

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Кафедра _____ **АВІОНІКИ** _____

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

_____ Павлова С.В.

" " _____ 2021 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ "БАКАЛАВР"

Тема: Автоматизована система посадки літака.

Виконав: _____ Калініченко Роман Вікторович

Керівник: _____ Тронько Володимир Дмитрович

Нормоконтролер: _____ Левківський В.В.

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Спеціальність 173 «Авіоніка»

Спеціалізація 173.1 «Комплекси пілотажно-навігаційного обладнання»
(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Павлова С.В.

« ____ » _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Калініченко Романа Вікторовича

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дипломної роботи: Автоматизована система посадки літака.

затверджена наказом ректора від «18» листопада 2020 р. №2310/ст

2. Термін виконання роботи : з 11.01.2021р. по 28.02.2021р.

3. Вхідні дані до роботи: принципи побудови систем безпечної посадки літака,
Алгоритм комплексної обробки інформації

4. Зміст пояснювальної записки: Розробка схеми автоматизованої системи повернення літака на запрограмований аеродром посадки і алгоритму комплексної обробки інформації від інерційної і супутникової систем навігації.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: 1.траєкторія предпосадочного маневру літака в районі аеродрому посадки. 2. структурна схема комплексної навігаційної системи 3. Типова траєкторія заходу на посадку з використанням ГПСС 4. розміщення радіомаяків щодо ВПП і принцип формування траєкторії заходу на посадку

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання

7. Дата видачі завдання: “ _____ ” _____ 202__ р.

Керівник дипломної роботи (проекту) _____
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____
(підпис випускника) (П.І.Б.)

Реферат

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Автоматизована система посадки літака.»

має 77 сторінок, 20 рисунків, 14 використаних джерел інформації.

Ключові слова:

- Посадка
- Інерційна система
- Супутникова система навігації
- Алгоритм комплексної обробки інформації

Об'єкт дослідження: Автоматизована система повернення літака на запрограмований аеродром посадки.

Мета дипломної роботи: Розробка схеми автоматизованої системи повернення літака на запрограмований аеродром посадки і алгоритму комплексної обробки інформації від інерційної і супутникової систем навігації.

Метод досліджень: Конструювання складних систем.

Установлено, що удосконалена автоматизована система повернення літака на запрограмований аеродром посадки значно підвищує ефективність використання літака будь-якого класу.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати на АНТК ім. Антонова.

Висновки

1. Дано огляд принципам побудови систем безпечного взльоту літака.
2. Проведений аналіз існуючих схем побудови систем безпечного взльоту літака.
3. Проведений аналіз існуючих засобів вимірювання швидкості польоту.
4. Дано огляд принципам побудови і аналіз похибок інерціальних навігаційних систем.
5. Показано доцільність використання у схемі безпечного взльоту літака датчика повітряного тиску для вимірювання повітряної швидкості польоту.
6. Проведений розрахунок основних елементів датчика повітряного тиску.

Зміст

Вступ

РОЗДІЛ 1.ТРАЄКТОРІЇ АВТОМАТИЗОВАНОГО ВИХОДУ ЛІТАКА НА ЗАПРОГРАМОВАНИЙ АЕРОДРОМ

- 1.1 Траєкторії польоту ПС в горизонтальній площині
- 1.2 Структурна схема комплексної навігаційної системи
- 1.3 Траєкторія польоту ПС в горизонтальній площині на етапі предпосадочного маневрування з використанням маневру"Коробочка".
- 1.4 Траєкторії польоту ПС у вертикальній площині.

РОЗДІЛ 2.ОСНОВНІ ВИМОГИ ДО ПНК НА ЕТАПІ ПОВЕРНЕННЯ І ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ

- 2.1 Точність вимоги до ПНК
- 2.2 Вимоги до надійності і безпеки.
- 2.3 Ергономічні вимоги
- 2.4 Вимоги до експлуатаційної технологічності ПНК.

РОЗДІЛ 3.Наземного забезпечення РЕЖИМІВ ПНК НА ЕТАПАХ ПЕРЕД посадкової маневрування і ПОСАДКИ

- 3.1 Радіотехнічні системи ближньої навігації
- 3.2 Радіотехнічні системи посадки

РОЗДІЛ 4.СИСТЕМИ НАВІГАЦІЇ, ВХІДНІ У СКЛАД СИСТЕМИ ПОВЕРНЕННЯ НА АЕРОДРОМ ПОСАДКИ

- 4.1. Інерціальні навігаційні системи
- 4.2. Супутникові системи навігації.

РОЗДІЛ 5. ОСНОВНІ АЛГОРИТМИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ У ПІЛОТАЖНОЇ-НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСАХ

- 5.1 Метод найменших квадратів
- 5.2 Метод максимуму правдоподібності

РОЗДІЛ 6. РОЗРОБКА І ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМА ОЦІНКИ КООРДИНАТ ЗА МЕТОДОМ МАКСИМУМУ правдоподібності

Висновки

Література

Вступ

В теперішній час термін «посадка» має в собі наступні етапи польоту: вихід літака в район аеродрому і передпосадкове маневрування, захід на посадку і безпосередньо посадку (вирівнювання, приземлення, пробіг).

