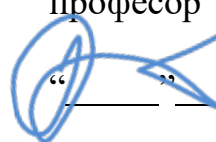


МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Доктор технічних наук
професор

Синеглазов В.М.
_____ 2023р.



КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ
“БАКАЛАВР”

Тема: РЕЖИМ СТАБІЛІЗАЦІЇ ЗАДАНОГО ЕШЕЛОНУ
СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ
ПОВІТРЯНОГО СУДНА

Виконавець:



Біленко В.В.

Керівник: ктн, професор



Аблесімов О.К.

Нормоконтролер: к.т.н., професор



Філяшкін М.К.

Київ 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

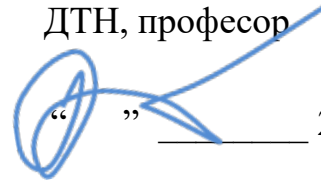
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітньо-кваліфікаційний рівень бакалавр

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри
ДТН, професор



Синеглазов В.М.

_____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

**на виконання кваліфікаційної роботи студенту
Біленку В.В.**

Тема роботи: “Режим стабілізації заданого ешелону системи автоматичного керування повітряного судна”

1. Термін виконання проекту (роботи): з « 01 » 04 2023р по «25» 06 2023р.

2. Вихідні данні до роботи: Структурна схема подовжнього каналу системи “ПС – САК”; схеми комплексування; технічні характеристики вимірювачів висоти польоту.

3. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):
1.Вимоги ІСАО до безпеки польотів повітряних суден. 2.Призначення та завдання пілотажно-навігаційних комплексів. 3.Особливості процесів, що протікають у контурах автоматичного управління висотою ПС. 4.Парирування основних збурень. 5.Управління висотою польоту через автопілот тангажу. 6.Методи визначення висоти польоту. 7.Датчики висоти та їх характеристики. 8.Основні алгоритми обробки інформації. 9.Комплексування датчиків систем автоматичного управління висотою польоту. 10. Програмно-методичне забезпечення синтезу САУ висотою при польоті по ешелонах.

4. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: 1.Схема ешелонування. 2.Вимоги ІСАО до безпеки польотів. 3.Узагальнена структура ПНК. 4.Функціональні та структурні схеми контурів автоматичного управління висотою. 5.Методи визначення висоти польоту. 6.Датчики висоти.7. Структурні схеми комплексування вимірювачів. 8. Програмне забезпечення методу перехідних характеристик.

5. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	ПІДБІР ЛІТЕРАТУРИ	01.04-10.04	Вик.
2	АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ ПОВІТРЯНОГО СУДНА В ЕШЕЛОНАХ	11.04-12.04	Вик.
3	ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ВИСОТОЮ ПОЛЬОТУ ЛІТАКА	13.04-20.04	Вик.
4	РОЗРОБКА МЕТОДІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЯКОСТІ КЕРУВАННЯ ВИСОТОЮ ПОЛЬОТУ	21.04-31.04	Вик.
5	АНАЛІТИЧНЕ КОНСТРУЮВАННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ	01.05-10.05	Вик.
6	ПІДГОТОВКА ДОПОВІДІ	11.05-19.05	Вик.
7	РОЗРОБКА ПРЕЗЕНТАЦІЇ	20.05-23.05	Вик.
8	ОФОРМЛЕННЯ РОБОТИ	24.05- 26.05	Вик.

6. Дата видачі завдання 01 травня 2023 року _____

Керівник: професор _____  Аблесімов О.К.

Завдання прийняв до виконання _____  Біленко В.В.

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи “Режим стабілізації заданого ешелону системи автоматичного керування повітряного судна”: стор.- 69 , рис. - 38 , використаних джерел - 12 , додатки - - .

ЛІТАК, СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ, МЕТОДИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ, КОМП'ЮТЕРНО ІНТЕГРОВАНІЙ КОМПЛЕКС, ДАТЧИК РАДІАЦІЇ, ВИСОТОМІР, МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ.

Об'єкт дослідження - динаміка польоту літака в режимі автоматичної стабілізації заданої висоти.

Предмет дослідження - динамічні та статичні характеристики стійкості та керованості літака.

Мета роботи - обґрунтування та розробка методів підвищення точності автопілотів літаків з метою забезпечення вимог ІКАО щодо безпеки польотів в ешелонах.

Метод дослідження – математичне моделювання та імітаційний експеримент.

Розроблена система дозволяє отримувати інформацію з двох датчиків, отримуючи при цьому менші похибки вимірювання, ніж при використанні кожного окремо, що забезпечує підвищення точності результатів виміру.

Матеріали кваліфікаційної роботи рекомендується використовувати при проведенні досліджень та навчальному процесі.

ПЕРЕЛІК ТЕРМІНІВ ТА СКОРОЧЕНЬ

- ICAO — Міжнародна організація цивільної авіації
- ПС — повітряне судно
- ООН — Організація Об'єднаних Націй
- ЕСАС — Європейська конвенція з цивільної авіації
- ЕС — Європейське Співтовариство
- EASA — Європейське агентство авіаційної безпеки
- EUROCONTROL — Європейська організація з безпеки аеронавігації
- ЛА — літальний апарат
- МК — магнітний курс
- ПНК — пілотажне-навігаційні комплекси
- САУ — системи автоматичного управління
- АП — автопілот
- СПС — система повітряних сигналів
- ЗПС — злітно-посадкова смуга
- МСА — Міжнародна стандартна атмосфера
- МНК — метод найменших квадратів
- ІНС — інерціальна навігаційна система
- СНС — супутникова навігаційна система
- ІСНС — інерціально-супутникова навігаційна система
- ЕК — електронна карта

ЗМІСТ

ВСТУП.....	7
1. АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ ПОВІТРЯНОГО СУДНА В ЕШЕЛОНАХ.....	9
1.1 Проблеми безпеки авіації.....	9
1.2 Міжнародні організації регулювання безпеки авіації	11
1.3 Вимоги ІСАО до польотів по ешелонам	14
1.4 Пілотажне-навігаційні комплекси	18
1.5 Мета та завдання роботи	21
2. ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ВИСОТОЮ ПОЛЬОТУ ЛІТАКА.....	23
2.1 Характеристика автопілоту	23
2.2 Автопілот тангажа	25
2.3 Керування висотою польоту через автопілот тангажа	28
2.4 Методи виміру висоти польоту	32
2.5 Система повітряних сигналів.....	38
2.6 Аналіз похибок висотомірів.....	41
3. РОЗРОБКА МЕТОДІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЯКОСТІ КЕРУВАННЯ ВИСОТОЮ ПОЛЬОТУ.....	43
3.1 Метод найменших квадратів	43
3.2 Метод максимуму правдоподібності	45
3.3 Рекурентний метод обробки інформації	47
3.4 Метод компенсації.....	49
3.5 Метод фільтрації.....	51
4. АНАЛІТИЧНЕ КОНСТРУЮВАННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ.....	53
4.1 Комплексне визначення абсолютної висоти польоту	53
4.2 Визначення висоти за виміром радіаційного поля	56
4.3 Експериментальні дослідження схеми комплексування	59
ВИСНОВКИ	68
ЛІТЕРАТУРА.....	69

ВСТУП

На сьогоднішній день гостро постає питання щодо вирішення проблем безпеки авіації. Адже безпека польоту залежить від різних факторів: людського чинника; природного середовища; наявності на борту ЛА відповідних приборів та їх правильного функціонування, і т. д. Всі ці чинники набули важливого значення, потребують все більшої уваги, більш точного дослідження. У зв'язку з цим було створено ряд міжнародних організацій.

Серед них основною є Міжнародна організація цивільної авіації (ІСАО), членами якої є більше 150 держав. Основними її цілями та завданнями є розроблення принципів і методів міжнародної повітряної навігації та сприяння плануванню й розвитку міжнародного авіатранспорту, створення цілісної та повної системи керування повітряним рухом, яка забезпечить підвищення рівня безпеки повітряного руху.

Організація прийняла велику кількість додатків та, які містять правила що розкривають і вирішують питання безпеки польотів. Вимоги, перш за все, ставляться до стабілізації висоти польоту та точного водіння літака по маршруту.

Керування висотою відноситься до найбільш високого рівня керування польотом (траєкторного) і є основою для реалізації польотного завдання. При цьому стабілізація заданої висоти є одним з основних режимів польоту.

Знання висоти польоту літака необхідне для попередження зіткнення літаків, що займають різні висотні ешелони на пересічних трасах, та з земною поверхнею і з наземними предметами.

На великих висотах у маршрутному польоті стабілізується барометрична (абсолютна) висота, яка необхідна для ешелонування і забезпечення оптимальних режимів роботи авіаційного двигуна.

Існує декілька способів виміру висоти, найбільш поширеним з яких є барометричний спосіб. Він зручний тим, що надає плавні свідчення і дозволяє всім літкам, що знаходяться поблизу один одного, мати однакову систему відліку. Перевага також у тому, що в показчику висотоміра передбачено спеціа-

льний пристрій що дозволяє вводити поправки на зміну тиску землі. Його недоліком є те, що він показує не дійсну висоту польоту над пролітаємою місцевістю, а умовну, відносно деякої умовної поверхні океану, відсутнього в зоні польоту.

Для підвищення точності і надійності результатів виміру барометричного датчика і задоволення вимог ІСАО, у роботі використаний компенсаційний метод. Цей метод дає змогу зменшити похибки датчиків, і отримати на виході сигнал, який більш точно повторює вхідний.

Аналіз літературних джерел показав, що починаючи від 1000м інтенсивність іонізаційного випромінювання атмосфери лінійно змінюється в залежності від висоти. Це дозволяє використати, в якості другого датчика для схеми компенсації, лічильник Гейгера, який визначає кількість радіації.

Доцільність використання методу компенсації для опрацювання інформації пояснюється тим, що в цьому випадку вимір параметрів здійснюються вимірниками, що ґрунтуються на різних фізичних принципах, і при цьому похибки цих вимірників мають різні частотні діапазони. У цьому випадку алгоритм компенсації дозволяє значно зменшити похибки вимірювання.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ ПОВІТРЯНОГО СУДНА В ЕШЕЛОНАХ

1.1. Проблеми безпеки авіації

Авіаційна галузь — один з найвиразніших прикладів існуючих небезпек життєдіяльності людини, їх джерел і чинників. Зокрема, класифікуючи екологічні проблеми, пов'язані з авіатранспортними процесами, Міжнародна організація цивільної авіації (ІСАО) розглядає катастрофи та авіаційні події як джерела екологічної небезпеки навколо аеропортів.

Безпека авіації — це комплексна властивість авіаційної транспортної системи виконувати свої функції без завдання збитків (чи з мінімальними збитками) самій системі або населенню, в інтересах якого вона розвивається, її основними компонентами є безпека польотів, авіаційна та екологічна безпека.

Саме цим компонентам безпеки приділяється максимальна увага в діяльності ІСАО. Чинники безпеки польотів, екологічної й авіаційної безпеки та їхні наслідки взаємозалежні. Для їх розгляду потрібен комплексний підхід, який реалізується в Програмі забезпечення безпеки авіації.

Повітряний транспорт став суттєвим елементом світової транспортної системи, який надає мобільності споживачам, посилюючи життєздатність глобальної економіки. Технологічні зміни, спрямовані на підвищення ефективності авіаційної транспортної системи, підтримуються постійними інвестиціями в авіаційні дослідження та розроблення нової техніки і нових технологій. Це основа її швидкого зростання з метою сприяння розвитку глобального виробництва, торгівлі й туризму.

Розвиток авіатранспортних технологій стимулюється багатьма чинниками, пріоритети серед яких весь час змінюються, але такий чинник, як безпека польотів, завжди посідає перше місце.

Виникнення в польоті будь-якої особливої ситуації призводить до створення певної небезпеки, а поява несприятливого чинника зумовлює виникнення особливої ситуації. Якщо несприятливий чинник у польоті не припиняє своєї дії,

він може призвести до катастрофічної ситуації, яка зазвичай закінчується катастрофою повітряного судна (ПС).

Показники безпеки польотів значною мірою залежать від типів ПС, що виконують регулярні пасажирські перевезення .

Протягом 1990—2020 рр. помилки людини — члена екіпажу або диспетчера — зумовили понад 70 % усіх авіаційних подій у світі. Такі помилки, як втрата керування та контролю під час польотів в умовах складної пересіченої місцевості, що може зумовити зіткнення справних ПС з землею, спричинили виникнення 60 % усіх катастроф.

Найбільшу стурбованість ІКАО викликає зіткнення справних повітряних суден із землею, проблема людського чинника та старіння парку ПС. ІКАО закликає всі держави активно впроваджувати спрямовані на підвищення рівня безпеки польотів програми.

Людський чинник взагалі — це психофізичні можливості, властиві людям, що мають підготовку, необхідну для професійної діяльності у взаємодії з машинами, обладнанням і процедурами, та взаємовідносини людей один з одним. Людський чинник в авіації — це діяльність людей на робочих місцях, а також їх взаємодія з машинами, обладнанням і процедурами та з навколишнім середовищем. Важливу роль у цьому відіграють взаємовідносини людей один з одним і в складі груп.

В аналізі причин авіаційної події людський чинник сприймається як помилка пілота чи диспетчера та невідповідність техніки. Проте жодна людина (конструктор, інженер, пілот або диспетчер) не може ідеально виконувати свої функції. Результати досліджень, впровадження нових технологій, підготовка персоналу та поширення інформації про безпеку сприяють зменшенню помилки. З огляду на виняткову відповідальність за безпеку польотів державна авіаційна адміністрація країни—члена ІКАО розробляє стандарти та правила, впровадження яких впливає на професійну безпеку і здоров'я персоналу та безпеку цивільних повітряних кораблів.

1.2. Міжнародні організації регулювання безпеки авіації

Для забезпечення ефективності та безпеки авіації та для вирішення вищесказаних проблем створено ряд міжнародних організацій. Серед них основними є Міжнародна організація цивільної авіації (188 держав), Європейська конвенція з цивільної авіації (41 держава), Європейське агентство авіаційної безпеки, Європейська організація з безпеки аеронавігації (33 держави).

У Чиказькій конвенції сформульовано принципи й умови функціонування *Міжнародної організації цивільної авіації (ICAO)*. Статті Чиказької конвенції встановлюють привілеї та обмеження Договірних Держав і визначають застосування Міжнародних Стандартів і Рекомендованої практики (SARPs) для регулювання міжнародного авіатранспорту.

Основними цілями та завданнями ICAO, що викладені в Статті 44 Чиказької конвенції, є розроблення принципів і методів міжнародної повітряної навігації та сприяння плануванню й розвитку міжнародного авіатранспорту з метою:

1. гарантування безпечного й нормального зростання міжнародної цивільної авіації в усьому світі;
2. сприяння удосконаленню авіаційного проектування та його використанню в мирних цілях;
3. сприяння розвитку авіаліній, аеропортів і повітряних засобів навігації для міжнародної цивільної авіації;
4. задоволення потреб населення всіх країн у безпечному, регулярному, ефективному й економічному використанні авіатранспорту;
5. запобігання економічним витратам, зумовленим нерозсудливою конкуренцією;
6. гарантування поваги прав Договірних Держав і забезпечення для кожної Договірної Держави рівноправних можливостей в обслуговуванні міжнародних авіаліній;
7. уникнення дискримінації між Договірними Державами;
8. сприяння підвищенню безпеки польотів у міжнародній повітряній навігації;

9. сприяння загальному розвитку всіх аспектів міжнародної цивільної авіації.

ІКАО має верховний орган — Асамблею та Виконавчий орган — Раду.

На сесіях Асамблеї розглядаються аспекти діяльності ІКАО в технічних, економічних, юридичних сферах і в галузі технічного співробітництва.

Рада є постійним органом, відповідальним перед Асамблеєю. Вона формується з представників 33 Договірних Держав, обраних на трирічний період.

Рада та її допоміжні органи забезпечують виконання основних функцій ІКАО. Одним з основних обов'язків Ради є прийняття SARPs як Додатків до Чиказької конвенції. Загалом вона може розпочати відповідні кроки, необхідні для підтримання безпеки та регульованого розвитку діяльності міжнародного авіатранспорту.

Головним органом, що розробляє SARPs є Аеронавігаційна комісія ІКАО. До складу Секретаріату ІКАО, який очолює Генеральний секретар, входять п'ять основних підрозділів: Аеронавігаційне керування, Авіатранспорте керування, Керування технічного співробітництва, Юридичне керування та Адміністративне керування. ІКАО працює в тісній співпраці з іншими спеціалізованими підрозділами ООН, зокрема з Міжнародною морською організацією, Міжнародною телекомунікаційною спілкою та Всесвітньою метеорологічною організацією. В заходах ІКАО беруть участь Міжнародна асоціація повітряного транспорту, Міжнародна рада аеропортів, Міжнародна федерація асоціацій пілотів та інші міжнародні організації.

На дипломатичній конференції в Монреалі у вересні 1977 р. прийнято протокол про аутентичний чотиримовний текст Чиказької конвенції (англійською, іспанською, французькою, російською). Арабська і китайська мови вважаються робочими мовами ІКАО.

Міжнародна організація цивільної авіації співпрацює з *Європейською конвенцією з цивільної авіації (ЕСАС)* заснованою в 1955 р.

Мета її діяльності - просування безперервних розробок із забезпечення безпечної, ефективною та стабільною європейською системою авіатранспорту. Для досягнення цього ЕСАС здійснює гармонізацію політики і практики в діяльності

цивільної авіації . Європейське Співтовариство (ЄС) і національні влади держав, що входять до ЄС, а також промисловість та інші організації, що діють у секторі авіації, у 2002 р. створили авіаційну владу у сфері безпеки авіації - *Європейське агентство авіаційної безпеки (EASA)*, яке видає загальні стандарти щодо гарантування найвищого рівня безпеки, здійснює нагляд за їх однорідним застосуванням у Європі та просуває ці стандарти на світовому рівні.

Європейська організація з безпеки аеронавігації (EUROCONTROL) є загальноєвропейською у цивільній і військовій сферах. Конвенція про EUROCONTROL підписана в 1960 р.

Основна мета організації — створення цілісної та повної загальноєвропейської системи керування повітряним рухом, яка забезпечить підвищення рівня безпеки повітряного руху, підвищення пропускної здатності повітряного простору й економічної ефективності керування повітряним рухом, зниження витрат на організацію повітряного руху та проведення заходів щодо зменшення впливу авіації на навколишнє середовище.

З метою вирішення проблем, пов'язаних з безпекою авіації, а також втілення своїх, цілей та завдань, ICAO, у співробітництві з іншими європейськими організаціями, впроваджує певну програму забезпечення безпеки авіації.

