

Міністерство освіти і науки України

Національний авіаційний університет

Кафедра _____ авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО
ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

_____ Грищенко
Ю.В

«_____» _____ 2022
р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(пояснювальна записка)

випускника ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«магістр»

Тема: Автоматизована система повздовжнього управління літака

Виконавець: Петренко Євгеній Андрійович

Керівник: доцент Романенко Віктор Григорович

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

Охорона праці: Козлітін Олексій Олександрович

Охорона навколишнього середовища: Бовсуновський Євгеній Олексійович

Нормоконтролер: Левківський Василь Васильович

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Спеціальність _____ 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

_____ Ю.В. Грищенко

«_____»

_____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ на виконання дипломної роботи

_____ Петренко Свгеній

Андрійович

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

1. Тема дипломної роботи: Автоматизована система повздовжнього управління літака

затверджена наказом ректора від «13» вересня 2022 р. № 1413/ст

2. Термін виконання роботи: з 24 вересня по 24 листопада

3. Вихідні дані до роботи: обрати і обґрунтувати схему безпечного зльоту літака, яка побудована на принципі прогнозування швидкості польоту літального апарату до моменту його відриву від злітно – посадкової смуги

4. Зміст пояснювальної записки: розробка структурної схеми безпечного зльоту;

призначення і принципи побудови систем навігації, що входять до складу системи безпечного зльоту; основні алгоритми обробки інформації в пілотажно-навігаційних комплексах; розробка структурної схеми комплексного вимірювача, використовуючи метод обробки інформації

по схемі компенсації похибок датчиків; дослідження розробленого алгоритму сукупної обробки інформації.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу:

Порівняльні таблиці, схеми та графіки.

ВСТУП

Забезпечення високого рівня безпеки польоту дуже важливим. В цьому допомагає автоматизація, зокрема поздовжнє керування на етапі підйому та початковій частині набору висоти. На цих етапах польоту відбуваються суворі зміни у важливих параметрах польоту (таких як векторна швидкість, кут атаки та тангаж), кожне з яких може відбутися лише після досягнення свого конкретного допустимого значення це ускладнює процес управління літаком, але призводить до важливої ситуації.

При зльоті літака із злітно-посадкової смуги виникає сильна турбулентність через вплив землі, що змінює його характеристики Потік повітря навколо горизонтального крила має низьку швидкість і тому важко збалансувати довжину літака. Це завдання особливо актуальне для важких літальних апаратів з малогабаритним обладнанням, а зліт з повним завантаженням – дуже напружена і відповідальна процедура.

Ведеться інтенсивна робота з автоматизації цього польотного процесу. Зокрема, розроблено декілька варіантів режисерського керування зльотом літака.

Як приклад наведемо систему автоматичного керування польотом літаків Іл-96-300 і ТУ-204, яка включає режим автоматичного зльоту (орієнтування).

Під час повітряної частини зльоту система забезпечує визначення висоти та швидкості, а також роботу екіпажу з прибирання крила та шасі згідно з керівництвом польотів.

Розділ 1

Проектна програма безпечного зльоту

Для безпечного зльоту літака необхідний постійний моніторинг і прогнозування ситуації, щоб уникнути перевищення допустимого значення. Включення так званого «контролера польоту» в систему

управління польотом має сприяти інтеграції системи управління, яка забезпечує постійне порівняння прогнозів для прийняття правильного рішення про продовження або закінчення злітно-посадкової смуги. Параметри польоту з їх розрахунковими значеннями.

Принцип, який визначає діапазон критичних значень бігових параметрів.

Графік розгону (крива 1) дозволяє розділити простір на дозволені та недозволені зони обробки розгону ПС відповідно до довжини шляху ПС по ЗПС здійснюється на прискоренні, тобто недостатньо інтенсивний (значення поточної швидкості розгону знаходиться під кривою 1), то розгін необхідно припинити.

Розгін буде успішно завершено, якщо швидкість повітряного судна зменшиться до нуля в межах кінцевої межі безпеки L2, яка на певну величину перевищує довжину злітно-посадкової смуги L.

Ймовірність успішного припинення розгону. Розглянемо графік гальмування (крива 2). Цей графік ділить простір на допустимі та неприйнятні зони зльоту. Характер цієї кривої залежить від методу гальмування (пневматичні гальма, гальмівний щиток, гальмівний жолоб тощо) та умов злітно-посадкової смуги. Точки перетину кривих 1 і 2 визначають критичні параметри розгону $L_{кр}$ і $V_{кр}$. Завдання логічного пристрою — визначити, чи буде досягнута критична швидкість до того, як буде пройдено критичну відстань. Тільки в цьому випадку можна продовжувати приймати до досягнення критичних значень швидкості і дистанції, оскільки в іншому випадку ні продовження, ні припинення розгону не буде забезпечити необхідний безпечний зліт.

Використання діаграми, подібної до тієї, що показана на малюнку 1.1, дозволяє визначити запаси надійності та прийняти рішення зупинити або продовжити розгін, наприклад, якщо деяка тяга двигуна втрачена (відмова форсажної камери або відмова одного з двигунів двомоторний літак). Розглянемо кілька можливих схем «контролера зльоту».

Керуванням прискоренням побудована на основі алгоритму порівняння поточного поздовжнього прискорення з розрахунковим середнім значенням прискорення, яке розраховується за формулою

$$, (1.1)$$

де відносна тяга літака; аеродинамічні якості в злітній конфігурації.

При цьому необхідні вихідні дані () задаються відповідно до певних умов зльоту. Наказ про зупинку зльоту («Стоп-зліт») формується з наступними умовами:

Оцінка розгону в цій схемі здійснюється опосередковано, виходячи з припущення сталості прискорення протягом усього розгону. Основним недоліком такої схеми є несвоєчасна і часто помилкова реакція на зміну злітного прискорення (наприклад, падіння літака на снігову територію).

Для усунення цього недоліку запропоновано схему порівняння середнього прискорення. При цьому розраховується середнє прискорення на пройдений шлях:

Малюнок 1.2

тут \bar{a} середнє прискорення; $V_{ш}$ швидкість ходьби;

L пройдений шлях.

Необхідне (задане) значення середнього прискорення визначається критичними параметрами розгону $L_{кр}$ і $V_{кр}$ (без урахування вітру, тобто при $V = V_{ш}$):

Виходячи з умов, формується команда «Припинити зліт».

сокира ср < задня сокира або Вш2 Лкр < Вкр2 Л.

У цій схемі необхідно виміряти (або розрахувати) поточну швидкість бігу та значення пробігу. Спочатку розраховуються критичні параметри L_{cr} і V_{cr} і вводяться в калькулятор «контролера зльоту».

Загальним недоліком цієї схеми є те, що важко врахувати зміни прискорення під час процесу розгону, і, отже, точність розрахунків є низькою на порівнянні поточної швидкості бігу з заданою програмою змін як функції часу або пройденої відстані. Програму можна отримати, проінтегрувавши заздалегідь розраховане прискорення за формулою (1.1), яка вводиться в калькулятор «контролера зльоту» побудувати більш складний бортовий комп'ютер, наприклад, показаний на рисунку 1.2.

У цьому випадку програмується графік, де можна врахувати не тільки середнє прискорення, але і його зміни, розраховані в процесі розгону. У будь-якому випадку умови для формування порядку зльоту наступні

Недоліком такої схеми є затримка прийняття рішення про припинення зльоту при різкому зниженні злітного прискорення.

Схема прогнозування збігу використовує поточне прискорення для прогнозування руху літака (рис. 1.2 і 1.3).

На діаграмі, показаній на рисунку 1.2, критичним параметром розгону є n , а параметр розділення i . Розрахунок проводиться заздалегідь, виходячи з певних умов зльоту. Потім калькулятор обчислює час розгону

, (1.2)

згідно з яким з урахуванням поточного часу t , час

умови

$$L_{\text{прог}} = L_{\text{кр}}$$

Логічний пристрій

Філіппович
ділення зліт

Розглянуті вище схеми контролю розбігу ЛА можуть застосовуватися при нормальної роботи силової установки, а також при її частковій доповнена логічним пристроєм, що забезпечує найкраще розв'язання поставленої задачі.

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

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

РОЗДІЛ 2

Принципи побудови систем навігації, що входять до складу

Системи безпечного зльоту

Розвиток цифрових обчислювальних пристроїв, їх реалізація на базі елементів мікроелектроніки дозволили почати широке впровадження цифрових обчислювачів на борт відміну від обчислювальних пристроїв аналогового типу бор-тові цифрові обчислювальні пристрої (БЦОП) мають цілий ряд пере-ваг, осі чому їх використання в складі ПНК стає переважним.

В складі ПНК стають:

- можливість розв'язання не тільки математичних, але і логічних задач, що дозволяє у більш повній мері автоматизувати процес літако-водіння і отримання високої точності розв'язання задач навігації й управління, рішення обумовлена розрядністю БЦОП і похибками вихідної інформації, яка використовується для розв'язан-ня відповідної задачі, ожливість використання для розв'язання основних задач комплексу сучасних методів оптимального управління, ідентифіка-ції та оцінювання;
- гучкість при зміні задач, які розв'язуються колексом, оскільки зміна складу та кількості вирішуваних задач здійснюється лише перебудовою програми й не вимагає внесення конструкторивних змін у БЦО;
- можливості виконання глибокого автоматизо-ваного контролю окремих систем комплексу та комплексу в цілому як в процесі наземної підготовки.

Розв'язання задач ПНК БЦОП забезпечує ілотажно-навігаційної інформації, яка надходить від датчиків і систем, до виду зручного для її обробки в обчислювальному пристрої – обробку вихідної інформації з ціллю підвищення її точності й отримання додаткової інформації про пілотажно-навігаційні параметри польоту, які безпосередньо не

вимірюються датчиками роботою датчиків і пристроїв відображення ін-формації;

– контроль стану систем і пристроїв комплексу та значень параметрів польоту.

Реалізації перелічених вище задач до БЦОП ставляться такі вимоги:

– відповідність функціональних можливостей БЦОП об'єму вирішуваних;

- висока точність;
- достатня швидкодія;
- зручність;
- ремонтпридатність;
- допустимі вага та габарити.

