електромагнітних полів, повинні бути позначені відповідно до вимог «Технічного регламенту знаків безпеки і захисту здоров'я працівників (зі змінами)» затвердженого Постановою КМУ від 25.11.2009 № 1262 [31]. Тривалість перебування працівників у робочих зонах не повинна перевищувати значень, наведених у ДСанПіН 3.3.6.096-2002.

Нормування електромагнітних випромінювань радіочастотного діапазону здійснюється в діапазоні частот 50 кГц – 300 ГГц. Причому у діапазоні 50 Гц – 300 МГц нормованими параметрами є напруженість електричної  $E$ , В/м, та магнітної  $H$ , А/м, складових поля, а у діапазоні 300 МГц – 300 ГГц нормативним параметром є густина потоку енергії ГПЕ, Вт/м<sup>2</sup>. Нормативною величиною є також гранично допустиме енергетичне навантаження ЕНЕ, (В/м)<sup>2</sup> × год та ЕНН, (А/м)<sup>2</sup> × год. За напруженості до 5 кВ/м час перебування в зоні опромінення не обмежується.

Рівні ЕМП необхідно контролювати щорічно. Якщо вводиться в дію новий радіотехнічний об'єкт або здійснюється реконструкція старих об'єктів, пристроїв чи приладів, то заміри рівня електромагнітних випромінювань проводяться перед введенням їх в експлуатацію. Вимірювання проводять при максимальній потужності в зоні знаходження людей по висоті від рівня підлоги до 2 м через 0,5 м. З метою визначення характеру розповсюдження ЕМП в приміщенні проводять заміри в точках пересічення координатної сітки з стороною 1 м.

### **6.1.2. Вплив електромагнітного випромінювання від обчислювальної техніки на людину та навколишнє середовище**

Наразі у всьому світі комп'ютери займають важливе місце у роботі, житті та відпочинку людей. Без них вже неможливо уявити сучасний світ. Одним із шкідливих апаратних забезпечень обчислювальної техніки для людського організму є дисплеї і генератори тактових частот процесорів. Дисплеї, сконструйовані на основі електронно-променевої трубки, є джерелами електростатичного поля, м'якого рентгенівського, ультрафіолетового і, частково, інфрачервоного та видимого, спектру частот, а також утворюють високочастотного електромагнітне

випромінювання (ЕМВ) за рахунок високовольтних прискорювачів заряджених часток.

Вплив комплексу ЕМВ чи окремих його видів на виникнення різних захворювань почали вивчати з моменту їх використання. Було встановлено, що ЕМВ можуть викликати біологічні та функціональні несприятливі ефекти в організмі людини. Зокрема випромінювання низької частоти, насамперед, негативно впливають на центральну нервову систему, викликаючи головні болі, запаморочення, нудоту, депресію, безсоння, відсутність апетиту, виникнення синдрому стресу, причому нервова система реагує навіть на короткі за тривалістю впливи полів низьких частот: змінюється гормональний стан організму, порушуються біоструми мозку. Все це відображається на процесах навчання і запам'ятовування. Низькочастотне електромагнітне поле може стати причиною шкірних захворювань (вугрове висипання, себороїдна екзема, рожевий лишай тощо), хвороб серцево-судинної системи та кишково-шлункового тракту, воно впливає на білі кров'яні тільця, що призводить до виникнення пухлин, у тому числі й злоякісних [32].

Часто можна почути думку, що портативні комп'ютери типу Notebook безпечні для користувачів і не мають потреби в таких додаткових заходах захисту, як приєднанні фільтри: їх можна вважати пристроями, що зберігають здоров'я людей і вони менш небезпечні ніж їхні електронно-променеві попередники. В основі подібних міркувань лежить той факт, що в портативних комп'ютерах використовуються екрани на основі рідких кристалів, що не генерують шкідливих радіовипромінювань, властивих звичайним моніторам з електронно-променевою трубкою. Однак результати досліджень, проведених у науково-дослідних центрах, показали, що електромагнітне випромінювання портативних комп'ютерів типу Notebook значно перевищує екологічні нормативи за рахунок особливостей формування електростатичного поля для організації необхідного рівня щоб здійснювати поляризацію рідких кристалів. Частота тактових генераторів сягає десятків та сотні МГц, що і породжує небезпечне ЕМВ.