Програма забезпечення безпеки авіації — національна, регіональна або міждержавна — передбачає використання процедур ефективного керування безпекою під час експлуатації авіаційної техніки.

Основою реалізації програми є профілактична діяльність щодо виявлення та усунення небезпек. Для забезпечення безпеки, регулярності й ефективності повітряних перевезень ICAO прийняла 18 Додатків до Чиказької конвенції. Це технічні вимоги, відомі як Стандарти і Рекомендована практика.

Міжнародні стандарти приймаються і впроваджуються державами—членами ICAO як мінімальна вимога до забезпечення безпеки міжнародного повітряного транспорту. Реалізація державами вимог Стандартів і Рекомендованої практики ICAO досягається завдяки створенню національних авіаційних законів і правил, державної системи регулювання діяльності авіації та державного відомства цивільної авіації з питань стандартів безпеки польотів, а також внаслідок

сертифікації експлуатаційників, суб'єктів і об'єктів цивільної авіації та державного нагляду за дотриманням стандартів.

Визначальні стандарти з безпеки польотів наведені в Додатку 1 «Видача свідоцтв авіаційному персоналу», Додатку 6 «Експлуатація повітряних кораблів», Додатку 8 «Льотна придатність повітряних кораблів», Додаток 17 «Авіаційна безпека».

Безпека польотів є комплексною характеристикою повітряного транспорту та авіаційних робіт, яка визначає здатність виконувати польоти без загрози для життя і здоров'я людей.

Одноманітне застосування правил, процедур і практик, що застосовуються під час виконання польотів, є життєве важливим компонентом безпеки. Тому держави мають узгоджувати свої національні правила зі стандартами і практикою, що рекомендується ІКАО.

Значну увагу ІКАО приділяє забезпеченню точного літаководіння і, зокрема, витримування ПС заданої траєкторії польоту. Нормованими показниками точності витримування заданої траєкторії є витримування висоти заданого ешелону.

1.3. Вимоги ІКАО до польотів по ешелонам

ІКАО приділяє значну увагу ешелонуванню літального апарату (ЛА) на етапі польоту за маршрутом, а також на етапах прибуття та вильоту.

Крім визначення координат місцеположення літального апарату на етапі польоту основним є також забезпечення точного літаководіння і витримування заданої траєкторії польоту.

Ешелон польоту - поверхня постійного атмосферного тиску, віднесена до встановленої величини тиску 760 мм. рт. ст. і віддалена від інших таких поверхонь на величину встановлених інтервалів тиску.

Ешелонування – загальний термін, якій означає розподіл повітряних суден, які виконують політ, на лінійні або кутові інтервали встановленої величини у горизонтальній або вертикальній площині з метою запобігання зіткнення повітряних суден.

Розрізняють горизонтальне і вертикальне ешелонування. Вертикальне або горизонтальне ешелонування повинно забезпечуватися між усіма польотами в повітряному просторі .

Горизонтальне ешелонування буває двох видів – поздовжнє та бічне.

Поздовжнє ешелонування повинно застосовуватися таким чином, щоб інтервал між розрахунковими місцеположеннями повітряних суден, які ешелонуються, ніколи не був меншим за встановлений мінімум.

Поздовжнє ешелонування забезпечується витриманням швидкості польоту або виконанням екіпажами вимог диспетчера пролітати призначений пункт обов'язкового повідомлення в заданий час. Застосування поздовжнього ешелонування показано на рис.1.1. Тут а - супутні траси - траси, які мають однаковий напрямок, та траси, що перетинаються, кутова різниця яких менша за 45 градусів або більша за 315 градусів; б - зустрічні траси - траси, які мають протилежний напрямок, та траси, що перетинаються, кутова різниця яких більша за 135 градусів, але менша за 225 градусів; в - траси, що перетинаються.

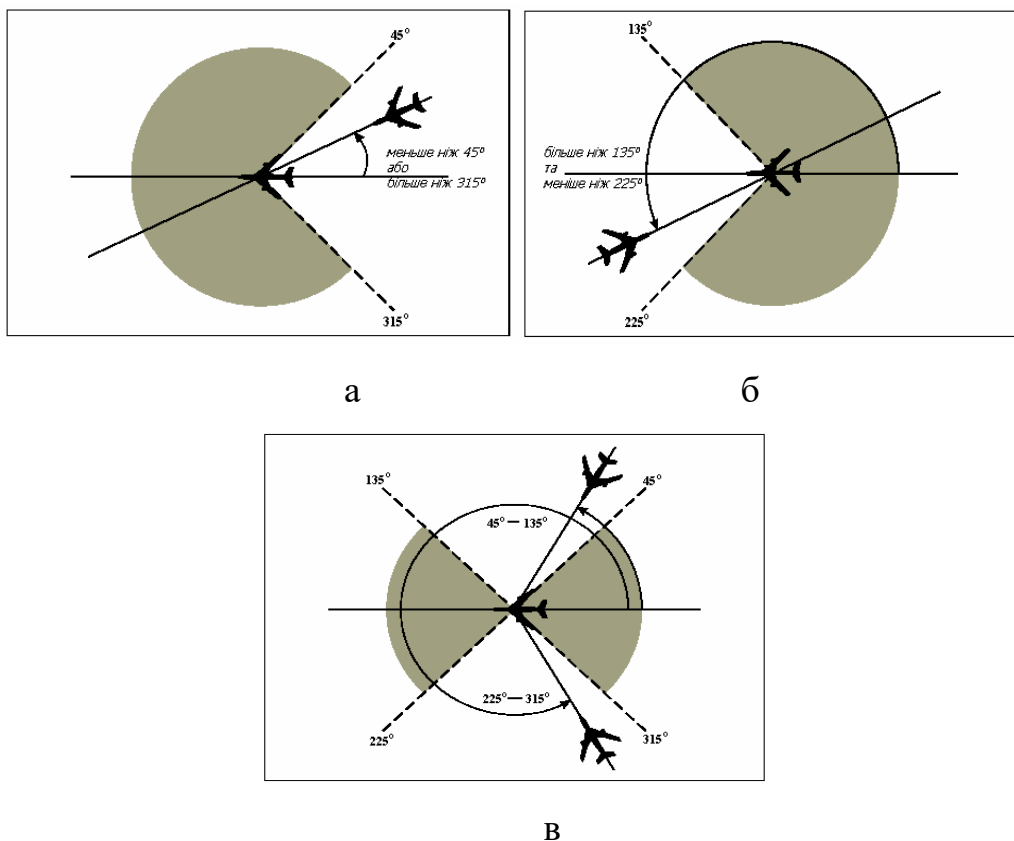


Рис.1.1 Повітряні траси

а - супутні траси; б - зустрічні траси; в - траси, що перетинаються

При наявності радіолокаційного контролю норми поздовжнього ешелонування складають величину 30 км на трасах, 20 км у районі аеродрому. При відсутності радіолокаційного контролю норма поздовжнього ешелонування, вимірювана в часі, установлена на трасах 10 хв при польотах по одному маршруті.

Бічне ешелонування повітряних суден досягається шляхом виконання польотів на різних маршрутах або в різних географічних місцезположеннях, які визначаються візуальним спостереженням, або за допомогою навігаційного.

Бічне ешелонування вважається забезпеченим, коли повітряні судна виконують політ на встановлених трасах, які:

- а) віддалені один від одного на відповідний мінімум;
- б) розходяться на кут щонайменше 15 градусів до тих пір, коли мінімум бічного ешелонування, який застосовується, буде забезпечено;

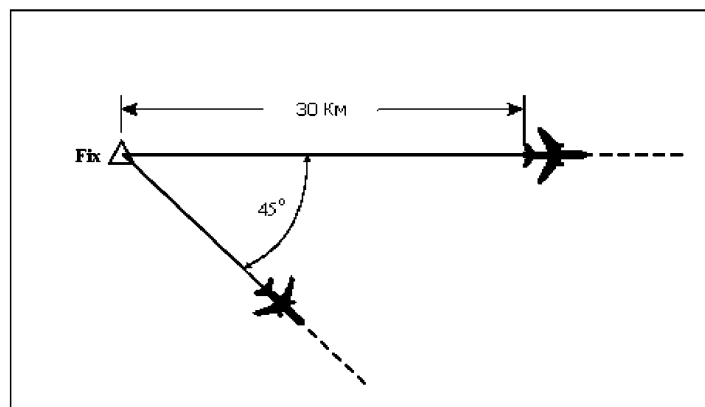


Рис.1.2 Бічне ешелонування

Вертикальне ешелонування досягається дотриманням повітряними суднами процедур встановлення висотоміру для виконання польоту на різних рівнях, які виражаються в значеннях ешелону польоту або абсолютних висот, згідно з вимогами Правил польотів повітряних суден.

Ешелони висот визначають похибки з висоти в маршрутних польотах. Вертикальні ешелони розподіляються залежно від географічного напрямку польоту (від магнітного курсу (МК)) – $МК = 0...179^\circ$ і $МК = 180...359^\circ$.

Схема ешелонування приведена на рис. 1.3. Інтервали з висот між зустрічними маршрутами на малих і середніх висотах (до 6000 м) складають 300м, а між побіжними – 600м. На висотах до 12000 м ці інтервали подвоюються.

Інтервали на висотах понад 12000 м складають 1000 м між зустрічними маршрутами і 2000 м – між побіжними.

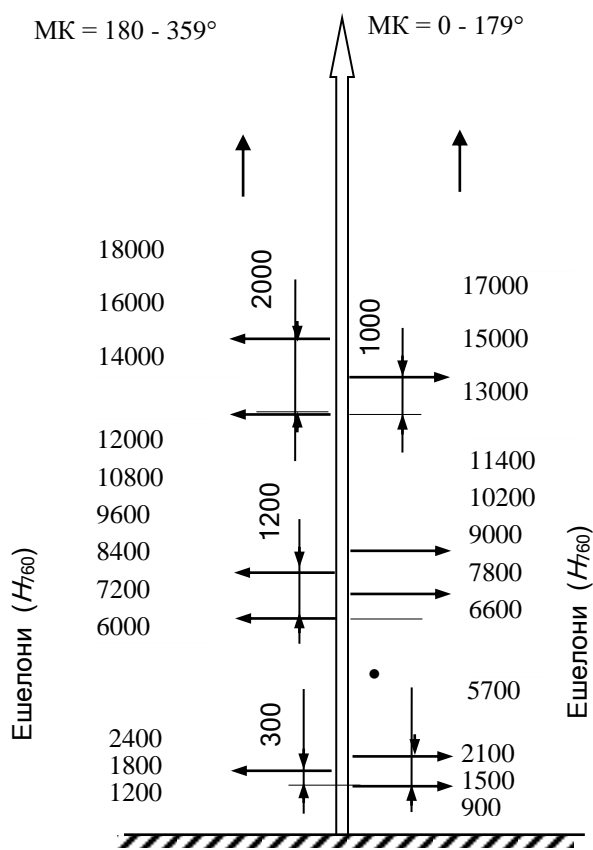


Рис.1.3. Схема ешелонування

Ешелони відраховуються від умовного рівня, що відповідає середньостатистичному рівню Балтійського моря. Висота заданого ешелону вимірюється як барометрична висота. Нуль шкали вимірника барометричної висоти встановлюється на тиск 760 мм рт. ст.

При визначенні мінімальної висоти ешелону необхідно враховувати рельєф місцевості. Безпечна істина висота, польоту встановлюється виходячи з досвіду виконання польотів у різних умовах і залежить від рельєфу місцевості.

Нижній безпечний ешелон визначається округленням безпечної істинної висоти польоту до найближчого верхнього ешелону.

Смуга врахування перевищень рельєфу місцевості і штучних перешкод при розрахунку нижнього ешелону і безпечної висоти приймається у межах ширини повітряної траси. Вибір мінімальної істинної висоти польоту $H_{i \min}$ залежно від висоти рельєфу H_p пояснюється рис. 1.4.

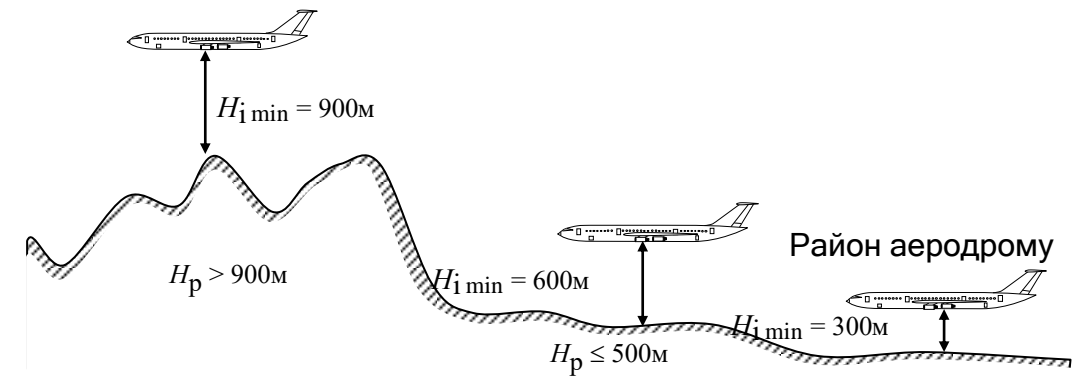


Рис. 1.4. Визначення висоти ешелону

Вихід за межі призначеного коридору або ешелону польоту є навігаційною подією, що пов'язано з різким збільшенням можливості аварії або катастрофи.

З усього вищесказаного випливає що сучасні літаки вирішують задачу, забезпечення польоту за заданою траєкторією, а оскільки це досить складний технологічний процес, що об'єднує в собі навігацію й пілотування, то повнота, вірогідність і висока точність інформації при управлінні на крайових режимах польоту й в умовах скорочення норм вертикального та горизонтального ешелонування досягається шляхом інтеграції пілотажних й навігаційних датчиків в об'єднану інформаційну систему. Цю систему і являють собою пілотажно-навігаційні комплекси (ПНК).

Сучасні і перспективні ПНК складають основу бортового обладнання і поряд із високими льотне-технічними характеристиками літальних апаратів визначають безпеку польотів і ефективність авіаційних комплексів.

1.4. Пілотажно-навігаційні комплекси

Пілотажно-навігаційні комплекси - це сукупність бортових функціонально об'єднаних інформаційних засобів, обчислювальне-програмуючих систем, систем автоматичного управління, систем індикації і сигналізації, призначених для розв'язання задач літаководіння і забезпечення роботи інших бортових систем літальних апаратів.

Поняття пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК) з'явилося після впровадження обчислювальної техніки на борту (ЛА). ПНК містить у своєму складі пілотажний і навігаційний комплекси. При цьому під пілотажним

комплексом розуміється сукупність системи автоматичного управління, системи відображення пілотажної інформації, а також системи ручного управління, включаючи автомати завантаження, обмеження і зміни передаточних чисел.

Під навігаційним комплексом розуміється сукупність бортових систем і пристроїв, призначених для розв'язання задач навігації. Сам ПНК може входити складовою частиною в інші структури бортового обладнання.

ПНК являє собою раціональне цільове і конструктивне об'єднання окремих пристроїв, приладів і систем, керованих одним або декількома бортовими обчислювачами і призначений для розв'язання взаємозалежних задач автоматизованого водіння літальних апаратів.

До складу ПНК, узагальнена структура якого показана на мал.1.5, входять датчики навігаційно-пілотажної інформації, навігаційні обчислювачі, пристрою керування, індикації і сигналізації.

Датчики навігаційної інформації служать для виміру параметрів різноманітних фізичних полів, на основі яких визначаються навігаційні елементи польоту.

Датчики навігаційної інформації умовно можна поділити на дві групи. До першої групи відносять датчики навігаційних параметрів положення, які визначають координати місцезнаходження літака, до другої датчики навігаційних параметрів руху, які вимірюють параметри вектору швидкості літака та його складові: шляхову швидкість, вертикальну швидкість, напрямок польоту.

Датчики пілотажної інформації вимірюють параметри польоту, які характеризують кутовий рух літака: кути крену, тангажа, ристання, а також їхні похідні – кутові швидкості обертання літака. До датчиків пілотажної інформації також необхідно віднести датчики, що характеризують положення та рух літака відносно набігаючого повітряного потоку: кути атаки та ковзання; повітряну швидкість і число Маха.

Важливим елементом ПНК є система введення програми польоту (СВПП). Вона являє собою пристрій, за допомогою якого в пам'ять ПНК вводяться параметри, необхідні для виконання даного польоту.

Для індикації екіпажу навігаційних параметрів служить система відображення індикації (СВІ).

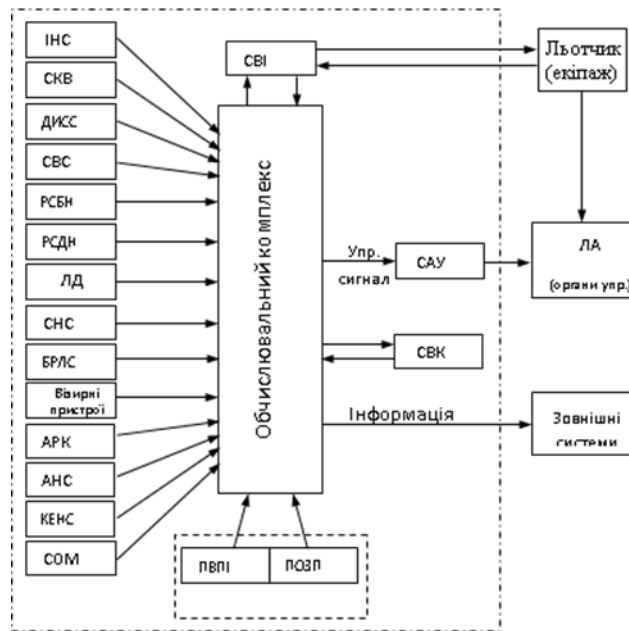


Рис.1.5. Структурна схема пілотаже-навігаційних коіплексів

Призначення ПНК визначається в першу чергу призначенням літального апарата. Узагальнене призначення ПНК пілотованих ЛА можна сформулювати таким чином:

- забезпечення літаководіння на всіх етапах польоту в простих і складних метеорологічних умовах, у будь-яку пору року і час, при польоті над сушею та морем;
- розв’язання задач навігації, пілотування та посадки;
- визначення та видачу пілотаже-навігаційної інформації на індикацію та споживачам для розв’язання спеціальних задач.