ПНК БЦОП, володіючого достатньо високими обчислювальними можливостями, дозволяє в значній мірі підвищити ступінь автоматизації розв'язання основних з урахуванням правильного розподілу функцій між БЦОП й екіпажем може бути досягнута оптимальна взаємодія екіпажу з БЦОП, а також в цілому з елементами

2.1. Основні характеристики інерціальної навігаційної системи

В інерціальних систем навігації заснований на використанні механічних явищ, що виникають при русі тіл у гравітаційному полі, і полягає у вимірі прискорень здійснюється за допомогою спеціальних приладів, що одержали назву акселерометрів, розташованих на платформі, яка утримується у визначеному положенні відносно інерціальної системи інерціальних систем перед іншими системами навігації це їх повна автономність, абсолютна завадозахищеність, а також висока інформативність. Вони забезпечують можливість визначення великого числа навігаційних і пілотажних параметрів, таких як: складові прискорень і швидкості польоту ЛА; його місце--зна-ход-ження.

Стисло наведені основи побудови ІНС, а у цієї главі ми обмежимося лише тими положеннями, які мають принципове значення при розгляді ІНС у складі пілотажно-навігаційного опрацювання пілотажно-навігаційної інформації в обчислювальному пристрої ПНК важливо знати, який засіб орієнтації гіроплатформи застосований у конкретній при вивченні ПНК, що включають у свій склад інерціальні системи з різним видом стабілізації гіроплатформи.

ПНК найбільш поширення одержали ІНС з ортодромичною орієнтацією та з вільної в азимуті орієнтацією осей чутливості акселерометр акселерометри вимірюють позірне прискорення, тобто різницю між абсолютним лінійним прискоренням ЛА і гравітаційним прискоренням.

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

де \bar{a} –вимірюваний вектор прискорення; \bar{A} –вектор абсолютного прискорення ЛА; \bar{g} – вектор гравітаційного прискорення.

Чутливості акселерометрів вздовж прямокутної системи координат, зв'язаною з гіроплатформою, вимірювані акселерометрами a^ξ , a^η , a^ζ прискорення будуть дорівнювати:

$$a_\xi = A_\xi - g_\xi$$

$$a_\eta = A_\eta - g_\eta$$

$$a_\zeta = A_\zeta - g_\zeta$$

тобто різниця між–складовими вектора абсолютного прискорення ЛА вздовж його осей та –складовими гравітаційного прискорення вздовж цих же осей.

Гравітаційного прискорення вносять похибки у вимір складових абсолютного прискоренн необхідно прийняття спеціальних мір для їх компенсації гравітаційних складових по горизонтальних осях здійснюється за рахунок розташування гіроплатформи в площині горизонту, а компенсація

гравітаційної складової вздовж вертикальній осі здійснюється алгоритмічно. Точність компенсації цих складових буде визначатися точністю стабілізації гіроплатформи вертикаль створюється методом моделювання незбуреного фізичного маятника з періодом власних коливань $T= 84,4$ хв. Моделювання являє собою динамічну систему, що складається з гіроскопів, акселерометрів й інтеграторів. Схемі прискорення, вимірювані акселерометрами, осі чутливості яких збігаються з горизонтальними осями гіроплатформи, інтегруються й відповідні сигнали надходять на датчики моментів гіростабілізованої платформи, завдяки чому вона прецесує вслід за вертикаллю місця, зберігаючи горизонтальне спосіб корекції називається інтегральним.

В інерціальних системах із гіроскопічною вертикаллю осі чутливості акселерометрів можуть мати різну орієнтацію в азимуті ІНС із ортодромічною орієнтацією осі чутливості акселерометрів спрямовані вздовж заданої ортодромії та перпендикулярно до ІНС акселерометри вимірюють складові абсолютного прискорення ЛА вздовж цих осей.

ІНС із вільною в азимуті орієнтацією гіроплатформи осі чутливості акселерометрів мають у площині горизонту незмінну орієнтацію відносно інерціального платформи при цьому відносно площини географічного меридіана будуть обертатися навколо вертикалі місця з кутовою швидкістю ω_ζ , обумовленою:


$$\omega_\zeta = -\left(\omega_3 \sin \varphi + \frac{V_E}{R} \operatorname{tg} \varphi \right) \quad (2.1)$$

де ω_3 –кутова швидкість обертання Землі; φ –географічна широта місцеположення ЛА; V_E –східна складової лінійної швидкості ЛА; R – радіус .

В орієнтації осей чутливості акселерометрів гіроплатформ різних типів ІНС визначають відміни в системі відліку швидкостей, які видаються інерціальною системою в обчислювач ПНК ІНС з ортодромічною орієнтацією осей чутливості акселерометрів видають складові шляхової швидкості за осями ортодромічної системи координат й ортодромічний курс ЛА, а також ортодромічні координати $\square\square$ які отримують у результаті інтегрування складових швидкост в результаті інтегрування складових прискорень $V_{ш\xi}^{\square}$ і $V_{ш\eta}^{\square}$, які мають вигляд:

$$\begin{aligned} V_{ш\xi}^{\square} &= a_{\xi} - \Delta V_{ш\xi}^{\square} \\ V_{ш\eta}^{\square} &= a_{\eta} - \Delta V_{ш\eta}^{\square} \end{aligned} \quad (2.2)$$

де $\Delta V_{ш\xi}^{\square}, \Delta V_{ш\eta}^{\square}$ – поправки, які враховують переносне та кореолісове прискорення.

Розрахунки поправок  здійснюються в обчислювальному пристрої на підставі виразів

$$\begin{aligned} \Delta V_{ш\xi}^{\square} &= -2V_{ш\xi}^{\square} \omega_3 \sin \xi \cos \eta + \frac{V_{ш\xi} V_{ш\eta}}{R} \operatorname{tg} \eta \\ \Delta V_{ш\eta}^{\square} &= -2V_{ш\eta}^{\square} \omega_3 \sin \xi \cos \eta + \frac{V_{ш\eta}^2}{R} \operatorname{tg} \eta \end{aligned} \quad (2.3)$$

ІНС із вільної в азимуті орієнтацією осей чутливості акселерометрів видає в обчислювальний пристрій ПНК складові абсолютної лінійної швидкості $V_{a\xi}, V_{a\eta}$, вздовж горизонтальних осей платформи та гіроскопічний курс швидкості отримують у результаті інтегрування вимірюваних акселерометрами прискорень, без урахування поправок на переносне і кореолісове прискорення, тобто

$$V_{a_{\xi}}(t) = \int_0^t a_{\xi}(t) dt;$$

$$V_{a_{\eta}}(t) = \int_0^t a_{\eta}(t) dt;$$

(2.4)

Справедливі лише у випадку ідеальної роботи ІНС, коли її елементи та пристрої не мають інструментальних похибок, а початкові умови роботи системи точно відповідають дійсним початковим умовам стану протилежному випадку навігаційні параметри визначаються інерціальною системою інструментальних похибок ІНС є:

початкова виставка гіроплатформи в площині горизонту;

азимутальна стабілізація гіроплатформи;

акселерометрів;

похибки гіроскопів;

завдання початкових умов, зокрема навігаційних параметрів, що визначають ІНС.

Крім інструментальних похибок інерціальним системам властиві методичні похибки і, зокрема, похибки, пов'язані з тим, що при розв'язанні рівнянь (2.1), (2.3) не враховується фактична форма земної характеристики деяких інерціальних систем навігації приведені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1

Характеристики деяких інерціальних систем навігації

Тип ІНС	Метод виставки	Час виставки хв.	Похибки (σ)			
			Координат	Швидкіс	Кути	Кур

			за 1го польоту	за 1го польоту	крен та тангажа	
МИС-45	ОГП ДГП ЗК	30 50 15	7 км	3м/с	6'	15'
И-11	ОГП ДГП ЗК	30 70 15	3 км		2'	
ИС-1-72А	ГК МГП ОПТ	20 5 3	5 км	3м/с	(3-4)	
AN/ASN-109 (США, F-15)		10	1,85 км			
AN/ANF-185 (США, B-1A)			1,85 км			

2.2. Принцип та основні характеристики супутникової навігаційної системи

СНС призначені для визначення місцеположення транспортних засобів, а також нерухомих об'єктів. Принципова особливість їх дії це використання штучних супутників Землі (ШСЗ) як радіонавігаційних точок, координати яких, на відміну від наземних радіонавігаційних точок, змінні СНС є можливості:

– завдяки великій висоті польоту ШСЗ, радіохвиль ультракороткохвильового діапазону, що дозволяє здійснити прийом електромагнітних коливань і, відповідно, навігаційні виміри з високою точністю на видаленні багатьох тисяч кілометрів від точки, над якою знаходиться супутник;

– навігаційних вимірів на всій території земної кулі (глобальність) незалежно від характеру місцевості, часу доби і метеорологічних умов;

– для керування повітряним рухом над районами, де неможливо встановити наземні радіотехнічні засоби.

До недоліків системи відносяться необхідність обов'язкового застосування наземного обладнання для спостереження за ШСЗ і для зв'язку з ним, знання змінних координат супутників, заміна ШСЗ при відмові встановленого на ньому обладнання або при зниженні висоти орбіти нижче припустимої.

СНС будуються багатоцільовими при великому числі споживачів супутникові системи стають економічно виправдані.

Система складається з трьох основних підсистем:

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

ШСЗ ("сузір'я" ШСЗ) із радіобладнанням і забезпечує видачу сигналів, необхідних для визначення місця споживача.

Контролю та управління здійснює спостереження за супутниками, збір інформації для прогнозування параметрів руху, обчислення ефемерид (заздалегідь обчислених координат і швидкості ШСЗ) і передачу їх на супутники, формування системного містить у собі

декілька пунктів, рознесених на великі відстані, один із яких – головний пункт управління.

Апаратури споживача оснащена необхідним обладнанням для визначення свого місця та швидкості. В деяких випадках апаратура споживача обладнується пристроєм зв'язку зі ШСЗ і головним пунктом управління координати ЛА, авіаційні СНС можна розділити на дві групи.

Визначають місцезнаходження ЛА тільки на його борту і потребують складної бортової апаратури, включаючи може бути як запитального, так і беззапитального типів.

ШСЗ використовується тільки як ретранслятор сигналів, що випромінюються адіонавігаційний параметр вимірюється на борту ЛА порівнянням випромінюваного та прийнятого (ретрансльованого) таких системах вимоги до стабільності бортових генераторів (еталонів частоти, фази, часу) не дуже жорсткі, але система має обмежену пропускну спроможність.

ЛА порівнянням прийнятого від ШСЗ сигналу із сигналом бортового генератора, до стабільності роботи якого пред'являються дуже жорсткі вимоги. Системи мають необмежену пропускну спроможність.