### 6.1.3. Методи захисту від електромагнітного випромінювання

Якщо характеристики ЕМВ не відповідають вимогам нормативних актів, застосовують різні засоби і способи захисту персоналу. Засіб захисту в кожному конкретному випадку має визначатись з урахуванням робочого діапазону частот, характеру робіт, необхідної ефективності захисту. Засоби та заходи захисту від ЕМВ радіочастотного діапазону поділяються на індивідуальні та колективні. Останні можна поділити на організаційні, технічні та лікувально-профілактичні.

До організаційних заходів колективного захисту належать:

- розміщення об'єктів, які випромінюють ЕМВ таким чином, щоб звести до мінімуму можливе опромінення людей;
- «захист часом» - перебування персоналу в зоні дії ЕМВ обмежується мінімально необхідним для проведення робіт часом (застосовується тоді, коли немає можливості знизити інтенсивність випромінювання іншими методами);
- «захист відстанню» - віддалення робочих місць на максимально допустиму відстань від джерел ЕМВ (застосовується в тих випадках, коли неможливо послабити ЕМП іншими заходами, в тому числі захистом часом. Відстань, яка відповідає гранично допустимому рівню інтенсивності випромінювання визначається розрахунком і перевіряється інструментально);
- «захист кількістю» - потужність джерел випромінювання має бути мінімально необхідною;
- виділення зон випромінювання ЕМВ відповідними знаками безпеки;
- проведення дозиметричного контролю.

Технічні засоби колективного захисту передбачають:

- екранування джерел випромінювання ЕМВ;
- екранування робочих місць;
- дистанційне керування установками, до складу яких входять джерела ЕМП;
- застосування попереджувальної сигналізації.

До лікувально-профілактичних заходів колективного захисту належать:

- попередній та періодичні медогляди;
- надання додаткової оплачуваної відпустки та скорочення часу робочого дня;

- допуск до роботи з джерелами ЕМП осіб, вік яких становить не менше 18 років, а також таких, що не мають протипоказів за станом здоров'я.

Найбільшого поширення одержали наступні методи захисту від ЕМВ:

1. Зменшення потужності випромінювання в джерелі. 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. Також застосовують пластмаси, порошок залізо у бакеліті, кераміку, рідини тощо [33].

2. Захист відстанню. Системний блок та монітор мають розташовуватися якомога далі від користувача. Якщо неможливо послабити інтенсивність опромінення цими методами, використовують захист відстанню і її збільшенням. Зазначимо, що напруженості електричних і магнітних полів зменшуються із збільшенням відстані. Захист відстанню забезпечується за рахунок механізації й автоматизації виробничих процесів, застосування дистанційного управління і спеціальних маніпуляторів, раціонального розміщення устаткування на робочих місцях.

3. Екранування джерел випромінювання та робочих місць. Екранування – один з найбільш ефективних й найпоширеніших засобів захисту від ЕМВ.

4. Використання рідкокристалічного монітору, оскільки його оптичне випромінювання значно менше у порівнянні з іншими типами моніторів.

5. Застосування заземлення.

6. Для захисту від випромінювання та збереження здоров'я потрібно багато часу проводити на свіжому повітрі, а для захисту від малорухливого сидіння за комп'ютером потрібно переривати роботу для заняття фізичними вправами і відпочинку для очей.

7. Варто піклуватися також про очі, наприклад застосовувати окуляри з відповідними світлофільтрами, спеціальні краплі.



## **6.2. Вплив на навколишнє середовище при виробництві пристрою комплексної обробки інформації**

При виготовленні та зборці на підприємстві пристрою комплексної обробки інформації від інерційної та супутникової систем навігації в навколишнє середовище проникають пара каніфоли, припою та кислоти. Для виготовлення плати пристрою використовують гетинакс, текстоліт, синтетичні матеріали. Щоб виготовити корпус блоку, застосовується сталь. Всі ці матеріали при попаданні як у сміття, так і в землю не розкладаються. Тому необхідно використати утилізацію.

У проєктованому блоці елементною базою переважно є плата, що складається з мікросхем, транзисторів та резисторів, - для виготовлення яких використовуються дорогі матеріали. Розроблений у дипломній роботі пристрій завдає непрямий екологічний збиток докільню. Це виявляється у наступному:

- ✓ споживання електроенергії при виробництві;
- ✓ виробництво елементної бази;
- ✓ утилізація відпрацьованих частин та механізмів.