Разом з цим є ціла низка задач, які однакові для ЛА різного призначення:

1. Задача побудови навігаційної програми польоту:

- автоматичний ввід вихідних даних і програми польоту при підготовці до вильоту;
- розрахунок даних, що визначають заданий маршрут і профіль польоту;

2. Навігаційні задачі:

- визначення параметрів польоту ЛА в системі координат,
- здійснення координатних перетворень;

- корекція координат місцеположення;
- 3. Пілотажні задачі:
 - автоматизація управління при зльоті та наборі висоти;
 - автоматизація управління при польоті за маршрутом;
 - автоматизація режиму перепосадочного маневрування та заходу на посадку;
 - автоматизація безпосередньо посадки ЛА;
- 4. Задачі контролю роботи ПНК і режимів польоту:
 - безперервний контроль працездатності підсистем ПНК у польоті й автоматичне відключення підсистеми, що відмовила, із видачею інформації в систему індикації і на бортові реєстратори;
 - забезпечення рекофігурації структури ПНК при відмовах окремих підсистем ПНК;
 - запобігання неприпустимих режимів польоту і сигналізація, про наближення до них;
 - попередження екіпажа про аварійні ситуації і при погрозі сутички з іншими літальними апаратами і землею;

Для безпечного і надійного автоматизованого водіння ЛА застосовуються діагностичні комплекси – системи вбудованого контролю (СВК), що забезпечують оцінку працездатності й оптимальне використання функціональних вузлів і засобів ПНК.

Розвиток авіаційної галузі зумовив впровадження обчислювальної техніки на борту літальних апаратів, яка, власне, являє собою систему пілотажне-навігаційних комплексів (ПНК). Сучасні перспективні ПНК складають основу бортового обладнання і поряд із високими льотне-технічними характеристиками літальних апаратів визначають безпеку польотів і ефективність авіаційних комплексів.

1.5 Мета та завдання роботи

Повітряний транспорт став суттєвим елементом світової транспортної системи, який надає мобільності споживачам, посилюючи життєздатність

глобальної економіки. На сьогоднішній день гостро постає питання щодо вирішення проблем безпеки польотів. Тому Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) значну увагу приділяє ешелонуванню. І поставила, перш за все, вимоги щодо стабілізації висоти, як одного з основних режимів польоту ЛА. На великих відстанях стабілізується абсолютна висота. Точне визначення висоти польоту необхідне для попередження зіткнення літаків один з одним, з земною поверхнею або з наземними предметами.

Враховуючи вищевикладене метою роботи є:

Обґрунтування та розробка методів підвищення точності автопілотів літаків з метою забезпечення вимог ІКАО щодо безпеки польотів в ешелонах.

При цьому були поставлені завдання:

- виконати аналіз проблеми забезпечення безпеки польоту повітряного судна в ешелонах;
- визначити вимоги міжнародних організацій з регулювання безпеки авіації;
- розглянути можливості пілотажне-навігаційних комплексів, щодо забезпечення вимог ІКАО;
- провести дослідження систем автоматичного керування висотою польоту літака;
- визначити базові методи виміру висоти польоту та провести аналіз їхніх похибок;
- розробити методи забезпечення якості керування висотою польоту літаків;
- виконати аналітичне конструювання та експериментальні дослідження систем та методів підвищення точності автопілотів.

РОЗДІЛ 2

ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ВИСОТОЮ ПОЛЬОТУ ЛІТАКА

2.1. Характеристика автопілоту

Автопілот - канал автоматичного управління і стабілізації кутових рухів літака. Найбільш часто автопілоти застосовуються для керування літальними апаратами, у зв'язку з тим, що політ відбувається зазвичай в просторі, що не містить великої кількості перешкод.

Спочатку автопілот призначався тільки для стабілізації кутових рухів літака (руху відносно центру мас), що давало можливість витримувати заданий режим польоту літака без участі пілота. Удосконалення автопілоту дозволило створити автоматизовану систему, яка керує літальним апаратом не лише відносно його центру мас, але також і його центром мас. Це дало можливість автоматизувати усі режими польоту літального апарату від злету до посадки. Такі автопілоти автоматично керують як рульовою системою літального апарату, так і його силовими установками.

Автопілот на літаку складається з ряду подібних за принципом дії автоматів (курсу, подовжньо-поперечного крену, швидкості, висоти та ін.), спільна робота яких управляє польотом і стабілізує його. Чутливі елементи кожного автомата вимірює один, визначений для нього параметр режиму польоту (висоту, або курсу, або тягу двигунів) - він називається параметром регулювання.

Автоматичний блок виробляє сигнал, пропорційний поточному значенню параметра. Задатчик режимів польоту виробляє сигнали, кожен з яких відповідає необхідному значенню певного параметра регулювання. Ці сигнали порівнюються в обчислювальному пристрої. Їх різниця (розузгодження) після підсилення поступає на рульову машинку автопілоту, що відхиляє відповідне кермо літака або орган управління двигуном за допомогою сервоприводів.

Так відбувається зміна режиму польоту. Коли цей режим досягає заданого, сигнал розузгодження зникає, рульова машинка припиняє рух і настає положення рівноваги.

Системи автоматичного керування літака (САК) це багатоконтурні системи, які побудовані за ієрархічним принципом.

Стійкість САК літальними апаратами досягається як регулюванням по похідних від регульованих параметрів, так і негативними зворотними зв'язками відповідних видів. Окрім автоматики, в автопілот входять системи керування і регулювання. Сучасний автопілот дозволяє автоматизувати усі етапи польоту.

Основною проблемою при побудові автопілотів (АП) і автоматичних систем управління є безпека польоту. У простих авіаційних автопілотах передбачається швидке відключення автопілоту пілотом при порушеннях його нормальної роботи, можливість "пересилення" рульових машин ручним управлінням, механічне відключення рульових машин від проводки управління.

Задачі автоматичного керування польотом можна умовно поділити на три рівні (рис. 2.1):

- забезпечення потрібних характеристик стійкості та керованості літака;
- стабілізація та управління кутовим рухом;
- стабілізація та цілеспрямоване управління траєкторією польоту, тобто виконання складних траєкторних маневрів.

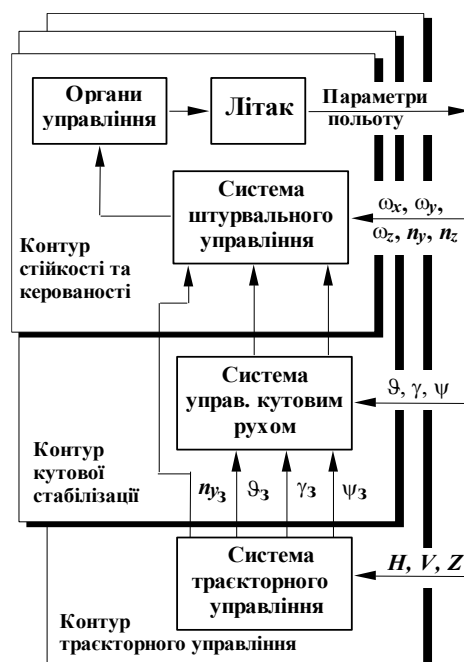


Рис. 2.1 Схема трирівневого керування

Якісні характеристики стійкості та керованості є умовою успішного виконання будь-якого польотного завдання. Для поліпшення цих характеристик

використовують контури стійкості та керованості, які, працюючи сумісно з пілотом, перетворюють літак в об'єкт з прийнятними пілотажними характеристиками. Ці контури реалізуються засобами часткової автоматизації: демпферами, автоматами стійкості, автоматами регулювання управління.

Контури кутової стабілізації призначені для управління та стабілізації кутового положення літака, яке характеризується кутами крену, тангажа та рискання. Ці контури будуються на основі контурів стійкості та керованості, тобто є зовнішніми по відношенню до цих контурів.

Контури траєкторного управління призначені для управління та стабілізації руху центра мас. Відомо, що управління траєкторією здійснюється за рахунок зміни кутових положень літака.

Контури управління кутовим рухом і контури стабілізації висоти польоту виникли раніше і традиційно називаються автопілотами.

Система автоматичного керування польотом літака відноситься до класу багатоканальних систем керування. Основними каналами керування літака є канал елеронів, канал руля висоти, канал руля направлення.

Автоматичні системи, які складаються з об'єкта управління та керуючого пристрою, що сприймає інформацію про параметри об'єкта, являють собою систему зі зворотним зв'язком, яка працює за принципом відхилення. Саме до цього класу систем відносяться системи автоматичного управління польотом літака.

2.2. Автопілот тангажа

Автопілоти тангажа забезпечують керування і стабілізацію висоти літака через органи керування кутом тангажа. Керування кутом тангажа здійснюється за каналами руля висоти або стабілізатора.

Структура траєкторного контуру керування, що побудований на основі автопілоту тангажа, відрізняється тим, що задане значення кута тангажа формується залежно від закону керування висотою польоту.

Як вимірники кута тангажа використовуються гіроскопічні датчики. Канали керування можуть бути реалізовані з жорстким або ізодромним зворотним зв'язком.

Як внутрішній контур частіше всього використовується контур демпфірування, але може бути використаний і контур нормального перевантаження.

Для збереження балансування, постійно діючі моментні збурення в усталеному режимі повинні бути компенсовані відхиленням руля висоти. Тому при автоматичному керуванні для астатичної стабілізації кута тангажа необхідно використовувати канали з ізодромним зворотним зв'язком або вводити інтеграл у закон керування автопілоту тангажа з жорстким зворотним зв'язком.

Структурна схема контуру керування кутом тангажа зображена на рис. 2.2.

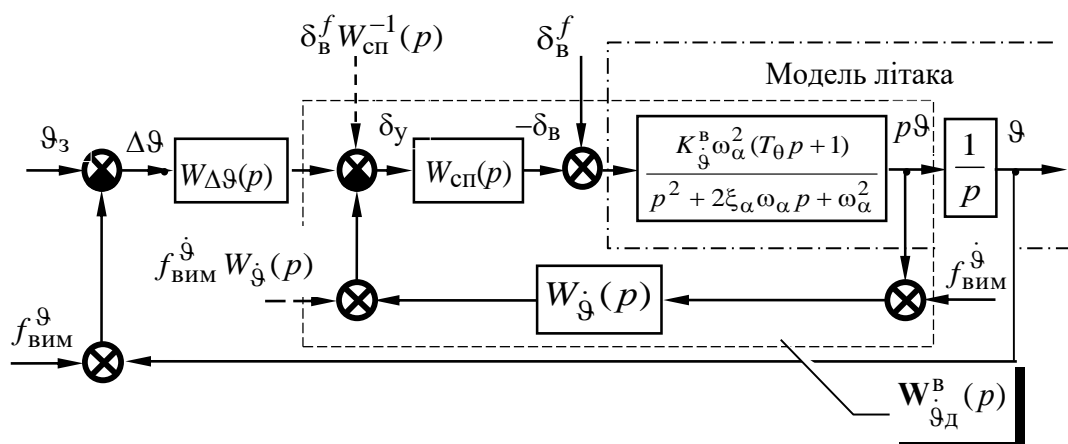


Рис. 2.2 Структурна схема контуру керування кутом тангажа

Сигнали вимірників з певними коефіцієнтами підсумовуються, підсилюються та подаються на рульову машину (РМ), яка відхиляє рулі висоти.

Проаналізуємо фізику процесів, що відбуваються в контурах автоматичного керування кутом тангажа, при різних законах керування.

Розглянемо роботу автопілота з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі при реалізації найбільш спрощеного закону керування – керування за відхиленням поточного кута тангажа ϑ від заданого ϑ_3

$$\delta_B = k_{\vartheta} \Delta\vartheta,$$

де k_{ϑ} - передатний коефіцієнт з кута тангажу.

При відхиленні літака від заданого кута тангажа виникає сигнал $\Delta\vartheta$, який надходить на рульову машину. Рульова машина починає відхиляти руль висоти, при цьому виникає аеродинамічний момент $M_z^{\delta_B} \delta_B$, спрямований на зменшення

різниці $\Delta\vartheta$. Відхилення вихідної ланки рульової машини спричиняє виникнення сигналу жорсткого від'ємного зворотного зв'язку, який діє назустріч сигналу $\Delta\vartheta$. На вході сервопривода ці сигнали один одного компенсують, відхилення руля висоти припиняться.

Під впливом моменту відхилення руля висоти $M_z^{\delta_b} \delta_b$ літак починає повертатись до заданого кута тангажу, при цьому сигнал $\Delta\vartheta$ починає зменшуватись до нуля, а сигнал зворотного зв'язку повертає рулі висоти до нейтрального положення. При $\Delta\vartheta = 0$ рулі висоти будуть знаходитись у нейтральному положенні, але літак по інерції пройде задане значення, з'явиться сигнал $\Delta\vartheta$ іншого знаку і рулі висоти відхиляться в інший бік, парируючи це відхилення. Після припинення такого коливального руху літак повернеться до вихідного положення.

Для демпфірування коливань перехідного процесу і надання системі стійкості в закон керування вводять сигнал похідної від кута тангажу $p\vartheta$ або ідентичний йому сигнал кутової швидкості ω_ϑ .

Для автопілота тангажу з жорстким зворотним зв'язком, що реалізує закон управління у вигляді

$$\delta_b = K_\vartheta \Delta\vartheta + K_{\dot{\vartheta}} p\vartheta,$$

передатна функція $W_{\Delta\vartheta}(p)$ відповідає суто пропорційній ланці

$$W_{\Delta\vartheta}(p) = k_\vartheta.$$

Проаналізуємо роботу автопілота тангажа з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі.

У автопілоті тангажа з ізодромним зворотним зв'язком реалізується закон керування

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_b = k_\vartheta \Delta\vartheta + k_{\dot{\vartheta}} p\vartheta.$$

В цьому випадку передатні функції, які визначають структуру контуру керування, мають вигляд

$$W_{\Delta\vartheta}(p) = k_\vartheta; W_{\dot{\vartheta}}(p) = k_{\dot{\vartheta}}; W_{\text{сп}}(p) = \frac{T_i p + 1}{T_i p}.$$

При наявності помилки стабілізації $\Delta\vartheta$ сигнал інтеграла від цієї помилки, що надходить на сервопривод елеронів, буде зростати. Руль висоти додатково відхилиться, збільшуючи момент, що компенсує зовнішні збурення, при цьому почнуть зменшуватись статична помилка та швидкість зростання інтеграла від цієї помилки, а як наслідок швидкість відхилення руля висоти. У певний момент відхилення руля висоти припиниться, а подальше зменшення управляючих сигналів приведе до зменшення відхилення руля за рахунок сигналу зворотного зв'язку.

При зменшенні сталої часу контур за своїми характеристиками стає суттєво нестійким. Стала часу ізодромного зворотного зв'язку повинна не спотворювати пропорційність між відхиленням руля висоти і управляючими сигналами в перехідних режимах. Наприкінці перехідного процесу сигнал зворотного зв'язку з рульової машини дорівнює нулю й ізодромна ланка не працює.

2.3 Керування висотою польоту через автопілот тангажа

Частіше всього як внутрішній контур керування висотою польоту використовується автопілот тангажа з жорстким зворотним зв'язком. Структурна схема контуру управління висотою польоту зображена на рис.2.3.

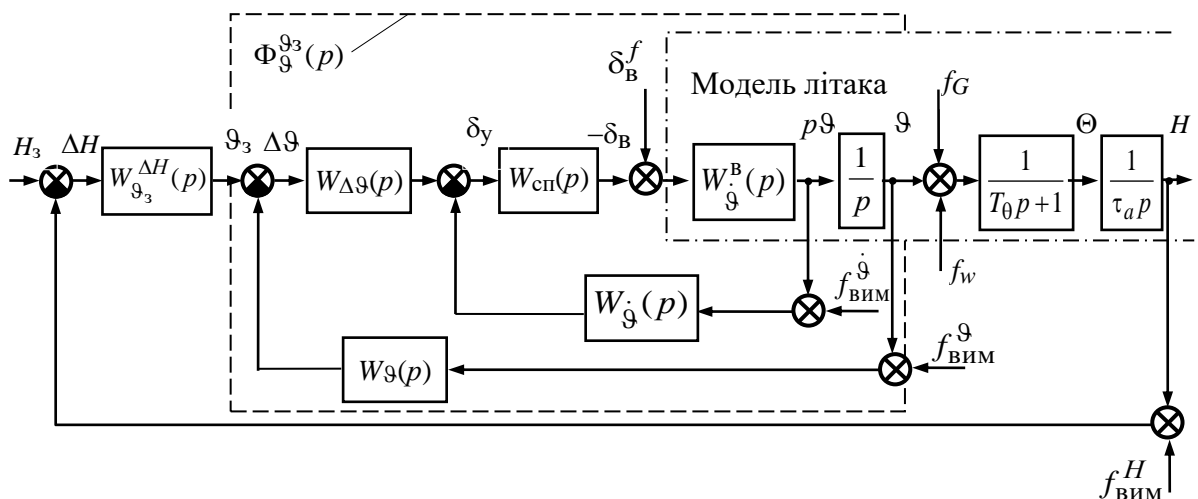


Рис. 2.3. Структурна схема контуру керування висотою польоту

На структурній схемі показані основні збурюючі впливи: моментні збурення δ_B^f ; збурення, що порушують рівновагу сил по нормалі до траєкторії при скиданні вантажу і при дії вертикального вітру, f_G , f_w ; похибки вимірювання фазових

координат $f_{\text{ВІМ}}^H$, $f_{\text{ВІМ}}^{\vartheta}$, $f_{\text{ВІМ}}^{\dot{\vartheta}}$.

Процес автоматичного керування висотою польоту, на основі контуру управління кутом тангажа, протікає так.

При надходженні сигналу керування H_3 для збільшення висоти польоту рульова машина (РМ) відхиляє руль висоти на кут, пропорційний H_3 .

Момент $M_z^{\delta_B} \delta_B$, що виникає, спричиняє поворот поздовжньої осі літака (рис. 2.4, точка 1), це супроводжується збільшенням кута тангажа, атаки і, відповідно, піднімальної сили.

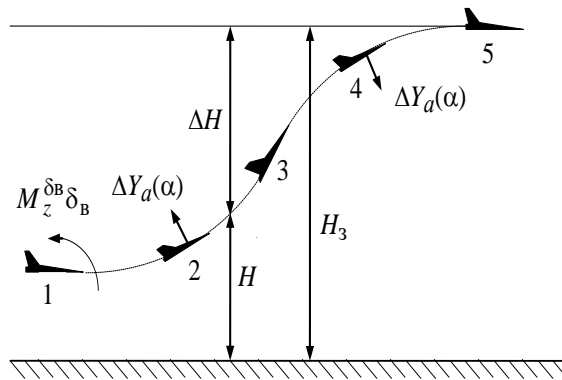


Рис. 2.4 Процес автоматичного управління висотою польоту

Приріст піднімальної сили $\Delta Y_a(\alpha)$ змінює траєкторію руху і переводить літак у режим набору висоти (точка 2). При збільшенні кута тангажа на вхід сервопривода буде надходити сигнал $\Delta \vartheta = \vartheta_3 - \vartheta$ (див. рис. 2.3), який протилежний за знаком сигналу $\Delta H = H - H_3$. Останній при збільшенні висоти зменшується, внаслідок чого руль висоти піде до вихідного положення, зменшуючи кут атаки і відповідно піднімальну силу (рис. 2.4, точка 3). Подальше зменшення сигналу $(H - H_3)$ спричиняє протилежне відхилення руля висоти.