ЛА як ретранслятори сигналів, переданих із ШСЗ, і як джерела додаткової інформації, наприклад, про висоту польоту. ЛА далі перетрансльюються через супутник на наземні пункти (НП), де обчислюються параметри руху ЛА, які потім через ШСЗ передаються на ЛА сигнали проходять довгий шлях:

$$\text{ШСЗ} \rightarrow \text{ЛА} \rightarrow \text{ШСЗ} \rightarrow \text{НП} \rightarrow \text{ШСЗ} \rightarrow \text{ЛА}$$

i

Рис. 2.1 така система буде менш точною і надійною, ніж система першої має обмежену пропускну спроможність, але забезпечує службу

повітряного руху необхідною інформацією і каналами зв'язку для керування рухом, що стає значною перевагою систем .

Земля знаходиться в одному із фокусів еліпса. Параметрами такої орбіти є велика a і мала b півосі еліпса або велика піввісь a й

ексцентриситет
$$\varepsilon = a^{-1} \left(a^2 - b^2 \right)^{\frac{1}{2}}$$

Землі (площини екватора) визначається кутом нахилу i (рис. 2.1.).

$H_{\text{ШСЗ}}$ супутника – величина змінна максимальна в апогеї і мінімальна в перигеї ШСЗ на еліптичну орбіту потребує менших енергетичних витрат, але еліптична орбіта відрізняється меншою стабільністю, унаслідок чого відносне розташування супутників між собою з часом змінюється. Існує також ряд інші недоліки, від яких вільні кругові .

ШСЗ за круговою орбітою вибирається головним чином залежно від необхідного часу його існування на орбіті (пасивний політ), припустимої тривалості часу чекання та необхідної точності навігаційних вимірів.

Землі (кут нахилу орбіти $i = 0$) у напрямку її обертання (із заходу на схід) на висоті 35810 км, то супутник зависає над певної точкою екватора ШСЗ стає рівної кутової швидкості обертання Землі, і він має період обертання, рівний зоряної добі (23 год 56 хв 04 с). Землі він буде здаватися нерухомим. Такі супутники називаються добовими (стаціонарними, синхронними), а їхня орбіта – стаціонарною.

Орбіта має ряд важливих переваг перед іншими, тому що істотно спрощується пошук супутників на ній і наведення антен, забезпечуються постійна радіовидимість з усіх точок спостереження ШСЗ і велике перекриття (до 41%) земної поверхні одним ШСЗ на

стаціонарну орбіту потрібні ракети великої потужності. Великі відстані між супутником і споживачем необхідні більш потужні передавачі та джерела живлення СНС перших поколінь використовувалися низьковисотні (до 2000 км) і середньовисотні (2000...10000 км) ШСЗ.

СНС супутників обумовлюється головним чином часом чекання навігаційних вимірів, можливістю визначення місцеположення ЛА в різних точках земної поверхні та методом радіонавігації. Можна створити супутникову навігаційну систему, що дозволяє практично безперервно визначати місцеположення літака в усіх точках земної кулі супутників на порівняно невисоких орбітах, або система з декількома стаціонарними ШСЗ. Наприклад, трьома стаціонарними супутниками з інтервалом 120° вздовж орбіти контролюється приблизно 98% земної поверхні. Тільки незначні навколополюсні райони знаходяться поза зони їх дії.

Кількість необхідних супутників залежить також від методу радіонавігації. Якщо використовується кутомірно-далекомірний метод, що забезпечує вимір кута місця, азимута і дальності, то положення ЛА можна знайти за допомогою одного супутника. Далекомірний метод потребує трьох ШСЗ, а різницево-далекомірний чотирьох.

ШСЗ найбільше придатні для глобальних систем навігації. Сузір'я з шести супутників з інтервалом 60° завжди буде спостерігатися (за винятком навколополюсних районів) одночасно не менш двох ШСЗ, що дозволяє обчислити дві, а з використанням літакових висотомірів три координати визначення параметрів у навколо полюсних районах необхідно доповнити сузір'я полярними супутниками або ШСЗ з іншим нахилом орбіт ніж стаціонарні.

Землі, неоднорідності її маси і дії збурюючих сил (опір атмосфери, гравітаційне поле Землі, притягання Сонця Місяця) параметри орбіти ШСЗ, навіть стаціонарної, не залишаються сталими цих факторів враховується та прогнозується при запуску та в польоті навігаційних супутників. Для підтримки незмінності взаємного розташування ШСЗ у сузір'ї передбачається періодична корекція траєкторій супутників за допомогою коригувальних двигунів.

ШСЗ як навігаційної точки є точне знання його координат і швидкості руху. Це досягається спостереженням за ШСЗ із наземних станцій і прогнозуванням його ефемериди періодично передаються на супутник, запам'ятовуються там у функції часу, а потім видаються споживачам у момент навігаційних визначень. Висота орбіти, тим меншдія збурень і тим рідше потрібно передавати ефемериди на супутник.

СНС можна користуватися усіма методами вимірів, які застосовуються в радіонавігації за допомогою наземних радіонавігаційних точок:

- кутомірним;
- кутомірно-далекомірним;
- далекомірним;
- різницево-далекомірним.

ЛА вимірюється доплеровським методом практиці всі методи, що пов'язані з використанням кутових координат, не застосовують, тому що при великих відстанях між ЛА і ШСЗ вони призводять до низкою точності визначення координат місцезнаходження.

Найбільшу точність забезпечують далекомірні системи. Оскільки один ШСЗ дозволяє визначити тільки одну сферичну поверхню положення, то для обчислення місцезнаходження літака

необхідно одночасно вимірювати відстані до на борту ЛА, наприклад, висота польоту, тоді для обчислення місцезнаходження літака буде потрібно тільки два ШСЗ.

СНС аналогічні різницево-далекомірними радіонавігаційними системами, типу “Лоран-А”, ”Лоран-С”, ”Омега”, перевага це необмежена пропускна спроможність і більш проста бортова апаратура (немає радіопередавача), тому вони вважаються більш перспективними. Однак за точнішими характеристиках ці системи декілька гірше далекомірних. Визначення місцеположення об'єктів різницево-далекомірні системи потребують на один супутник більше, ніж далекомірні системи, тому що для одержання однієї поверхні положення необхідні дві радіонавігаційні точки.

ЛА за допомогою ШСЗ є точна прив'язка результатів вимірів до часу. Землі, на супутнику й на літаку необхідно мати високоточні годинники, які забезпечують формування місцевих шкал часу, погоджених між собою, і які з великою точністю відтворюють істинний чназемних пунктів синхронізуються за годинниками загальнодержавної служби часу, ШСЗ – за годинниками Головного пункту керування, а ЛА – за годинниками ШСЗ. Вводиться поправка на тривалість розповсюдження сигналів часу від однієї точки до іншої. Наприклад, якщо відстань від Головного пункту керування до ШСЗ дорівнює 30 000 км і стільки ж від ШСЗ до ЛА, то при передачі сигналів точного часу з Землі до ЛА через супутник запізнювання складає 0,2 с, яке необхідно врахувати.

б

рис. 2.2

СНС працюють в ультра-коротко-хвильовому діапазоні і тому радіозв'язок між наземним (навколомним) спостерігачем

можливий лише в межах радіовидимості. У зв'язку з цим існує поняття видимості наземного пункту, ЛА і ШСЗ.

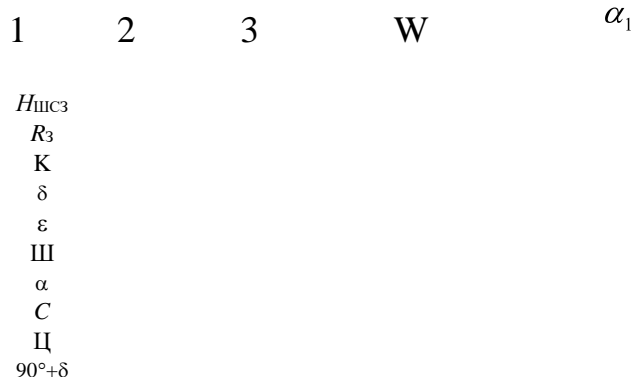
ШСЗ, у межах якої здійснюється стійкий радіозв'язок між супутником S та наземним пунктом P (рис.2.2). Геометрично –це область, що розташована над горизонтом точки спостерігача (над площиною $r' r''$). Але стійкий радіозв'язок між точками S і P забезпечується тільки на кутах місця ШСЗ, що перевищують мінімальне значення $\delta = 10^\circ$. Тому фактична зона видимості наземного пункту є область простору в межах конуса з утворюючої PC' і PC'' і з вершиною в точці P (заштрихована частина). Вона визначається так саме як і зона видимості наземного спостерігача, проте вважається припустимим, що радіозв'язок можливий при будь-яких кутах місця, починаючи з $\delta = 0^\circ$.

ШСЗ є сукупність наземних або приземних точок, із яких ШСЗ, розташований на висоті $H_{шсз}$ над Землею, помітний під кутами місця, що перевищують δ (рис.2.3), який вимірюється як кут між напрямком на супутник і горизонтом.

Рис.2.3

Так як опромінена поверхня складається із безлічі елементів, що

розсіюють, то



A

Рис.2.4



Рис.2.5

Сумарний (рис.2.5,а) віддзеркалений сигнал містить незліченну суму сигналів, які відрізняються один від одного амплітудою і фазою. Унаслідок цього доплерівський частотний спектр представляється в вигляді деякого спектру, зображеного на рис.2.5,б.

Встановлено, що спектр віддзеркаленого сигналу неперервний, має деяку ширину і що середина спектру відповідає частоті $\frac{2V \cos \alpha_0}{\lambda}$. Тому і ширину спектру сумарного сигналу впливає характер амплітудної і частотної модуляції сигналів, віддзеркалених від окремих елементів, що зневажити різницею потужності, що приходить на одиницю опроміненої площі, і припустити, що коефіцієнт зворотного розсіювання по всій опроміненій площі, постійний, то в першому приближенні форма спектру Доплера буде близькою діаграмі спрямованості антени в напрямку α .

Аналізу похибок системи важливе значення має ширина доплерівського спектру до половини потужності Δf_d :

$$\Delta f_d = \frac{2V}{\lambda} \sin \alpha \Delta \alpha \quad (2.10)$$

де $\Delta \alpha$ - ширина діаграми спрямованості антени по рівню половинної потужності в напрямку координати α .

Землі радіосигнал, володіє статистичними характеристиками. Властивостями доплерівський сигнал можна вважати еквівалентним обмеженому по смузі спектр корисного сигналу і шуму, що заважає, займає смугу в 10 – 20 % від середньої частоти, тобто частота Доплера накладається на достатньо рівномірний по густині рівень шуму опплерівської частоти із шумового фону зв'язано з вагомими пристрій, що вимірює частоту, повинен визначати деякі характерні особливості корисного сигналу, які в меншій мірі залежать від наявності шуму підходящою характеристикою може бути, наприклад, середина

енергетичного спектру також визначені характерні особливості функції автокореляції.