Для виготовлення плати використовується гетинакс та склотекстоліт. Необхідно налаштувати виробництво так, щоб було: найменше відходів, раціональніше використання матеріалів, а відходи використовувалися як матеріали вторинної сировини.

При виготовленні плати, частки елементів, пари кислоти, каніфолі, припою проникають в довкілля. Це згубний вплив як на людини так і на довкілля. У пристрої використовується двосторонній монтаж плати, який зменшує час на травлення в гальванічній ванні, а також перевитрату енергії. Для зменшення впливу несприятливих факторів застосовують вентиляційні пристрої з чищенням від несприятливих домішок. Хімічні реактиви зливають у спеціальну ємність, нейтралізують і використовують у виробництві вторинної сировини.

Для зменшення часу, витрат енергії на виготовлення пристрою комплексної обробки інформації необхідно залучати висококваліфікованих спеціалістів.

Позитивним чинником створеної системи для довкілля є те, що при справній і точній роботі системи літак точніше робить зліт і посадку. В результаті чого, при

заході на посадку збільшується точність і знижується ймовірність відходу на друге коло, а при зльоті літак швидше та точніше досягне необхідних параметрів для відриву від ЗПС. Тому час перебування літака в повітрі та робота двигунів знижується, отже знижується кількість викидів в атмосферу. Також під час зниження літака під час посадки витримується оптимальна швидкість польоту (найменша витрата палива), тому розроблена система забезпечує більшу точність зміни параметрів польоту, що забезпечує більш точне пілотування. Також при точних вимірах параметрів польоту полегшується пілотування у складних метеорологічних умовах. Це разом дає економію палива та зниження викидів в атмосферу.

Зробимо розрахунок необхідної кількості сталі для виготовлення корпусу фільтра за формулою:

$$M_{\text{пр}} = N \cdot n \cdot m \quad (6.1)$$

де

$N$  – кількість блоків;

$n$  – кількість стінок блоку;

$m$  – маса однієї стіни.

Тоді маса сталі в проектованому пристрої (товщина сталі 2мм):

$$M_{\text{пр}} = 6 \cdot 0,010 + 4 \cdot 0,160 + 0,100 = 0,800 \text{ (кг)}$$

Екологічний збиток довілню від використання матеріалів, визначимо за формулою:

$$P_z = M_{\text{пр}} \cdot Y_m \cdot n \quad (6.2)$$

де

$P_z$  – збиток від витрат матеріалів, напівфабрикатів, виробів;

$M_{\text{пр}}$  – маса проектованого пристрою;

$Y_m$  – питомі збитки від виробництва матеріалів;

$n$  – кількість пристроїв.

Значення питомих збитків сталі та міді на 2021 р. приймемо рівним 5950,00 грн. за тону:

$$P_z = (0,800 \cdot 5950) \cdot 1 = 4760 \text{ (грн)}$$

Наведемо розрахунок системи, яка є у АН-148 в даний час. Для розрахунку необхідної кількості сталі скористаємося формулою (6.1):

$$M_{\text{пр}1} = 2 \cdot 0,010 + 2 \cdot 0,160 + 0,050 = 0,390 \text{ (кг)}$$

$$M_{\text{пр}2} = 2 \cdot 3,0 + 2 \cdot 0,500 = 7,0 \text{ (кг)}$$

$$M_{\text{сум}} = 7,0 + 0,390 = 7,390 \text{ (кг)}$$

Користуючись формулою (6.2) визначимо збитки від витрат матеріалів на даний момент:

$$P_{z1} = (7,390 \cdot 5950) \cdot 1 = 43970 \text{ (грн)}$$

Різниця збитків від витрат між базовою та проектною системою становить:

$$\Delta P = P_{z1} - P_z = 43970 - 4760 = 39210 \text{ (грн)}$$

Згідно з проведеними розрахунками економія на матеріалах при виготовленні однієї одиниці фільтра становить 39 тисяч 210 грн. Також проектований фільтр за масою менше, ніж базова система на 6 кг. 600 гр., що у масовому виготовленні призведе до значної економії споживання електроенергії та виготовлення елементної бази.