Виникають негативні прирости кута атаки і піднімальної сили, траєкторія руху починає вирівнюватись (точка 4).

У точці 5 літак виходить у горизонтальний політ, а руль висоти й кут тангажа повертаються до своїх балансувальних значень значень $\vartheta = \vartheta_3$.

Вищерозглянуте справедливо, якщо внаслідок набору висоти не змінюються умови балансування літака. Відсутність у законі керування сигналу кута тангажа

приведе до того, що в продовж всього часу набору висоти руль буде відхилений сигналом $\Delta H = H - H_z$ для збільшення кута тангажа. Внаслідок цього при виході на задану висоту літак буде мати максимальний кут тангажа, перейде задану висоту і весь процес буде повторюватись. Виникають незгасаючі, а з урахуванням інерційності літака, розбіжні коливання по висоті, тобто така система керування структурно нестійка.

Таким чином, сигнал тангажа в контурі керування висотою польоту забезпечує структурну стійкість контура та демпфірує коливання центра мас літака. Складова, що пропорційна кутовій швидкості тангажа, забезпечує необхідну якість кутових рухів і на контур управління висотою польоту практично не впливає.

Розглянемо роботу контура у разі дії на літак зовнішніх збурень. Постійно діюче моментне збурення має бути компенсовано відхиленням руля висоти від балансувального положення. У цьому випадку на вхід сервопривода автопілота з жорстким зворотним зв'язком в усталеному режимі надходить сигнал із датчика зворотного зв'язку (див. рис. 2.3), який у свою чергу повинен бути компенсований сигналом керування. Тому компенсація сигналу зворотного зв'язку можлива тільки за рахунок сигналу помилки стабілізації висоти польоту.

Астатична стабілізація висоти при постійно діючому моментному збуренні забезпечується введенням у закон керування автопілота з жорстким зворотним зв'язком інтеграла від помилки ΔH , або використанням каналів з ізодромним зворотним зв'язком. У першому випадку сигнал зворотного зв'язку буде компенсуватись сигналом інтеграла, а у другому випадку сигнал зворотного зв'язку в усталеному режимі на вхід сервопривода не проходить, компенсувати його непотрібно, тому сигнал управління також повинен дорівнювати нулю.

При дії на літак збурень, що порушують рівновагу сил по нормалі до траєкторії (скидання вантажу, збільшення швидкості польоту, яке викликає приріст піднімальної сили, тощо), умови збереження горизонтального польоту забезпечуються тільки шляхом відновлення цієї рівноваги за рахунок зміни піднімальної сили.

Зміна піднімальної сили досягається зміною кута атаки (кута тангажа) горизонтального польоту.

Руль висоти після відновлення горизонтального польоту у вихідне положення не повертається, оскільки забезпечує необхідний приріст кута атаки в новому балансувальному положенні.

Таким чином, в усталеному режимі на вхід сервопривода надходить сигнал зворотного зв'язку і нове значення, які компенсуються сигналом помилки стабілізації висоти або сигналом інтеграла від помилки. Самої помилки у другому випадку не буде. Канал з ізодромним зворотним зв'язком не забезпечує астатичну стабілізацію висоти при дії таких збурень. Це пояснюється тим, що в усталеному режимі сигнал зворотного зв'язку на вході сервопривода дорівнює нулю, і зміна балансувального значення кута тангажа повинна компенсуватись на вході сервопривода сигналом помилки.

Якщо в коло сигналу $\Delta\theta$ включити ізодромну ланку, то в усталеному режимі сигнал $\Delta\theta$ на вхід сервопривода проходити не буде, компенсувати його не потрібно, тому помилка стабілізації висоти польоту буде дорівнювати нулю.

При влученні літака у висхідний струм повітря миттєво виникає приріст кута атаки $\Delta\alpha = \alpha_w$ та відповідний приріст піднімальної сили.

Приріст піднімальної сили викликає вертикальну швидкість \dot{H} , яка зникає за рахунок відновлення балансу сил по нормалі до траєкторії. Останнє може бути виконано за рахунок ліквідування приросту кута атаки (піднімальної сили), який викликається вітром, шляхом зменшення кутового положення (кута тангажа) на кут α_w . При цьому відновлюється балансування, тому балансувальне положення руля висоти залишається незмінним.

Зауважимо, що стабілізація кута тангажа уповільнює процес відпрацювання вітрового збурення.

Таким чином, в усталеному режимі на вхід сервопривода надходить сигнал $\Delta\theta = \alpha_w$. Способи компенсації цього сигналу на вході сервопривода визначають помилку стабілізації висоти після закінчення перехідного процесу.

Для астатичної стабілізації висоти компенсація цього сигналу повинна

здійснюватися за схемами, що розглянуті раніше: використання інтеграла в законі управління автопілота з жорстким зворотним зв'язком або ізодромування сигналу кута тангажа в каналах з ізодромним зворотним зв'язком.

Для підвищення точності стабілізації висоти при входженні літака у вертикальні потоки повітря доцільно здійснювати керування на основі автопілотів перевантаження, а замість сигналу кута тангажа, що забезпечує стійкість контура управління висотою, вводити сигнал вертикальної швидкості \dot{H} . Цей сигнал отримують диференціюванням сигналу коректора висоти. На відміну від сигналу тангажа сигнал вертикальної швидкості в усталеному режимі дорівнює нулю, дорівнює нулю також надмірне перевантаження. Тому при дії вертикального вітру навіть без введення інтеграла забезпечується астатична стабілізація заданої висоти польоту.

Отже можна зробити висновок, керування висотою є основою для реалізації польотного завдання і відноситься до найбільш високого рівня керування польотом (траєкторного). При цьому стабілізація заданої висоти є одним з основних режимів польоту. Тому автоматичне керування висотою будується на основі контурів управління кутом тангажа. Роль контуру управління кутом тангажа, полягає у забезпеченні структурної стійкості контуру управління висотою.

2.4 Методи виміру висоти польоту

Висотою польоту називається відстань до літака, відрахована по вертикалі від деякого рівня, прийнятого за початок відліку.

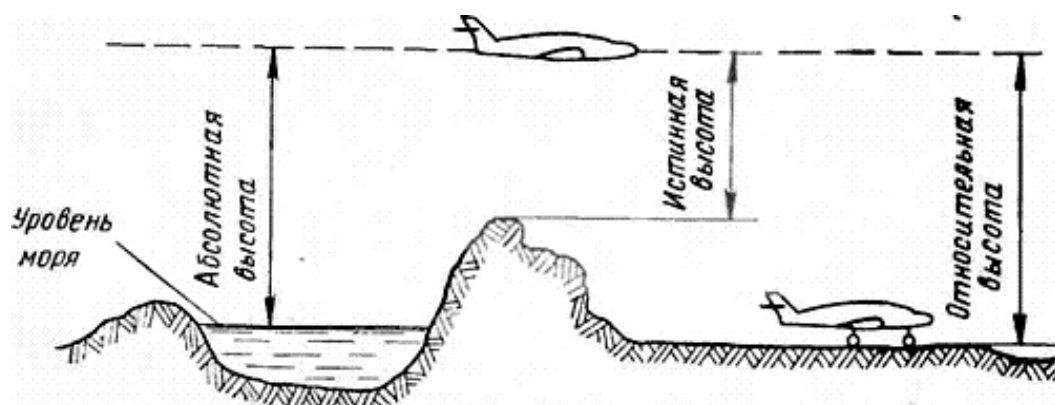


Рис. 2.5 Види висот польоту

Висота вимірюється в метрах за допомогою висотомірів. Орієнтуючись за їх показниками, будують і витримують заданий профіль польоту. Висота є одним з основних параметрів навігаційного режиму польоту і одним з тактичних елементів авіації.

При польотах літаків розрізняють чотири вида висот (рис. 2.5):

- абсолютна висота $H_{абс}$ – висота польоту відносно рівня моря ($P_0 = 760$ мм рт. ст.);
- відносна висота $H_{відн}$ — висота відносно якого-небудь місця, наприклад, аеродрому зльоту або посадки;
- істинна висота $H_{іст}$ — висота над пролітаємою місцевістю.
- барометрична висота $H_{бар}$ – висота відносно місця з заданим атмосферним тиском.

Абсолютну висоту польоту важливо знати при ешелонуванні, при випробуваннях літаків. Відносна висота має бути відома при зльоті і посадці, а істинна висота — у всіх випадках польоту.

Залежно від того, яка висота, відносна, абсолютна чи істинна, існують різні способи її виміру.

2.4.1 Методи виміру істинної висоти польоту

Для виміру істинної висоти польоту як правило використовуються локаційні методи: акустичний, радіотехнічний, оптичний, лазерний, іонізаційний або інерціальний.

Інерціальний метод використовує подвійну інтеграцію вертикального прискорення літального апарату. Метод досить давно відомий, широко застосовується в навігаційних системах, в системах виміру кутового положення ПС і постійно удосконалюється. Розробляються усе більш чутливі акселерометри, підвищується точність виміру прискорень, удосконалюються алгоритми цифрової обробки корисного сигналу.

Метод має й свої недоліки. Основним з них є ефект накопичення помилки при інтеграції. Поява навіть незначної постійної складової в корисному сигналі призводить з часом до накопичення значної погрішності.

Недоліком є також те, що технічна реалізація пристроїв, які реалізують цей метод вимагає значних витрат і часу.

Іонізаційний метод виміру висоти польоту заснований на використанні залежності іоносферної іонізації атмосфери від відстані до Землі. На висотах 20 - 80 км міра іонізації повітря зростає зі збільшенням висоти.

Акустичний метод. У основу акустичного методу покладений принцип ехолокації, що використовує звукові коливання, як правило, ультразвук. Вибір високої частоти звукових коливань обумовлений прагненням зменшити міру поглинання енергії сигналу земною поверхнею і забезпечення прийому відбитого корисного сигналу достатньої потужності.

Електроємнісний метод. Ємнісний спосіб виміру висоти використовує залежність зміни електричної ємності між планарно розташованими пластинами конденсатора при наближенні до них струмопровідної поверхні (землі, води та ін.), причому зі зменшенням відстані до цієї поверхні величина цієї ємності збільшується.

На відміну від локаційних методів, ємнісний метод вимірювання висоти дає інтегральну оцінку висоти. Якщо на шляху польоту ПС виявиться окремий, виступаючий над рельєфом місцевості об'єкт - височина, яр або ліс - це змінить конфігурацію електромагнітного поля ємнісного перетворювача і дозволить отримати попереджувальну інформацію про зміну рельєфу.

Радіотехнічний метод є найбільш розповсюдженим методом вимірювання істинної висоти польоту. Пристрої, побудовані за цим принципом, називаються радіовисотомірами. Радіовисотомір складається з передатчика, який випромінює через передаючу антену частотно-змодульований радіосигнал, прийомної антени, радіоприймача, балансного детектора і частотоміра, який вимірює різницю частот, що були прийняті радіоприймачем випромінюваного і відбитого сигналів.

Радіовисотоміри малих висот (до 1500 м) застосовують головним чином для керування ПС у вертикальній площині в системах заходу на посадку і автоматичної посадки.

В основу роботи радіовисотоміру покладено принцип пасивної радіолокації, тому вони відносяться до класу автономних РНП і не потребують для створення каналу вимірювання навігаційного параметру наземного обладнання.

Для вимірювання висоти в радіовисотомірах використовують два метода вимірювання – імпульсний і частотний.

Імпульсний висотомір за принципом роботи подібний бортовій радіолокаційній станції, в якій використовується напрямлена антена, вісь діаграми якої співпадає з вертикаллю. Сутність імпульсного методу вимірювання висоти зводять до визначення часу затримки відбитого від земної поверхні імпульсу відносно моменту випромінювання імпульсу передатчиком радіовисотоміру.

Принцип дії частотного радіо вимірювача заснований на визначенні різниці частот прямого (випромінюваного) і відбитого частотно-змодульованих сигналів.

2.4.2 Методи виміру абсолютної висоти польоту

Для визначення абсолютної висоти польоту використовується барометричний метод заснований на залежності між абсолютним тиском в атмосфері і висотою $P = f(H)$.

При збільшенні висоти атмосферний тиск зменшується. До висоти $H=11000$ м він змінюється за законом, що підтверджений багаторічними спостереженнями

$$P = P_0 \left(1 - \frac{\tau}{T_0} H \right)^{\frac{1}{R\tau}},$$

де $P_0 = 760$ мм. рт. ст.; $T_0 = 15^\circ \text{C}$ (288°K); $\tau = 6,5 \cdot 10^{-3}$ град/м – температурний градієнт; $R = 29,27$ м/град – газова постійна.

Ця формула має назву стандартної барометричної, бо надає залежність $P = f(H)$ для стандартної атмосфери, яка характеризується постійними значеннями P_0, T_0, τ, R .

Якщо цю залежність вирішити відносно висоти, то отримуємо формулу, яку називають гіпсометричною

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{R\tau} \right].$$

Для висоти більш 11 км при отриманні барометричної та гіпсометричної формул температура повітря вважається постійною рівною $T = 216,66^\circ \text{K}$ ($-56,6^\circ \text{C}$), тобто $\tau = 0$. Стандартні барометрична та гіпсометрична формули для $H > 11$ км приймають вигляд

$$P = P_{11} e^{-\frac{H-H_{11}}{RT_{11}}}; \quad H = H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P}.$$

Відомо, що із збільшенням висоти H зменшується абсолютний атмосферний тиск. Оскільки це тиск для одного і того ж моменту часу пов'язаний з висотою однозначною залежністю, то, вимірявши на деякій висоті абсолютний тиск, можна визначити висоту точки виміру. Такий спосіб визначення здійснюється за допомогою барометричного висотоміра.

Висотомір визначає висоту над рівнем моря по залежності атмосферного тиску від висоти. Це, по суті, барометр, проградуєований не в одиницях тиску, а в метрах. Дані висотоміра можуть представлятися різними способами - за допомогою стрілок, комбінацій лічильників, барабанів і стрілок, за допомогою електронних приладів, отримуючих сигнали датчиків тиску повітря.

Використовуються висотоміри двох видів, механічні та електромеханічні барометричні висотоміри.

Електромеханічний висотомір в порівнянні з механічним забезпечує точніший вимір висоти польоту за рахунок розвантаження чутливого елемента за допомогою стежачої системи.

Схема барометричного висотоміра зображена на рис. 2.6. Тиск атмосфери сприймається приймачами повітряного тиску 6 і по трубах передається в корпус висотоміра 7, в ньому розташована коробочка анероїдів 8, яка служить чутливим елементом і сприймає атмосферний тиск, складається з двох круглих спаяних між собою пружних мембран. З коробки анероїда викачано повітря, тому зовнішнім тиском її мембрани прогнуті. У міру підвищення висоти тиск атмосфери зменшується, і мембрани починають розпрямлятися, переміщаючи передавальний механізм 4, що повертає сектор шестерні 3, який у свою чергу наводить в рух

редуктор 2, що з'єднаний із стрілкою 1. Стрілка переміщається за шкалою висоти, проградуєваною в метрах.

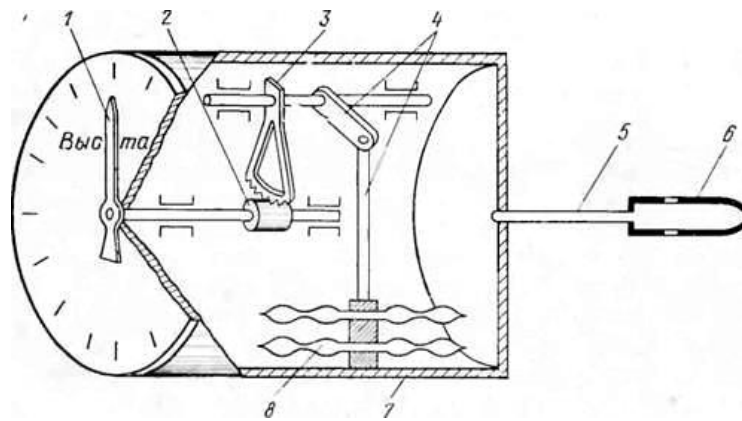


Рис. 2.6 Схема барометричного висотоміра

- 1—стрілка; 2—трубка; 3—зубчастий сектор; 4—передавальний механізм;
5—трубопровід; 6—приймач статичного тиску; 7—корпус;
8—блок коробок анероїдів.

Для збільшення точності відліку в сучасних висотомірах є дві стрілки. Мала стрілка висотоміра обертається на один зворот при зміні висоти в межах вимірюваного діапазону і служить для грубого відліку; велика стрілка обертається на один зворот при зміні висоти на один кілометр і служить для точного відліку.

На рис. 2.7 представлена кінематична схема двохстрілочного висотоміра.

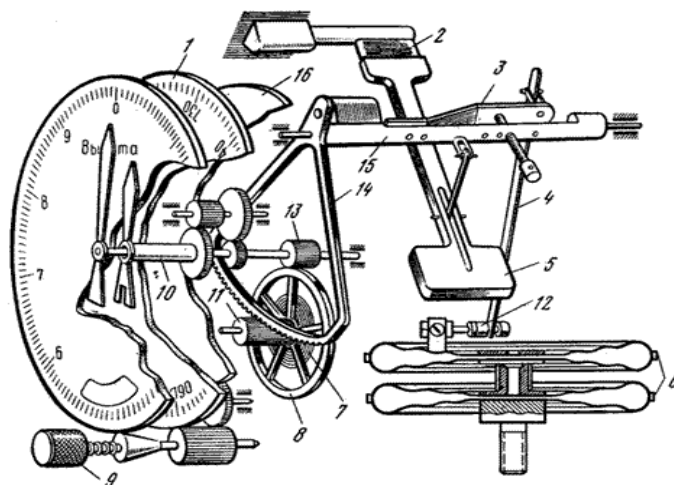


Рис. 2.7 Кінематична схема двохстрілочного висотоміра

- 1 - барометрична шкала; 2 - плоска пружина; 3,12 - біметалічні компенсатори; 4 - тяга;
5 - противаги; 6 - блок коробок анероїдів; 7 - волосок; 8 - велике зубчасте колесо;
9 - кремальєра; 10 - порожниста вісь; 11 - трибка; 13 - мале зубчасте колесо;
14 - сектор; 15 - валик; 16 - основа

Механізм приладу змонтований в герметичному корпусі діаметром 8мм. Блок коробок анероїдів 6 разом з механізмом укріплений на основі 16.