Принципу дії частотоміра існують обмеження точності виміру доплерівської частоти кінцевої тривалості, дозволяє визначити лише найбільше ймовірну величину шляхової і сурового рішення даної задачі немає, то на практиці користуються наближеною оцінкою статистичних властивостей польоту при наступних припущеннях:

а) середнє значення миттєвої частоти f_i , яке відповідає характеристиці енергетичного спектру;

б) ширина енергетичного спектру співпадає з областю можливих значень частоти f_i . Якщо σ_f - середньоквадратичне відхилення частоти f_i , Δf - ширина спектру сигналу по рівню половинної потужності, то на основі другого припущення можна записати:

$$\sigma_f = \frac{\Delta f}{2}; \quad (2.11)$$

в) час кореляції τ_f частоти f_i співпадає з часом кореляції обгинаючого сигналу, тобто:

$$\tau_f = \frac{2}{\Delta f}. \quad (2.12)$$

Вимірювач частоти згладжує або опосереднює сигнали протягом часу T , отримаємо величину відносної середньоквадратичної похибки у вимірюванні швидкості:

$$\frac{\sigma_T \frac{\lambda}{\cos \alpha_0}}{f_{\Delta} \frac{\lambda}{\cos \alpha_0}} = \frac{\sigma_V}{V} = \frac{\sqrt{\sin \alpha_0} \sqrt{\lambda \Delta \alpha}}{2 \cos \alpha_0 \sqrt{VT}} \quad (2.13)$$

з формули (2.13) слідує, що чим більша швидкість польоту і час згладжування T , тим менша відносна величина середньоквадратичної похибки вимірювання зменшення цієї похибки необхідно зменшити довжину хвилі і ширину променя. Точність вимірювання впливає величина кута нахилу променя α_0 . При великих кутах α_0 похибка вагомо визначимо відносну похибку в вимірюванні швидкості при наступних характеристиках доплерівської станції: $\lambda = 3$ см, $\Delta \alpha = 5^\circ$, $\alpha_0 = 70^\circ$. При постійному значенні часу $T = 1; 3; 5$ с і швидкості польоту $V = 300$ м/с, отримаємо відносні похибки σ_w/V , відповідно рівні 0,42; 0,24; 0,18 %.

Висновки можуть бути застосовані для кожного променя багатопроменевої за допомогою формули (2.13) можна оцінити величину флуктуаційних похибок вимірювання будь-якої складової вектору часу згладжування вибирається з урахуванням динаміки літаючого апарату. Збільшення сталої часу згладжування дозволяє зменшити вплив флуктуаційних похибок, але при цьому можуть виникнути похибки запізнення у вимірюванні швидкості, які появляються при нестационарному русі літаків типова стала часу згладжування становить 1

секунду. При вимірюванні пройденого шляху час згладжування збільшується і флуктуаційні похибки стають меншими за інструментальні похибки системи приблизно вже після 16 км .

Відмітимо деякі особливості роботи доплерівських систем над водневою поверхня води спокійна, то радіопромінь, що направлений не під прямим кутом до цієї поверхні, віддзеркалюється від неї як від дзеркала, і приймач не сприймає сигнали. Якщо водяна поверхня не спокійна, характер віддзеркалення радіохвилі від неї змінюється. Помітно змінюється коефіцієнт віддзеркалення залежно від кута падіння (кут $h=90^\circ - \alpha$) навіть в межах кінцевої ширини .

Похибка зміщення носить систематичний можна виключити при польотному калібруванні доплерівської системи над поверхнею моря.

У доплерівських станцій є перемикач “Суша – море”. Калібрування при польоті над морем здійснюється середнього хвилювання похибка, яка виникає при крайніх станах поверхні моря, становить для системи шириною променя в 5° біля $\pm 0,7\%$ від швидкості, що вимірюється, а для променя шириною в 3° - $\pm 0,2\%$.

Крім зміщення, існують похибки доплерівської системи, визваних рухом поверхні капель води під дією вітру течії. Швидкість руху капель складає 8 – 16 % від швидкості вітру, а швидкість течії не перевищує 1,8 – 3,6 км/г. Відносна величина цих похибок вагома при малих швидкостях и незначна при великих.

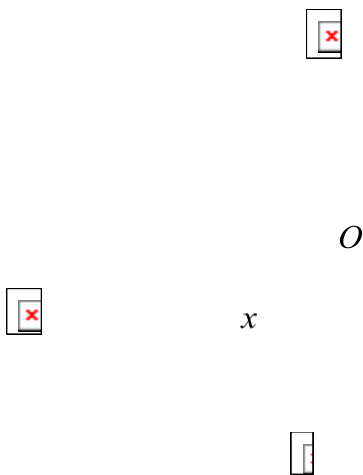
У доплерівських радіолокаційних систем зв'язані з літаючим апаратом жорстко або з допомогою стабілізуючих повздожніх і поперечних кренів літаючого апарату або похибок пристрою, стабілізуючого антену, відбувається відхилення променя, що направлений в сторону Землі. Для виявлення впливу нахилу антени на вимірювання

швидкості роздивимося найпростішу схему вимірювання за допомогою однопроменевої доплерівської системи (рис.2.6). З антеною (точка O) сумістимо початок системи координат xu , вісь x якої співпадає з площиною горизонту, а вісь y – з вертикаллю швидкості точки O по осям x і y у позначимо V_x і V_y . Випромінювання відбувається в площині xu . Припустимо, що антена займає два послідовних кутових положення: α і $\alpha + \Delta\alpha$, де $\Delta\alpha$ – похибка стабілізації антени або кута крену літаючого апарату.

Для двох положень запишемо значення доплерівських частот:

$$f_{\Delta 0} = \frac{1}{\lambda} (V_x \cos \alpha - V_y \sin \alpha), \quad (2.14)$$

$$f_{\Delta} = \frac{1}{\lambda} [V_x \cos(\alpha + \Delta\alpha) - V_y \sin(\alpha + \Delta\alpha)]. \quad (2.15)$$



α $\Delta\alpha$

Рис 2.6

У доплерівського зсуву частот, викликаного відхиленням променя на кут $\Delta\alpha$, дорівнює:

$$\Delta f_{\Delta} = f_{\Delta} - f_{\Delta 0} = -\frac{1}{\lambda}(V_x \sin \alpha + V_y \cos \alpha)\Delta\alpha \quad (2.16)$$

Зміна зсуву частот появляється похибки у вимірюванні швидкості, які знаходять із рівняння(2.14):

$$\frac{1}{\lambda}(\Delta V_x \cos \alpha - \Delta\alpha V_x \sin \alpha - \Delta V_y \sin \alpha - \Delta\alpha V_y \cos \alpha) = 0 \quad (2.17)$$

Рівняння розпадається на дві частини:



$$\Delta V_x \cos \alpha - \Delta\alpha V_x \sin \alpha = 0 \quad (2.18)$$

$$\Delta V_y \sin \alpha + \Delta\alpha V_y \cos \alpha = 0 \quad (2.19)$$

Похибки у вимірюванні складових швидкості:

$$\frac{\Delta V_x}{V_x} = \Delta \alpha \operatorname{ctg} \alpha ; \quad \frac{\Delta V_y}{V_y} = -\Delta \alpha \operatorname{ctg} \alpha \quad (2.20)$$

Нахил кута променя α вибирають виходячи із двох суперечних умов: необхідності отримання найбільшої швидкісної чутливості, яка збільшується із зменшенням кута α . Оптимальним значенням кута нахилу променя прийнято вважати $\alpha = 70^\circ$. На основі формул (2.20) можна зробити висновок, що при $\alpha = 70^\circ$ відносні похибки у вимірюванні горизонтальної і вертикальної складової швидкості відповідно дорівнюють 4,7 і 0,63% на кожен градус кута $\Delta\alpha$. Кути крену літаючого апарату можуть бути довільними і досягати значних розмірів, внаслідок чого похибки у вимірюванні швидкості можуть бути дуже використовують двохсторонні промені симетричні відповідно напрямку вертикалі місця.

Найпростіша схема вимірювання горизонтальної  і вертикальної  складових швидкості за допомогою симетричних променів 1 і 1', що проходять в одній вертикальній площині (рис.2.7). якщо антена не відхиляється, то доплерівський зсув частот для першого і другого променів

$$\left. \begin{aligned} f_{\Delta 1} &= \frac{1}{\lambda}(V_x \cos \alpha - V_y \sin \alpha); \\ f_{\Delta 2} &= \frac{1}{\lambda}(-V_x \cos \alpha - V_y \sin \alpha). \end{aligned} \right\} \quad (2.21)$$

Антенний пристрій на малий кут $\Delta\alpha$. Різниця доплерівських зсувів частот $f'_{\Delta 1} - f'_{\Delta 2}$ дає наступну величину відносної похибки

$$\frac{\Delta V_x}{V_x} = \frac{\Delta\alpha^2}{2} + \Delta\alpha \operatorname{tg} \eta \quad ; \quad \operatorname{tg} \eta = \frac{V_y}{V_x} \quad (2.22)$$

з виразу (2.22) можна визначити, що при горизонтальному польоті ($\eta = 0$) відносна похибка у вимірюванні польоту являється величиною другого порядку малості порівняно з аналогічними похибками, які були отримані при реалізації перших двох способів.