### 6.3. Висновки

Широке використання різноманітних електротехнічних приладів, в тому числі й персональних комп'ютерів, та лазерного устаткування призводить до невпинного збільшення електромагнітного фону. Вже доведено, що дія електромагнітних хвиль на організм людини має згубний характер. Від них в першу чергу страждають імунна система, статева система, нервова система та серцево-судинна система. Якихось однозначних заходів захисту чи обмеження їхнього впливу немає, можна лише обмежити себе від їх впливу. Для запобігання чи зменшення негативного впливу ЕМВ, працівники повинні дотримуватися вимог нормативно-технічної документації, санітарних і гігієнічних норм щодо електромагнітного випромінювання і особливостей роботи з ними. Оскільки рівень електромагнітного випромінювання в лабораторії хоч і відповідає міжнародним нормам та стандартам, але все ж негативно впливає на здоров'я людини, тому необхідно виконувати рекомендовані заходи щодо захисту від ЕМВ в радіодіапазоні та оптичному

діапазоні. У лабораторії, де проводиться розробка алгоритму комплексної обробки інформації та методики розрахунку оптимального значення постійної часу фільтра, електромагнітне випромінювання знаходиться в допустимих межах, отже шкідливий вплив на організм інженера-розробника не спостерігається.

Позитивним чинником створеної системи для довкілля є те, що при справній і точній роботі системи літак точніше робить зліт і посадку. В результаті чого, при заході на посадку збільшується точність і знижується ймовірність відходу на друге коло, а при зльоті літак швидше та точніше досягне необхідних параметрів для відриву від ЗПС. Тому час перебування літака в повітрі та робота двигунів знижується, отже знижується кількість викидів в атмосферу.

Згідно з розрахунками, якщо порівнювати систему яка наявна в даний час у АН-148 та систему з використанням запропонованого фільтра, то економія на матеріалах становить 39 тисяч 210 грн. Також проєктований фільтр за масою менше, ніж базова система на 6 кг. 600 гр., що у масовому виготовленні призведе до значної економії споживання електроенергії та виготовлення елементної бази.

## ВИСНОВОК

У першому розділі дипломної роботи розглянуто поняття пілотажно-навігаційного обладнання, досліджені етапи взльоту літака, а саме АН-148, наведено огляд принципів побудови систем безпечного взльоту літака, проведено аналіз існуючих схем побудови систем безпечного зльоту літака.

У другому розділі дипломної роботи розглянуто призначення та принцип побудови навігаційного обчислювача, що входить у склад системи безпечного взльоту, проведено аналіз інерціальної навігаційної системи, супутникової навігаційної системи, доплерівської системи навігації. Дано огляд принципів побудови та аналіз помилок навігаційних систем, що входять до складу системи безпечного зльоту літака.

У третьому розділі досліджені основні оптимальні алгоритми обробки інформації у пілотажно-навігаційних комплексах. Детально описані: метод найменших квадратів, метод максимуму правдоподібності, рекурентний метод обробки інформації, метод обробки інформації на основі компенсації похибки.

Запропоновано методику розрахунку оптимального значення постійної часу фільтра та визначено її оптимальне значення. У дипломній роботі обрано оптимальну схему безпечного зльоту АН-148, яка побудована на принципі прогнозування швидкості польоту ЛА до моменту його відриву від ЗПС, основним датчиком якої є комплексний вимірювач швидкості польоту, що використовує метод компенсації помилок. Розроблено схему такого вимірювача та проведено розрахунок постійного часу фільтра, що дозволяє отримати оптимальну оцінку швидкості польоту.