Від приймача статичного тиску по трубопроводах повітря подається всередину корпусу приладу. Його статичний тиск сприймається коробками анероїдів 6. При зміні висоти польоту коробки деформуються. Деформація коробок через укріпленій у верхньому (рухливому) жорсткому центрі біметалічний компенсатор першого роду 12, тягу 4, біметалічний компенсатор другого роду 3, передається на валик 15. При повороті валика 15 рухається зубчастий сектор 14, який обертає трибку 11 і велике зубчасте колесо 8, зчеплене з малим зубчастим колесом 13. На осі колеса 13 укріплена велика стрілка приладу. Мала стрілка приладу укріплена на порожнистій осі 10.

Велика стрілка приладу показує за шкалою висоту польоту літака в метрах. Ця стрілка робить повний оберт при зміні висоти на 1000 м. Мала стрілка приладу показує висоту польоту в кілометрах. Вона робить один повний оберт при зміні висоти на 10000 м.

За допомогою кремальєри в прилад можна вводити поправки на зміну барометричного тиску.

2.5 Система повітряних сигналів

На сучасних літаках є значна кількість пристроїв, для роботи яких потрібно введення сигналів, пропорційних висоті, швидкості або числа M польоту, а також температури і відносної щільності повітряного середовища. Деякі з цих параметрів потрібні для індикації на показуючі прилади пілотів. Тому з метою підвищення точності виміру використовують комплект апаратури системи повітряних сигналів (СПС).

Система повітряних сигналів (СПС) вимірює, обчислює і видає споживачам інформацію про поточні значення висотне-швидкісних параметрів.

СПС являє собою централізований пристрій безперервної дії для обчислення основних аеродинамічних параметрів польоту і видачі сигналів про них споживачам. Барометричні дані в обчислювач СПС поступають від приймачів повітряного тиску, вихідні сигнали у вигляді пропорційних електричних сигналів видаються на електричні покажчики швидкості, висоти, числа M і інші прилади в

кабіні екіпажу, а також в різні літакові системи, що використовують аеродинамічні дані польоту.

Крім того, система повітряних сигналів має візуальні прилади (показники), за допомогою яких робиться відлік вказаних параметрів польоту.

При обчисленні висоти, швидкості і числа M в якості незалежних змінних використовуються такі параметри, як статичний тиск $P_{ст}$, повний тиск $P_{п}$ і температура гальмування $T_{м}$. В розрахункових формулах зустрічаються деякі загальні закономірності, що зв'язують незалежні параметри з вимірюваними, - заввишки, швидкістю і числом M . Ця спільність в закономірностях і покладена в основу побудови систем повітряних сигналів.

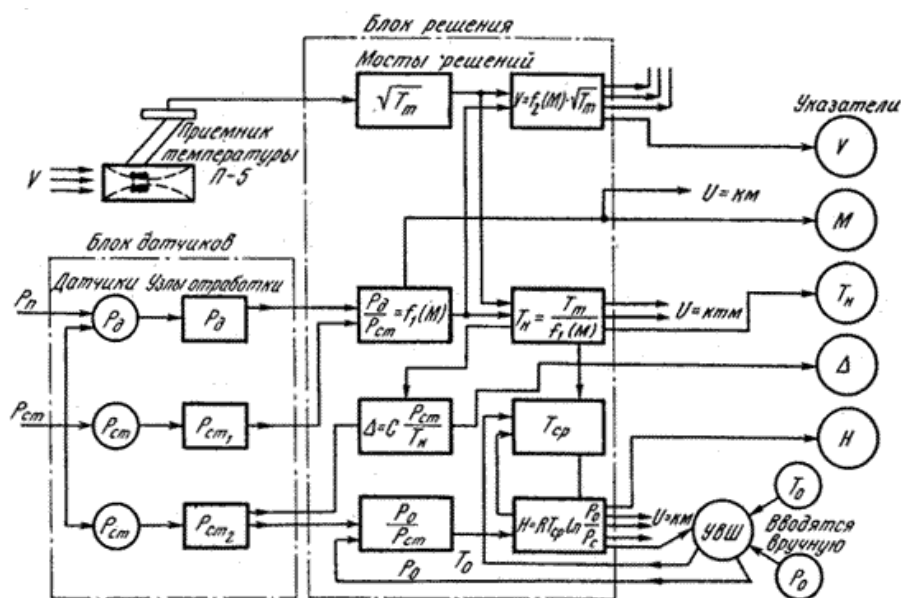


Рис. 2.8 Функціональна схема централі швидкості і висоти

V - швидкість і показчик швидкості польоту; $P_{ст}$ - датчик статичного тиску; $P_{д}$ - датчик динамічного тиску; $T_{м}$ - температура загальмованого потоку повітря; $T_{а}$ - температура на рівні моря; $T_{н}$ - температура на висоті польоту; M - показчик числа M ; $T_{н}$ - показчик температури зовнішнього повітря; Δ - показчик щільності повітря; H - показчик висоти польоту;

УВШ - показчик висоти штурмана; R - газова постійна повітря;

$T_{ср}$ - середнє значення температури

Чутливими елементами системи служать приймач повітряного тиску і приймач температури. повний і статичний тиски поступають у блок датчиків, де переміщення рухливих центрів анероїдно-мембранних датчиків перетвориться потенціометрами або індукційними елементами в електричні сигнали, пропорційні швидкісному натиску і статичному тиску. Приймач температури загальмованого потоку перетворить її величину в пропорційний електричний

сигнал. Руків'ям, розміщеним на лицьовій панелі покажчика штурмана УШ, встановлюються значення тиску P_0 і температури T_0 на рівні відліку висоти.

Ведення значень T_0 і P_0 зменшує методичну погрішність визначення висоти і швидкості польоту, пов'язану з нестабільністю T_0 і P_0 в часі і за місцем.

До складу системи входять:

- два цифрові обчислювачі сигналів датчиків тиску, що дозволяє з високою точністю вимірювати висоту польоту (погрішність близько $\pm 4,6$ м), вертикальну швидкість (погрішність близько $\pm 0,15$ м/с), приладову швидкість (погрішність близько $\pm 1,85$ км/год), істинну повітряну швидкість (погрішність близько $\pm 7,4$ км/год);

- два висотоміри;

- два варіометри (від латів. *variō* - змінюю і ...метр), що вимірюють швидкість набору висоти і зниження.

Система повітряних сигналів з покажчиком висоти призначена для виміру, обчислення і видачі у бортові системи інформації про висотно-швидкісні параметри, індикації барометричної висоти і висоти ешелону, задання висоти ешелону, а також видачі візуальних і електричних сигналів про відхилення від заданої висоти ешелону.

Система забезпечує:

- вимір, обчислення і видачу інформації у вигляді послідовного двійкового коду про аеродинамічні параметри.

- індикацію в метрах і футах відносної барометричної висоти Нвідн, відкоригованої з урахуванням аеродинамічних поправок по висоті і швидкості для типу літака.

- ручну установку, індикацію в метрах і футах, видачу електричного сигналу заданої висоти ешелону H_e ;

- ручну установку і індикацію в гПа атмосферного тиску біля землі;

- ручну установку і сигналізацію про виставку атмосферного тиску біля землі рівного 1013,25 гПа;

- сигналізацію про політ на висоті менше 1000 м;

- сигналізацію при проходженні в діапазоні відхилення від заданої висоти ешелону на 60-150 м;
- сигналізацію і видачу електричного сигналу при відхиленні від заданої висоти ешелону більш ніж на 150 м;
- пригнічення візуальної сигналізації при відхиленні від заданої висоти ешелону більш ніж на 150 м;
- видачу електричного сигналу для звукової сигналізації при вході літака в зону, обмежену відхиленням на 150 м від заданої висоти ешелону і при виході літака із зони, обмеженої відхиленням на 60 м від заданої висоти ешелону.

2.6 Аналіз похибок висотомірів

Авіаційним висотомірам та датчикам висоти властиві методичні та інструментальні похибки.

Методичні похибки барометричного висотоміра викликані недосконалістю барометричного методу виміру висоти; та обумовлені:

1. Зміною рельєфу місцевості, що пролітає.
2. Відхиленням атмосферних умов у землі (тиску та температури) від нормальних після зльоту.
3. Випадковими варіаціями тиску на висоті по відношенню до тиску, що задається стандартною атмосферою.

Похибки у визначенні справжньої висоти, пов'язані зі зміною рельєфу місцевості, до певної міри можуть бути враховані екіпажем літака у разі:

а) якщо відома висота над рівнем моря, місця, над яким пролітає літак, при цьому справжня висота визначається як різницю між абсолютною висотою, що показується висотоміром, і висотою даного місця над рівнем моря;

б) якщо відомі значення тиску та температури у Землі місця, над яким пролітає літак (ці відомості можуть бути отримані по радіо).

Похибки висотоміра, обумовлені відхиленням атмосферних умов від нормальних, поділяються, своєю чергою, на похибки, пов'язані зі зміною тиску Землі, і похибки, пов'язані зі зміною закону розподілу температури повітря на висоті.

До основних інструментальних похибок барометричних висотомірів та датчиків висоти відносяться:

- похибки від неправильного виміру статичного тиску приймачем;
- похибки, що вносяться манометром абсолютного тиску;
- похибки, які вносяться електричним перетворювачем (для датчиків);
- похибки, які вносять вихідний електричний ланцюг (в датчиках висоти).

Всі ці похибки мають таку ж природу, як і інструментальні похибки звичайного механічного манометра і обумовлені:

1. шкаловими похибками;
2. похибками, спричиненими тертям;
3. похибками, викликаними невірноваженістю деталей передавально-розмножувальних механізмів;
4. температурними похибками;
5. похибками від гістерезису тощо

Ці похибки конструктивними заходами зводяться до допустимих величин.

РОЗДІЛ 3

РОЗРОБКА МЕТОДІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЯКОСТІ КЕРУВАННЯ ВИСОТОЮ ПОЛЬОТУ

Основними задачами ПНК як постачальника інформаційного забезпечення безпеки польоту літака є:

- ✓ суспільна обробка 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.

Методи обробки інформації використовуються з метою отримання оптимальних оцінок $\hat{X}(t)$ вектору стану ЛА, наприклад висоти польоту H , в умовах впливу випадкових збурень і завад на процес вимірювання. При цьому оцінюються не самі параметри польоту, а їхні похибки.

В основу алгоритмів отримання оптимальних оцінок можуть бути покладені такі методи обробки інформації, як метод найменших квадратів, метод максимуму правдоподібності, рекурентний метод (оптимальний фільтр Калмана) тощо.

3.1 Метод найменших квадратів

Метод найменших квадратів застосовується для одержання оптимальних оцінок при обробці накопичених вимірювань. Якщо виконано m вимірювань параметрів X літака, тоді

$$Z = NX + V_z,$$

де N – матриця спостереження; Z , X і V_z – вектори, компонентами яких є реалізації вектору вимірювання Z_i , вектору стану системи X_i і вектору помилок вимірювання V_{z_i} відповідно, причому $i = \overline{1, m}$.

Необхідно за спостереженнями \mathbf{Z} і заданою матрицею спостереження \mathbf{H} щонайкраще оцінити стан вектору \mathbf{X} . Критерієм такої оцінки за МНК служить функціонал

$$J = \sum_{i=1}^m \mathbf{V}_{z_i}^T \mathbf{V}_{z_i},$$

який мінімізує суму квадратів помилок вимірювання \mathbf{V}_{z_i} .

У матричному виді цей вираз запишеться так:

$$J = (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\mathbf{X})^T (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\mathbf{X}) = \begin{vmatrix} V_{z_1} \\ V_{z_2} \\ \vdots \\ V_{z_m} \end{vmatrix}.$$

Оцінку $\hat{\mathbf{X}}$, вектору стану системи \mathbf{X} можна одержати шляхом розв'язання рівняння $\frac{\partial J}{\partial \mathbf{X}} = 0$.

З урахуванням останнього рівняння маємо

$$\mathbf{H}^T (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}) + (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}})^T \mathbf{H} = 0.$$

Доданки виразу рівні між собою, оскільки є добутками транспонованих відносно один до одного однакових співмножників \mathbf{H} і $(\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}})$. Отже, тільки рівність нулю кожного з цих двох доданків забезпечує рівність нулю виразу, що розглядається.

Нехай $\mathbf{H}^T (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}) = 0$, тоді $\mathbf{H}^T \mathbf{Z} - \mathbf{H}^T \mathbf{H} \hat{\mathbf{X}} = 0$, або $\hat{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{Z}$.

Відтепер можна сформулювати необхідні і достатні умови одержання оптимальних оцінок $\hat{\mathbf{X}}$ вектора стану \mathbf{X} системи за методом найменших квадратів у вигляді основних положень, виконання яких передбачає:

- наявність накопичених спостережень Z_i , $i = \overline{1, m}$;
- знання матриці спостережень \mathbf{H} ;
- не особливість матриці $\mathbf{H}^T \mathbf{H}$, тобто $|\mathbf{H}^T \mathbf{H}| \neq 0$.

Структурну схему одержання оптимальних оцінок за методом найменших квадратів наведено на рис. 3.1

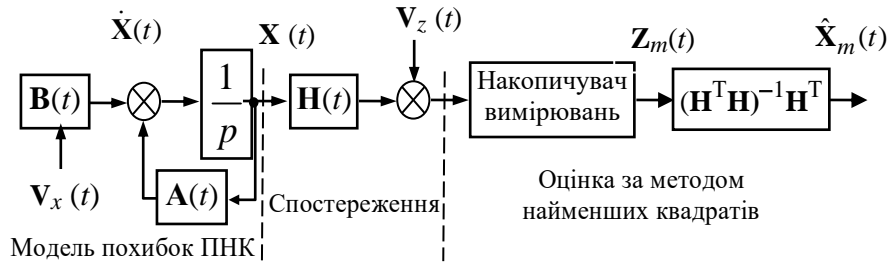


Рис. 3.1 Схема одержання оптимальних оцінок за методом найменших квадратів

Отримання оцінки \hat{X} зв'язано з накопиченням спостережень Z_m у наслідок чого нова оцінка параметра не збігається за часом з його поточним значенням на час, необхідний для накопичення спостережень. Тому даний алгоритм для оцінки використовують лише у випадку виміру того самого параметра одночасно кількома датчиками.

3.2 Метод максимуму правдоподібності

Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності як і алгоритм оцінювання за МНК потребує накопичення вимірювань, тобто наявності вектору спостережень.

Якщо похибки вимірювання розподілені за нормальним законом, щільність розподілу ймовірностей вектору V_{z_m} має вигляд:

$$P(V_{z_m}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |\mathbf{R}_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} \mathbf{V}_{z_m}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{V}_{z_m}\right],$$

де \mathbf{R}_z – кореляційна матриця похибок вимірювання; $|\mathbf{R}_z|$ – визначник матриці \mathbf{R}_z .

Використання алгоритму оцінок за методом максимуму правдоподібності передбачує виконання умови $|\mathbf{R}_z| \neq 0$, тобто матриця \mathbf{R}_z не повинна бути особливою. Підставивши $\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V}_z$ у остання рівняння, отримаємо вираз для функції правдоподібності

$$\psi(\mathbf{X}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |\mathbf{R}_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\mathbf{X}_m)^T \mathbf{R}_z^{-1} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\mathbf{X}_m)\right],$$

яка являє собою щільність розподілу помилок вимірювання.

Необхідно обрати таку оцінку $\hat{\mathbf{X}}_m$, при якій функція правдоподібності $\psi(\mathbf{X})$ перетворюється в максимум, що відповідає мінімуму квадратів відхилень вимірних координат вектору \mathbf{X} від їхнього дійсного значення. Для цього необхідно, щоб $\frac{\partial \psi(\mathbf{X})}{\partial \mathbf{X}} = 0$.

На практиці зручніше обчислювати максимум не самої функції правдоподібності, а її логарифма, тобто

$$\text{Ln } \psi(\mathbf{X}) = \text{Ln} \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |\mathbf{R}_z|}} - \frac{1}{2} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\mathbf{X}_m)^T \mathbf{R}_z^{-1} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\mathbf{X}_m).$$

Узявши в рівнянні похідні за компонентами вектору \mathbf{X}_m і прирівнюючи їхню суму до нуля, одержимо:

$$\frac{1}{2} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}_m) + \frac{1}{2} \mathbf{H} \mathbf{R}_z^{-1} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}_m)^T = 0.$$

Зауважимо, що як і для формули оцінки вимірювань за методом найменших квадратів, один із доданків даного виразу є транспонованим відносно іншого. Отже, доданки цього виразу рівні між собою, вони не можуть бути від'ємні, тому кожний з них дорівнює нулю.

Припустимо, що $\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}_m) = 0$, тоді $\hat{\mathbf{X}}_m = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{Z}_m$.

Вираз стає вихідним для розробки алгоритму отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності, тобто для визначення цих оцінок необхідно:

- накопичити m спостережень – \mathbf{Z}_m ;
- знати кореляційну матрицю \mathbf{R}_z похибок вимірника;
- знати матрицю зв'язків спостереження \mathbf{H} .

Структурна схема отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності показана на рис. 3.2.

Як і для алгоритму оцінок за МНК отримання оцінки пов'язано з накопиченням вимірювань \mathbf{Z}_m , тому цей метод, як і МНК, можна використовувати лише при вимірюванні одного параметра декількома системами.

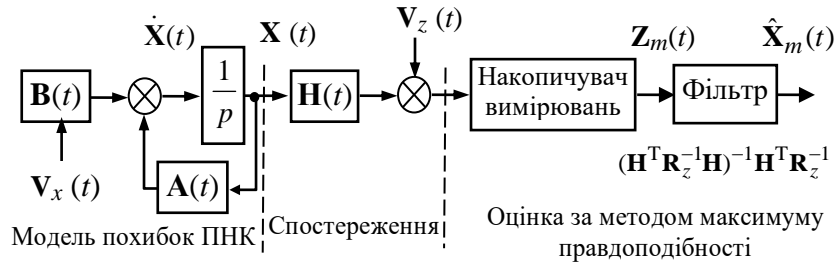


Рис. 3.2 Схема одержання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності

В іншому випадку нова оцінка помилок ПНК не буде співпадати з поточним значенням помилок на час, що дорівнює часу накопичення спостережень.