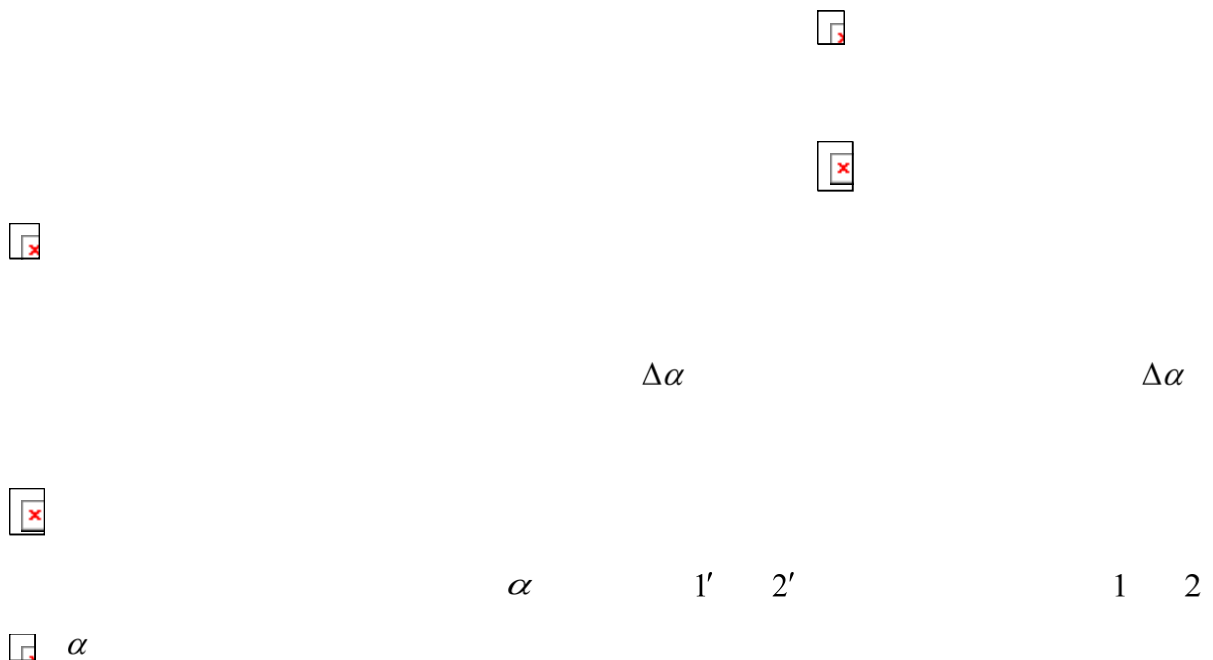


Рис.2.7

Антенний пристрій на малий кут $\Delta\alpha$. Різниця доплерівських зсувів частот $f'_{d1} - f'_{d2}$ дає наступну величину відносної похибки

$$\frac{\Delta V_x}{V_x} = \frac{\Delta\alpha^2}{2} + \Delta\alpha \operatorname{tg}\eta \quad ; \quad \operatorname{tg}\eta = \frac{V_y}{V_x} \quad (2.22)$$

з виразу (2.22) можна визначити, що при горизонтальному польоті ($\eta = 0$) відносна похибка у вимірюванні польоту являється величиною другого порядку малості порівняно з аналогічними похибками, які були отримані при реалізації перших двох способів.

Градус зміни кута крену антени відносна похибка у вимірюванні швидкості становить 0,015%. Проте при вертикальній швидкості відносна

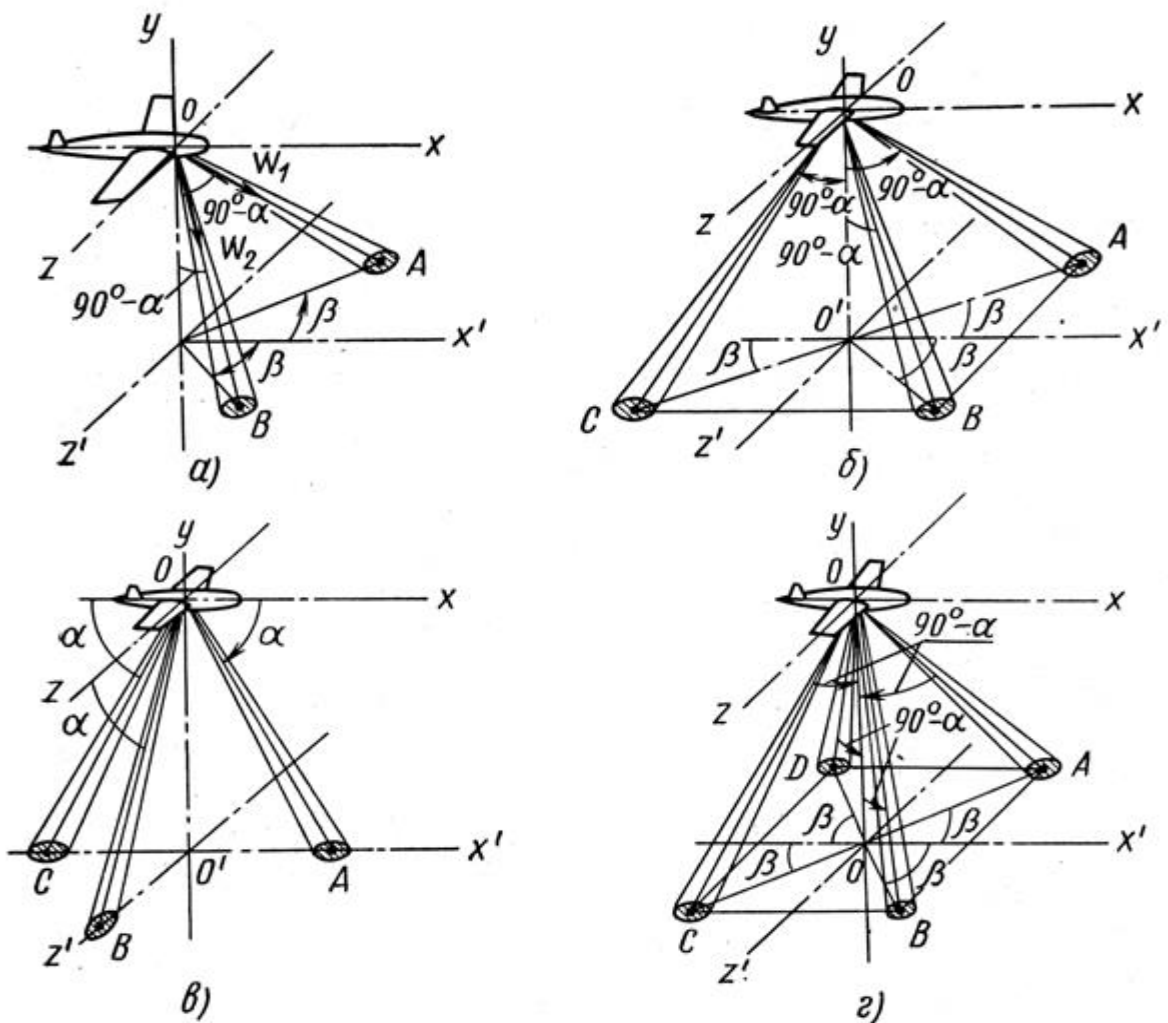
похибка у вимірюванні горизонтальної швидкості залежить від $\operatorname{tg}\eta = \frac{V_y}{V_x}$

і пропорційна куту $\Delta\alpha$. Для високошвидкісних літаючих апаратів $\Delta\alpha \ll$

$\Delta\alpha$ і $\operatorname{tg}\eta \ll 1$, завдяки чому вплив похибки від вертикальної швидкості може бути несуттєвим. У літаючих апаратів типу вертольоту $\operatorname{tg}\eta$ може мінятися в необмежених межах, тому вплив даної похибки може і напрямку вимірюється відповідно опорної системи координат X, Y, Z , що прив'язана до випромінюючої антени. Отримання однієї, двох або трьох складових вектору швидкості необхідно мати відповідно один, два або три променя, які направлені в сторону поверхні Землі і розташовані в різних квадрантах системи координат. Для компенсації похибок від кренів літаючого апарату можна використовувати і чотири променя. Типове розташування променів в різних доплерівських системах зображено на рис.2.8. Промені зазвичай розташовуються під кутом β

симетрично відповідно координат $Oxyz$ (проекція на земній поверхні $Ox'z'$) і з однаковими між собою нахили на кути $90^\circ - \alpha$ відповідно вертикалі $O'O$. Це дозволяє спростити лічильно-вирішуючі пристрої і зменшити похибки зсува частот сигналів, прийняті і виміряні у напрямку променів А, В, С, D (див. рис.2.8), будуть:

$$\left. \begin{aligned} f_A &= \frac{1}{\lambda} (V_x A_x + V_y A_y + V_z A_z); \\ f_B &= \frac{1}{\lambda} (V_x B_x + V_y B_y + V_z B_z); \\ f_C &= \frac{1}{\lambda} (V_x C_x + V_y C_y + V_z C_z); \\ f_D &= \frac{1}{\lambda} (W_x D_x + W_y D_y + W_z D_z), \end{aligned} \right\} \quad (2.23)$$



де V_x , V_y , V_z - складові вектору швидкості \vec{W} по осям системи координат хуз; $A_x, A_y, A_z, B_x, B_y, B_z, C_x$ і т.д. – спрямовуючі косинуси променів.

Швидкість літаючого апарату відповідно поверхні Землі V

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (2.24)$$

Рівняння (2.24) можна знайти складові швидкості V_x , V_y , V_z , якщо відомі довжина хвилі λ і напрямок променів відповідно системи координат хуз. Допплерівські системи в основному використовуються для цілей

системах виміряють горизонтальну проекцію швидкості відносно поверхні Землі, тобто шляхову швидкість V_Γ і кут зносу α або складову швидкості в навігаційній системі координат (ортодромічна, географічна та інші). Для отримання горизонтальних складових швидкості використовують гіровертикаль, а для отримання складових швидкості в навігаційній системі координат застосовують курсову систему (гіромагнітну, астрономічну і т.п.).

Швидкість отримують у вигляді

$$V_\Gamma = \sqrt{V_{x'}^2 + V_{y'}^2}, \quad (2.25)$$

а кут зносу

$$\varphi = \arctg \frac{V_{z'}}{V_{x'}} .$$

(2.26)

Допплерівські системи, у яких антени автоматично стабілізуються в горизонтальній площині, а в деяких випадках і в використовують дистанційні стежувальні системи, що зв'язують антенні пристрої з гіровертикаллю і курсовою системою, які дозволяють компенсувати кути тангажу, крену і курсу. Антенна система дозволяє виміряти складові швидкості польоту відносно довільної в азимуті горизонтальної або орієнтувальної по меридіану системах застосовують стабілізацію в азимуті, що дозволяє направити вісь симетрії антенної системи в напрямку вектора шляхової швидкості. Автоматична стабілізація антен немає необхідності в лічильно-вирішуючі пристроях. Але стабілізація антени ускладнює їх конструкцію.

Якість інформації про швидкість польоту системи з стабілізованою антеною і з “стабілізованими даними” являються в цих системах носить конструктивний характер.