Оптимальне значення постійної часу фільтра перебуває у межах 4-6 секунд. Матеріали досліджень підтвердили результати розрахунку шляхом побудови блок-діаграми моделі, що реалізує схему компенсації похибки під час зльоту АН-148. Наведено, що при даному значенні постійного часу фільтра маємо досить гарне згладжування високочастотної складової помилки та прийнятне запізнення сигналу оцінки швидкості по відношенню до вихідного сигналу.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. ГОСТ 22837—77. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ БОРТОВОЕ. 1978.
2. С.М. Еремеев, З.В. Шакиров, С.Д. Штофель «Авиационные приборы», 1970.
3. Додаток I Авіаційних правилах визначення термінів для додатків II – VIII.
4. Конструкция самолётов. М.Н. Шульженко 1971, Машиностроение, 3-е издание.
5. Донской Государственный технический университет, Кафедра «Авиастроение», Ю.Б. Рубцов, Б.Н. Слюсарь, «Введение в авиационную технику и технологию», Конспект лекций, 2004.
6. А.И. Муромов «100 великих авиакатастроф» / гл.ред. С. Дмитриев., 2003. - 528 с.
7. <https://studfile.net/preview/7316175/page:4/>
8. Ф.М. Муравченко , Авиационный турбореактивный двухконтурный двигатель Д-436-148, 2008.
9. Лекційний матеріал з дисципліни «Конструкція літака та його функціональна система» Чужа О.О., НАУ, 2021
- 10.Руководство по лётной эксплуатации (РЛЭ) Ан-148, Часть 1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЁТЕ, 2006
- 11.Н.Т. Кузовков, О.С. Саличев, Інерціальна навігація і оптимальна фільтрація. Машинобудування, 1982.
- 12.Навігація. Основи визначення місцеположення та скеровування / Б. Гофманн-Велленгоф, К. Легат, М. Візер; пер. з англ. за ред. : Я.С. Яцківа; літ. ред. : О.Є. Смолінська. — Л.: ЛНУ ім. І. Франка, 2006 — 449 с.
- 13.Официальный сайт системы ГАЛИЛЕО: [http://www.esa.int/Our\\_Activities/Navigation/The\\_future\\_-\\_Galileo/What\\_is\\_Galileo](http://www.esa.int/Our_Activities/Navigation/The_future_-_Galileo/What_is_Galileo)
- 14.ГЛОНАСС: принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. — 3-е изд., перераб. — М.: Радиотехника, 2005 — 688 с.
- 15.В.С. Шебшаевич , П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцев и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / под ред. В.С. Шебшаевича. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Радио и связь, 1993 — 408 с.
- 16.Доплеровские устройства и системы навигации, Валентин Тимофеев, Андрей Флеров 193 стр, 1987 г.

17. В.О. Рогожин., В.М. Синєглазов., М.К. Філяшкін. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. – К: НАУ, 2005.
18. «Основи сучасної теорії управління. Методичні вказівки до виконання лабораторних робіт в макеті програм MATLAB». НАУ.2006.
19. ДБН 2.2-28-2010 «Будинки адміністративного та побутового призначення».
20. НПАОП 0.00-7.15-18 «Вимоги щодо безпеки та захисту здоров'я працівників під час роботи з екранними пристроями».
21. ДСН «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу» від 08.04.2014.
22. ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення».
23. ДСН 3.3.6.042-99 «Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень».
24. ДСН 3.3.6.037-99 «Державні санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку».
25. ДБН В.2.5-56-2014 «Системи протипожежного захисту».
26. «Правила пожежної безпеки в Україні» затверджені наказом Міністерства внутрішніх справ України від 30.12.2014 № 1417.
27. «Основи екології»: Підручник / О.В. Солошенко, А.М. Фесенко, С.І. Кочетова, Н.Ю. Гаврлович, Л.С. Осипова, В.І. Солошенко, за ред. О.В. Солошенка – Харків: Парус тм, 2008 – 371с.
28. «Державні санітарні норми і правила захисту населення від впливу електромагнітних випромінювань (зі змінами)» від 01.08.1996.
29. ДСанПіН 3.3.6.096-2002 «Державні санітарні норми і правила при роботі з джерелами електромагнітних полів».
30. НПАОП 0.00-7.13-14 «Вимоги до роботодавців щодо захисту працівників від шкідливого впливу електромагнітних полів».
31. «Технічний регламент знаків безпеки і захисту здоров'я працівників (зі змінами)» затверджений Постановою КМУ від 25.11.2009 № 1262.
32. «Електромагнітні поля та життя» / Є.М. Єгоров «Дельфіс» №4.1999р.
33. «Електромагнітні екрани з керованими захисними властивостями» / О.Л. Матвєєва, О.В. Панова // Матеріали XI Міжнар. наук.-техн. конф. «АВІА-13» 21–23 травня. – К. : НАУ, 2013 р.