3.3 Рекурентний метод обробки інформації

Рекурентний метод обробки інформації дозволяє отримати оцінку параметра після кожного досліду. Для пояснення рекурентного (послідовного) методу отримання оцінок вважаємо, що зроблено m вимірювань параметра x , тобто $z_i = x + v_{z_i}$; $i = \overline{1, m}$, де x – вимірюваний параметр; v_{z_i} – похибка i -го спостереження.

За результат оцінки вимірюваного параметра x_m при проведенні m спостережень візьмемо:

$$\hat{x}_m = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m z_i,$$

Тоді на черговому $(i + 1)$ -му кроці вимірювань значення оцінки \hat{x}_{m+1} , має вигляд:

$$\hat{x}_{m+1} = \frac{\left(\sum_{i=1}^m z_i \right) + z_{m+1}}{m+1} = \frac{m}{m+1} \left(\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m z_i \right) + \frac{1}{m+1} z_{m+1}$$

або

$$\hat{x}_{m+1} = \frac{m}{m+1} \hat{x}_m + \frac{1}{m+1} z_{m+1}.$$

де z_{m+1} – останнє $(m + 1)$ - ше спостереження.

Додомо та відніmemo з правої частини останнього виразу значення \hat{x}_m , у наслідок 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 $\frac{1}{m+1} = k$,

$$\hat{x}_{m+1} = \hat{x}_m + k(z_{m+1} - \hat{x}_m).$$

Отже, оцінку \hat{x}_{m+1} можна отримати з попередньої оцінки \hat{x}_m шляхом складання її з різницею між новим спостереженням z_{m+1} та попередньою оцінкою, помноженою на коефіцієнт ваги k . У цьому випадку зникає необхідність зберігати m спостережень, отриманих на попередніх кроках вимірювання, оскільки вся попередня інформація об'єднана в апіорній оцінці \hat{x}_m .

Математичну модель рекурентного методу обробки інформації показано на рис. 3.3.

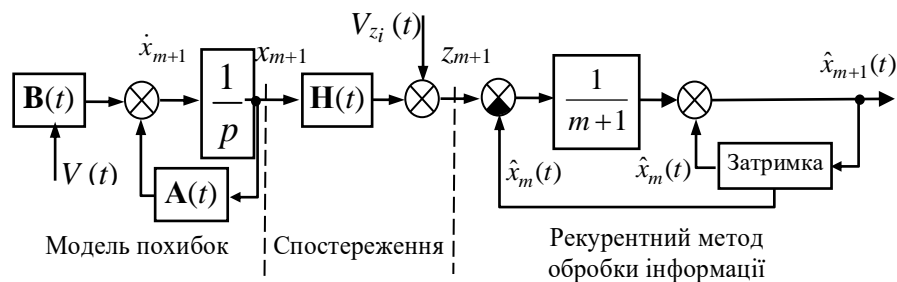


Рис. 3.3 Модель одержання оптимальних оцінок за рекурентним методом

Рекурентний алгоритм зв'язує поточне значення оцінки \hat{x}_{m+1} з її попереднім значенням \hat{x}_m

Різниця $(z_{m+1} - \hat{x}_m)$ стає показником цінності інформації, яку отримують при проведенні (z_{m+1}) -го спостереження. Дійсно, якщо ця різниця близька до нуля, то зафіксоване спостереження z_{m+1} не несе будь-якої нової інформації у

порівнянні з апіорною, і в цьому випадку $\hat{x}_{m+1} \cong \hat{x}_m$. Навпаки, при великій різниці $(z_{m+1} - \hat{x}_m)$ з урахуванням вагового коефіцієнта здійснюється суттєве уточнення оцінки \hat{x}_m , отриманої на попередньому кроці розрахунків.

Але коефіцієнт

$$k = \frac{1}{m+1}$$

отримано без використання критерію оптимальності, тому оцінка \hat{x}_{m+1} також не є оптимальною, що знижує цінність даного методу обробки інформації.

У теперішній час у авіації широке розповсюдження знайшли методи обробки однорідної інформації, що надходить від декількох вимірників.

3.4 Метод компенсації

Даний метод отримав найбільш широке розповсюдження при обробці інформації у випадках, якщо один і той же 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. 3.4.

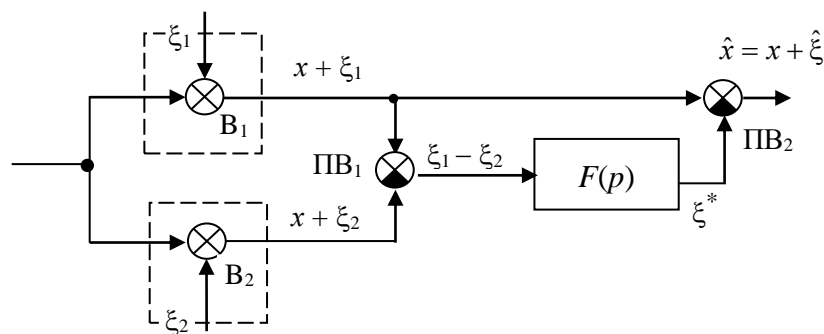


Рис. 3.4 Метод компенсації

Сигнали вимірників B_1 і B_2 , які крім вимірюваної величини x містять у себе сигнали помилок ξ_1 та ξ_2 , надходять на вхід пристрою віднімання ПВ_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_2 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

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

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

Якщо вибрати фільтр $F(p)$ таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду ξ_1 і заглушував заваду ξ_2 , то помилка комплексної системи буде мінімальною, тобто помилка $\hat{\xi}$ зменшується залежно від різниці в спектральних характеристиках завод ξ_1 та ξ_2 . При значній різниці в частотних характеристиках завод на виході фільтра $F(p)$ повністю буде відтворюватися завада ξ_1 , а на виході другого пристрою віднімання ПВ₂ відтворюється точне значення вимірюваного параметра x , оскільки

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

Однак реальний фільтр, пропускаючи частку енергії завади ξ_1 , не повністю заглушує заваду ξ_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 передатною функцією

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

де T – стала часу фільтра.

Передатна функція фільтра високих частот

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

являє собою реальну диференціюючу ланку.

З урахуванням вище викладеного, схему компенсації можна подати як еквівалентну схему отримання оцінки $\hat{x} = x + \hat{\xi}$, яку наведено на рис. 3.5.

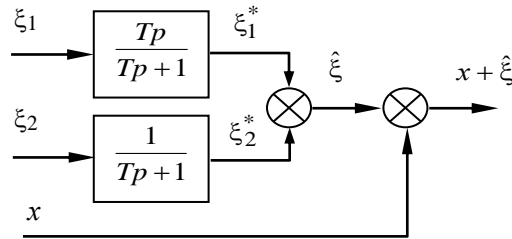


Рис. 3.5 Еквівалентна схема компенсації

Якщо помилки ξ_1 и ξ_2 є стаціонарні та незалежні випадкові функції часу зі спектральними щільностями $S_{\xi_1}(\omega)$ та $S_{\xi_2}(\omega)$, то дисперсія помилки системи при реалізації способу компенсації отримає вигляд

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

Відповідно до останнього рівняння можна зробити висновок, що дисперсія помилки системи σ_{ξ}^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 $\hat{x} = x + \hat{\xi}$ був близький до вимірюваного параметру $x(t)$.

3.5 Метод фільтрації

Схема фільтрації у випадку, коли один і той самий параметр вимірюється двома вимірниками, має вигляд, показаний на рис. 3.6.

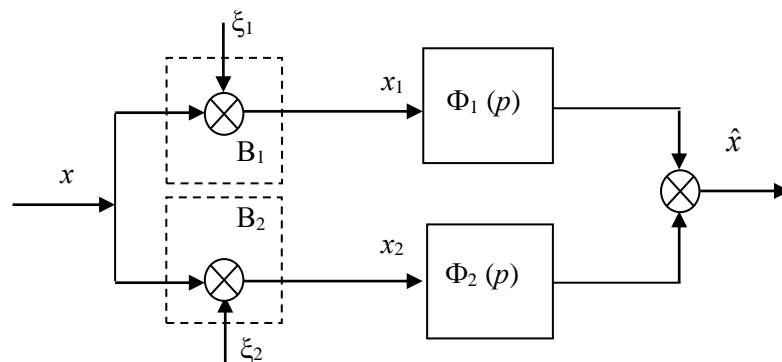


Рис. 3.6 Схема фільтрації

Сигнал на виході такої системи описується рівнянням

$$\hat{x} = \Phi_1(p)(x + \xi_1) + \Phi_2(p)(x + \xi_2),$$

або

$$\hat{x} = [\Phi_1(p) + \Phi_2(p)]x + \Phi_1(p)\xi_1 + \Phi_2(p)\xi_2.$$

Для того, щоб система не вносила динамічних помилок, необхідно виконати умову

$$\Phi_1(p) + \Phi_2(p) = 1.$$

У цьому випадку вихідний сигнал буде мати вигляд

$$\hat{x} = x + [1 - \Phi_2(p)]\xi_1 + \Phi_2(p)\xi_2 = x + \hat{\xi},$$

де $\hat{\xi} = [1 - \Phi_2(p)]\xi_1 + \Phi_2(p)\xi_2$.

Таким чином, при $\Phi_2(p) = F(p)$ останній вираз помилки $\hat{\xi}$ перетворюється до виразу помилки методу компенсації, що свідчить про еквівалентність схем компенсації і фільтрації.

Отже можна зробити висновок, найкращі результати підвищення якісних характеристик вимірювальних комплексів, досягаються в системах зі структурною надмірністю.

З усіх розглянутих вище методів забезпечення якості керування висотою польоту літака найбільш розповсюдженою є схема компенсації.

Переваги цієї схеми полягають у тому, що вона дозволяє значно зменшити похибки вимірювання, а також у швидкості реакції на збурення.

РОЗДІЛ 4

АНАЛІТИЧНЕ КОНСТРУЮВАННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ

4.1 Комплексне визначення абсолютної висоти польоту

Сучасний рівень розвитку авіаційної техніки характеризується значним ростом вимог що пред'являються до комплексів бортового устаткування літальних апаратів (ЛА) по точності і надійності рішення завдань навігації і керування ЛА.

Майбутнє повітряного транспорту пов'язане з процесами безпечного та ефективного задоволення зростаючого попиту на авіаперевезення при забезпеченні раціонально організованої та безпечної системи повітряного руху.

Для досягнення цієї мети Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) і Євроконтроль рекомендували створити і впровадити нову аеронавігаційну систему з використанням супутникових технологій.

Для задоволення цих вимог може стати широке застосування комплексування інерціальних навігаційних систем зі супутниковими навігаційними системами. Одним з головних завдань комплексування ІНС і СНС є розробка алгоритмів комплексної обробки інформації.

Розробка алгоритмів вирішення завдань в інерціально-супутниковій навігаційній системі (ІСНС) включає наступні основні етапи:

- визначення математичної моделі навколосемного навігаційного простору і координатних тригранників;
- розробка алгоритмів обробки інформації інерціальної і супутникової навігаційних систем;
- розробка алгоритмів комплексної обробки інформації інерціально-супутникової навігаційної системи.

Зважаючи на вищесказане, автором у ході роботи над проектом, було запропоновано систему комплексного визначення абсолютної висоти ЛА, базовими компонентами якої є:

- інерціально – супутникова навігаційна система;

електронна мапа місцевості;

радіовисотомір.

Функціональна взаємодія компонент щодо абсолютної висоти ЛА представлено на рис. 4.1.

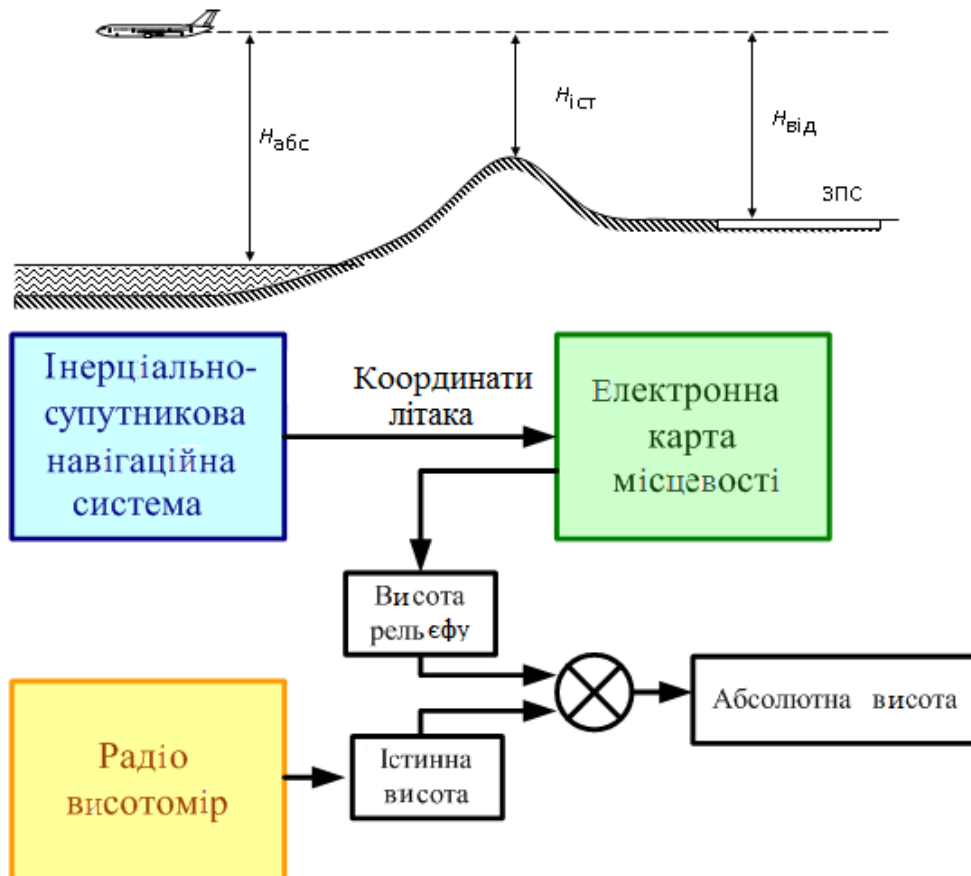


Рис. 4.1 Комплексна система визначення абсолютної висоти польоту

Інерціальна навігаційна система (ІНС) - це невід'ємна частина системи управління літака, вертольота, морського судна або ракети.

Складовими частинами будь-якої інерціальної навігаційної системи є блок чутливих елементів і обчислювач, в якому реалізується навігаційний алгоритм. Точність вихідної навігаційної інформації безпосередньо залежить від характеристик чутливих елементів, що входять до складу системи, тому найбільш точне навігаційне рішення можна отримати тільки в інерціальних системах, побудованих на прецизійних гіроскопах і акселерометрах.

Супутникова навігаційна система - комплексна електронно-технічна система, що складається з сукупності наземного і космічного устаткування, призначена для

визначення географічних координат і висоти розташування, а також швидкості і напрямки руху і т. д., для повітряних об'єктів.

Принцип роботи супутникових систем навігації заснований на вимірі відстані від антени на об'єкті до супутників, положення яких відоме з великою точністю. Таблиця положень усіх супутників називається альманахом, яким повинен мати в розпорядженні будь-який супутниковий приймач до початку вимірів. Кожен супутник передає у своєму сигналі увесь альманах. Таким чином, знаючи відстані до декількох супутників системи, за допомогою звичайних геометричних побудов, на основі альманаха, можна вичислити положення об'єкту в просторі.

Інформація місцезнаходження літака з інерціально-супутникової навігаційної системи подається на електронну карту місцевості.

Електронна карта - картографічне зображення, згенероване на основі даних цифрових карт і візуалізовано на відео моніторі комп'ютера або відео екрані іншого пристрою, наприклад, супутникового навігатора.

Будучи засобом оперативного контролю, кожна конкретна електронна карта існує лише в певний момент часу, як правило нетривалий, поки видна на облаштуванні відображення.

Міждержавний ГОСТ 28441-99 дає таке визначення електронним картам: Електронна карта (ЕК) - цифрова картографічна модель; візуалізована або підготовлена до візуалізації на екрані засобу відображення інформації в спеціальній системі умовних знаків, зміст якої відповідає змісту карти певного виду і масштабу.

Карта кожного типу містить необхідну інформацію для будь якого етапу польоту з метою забезпечення безпечного і швидкого виконання польоту повітряного судна.

За допомогою координат місцезнаходження літака, визначених інерціально-супутниковою навігаційною системою, що подаються на електронну карту, можна визначити рельєф місцевості.

Знаючи висоту рельєфу та істинну висоту польоту, що знімається з показників радіовисотоміра можна визначити абсолютну висоту літака за допомогою комп'ютерно-інтегрованого комплексування цих даних.

Кожна із компонент запропонованню системи може працювати як автономно, так й можливе і комплексне використання.

Комплексне використання системи забезпечить підвищення точності ешелонування літаків, а також якісне виконання вимог ІСАО що до безпеки польотів.

4.2 Визначення висоти за виміром радіаційного поля

Серед безлічі природних полів Землі, які можна використовувати для вирішення пілотажно-навігаційних завдань, останнім часом достатня увага приділяється радіаційному полю.

Радіаційне поле - радіоактивне випромінювання, присутнє на Землі від природних і техногенних джерел, в умовах якого постійно знаходиться людина. Уникнути радіоактивного опромінення неможливо. Життя на Землі виникло і розвивається в умовах постійного опромінення. Радіаційне поле Землі складається з наступних компонентів:

- космічне випромінювання;
- випромінювання від природних радіонуклідів що знаходяться в земній корі, повітрі і інших об'єктах зовнішнього середовища;
- випромінювання від штучних (техногенних) радіонуклідів.

Атмосфера, що оточує Землю, схильна до іонізації з боку, як природного радіаційного випромінювання самої земної поверхні, так і від сонячного випромінювання. При цьому треба враховувати, що зі збільшенням висоти складова інтенсивності іонізації від радіаційного поля Землі зменшується, а складова, викликана іонізацією від сонячного випромінювання збільшується.

Як показали експериментальні дослідження, складова інтенсивності іонізації атмосфери від радіаційного фону Землі на висоті більш 600м зменшується настільки, що в загальному балансі процесу іонізації атмосфери, цією складовою можна нехтувати. З іншого боку, на висотах менш 200м складову від сонячного випромінювання в інженерних розрахунках можна не враховувати. Графік залежності радіаційного поля від висоти представлений на рис. 4.2.