Висотно-швидкісні характеристики доплерівських систем. Характеристики підбираються таким чином, щоб доплерівська система забезпечувала нормальне вимірювання швидкості на всьому діапазоні висот і швидкостей літаючого апарату доплерівської системи визначається рівнем потужності віддзеркаленого сигналу при польоті на максимальній висоті і роботоздатністю апаратури в умовах розрідженої атмосфери. Рівень потужності сигналу, що сприймається характеризується відношенням сигнал / шум (в децибелах) для максимальної висоти і швидкості польоту. Дане відношення залежить від конструктивних параметрів доплерівської системи (потужність передавача, параметрів і

к. к. д. антени, довжини хвилі, коефіцієнтів направленої дії антени, послаблення високочастотного сигналу в ланцюгах приймача і передавача, лінії доплерівського спектру та ін.), а також від коефіцієнтів віддзеркалення променів від поверхні, кута падіння, висоти польоту і температури атмосферного повітря. Крім того, на висотну характеристику доплерівської системи впливають паразитні шуми від вібрацій обтікателя та інших частин літаючого апарату, аеродинамічні скачки згущення атмосферного повітря і крени літаючого апарату. Для польотів на великих висотах в конструкціях доплерівських систем передбачаються герметичність та охолодження блоків, застосування вузлів і деталей, що працюють в умовах розрідження доплерівських станцій забезпечують необхідне мінімальне відношення сигнал / шум в порядку 6 – 12 дБ на висотах більше 21 000 м над спокійним морем при максимальній шляховій швидкості та середній потужності передавача від 5 до 15 Вт.

Висота, на якій можлива робота доплерівської системи, визначається двома причинами:

- відсутністю корисного сигналу із-за того, що весь сигнал або більша його частина приходиться на час відмикання приймача;
- зниженням точності внаслідок зміщення і викривлення спектру віддзеркалених сигналів на відповідних дальностях при селектуванні приймаючих сигналів в часі.

Системах з неперервним випромінюванням обмежень по висоті нема системах з малим заповненням (порядку 5 %) на малих висотах приймач не встигає відкритися до закінчення приходу всього віддзеркаленого імпульсу внаслідок кінцевого часу відновлення розрядників. Мінімальна висота таких систем досягає 60 – 90 м. Спостерігається зниження точності на малих висотах внаслідок зміщення

центру тяжіння спектра: приймач після відмикання сприймає меншу частину енергії, віддзеркаленої від ближніх ділянок опроміненої поверхні Землі, чим від дальніх. Існуючі когерентні імпульси системи з більшим заповненням не мають обмежень по висоті польоту.

В доплерівських систем має значення явища “мертвої” висоти: воно появляється на кратних висотах, коли віддзеркалений імпульс походить в момент, близький до моменту випромінювання наступного імпульсу цьому віддзеркалений імпульс може бути цілком придушений. Для усунення цього явища період повторення імпульсів безперервно міняються з невеликою швидкістю.

Шляхових швидкостей доплерівських систем встановлюють у відповідності з діапазоном швидкостей літаючого апарату. Так, для вертольотів діапазон швидкостей змінюється від додатних до від’ємних величин. Але вимірювати великі швидкості технічно легше, ніж діапазону в сторону більших швидкостей зв’язано з розширенням діапазону вимірювань частотоміра і допоміжних ланцюгів, а також збільшення запасу потужності передавача (зі збільшенням швидкості зменшується відношення сигнал / шум).

Доплерівські системи для літаків вимірюють швидкості від 126 до 1800 км/ г і для вертольотів – від 180 до 540 км/ г може бути доведена до нуля. Вертикальні швидкості літаків вимірюються до ± 300 м/ хв, а вертольотів - ± 15 м / с.

Доплерівських навігаційних систем можуть виникнути внаслідок похибок доплерівської станції, курсової системи і лічильно-вирішуючого пристрою . Похибки у вимірюванні поточних координат можуть бути визначені із рівняння

$$\left. \begin{aligned} S_{\xi} &= \int_0^t V \cos(\psi + \varphi) dt + S_{0\xi}; \\ S_{\zeta} &= \int_0^t V \sin(\psi + \varphi) dt + S_{0\zeta}, \end{aligned} \right\} \quad (2.27)$$

де V - шляхова швидкість;

φ - кут зносу від доплерівського вимірювача швидкості;

ψ - істинний курс від датчика курсу;

S_{ξ}, S_{ζ} - складові пройденого шляху в напрямку меридіану і паралелі;

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

у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} \Delta S_{\xi} &= \int_0^t [\Delta V \cos(\varphi + \psi) - (\Delta\varphi + \Delta\psi)V \sin(\varphi + \psi)] dt + \Delta_{\xi}; \\ \Delta S_{\zeta} &= \int_0^t [\Delta V \sin(\varphi + \psi) + (\Delta\varphi + \Delta\psi)V \cos(\varphi + \psi)] dt + \Delta_{\zeta}, \end{aligned} \right\} \quad (2.28)$$

де ΔV і $\Delta\varphi$ - похибки доплерівської станції у вимірюванні шляхової швидкості і кута зносу;

$\Delta\psi$ - похибка курсової системи;

Δ_{ξ} і Δ_{ζ} - похибки.

Азимут цілі θ та відстань до неї R знаходяться із рівнянь

$$\theta = \operatorname{arctg} \frac{S_{\zeta} - S_{\zeta\eta}}{S_{\xi} - S_{\xi\eta}} ;$$

(2.29)

$$R = \sqrt{(S_{\xi} - S_{\xi\eta})^2 + (S_{\zeta} - S_{\zeta\eta})^2} ,$$

(2.30)

де S_{ξ} і S_{ζ} - поточні координати в північному і південному напрямку;
 $S_{\xi\eta}$ і $S_{\zeta\eta}$ - координати.

Похибки в обчисленні азимуту цілі та відстані до неї знаходяться із рівнянь (2.29) і (2.30):

$$\left. \begin{aligned} \Delta\theta &= \frac{[(\Delta S_{\zeta} - \Delta S_{\zeta\eta})(S_{\xi} + S_{\xi\eta}) - (\Delta S_{\xi} - \Delta S_{\xi\eta})(S_{\zeta} - S_{\zeta\eta})] \cos^2 \theta}{(S_{\xi} + S_{\xi\eta})^2} + \Delta_{\theta}; \\ \Delta R &= \frac{(\Delta S_{\xi} - \Delta S_{\xi\eta})(S_{\xi} - S_{\xi\eta}) + (\Delta S_{\zeta} - \Delta S_{\zeta\eta})(S_{\zeta} - S_{\zeta\eta})}{R} + \Delta_R, \end{aligned} \right\}$$

(2.31)

де $\Delta S_{\xi\eta}$ і $\Delta S_{\zeta\eta}$ - похибки координат цілі, що задаються;

Δ_R і Δ_{θ} - похибки лічильно-вирішуючих пристроїв.

Похибки носять випадковий характер. Повна похибка у визначенні поточних координат місця

$$\Delta S = \sqrt{\Delta S_{\xi}^2 + \Delta S_{\zeta}^2} .$$

(2.32)

Радіальна похибка у визначенні місця відносно цілі, що віднесена до відстані до цілі, дорівнює

$$\delta L = \sqrt{\left(\frac{\Delta R}{R}\right)^2 + (\Delta\theta)^2} \quad (2.33)$$

Необхідно знати такі їх статистичні властивості, як кореляційні функції або спектральна відомостей можливе в результаті накопичення і статистичної обробки експериментальних спостережень.

У практичних розрахунків, що похибка $\Delta V(t)$ і $\Delta\beta(t)$ являються стаціонарними випадковими функціями часу, які можна характеризувати кореляційними функціями типу

$$K_i(\tau) = \sigma_i^2 e^{-\alpha_i|\tau|}, \quad \text{або} \quad K_i(\tau) = \sigma_i^2 e^{-\alpha_i|\tau|} \cos \lambda_i \tau + m_i^2 \quad (2.34)$$

де m_i - регулярна складова, стала для кожного польоту і шляхової швидкості $W = const$, яка виникає внаслідок відхилення основної частоти від розрахункової величини f_0 , відхилень настановних кутів антен, зміни характеристик вимірювачів - наприклад, вказані в формулах (2.34) і (2.35) параметри змінюються в існуючих доплерівських станціях в наступних межах:

- середньоквадратичні похибки вимірювання швидкості $\sigma_1 = (1,0 \div 1,37)\%W$;
- середньоквадратичні похибки вимірювання кута зносу $\sigma_2 = 40 \div 50'$;
- показник затухання кореляційної функції $\alpha_1 = (0,03 \div 0,045) \quad 1/c$,
 $\alpha_2 = 0,016 \quad \boxed{\times}$;

- кругова частота $\lambda_1 = (0,5 \div 0,7)$ [x], $\lambda_2 = (0,035 \div 0,04)$ [x] (λ_i майже співпадає з частотою фугоїдальних коливань літаючого апарату).

Допплерівські навігаційні автомати завдяки високій точності і автономності вимірювань отримали широке застосування на літаючих апаратах і відносяться до перспективних засобів навігації. Удосконалення і розвиток цих автоматів ведеться по лінії зменшення ваги і габаритів апаратури, підвищення точності і надійності вимірювань в будь-яких умовах.

РОЗДІЛ 3

АЛГОРИТМИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ В ПНК

Основними питаннями ПНК являються:

- спільнообробка інформації, яка є на борту ЛА ;
- забезпечення високої надійності функціонування ПНК і безпека польоту за рахунок резервування джерел пілотажної інформації.

Ефективність використання інформації, яка є на борту ЛА забезпечується застосуванням різних методів її обробки. Методів обробки інформації потрібно віднести оптимальну фільтрацію та оптимальне управління, які реалізуються в сучасних перспективних ПНК в основних алгоритмах характеристик вимірюючих комплексів, досягаються в системах з структурним надлишком. Під структурним надлишком в ПНК розуміється можливість визначення пілотажно-навігаційної інформації паралельно кількома способами з використанням сигналів від пристроїв і вимірюючих систем, побудованих на різних фізичних принципах оцінювання аналізованого параметру. Отримана таким чином інформація теперішній час на практиці

побудови ПНК розповсюдження отримали наступні способи спільної обробки однорідної інформації, отриманої від кількох вимірювачів:

- взаємної компенсації і фільтрації похибок вимірюючих пристроїв, що вимірюють один і той же навігаційний параметр;
- оптимальної оцінки вектору стану з використанням апріорної інформації про контролюючий процес і поточних вимірювань, реалізуючий алгоритм оптимальної фільтрації Калмана.

Оптимальна обробка інформації в ПНК використовуються з метою

одержання оцінок вектора стану ПС (або деякої частини цього вектора) в умовах впливу випадкових обурень і перешкодна процес вимірювання. При цьому оцінюються не самі параметри польоту, а їхні похибки.

Нехай вектор стану динамічної системи описується векторно-матричним рівнянням виду

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

де $X(t)$ - n -мірний вектор стану системи;

$A(t)$ -квадратна матриця розмірності $n \times n$, яка являє собою матрицю коефіцієнтів системи;

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

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

Компоненти вектора $V_x(t)$ лінійно пов'язані з випадковими функціями типу білого шуму, що мають нульові математичні очікування

$R_x(t)$, зформований із цих функцій, характеризується кореляційною матрицею розмірності $k \times k$.