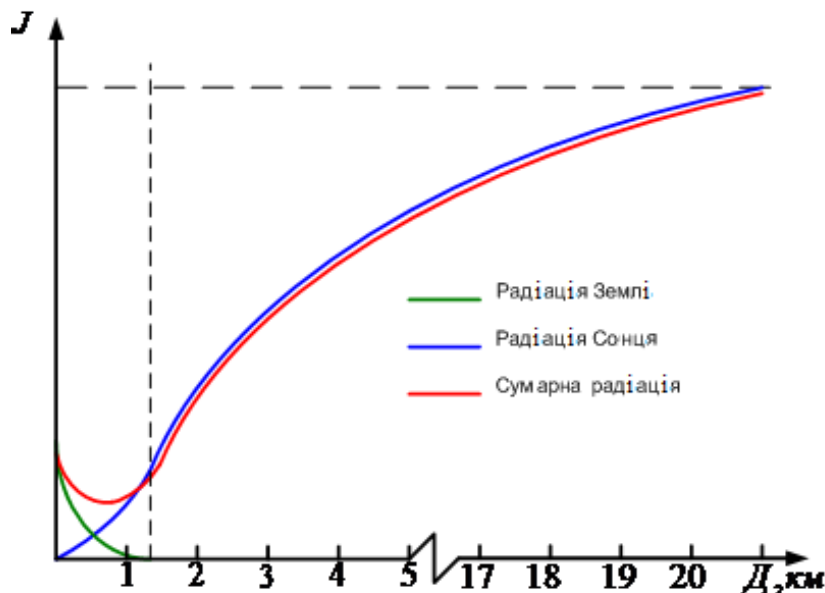


Рис. 4.2 Інтенсивність іонізаційного поля Землі

Аналіз представлених залежностей зміни інтенсивності іонізаційного поля Землі від висоти показує, що сумарна радіація на висотах більш 1000м змінюється практично лінійно від висоти.

Визначити рівень радіації можна за допомогою лічильника Гейгера.

Лічильник Гейгера - це газорозрядний прилад для підрахунку кількості потрапивших в нього іонізуючих часток, призначений для реєстрації окремої швидкої зарядженої частинки. Факт реєстрації може відобразитися відхиленням стрілки, спалахом лампочки або акустичним сигналом.

Лічильник Гейгера досить постій у своїй конструкції. Схема такого лічильника представлена на рисунку 4.3.

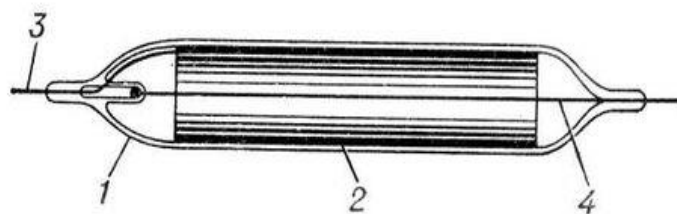


Рис. 4.3 Лічильника Гейгера

1 - герметично запаяна скляна трубка; 2 - катод; 3 - виведення катода; 4 - анод

Основний елемент лічильника Гейгера - іонізаційна камера. Вона має вигляд трубки 1, металеві або покриті вуглецем стінки якої служать катодом 2, а нитка посередині - анодом 4. Камера заповнена інертними газами, в більшості випадків

використовують благородні гази аргон і неон, із домішками галогенів. Між катодом і анодом створюється напруга порядку 1500 В. Один із торців трубки роблять скляним. Через цей кінець проникають високоенергетичні частинки. Інший призначений для контакту зі джерелом живлення та електронною схемою реєстрації. Схема включення лічильника Гейгера представлена на рисунку 4.4.

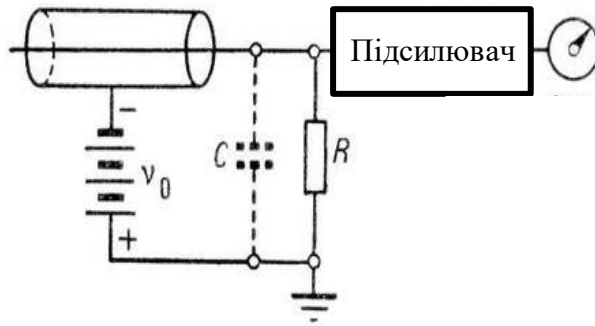


Рис. 4.4 Схема включення лічильника Гейгера

Застосування лічильника Гейгера пояснюється високою чутливістю, можливістю реєструвати різного роду випромінювання, порівняльною простотою і дешевизною установки.

При цьому такий датчик не випромінює електромагнітної енергії і є абсолютно автономним. Перешкодостійкість такого датчика сповна може бути забезпечена на рівні перешкодозахищеної електронного устаткування літака.

Раніше було вказано, що найкращі результати підвищення точнісних характеристик можна одержати в системах зі структурною надмірністю, тобто визначення інформації паралельно декількома способами з використанням сигналів різних приладів і систем.

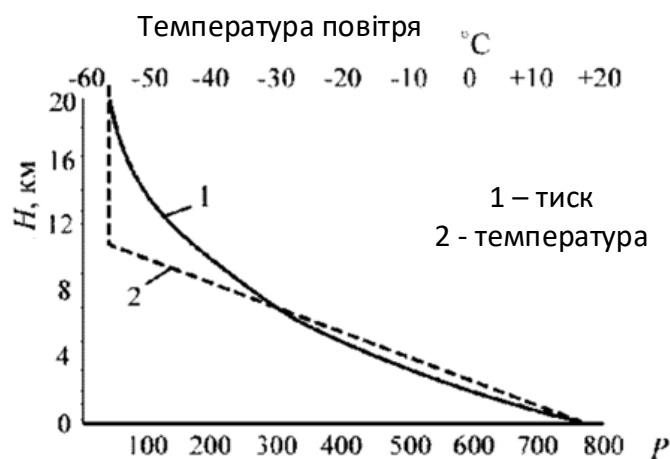


Рис. 4.5 Закону зміни тиску повітря

Автором запропонована схема компенсації з використанням датчика Гейгера та барометричного висотоміра. Принцип дії барометричного висотоміра оснований на використанні закону зміни тиску повітря при збільшенні висоти над рівнем моря (рис. 4.5).

Доцільність використання методу компенсації для опрацювання інформації пояснюється тим, що в цьому випадку вимір параметрів здійснюються вимірниками, що ґрунтуються на різних фізичних принципах, і при цьому похибки цих вимірників мають різні частотні діапазони.

У цьому випадку алгоритм компенсації, як показали розрахунки, дозволяє значно зменшити похибки вимірювання. Модель комплексування датчиків, на основі схеми компенсації, представлена на рисунку 4.6.

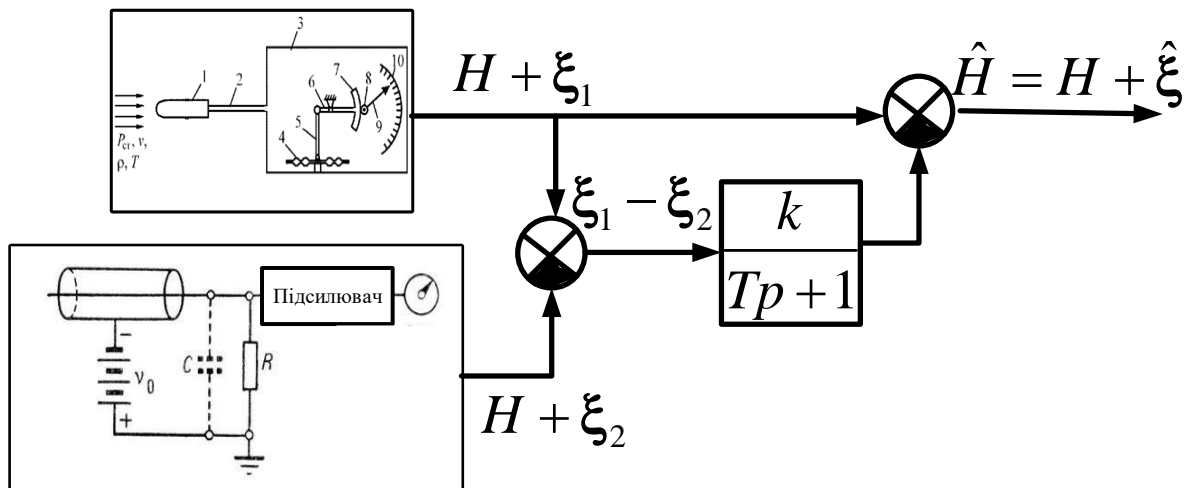


Рис. 4.6 Схема комплексування датчика Гейгера та барометричного висотоміра

4.3 Експериментальні дослідження схеми комплексування

Залежно від повноти відтворення досліджуваного об'єкта й навколишнього середовища розрізняють наступні види наукового експерименту: натурний, напівнатурний і імітаційний.

Метою натурного експерименту є наближення наукових досліджень до практики природного функціонування досліджуваного об'єкта. При цьому повністю або частково знімаються питання моделювання середовища, імітації складної невизначеності, установлення системних взаємозв'язків і багато хто інші. Однак якісна підготовка й проведення повномасштабного натурного експерименту порию вимагає багатьох років кропіткої роботи й чималих засобів.

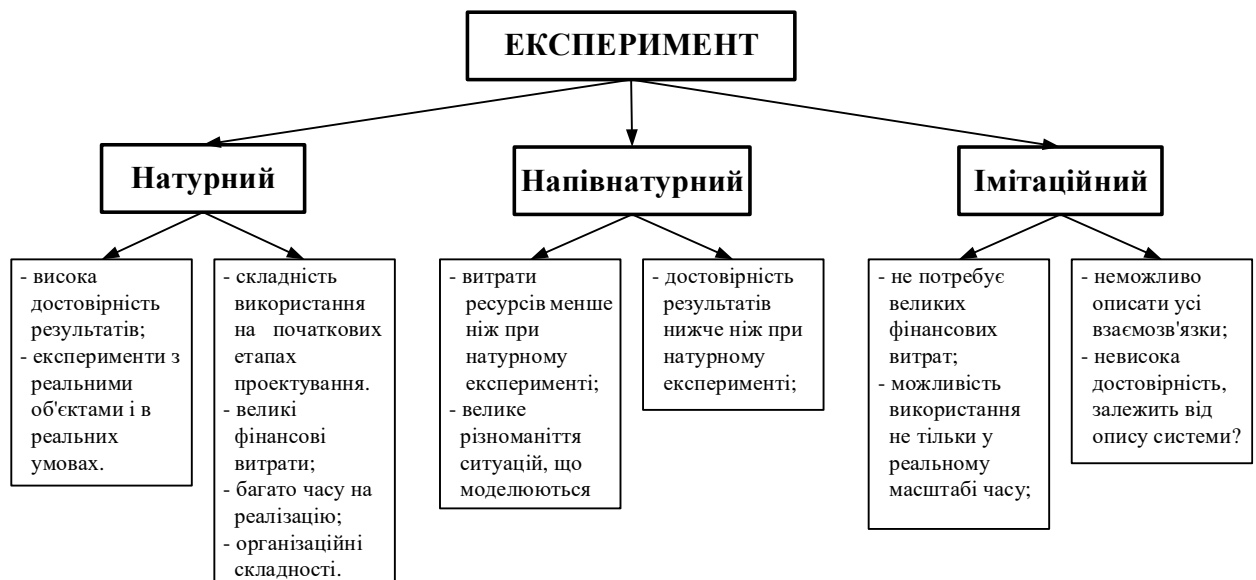


Рис. 4.7 Види експериментів

Природним спрощенням поставленого завдання є перехід до напівнатурного експерименту, у якому найбільш важлива для дослідника частина досліджуваних процесів відтворюється, а інша частина - імітується.

Третім типом експериментальних досліджень є імітаційне моделювання на ЕОМ. Даний підхід є самим доступним, недорогим і комфортним. Однак необхідно не просто моделювати об'єкт дослідження й навколишнє середовище, але ще й переконливо обґрунтовувати ступінь подоби програмних моделей їхнім фізичним прототипам.

Керуючись вищевикладеним, у кваліфікаційній роботі було застосовано імітаційний експеримент.

Експеримент складався із двох етапів. На першому виконувалися дослідження якості обробки інформації методом компенсації при комплексуванні сигналів датчика Гейгера та барометричного висотоміра. На другому – досліджувалась динаміка літака при стабілізації висоти польоту з автопілотом тангажу $AP_{\theta}ЖОС(H, \tilde{H})$ при вимірі абсолютної висоти польоту датчиком Гейгера, барометричним висотоміром, а також при їхньому комплексному використанні.

Перший етап експерименту

Для вимірювання абсолютної висоти використовуються барометричний висотомір і датчик виміру радіації (датчик Гейгера).

Модель комплексування двох вимірників наведено на рис. 4.8.

Моделювання виконано в пакеті візуального моделювання MatLab-Simulink.

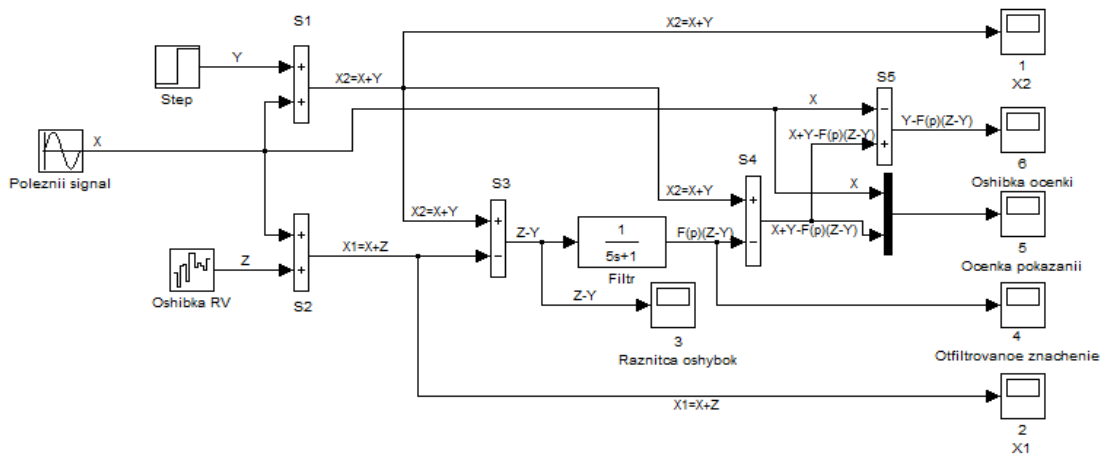


Рис. 4.8 Модель комплексування вимірників

Для реалізації корисного сигналу на вході моделі використаний блок *sine wave* на виході якого моделюється сигнал $X \equiv H_{\text{абс}}$, що гармонічно змінюється, та відповідає в даному випадку абсолютній висоті польоту ЛА.

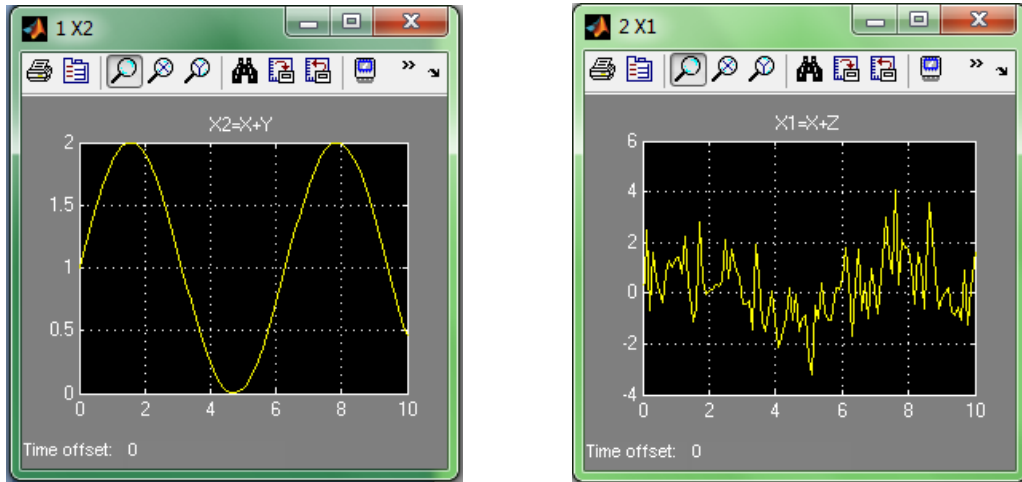
Сигнали датчиків крім вимірюваної величини X містять у собі сигнали помилок, один з датчиків має випадкову похибку, а другий - постійну похибку вимірювання. Ці помилки змодельовані за допомогою відповідних блоків. Похибка Y сигналу X_2 (барометричний висотомір) формується в моделі джерелом *Step*, а шумова високочастотна складова Z , сигналу X_1 (датчик Гейгера) формується генератором білого шуму *Band-Limited White Noise*.

Показання датчиків під час виміру параметру X мають вигляд:

$$X_2=X+Y; \quad X_1=X+Z.$$

Підсумувавши отримані значення з корисним сигналом, були отримані реальні сигнали, показані на осцилограмах рис. 4.9.

У першому випадку бачимо, що вихідний сигнал X_2 зміщений, а у другому - в сигналі X_1 присутній високочастотний шум.



a

б

Рис. 4.9 Вихідних сигнали датчиків
a - вихідний сигнал X2 з помилкою барометричного висотоміра
б - вихідний сигнал X1 з помилкою лічильника Гейгера

Вихідні величини цих датчиків, виміряні окремо одне від одного, не є максимально точними, оскільки крім корисного сигналу містять у собі великі похибки. Тому для отримання більш точних характеристик корисного сигналу використовується схема компенсації. Ця схема дозволяє значно зменшити похибки вимірювання.

Вихідні значення X1 та X2 надходять на вхід суматора S3, де віднімаються одне від одного, що дозволяє звести корисний сигнал до нуля, а на виході суматора отримати різницю значень помилок

$$(X + Y) - (X + Z) = Y - Z;$$

Графік різниці значень помилок зображений на рис. 4.10.

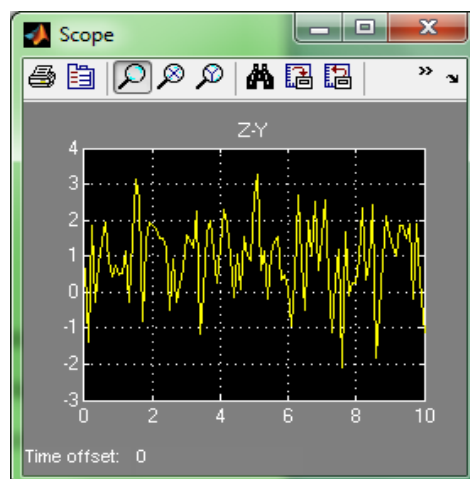


Рис. 4.10 Графік різниці похибок

Значення різниці помилок проходить крізь фільтр низьких частот, реалізований за допомогою аперіодичної ланки першого порядку

$$W_{\phi}(s) = \frac{k}{Ts + 1} = \frac{1}{5s + 1}.$$

Принцип компенсації полягає в визначенні таких характеристик фільтра, щоб він пропускав одні частоти і максимально відфільтровував інші.