У такий спосіб:

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

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

де M — символ математичного очікування;

$\delta(T - \tau)$ — дельта-функція.

З вектором $X(t)$ співвідношенням

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

зв'язаний вектор спостережень $Y(t)$ розмірності m .

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

Процес цілком спостерігаємо на інтервалі $t \in [t_1, t_2]$, якщо за значенням вектора $Y(t)$, $t \in [t_1, t_2]$ можна обчислити значення вектора $X(t)$.

$\in [t_1, t_2]$. Система цілком спостережна при виконанні умови $t \leq n$ компоненти вектора $Y(t)$ вимірюються з помилками, то в результаті вимірів маємо новий вектор, який називається вектором вимірів

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

де $V_z(t)$ - вектор помилок вимірів (припускається, що компоненти вектора $V_z(t)$ визначаються білим шумом з нульовим математичним очікуванням). $V_z(t)$, аналогічно вектору $V_x(t)$, характеризується кореляційною матрицею $R_z(t)$ розмірності $m \times n$, тобто маємо

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

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

Компоненти векторів $V_x(t)$ і $V_z(t)$ некоррельовані, на підставі викладеного, математичну модель динамічної системи і рівняння спостереження можна записати у виді співвідношень

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

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

При обробці пілотажно-навігаційної інформації в ПНК найбільш важливим процесом є одержання оптимальних оцінок $\hat{X}(t)$ алгоритмів отримання зазначених оптимальних оцінок можуть бути покладені наступні методи обробки інформації:

- метод компенсації;
- метод фільтрації;
- метод найменших квадратів (МНК);
- метод максимуму правдоподібності (ММП);

- рекуррентний метод (оптимальний фільтр Калмана(ОФК)).

3.1 Метод найменших квадратів при обробці інформації

МНК застосовується для одержання оптимальних оцінок при обробці накопичених вимірів. Нехай виконано m вимірів координат (параметрів) системи X , тоді

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

В даному виразі V_{zm} - вектор похибок вимірювання.

За спостереженнями Z_m і заданною матрицею спостереження H найкраще оцінити стан вектора X . Критерієм такої оцінки по МНК служить функціонал виду

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

який мінімізує суму квадратів похибоквимірів V_{zi} . У матричному виді цей вираз запишеться так:

$$I = \begin{vmatrix} V_{z1} \\ V_{z2} \\ \vdots \\ V_{xm} \end{vmatrix} X |V_{z1} V_{z2} \dots V_{zm}|$$

чи з урахуванням вираз (3.6) одержимо

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

Оцінку \hat{X} , вектора стану системи X можна легко одержати розв'язав рівняння виду

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

з урахуванням рівняння (12) маємо

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

Доданки виразу (13) рівні між собою, тому що є добутками по відношенню один до одного однакових співмножників $H^T (Z_m - H\hat{X}_m)$. Рівність нулю кожного з цих двох доданків забезпечує рівність нулю виразу (3.8).

Нехай: $H^T (Z_m - H\hat{X}_m) = 0$,

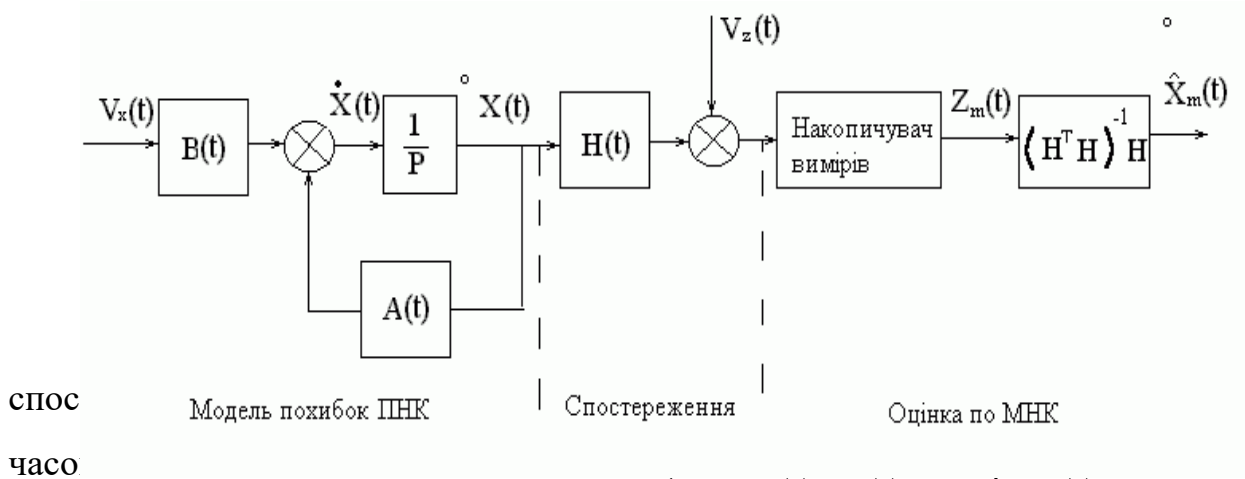
тоді $H^T Z_m - H^T H\hat{X}_m = 0$,

звідси $\hat{X}_m = (H^T H)^{-1} H^T Z_m$.

Аналізуючи отримані на основі рівностей (3.6), (3.7), (3.8) вирази, можна сформулювати необхідні і достатні умови одержання оптимальних оцінок \hat{X} вектора стану системи X по МНК у виді основних положень, виконання яких припускає:

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

Схема одержання оптимальних оцінок по МНК представлений на рис.3.1.



спостережень. Тому даний алгоритм для оцінки пілотажно-навігаційних параметрів маневрених ЛА використовують лише у випадку виміру того самого параметра одночасно кількома датчиками.

3.2 Метод максимуму правдоподібності при обробці інформації

Оцінки по методу максимуму правдоподібності (ММП), як і алгоритм оцінок по МНК припускає нагромадження вимірів, тобто наявність вектора спостережень, обумовленого виразом (11).

Помилки вимірів розподілені по нормальному закону. Тоді щільність розподілу ймовірностей вектора VZ_m має вид:

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

де R_z – кореляційна матриця вимірів похибок ;

$|R_z|$ – визначник матриці R_z .

Використання алгоритму оцінок по методу максимуму правдоподібності припускає виконання умови, $|R_z| \neq 0$, т.е. матриця не є особливою рівністю (11) у (14) , одержимо вираз для функції правдоподібності

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

яка являє собою щільність розподілу помилок вимірів.

Таку оцінку X_m , при якій функція правдоподібності $\psi(X)$ зверталася б у максимум, що відповідає мінімуму квадратів відхилень вимірних координат вектора X від їхнього дійсного значення. Для цього

необхідно, щоб $\frac{d\psi(x)}{dX} = 0$.

Тому зручніше шукати максимум не самої функції правдоподібності, а її логарифма, тобто

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

Узявши похідні по компонентах вектора X_m і прирівнявши їх до нуля, одержимо:

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

Як і у випадку висновку формули для оцінки при обробці результатів вимірів по МНК, один із доданків виразу (16) є транспонованим відносно іншого. Доданки цього виразу рівні між собою і кожне з них дорівнює нулю.

Нехай

$$H^T \frac{1}{R_z} (Z_m - H\hat{X}_m) = 0,$$

тоді

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

Вираз (17) є початковим для розробки алгоритму отримання оптимальних оцінок ПНК по методу максимуму вірогідності.

Для визначення цих оцінок необхідно:

- накопичити m спостережень Z_m ;

- знати кореляційну матрицю R_z випадкових похибок вимірювача;
- знати матрицю зв'язків спостереження H .

Структурна схема отримання оптимальних оцінок по методу максимуму вірогідності представлена на рис.2.2.

У випадку алгоритму оцінок по МНК отримання оцінки \hat{x}_M зв'язано з накопиченням вимірювань Z_M , та як видно, цей метод, як і МНК, може бути використаний лише при вимірюванні одного параметра декількома системами. У іншому випадку нова оцінка помилок ПНК не буде збігатися зтекущим значенням помилок на час, равний часу накопичення спостережень.

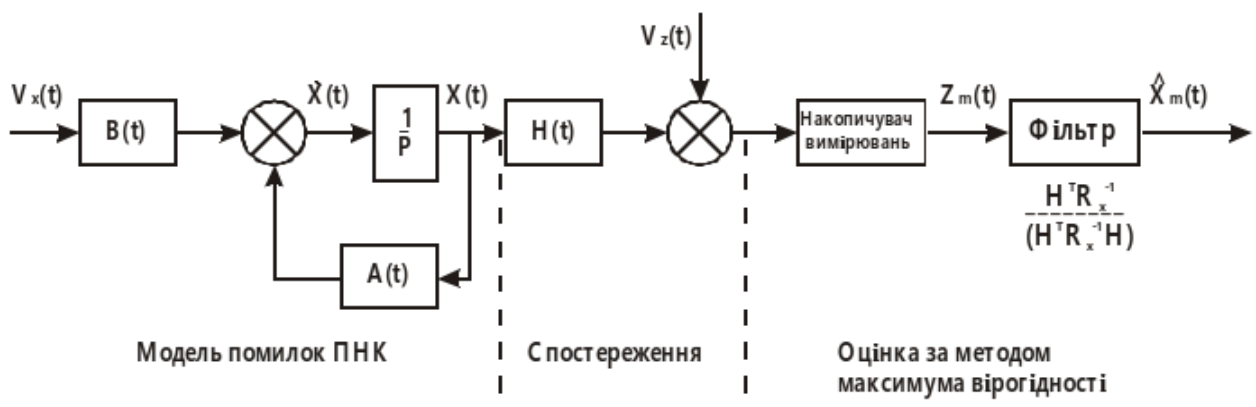


Рис.3.2.

3.3. Рекурентний метод

Цей метод обробки інформації дозволяє отримати оцінку параметра після кожного досліду.

Для рекурентного (послідовного) методу отримання оцінок вважаємо, що зроблено m вимірювань параметра X , т.ч.

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

де X - вимірюваний параметр;

ξ_{zi} - похибка i -го спостереження.