В результаті на його виході формується сигнал

$$F(s)[Z-Y].$$

Цей сигнал показаний на осцилограмі рис. 4.11.

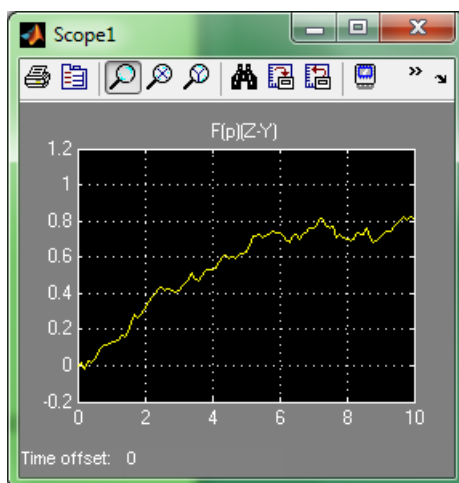


Рис. 4.11 Графік відфільтрованої Δ - помилки

На цьому графіку видно істотне зменшення амплітуди високочастотної складової сигналу Δ - помилки.

На виході суматора S4 від сигналу X2 першого датчика (барометричного висотоміру), віднімається відфільтроване значення Δ - помилки $F(s)[Z-Y]$:

$$(X+Y) - F(s)[Z-Y].$$

На виході схеми компенсації формується величина, яка окрім потрібного корисного сигналу X буде містити деяку помилку, але ця помилка менша ніж ті, що містять у собі сигнали кожного з двох датчиків, описаних вище.

Вихідний сигнал схеми компенсації показаний на рис. 4.12.

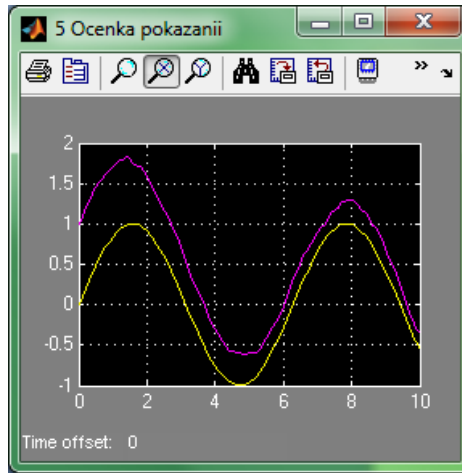


Рис. 4.12 Вихідний сигнал схеми компенсації

Щоб отримати саму помилку вихідних показань, від сигналу схеми компенсації віднімається власне корисний сигнал.

На рис.4.13 показана помилка вихідних показань

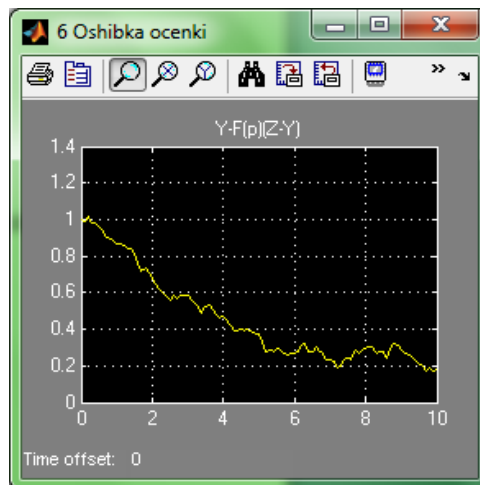


Рис. 4.13 Помилка вихідних показань

Отже схема компенсації дозволила скомпенсувати помилки датчика, а фільтр прибрав більшу частину високочастотних завад.

Таким чином, експеримент підтвердив теоретичні дослідження. Схема компенсації дозволяє використовувати сигнали від двох або декількох датчиків, різної структури і рівня перешкод, отримувати сигнал який більш точно повторює корисний і має менші похибки ніж сигнали від кожного датчика окремо, як було зазначено вище. Також схема компенсації досить проста, швидкодійна, і має право на отримання розповсюдження при обробці пілотажно-навігаційної інформації. Вона може бути легко реалізована в бортових процесорах ЦОМ.

Другий етап експерименту

На даному етапі проводилися дослідження поздовжнього руху літака з автопілотом $АП_9 ЖОС(H, \tilde{H})$ тангажу з жорстким негативним зворотним зв'язком. Датчики вимірювання абсолютної висоти залишалися тими самими, як і першому етапі експерименту.

Програма досліджень була розроблена на кафедрі під час виконання НДР у 2020 році за участю автора роботи.

Інтерфейс програми представлено на рис. 4.14.

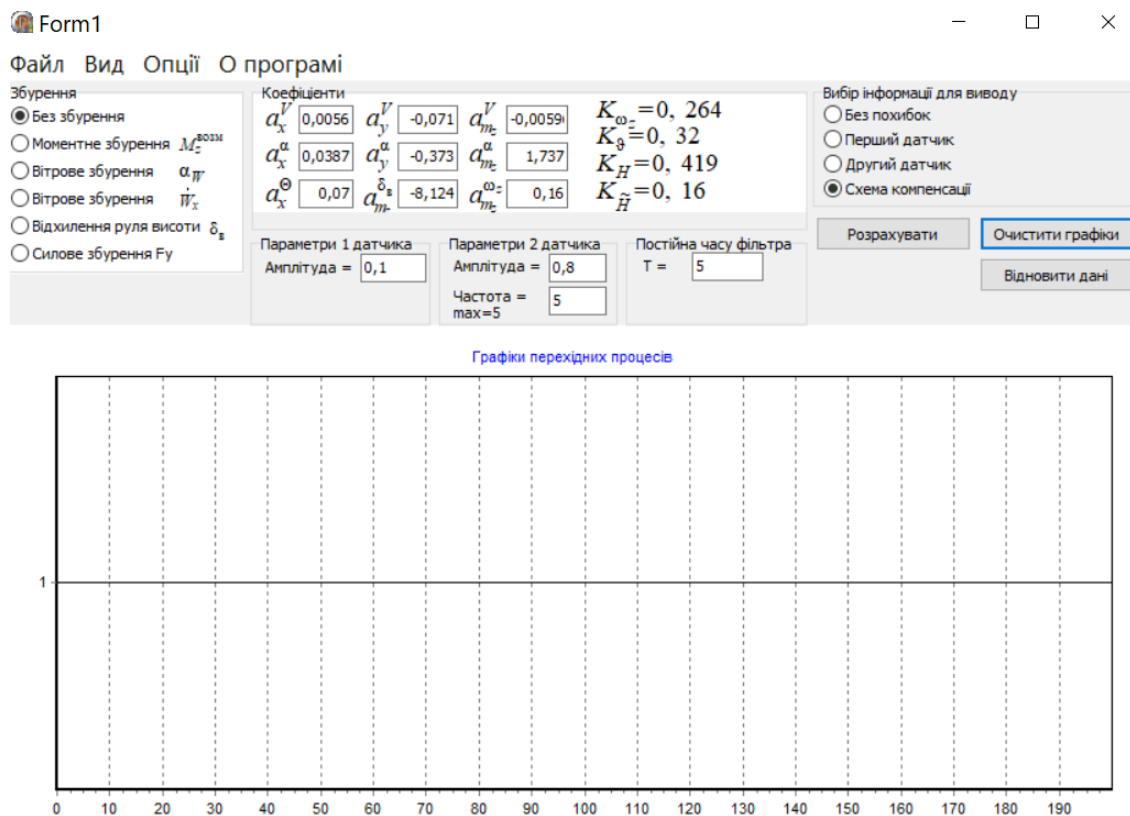


Рис. 4.14 Інтерфейс програми досліджень

Програма дозволяє проводити оцінку динаміки поздовжнього руху літака (параметри моделі показані на інтерфейсі) при різних рівнях впливів, що обурюють. При цьому можливе зміна параметрами датчиків вимірювання абсолютної висоти. Можливе застосування як одиночних датчиків, і у складі схем комплексування.

Перехідна характеристика літака за теоретично відсутніх помилок датчиків вимірювання абсолютної висоти представлена на рис. 4.15.

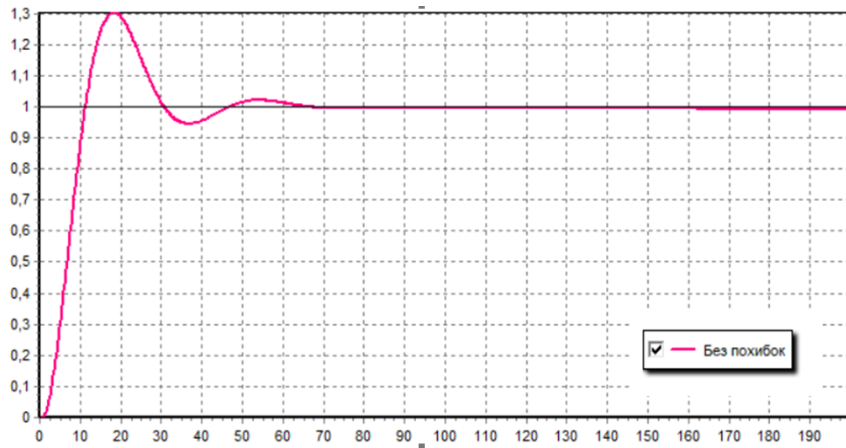


Рис. 4.15 Динаміка літака за відсутності помилок датчиків

На рис. 4.16 наведено результати експерименту за наявності в системі барометричного висотоміра, що має постійну складову помилки. Очевидно, що автопілот висоти працює з деякою постійною похибкою.

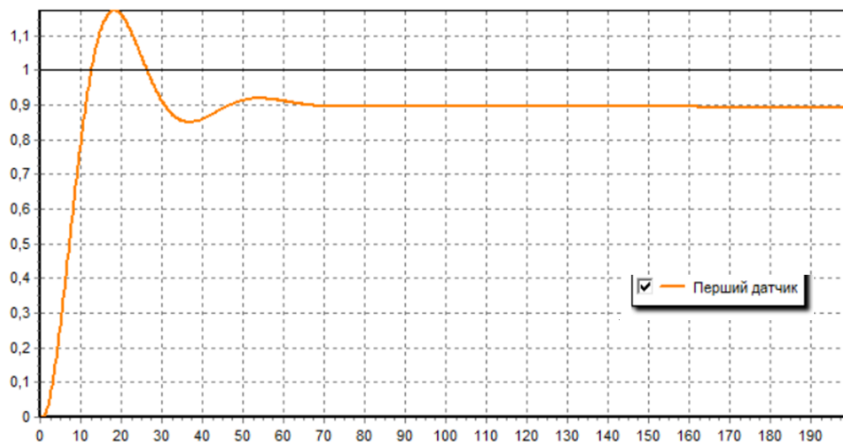


Рис. 4.16 Динаміка за наявності барометричного висотоміра

Застосування датчика Гейгера змінює загальну картину. Починає проявлятися високочастотна складова у роботі автопілота. Це добре видно із перехідної характеристики, представленій на рис. 4.17

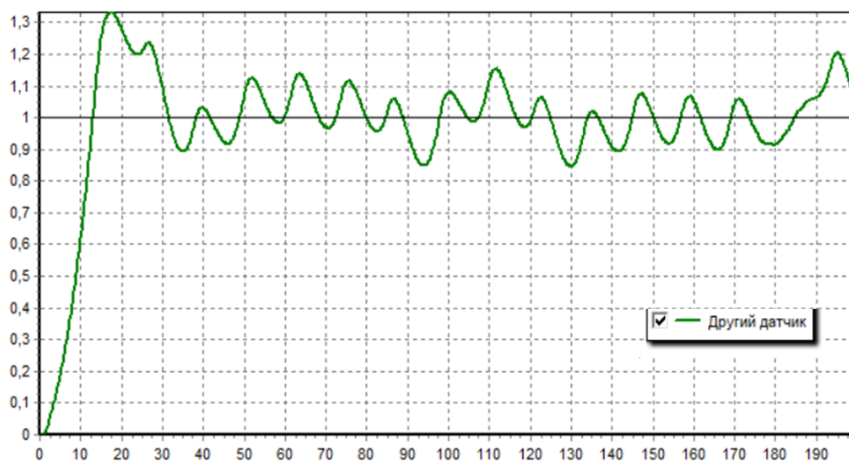


Рис. 4.17 Динаміка за наявності датчика Гейгера

Комплексування барометричного висотоміра та датчика Гейгера сприяє суттєвому покращенню динаміки польоту при підвищенні точності роботи автопілота. Свідченням цього є осцилограма на рис. 4.18.

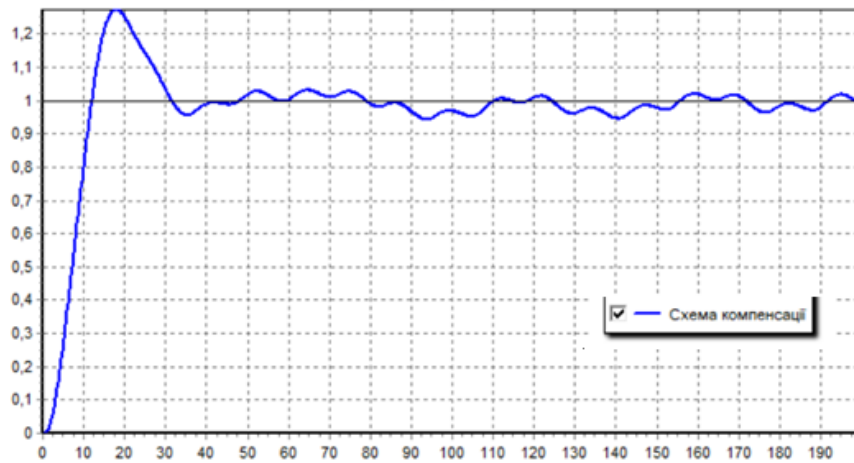


Рис. 4.18 Динаміка при схемі компенсації

На завершення на рис. 4.19 наведено осцилограми всіх розглянутих раніше варіантів.

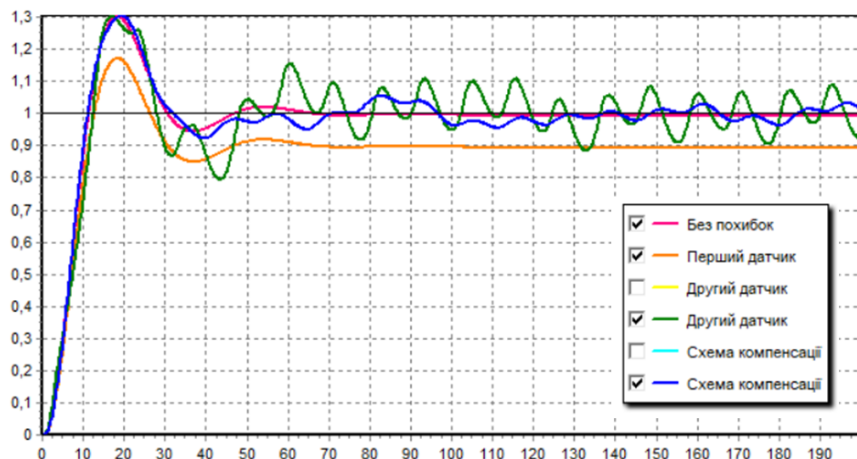


Рис. 4.19 Динаміка літака у різних способах визначення абсолютної висоти

Отже, й другий етап експерименту підтвердив теоретичні дослідження. Схема компенсації дозволяє використовувати сигнали від двох або декількох датчиків, різної структури і рівня перешкод, отримувати сигнал який більш точніше повторює корисний і має менші похибки ніж сигнали від кожного датчика окремо, як було зазначено вище.

ВИСНОВКИ

В кваліфікаційній роботі обґрунтовано та розроблено методи підвищення точності автопілотів літаків з метою забезпечення вимог ІКАО щодо безпеки польотів в ешелонах, розроблені алгоритми функціонування таких систем, виконано їхнє моделювання та дослідження якості базових компонент.

У зв'язку з ростом вимог по точності роботи автопілотів висоти основними напрямками доробки існуючих пілотажно-навігаційних комплексів запропоновано:

- забезпечення можливості використання автоматизованих комп'ютерно-інтегрованих систем;
- забезпечення можливості використання автоматизованих розрахунків похибок висотомірів;
- комплексування засобів виміру висоти датчиками, які працюють на різних фізичних принципах;
- забезпечення можливості роботи ПНК із супутниковими системами навігації.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Аблесімов О.К, Синєглазов В.М. Теорія автоматичного керування: Лабораторний практикум. – К.: ТОВ " Астра Пол" 2007. - 118 с.
2. Агаджанов П.А., Вороб'єв В.П., Кузнецов А.А., Маркович Е.Д. Автоматизация самолетовождения и управления воздушным движением. – М.: Транспорт, 1980. – 357 с.
3. Александров В.Г. Справочник авиационного инженера – М.: Изд-во Транспорт, 1973. – 400 с.
4. Александров В.Г., Базанов Б.И. Справочник по авиационным материалам и технологии их применения. – М.: Техника, 1979.–387 с.
5. Асланян А.Э., Филяшкин Н.К. Летательный аппарат как объект управления. – К.: Изд-во КВВАИУ, 1988. – 115 с.
6. Бабак В.П., Харченко В.П., Максимов В.О. та ін. Безпека авіації. – К.: Техніка, 2004. – с.:
7. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. – М.: Наука, 1975. – 759 с.
8. Ільїн О.Ю., Філяшкін М.К., Черних Ю.О. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси – К.: Вид-во КВВАИУ, 1999.
9. Михайлов О.И., Козлов И.М., Гергель Ф.С. Авиационные приборы. – М.: Техника, 1977. – 395 с.
10. Рогожин В.О., Синєглазов В.М., Філяшкін М.К. Пілотажно-навігаційний комплекси повітряних суден: Підручник – К.: НАУ, 2005. – 340 с.
11. Синєглазов В.М., Філяшкін М.К. Автоматизовані системи управління повітряних суден: Підручник – К.: НАУ, 2003. – 502 с.
12. Филяшкин Н.К., Гриценко А.С., Дичек А.И. Автоматическое и директорное управление полетом летательных аппаратов.– К.: Изд-во КВВАИУ, 1988. – 250 с.