Оцінки вимірюваного параметра X при проведенні m спостережень візьмемо:

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

Тоді на черговому $(m+1)$ -му кроці вимірювання значення оцінки \hat{X}_{m+1} має вигляд:

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

чи

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

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

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



$$X_{m+1} = X_m + \left(\frac{m}{m+1} - 1\right) X_m + \frac{1}{m+1} Z_{m+1} = X_m - \frac{1}{m+1} X_m + \frac{1}{m+1} Z_{m+1}.$$

Остаточно можна записати:


$$X_{m+1} = X_m + \frac{1}{m+1} (Z_{m+1} - X_m)$$

чи, позначивши $\frac{1}{m+1} = K$,

$$X_{m+1} = X_m + K (Z_{m+1} - X_m). \quad (3.14)$$

Оцінку X_{m+1} можна отримати з попередньої  шляхом складання її з різницею між новим спостереженням Z_{m+1} та попередньою оцінкою, помноженою на коефіцієнт ваги K . У цьому випадку відпадає необхідність зберігати m спостережень, отриманих на попередніх кроках вимірювань, так як вся попередня інформація об'єднана в априорній оцінці .

Математична модель рекурентного метода обробки інформації представлена на рис.3.3.

Рекурентний алгоритм (3.14) зв'язує поточне значення оцінки  з її попереднім значенням X_m . Різниця $Z_{m+1} - X_m$ є показником «

цінності інформації», якими отримуємо при вимірюванні Z_{m+1} . Дійсно, якщо ця різниця близька до нуля, то зафіксоване спостереження Z_{m+1} не несе будь-якої нової інформації порівняно з апіорною, і в цьому випадку $\hat{X}_{m+1} \cong \hat{X}_m$. І навпаки, при великій різниці $Z_{m+1} - \hat{X}_m - \hat{X}_m$ з урахуванням вагового коефіцієнта виникає істотне уточнення оцінки \hat{X}_m , отриманої на попередньому кроці розрахунків.

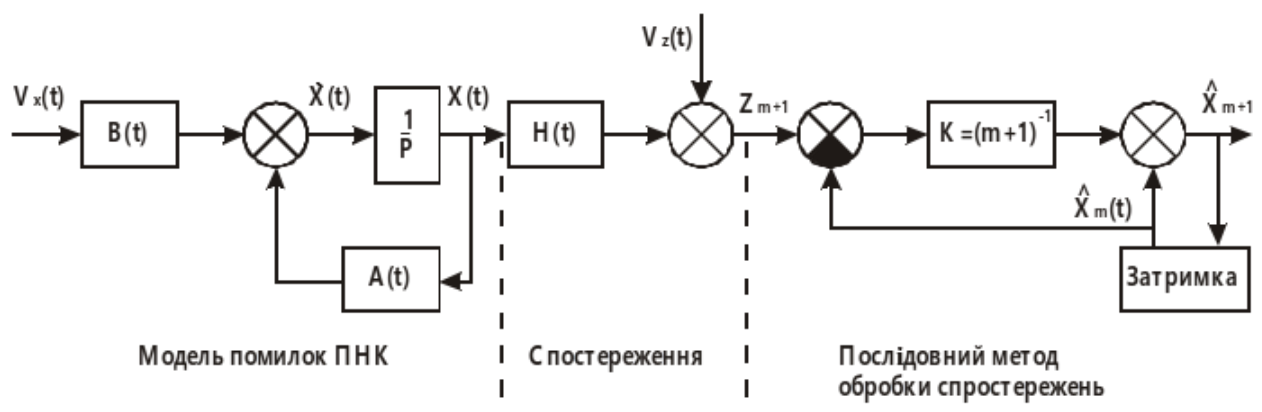



Рис. 3.3.

Але коефіцієнт $K = \frac{1}{m+1}$ отриманий без використання критерія

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

3.3. Алгоритм неперервного оптимального фільтра при обробці інформації

Цей алгоритм неперервного оптимального фільтра (оптимального фільтра Калмана – ОФК) об'єднує рішення двох задач: спостереження та фільтрації. ОФК розглянемо для випадку лінійної системи, описаної системою рівнянь (10). Задача така: знайти такі оцінки \hat{X} , щоб дисперсії помилки оцінювання $\Delta = X - \hat{X}$ були мінімальними. Іншими словами, необхідно забезпечити мінімум суми діагональних елементів матриці

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

В матриці P члени $P_{ii} = \sigma^2_i$ характеризують дисперсії похибок оцінювання збіваючих координат $X_{i,a}$ члени P_{ij} - їх взаємну кореляцію для

динамічної системи (10) оптимальним фільтром, який забезпечує мінімум сліду матриці P , слугує алгоритм який складається з трьох блоків:

1) основного блоку

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

2) блоку обчислення коефіцієнтів корекції

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

3) блоку вирішення рівняння коваріацій

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

Алгоритм забезпечує оцінювання всіх координат вектора X при виконанні умов дослідженості динамічної системи. Його особливість у виборі коефіцієнтів K_{ϕ} . Начальні значення оцінок $\hat{X}(0)$ встановлюються по попередній інформації про координати вектора X . Коваріаційну матрицю поточних помилок оцінювання $P(t)$ необхідно вираховувати неперервно у процесі оцінювання, або раніше, якщо це можливо якому розраховується матриця $P(t)$, необхідно розуміти так, якщо модель динамічної системи ідеально точна, то реальні помилки оцінювання для фільтра, побудованого по вказаним рівнянням, будуть збігатися з коваріаціями $P(t)$ і при цьому вони будуть мінімальні. Оптимальність фільтра буде досягнута тільки у тому випадку, якщо точно описана структура моделі системи і вірно вибрані її параметри A, B, H, R_x, R_z .

При синтезі систем оцінювання зіставленню математичних моделей вимірювачів та досліджуваної системи приділяють особливу увагу.

У рівнянні коваріацій (22) член $AP(t)+P(t)A^T$ характеризує зміну помилок у результаті власного руху системи. Для стійкої системи елементи матриці P зменшуються до нуля, а це визначає $P_{ii} < 0$, що призводить до зменшення помилок, тобто для стійкої системи як $X(t) \rightarrow 0$, так і $\hat{X}(t) \rightarrow 0$ (початкова непевність із часом зменшується).

Множник $P(t)H^T R_z^{-1} H P(t)$ характеризує ефект корекції оцінок від вимірювачів і завжди визначає $P_{ii} < 0$, тобто зменшення помилок.

Множник $BR_x B^T$ характеризує величину непевності (випадку) контрольованого процесу, завжди визначає $P_{ii} < 0$, а отже, і те, що помилки не можуть, бути усунути до нуля.

Рівняння коваріації (22) автономне і не пов'язано з реальними вимірами $Z(t)$, його рішення може бути виконане окремо від основного алгоритму фільтра і навіть заздалегідь. Перед рішенням рівняння коваріацій необхідно оцінити і задати початкові значення $P(0)$ на підставі аналізу точності інформації про координати вектора X і початкових значень $\hat{X}(0)$, що є до вмикання фільтра. На практиці, як правило, обмежуються завданням головної діагоналі $P_{ii} < 0$, тобто початкових дисперсій помилок, вважаючи $P_{ij} = 0, \quad i \neq j$. З часом рішення рівняння коваріацій приходять до встановленого значення $P_{уст}$, при якому виконується рівність

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

Графічна залежність можливої залежності рішення рівняння коваріацій від часу представлений на рис. 2.3.

$R_x > 0$

$R_x = 0$

Задача оцінки параметрів полягає в знаходженні компромісів в фільтрації перешкоди, спектр якої визначений R_Z корисного сигналу, спектр якого визначений як R_X з урахуванням динамічних характеристик процесу, тобто матриці коефіцієнтів системи A .

Якщо система стійка і детермінована, тобто відсутні випадкові обурення ($R_X=0$), то завжди $P_{ii} < 0$ і $\lim_{t \rightarrow \infty} P_{ii} = 0$. Таким чином, із часом помилка оцінювання прямує до нуля. При цьому шуми вимірювачів не будуть впливати на помилку оцінювання, тому що самі вимірювачі відключаються від схеми фільтра при $P=0$, отже, відповідно до рівняння коефіцієнтів корекції $K_\phi=0$. При синтезі фільтрів цей ефект необхідно враховувати і до обурень V_X відносити не тільки реальні фізичні обурення (наприклад вітер), але і всі можливі невідповідності задання моделей процесу і вимірювання керувань.

У рівнянні коефіцієнтів корекції, матриця K_ϕ має вигляд:

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

Елементи цієї матриці K_Y характеризують зв'язок сигналу вимірювача Z_j з оцінкою координати X_i . Матриця спостережень H^T у рівнянні коефіцієнтів корекції визначає той факт, що якщо координата X_i не бере участь у формуванні сигналу Z_j , тому коефіцієнт $K_{ij}=0$. Оскільки між коефіцієнтами $K_{\phi ij}$ і P_{ij} відповідно до рівняння корекції є пряма залежність, це означає, що посилення корекції оцінок відбувається сильніше в тих координатах, у котрих більше гадані помилки оцінювання, а

обернена залежність коефіцієнтів $K_{\phi ij}$ і R_{Zij} (тому що R_Z^{-1}) визначає великі сигнали корекції від більш точних вимірювачів.

Зауважимо, що тому що при обчисленні K_{ϕ} потрібно обчислення оберненої

матриці R_Z^{-1} , то ні для одного з вимірювачів не можна задати $R_{Zij}=0$, а якщо такий

вимірювач є, то потрібно штучно задати малий розмір R_{Zij} .

Як висновок, зобразимо структурну схему алгоритму ОФК, що відповідає наведен-

ним вище рівнянням (рис.2.5).

^
^

$$PH^T R_z^{-1}$$

$$\underline{1}$$

$$P$$

$$X(0)$$

$$X$$

A

$$H$$

$$P = AP + PA^T + R_x - PH^T R_z^{-1} HP$$

$$Z$$

$$Z$$

$$\wedge$$

$$P(0)$$

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Збір та аналіз літературних даних	24.09-02.10 2022	
2.	Написання РОЗДІЛУ 1	03.10-08.10 2022	
3.	Написання РОЗДІЛУ 2	13.10-15.10 2022	
4.	Написання РОЗДІЛУ 3	16.10-28.10 2022	
5.	Написання висновків	29.10-.05.11 2022	
6.	Охорона праці	06.11-12.11 2022	
7.	Охорона навколишнього середовища	13.11-19.11 2022	
8.	Оформлення пояснювальної записки	20.11-23.11 2022	

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Розділ 1–3	Романенко В.Г.		
Охорона праці і безпека у надзвичайних ситуаціях	Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	Бовсуновський Є.О.		

8. Дата видачі завдання: « _____ » _____ 2022 р.

Керівник дипломної роботи

_____ Романенко В.Г.
(підпис керівника)

(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання

_____ Петренко Є.А.
(підпис випускника)

(П.І.Б.)