Цей етап є найбільш відповідальним і напруженим у польоті. Саме тут згідно світової статистики стається більше третини всіх льотних пригод. Близькість землі і контактування з поверхністю ВПП потребує високої точності управління кутовими і траєкторними параметрами польоту, а завантаженість пілота і членів екіпажу додатковими функціями (зв'язок з наземними службами; випуск-прибирання шасі і закрилків, зміна режимів роботи двигунів; контроль позакабінного простору і т.д.) значно ускладнює ручне управління, особливо на етапі посадки. Тому автоматизація цих режимів значно підвищує безпечність польоту і знижує навантаження на членів екіпажу.

У зв'язку з підвищенням щільності повітряного руху, а також зниженням рівня метрологічних умов виконання польотів і посадки (сучасні ВС повинні виконувати захід на посадку і саму посадку навіть при нульовій видимості) зросли вимоги до інформаційного забезпечення так званих крайових областей польоту.

Повнота, достовірність і висока точність інформації при управлінні на крайових режимах польоту і в умовах скорочення норм вертикального і горизонтального ешелонування досягається шляхом інтеграції пілотажних і навігаційних датчиків в об'єднану інформаційну систему.

Вирішення задачі інтеграції навігаційних систем і автоматизації основних процесів отримання, обробки і використання інформації дозволило на базі БЦВМ і спеціалізованих обчислювачів об'єднати різноманітне навігаційне обладнання і єдиний навігаційний комплекс, який разом з автоматичними системами управління польотом і створює ПНК. ПНК сучасних ПС по

складності і багатофункціональності можна віднести до категорії великих інформаційно-управляючих систем.

У склад навіть найпростіших ПНК входить більше 10 функціонально зв'язаних систем.

Якісними особливостями ПНК слід вважати:

- Комплексування бортових навігаційних систем і засобів, які здійснюються за допомогою БЦОМ;
- Розширення кола задач, які вирішує ВС;
- Можливість використання більш складних алгоритмів вирішення навігаційних задач з ціллю забезпечення більш високою точністю і надійністю навігації;
- Широке дублювання систем, засобів і методів визначення основних пілотажно-навігаційних параметрів.

Навігаційне забезпечення передпосадкового маневрування і заходу на посадку передбачає високоточне визначення параметрів польоту ЛА в системі координат, яка характерна для відповідного датчика первісної навігаційної інформації, здійснення координатних перетворень, виконання комплексної обробки навігаційної інформації.

Проблемі вирішення цих задач і присвячена дана робота.

РОЗДІЛ 1

ТРАЄКТОРІЇ АВТОМАТИЗОВАНОГО ВИХОДУ ЛІТАКА НА ЗАПРОГРАМОВАНИЙ АЕРОДРОМ

1.1 Траєкторії польоту ПС в горизонтальній площині

Завданням етапу передпосадочного маневрування є висновок літака в точку повітряного простору щодо аеродрому посадки з таким розрахунком, щоб літак знаходився на продовженні осі ВПП на встановлених висоті і дальності. В льотній практиці існує поняття "розрахунок посадки", тобто здійснюваний пілотом або екіпажем розрахунок послідовності виконання літаком певних траєкторних маневрів. При наявності на борту літака ПНК автоматизується саме цей розрахунок.

Функціонування ПНК на даному етапі польоту складається з формування траєкторії польоту і стабілізації літака на цій траєкторії. Зазвичай траєкторія всього маршруту польоту програмується так, що включає в себе етап виходу на аеродром посадки, тобто маршрут прокладається з урахуванням повітряних трас і коридорів району аеродрому. Саме в повітряному коридорі літаки знижуються або набирають висоту. Характерні точки повітряних трас і коридорів маркуються окремими приводними радіостанціями, які і використовують при прокладанні маршруту. В районі аеродрому крім того організовуються зони зльоту і посадки, зона кола, зони очікування.

Для важких літаків цивільної авіації широке поширення отримав метод формування траєкторії виходу в зону аеродрому посадки, схожий на метод побудови окремих ортодромії при польоті літака по запрограмованому

маршруті. Особливістю такого алгоритму побудови траєкторії

передпосадочного маневру є те, що літак виводиться з кінцевого пункту в

НАУ 2103-18ПЗ

Змін	Ст.	№ докум	Підпис	Дата			
Виконав					Літера	Сторінка	Сторінок
Перевірів					у	9	10
					Розділ 1		
						9	

точку четвертого розвороту з подальшим виходом на вісь ВПП в зону дії системи інструментальної посадки.

На рис.1.1 наведено один з прикладів побудови траєкторії предпосадочної маневру літака в районі аеродрому посадки.

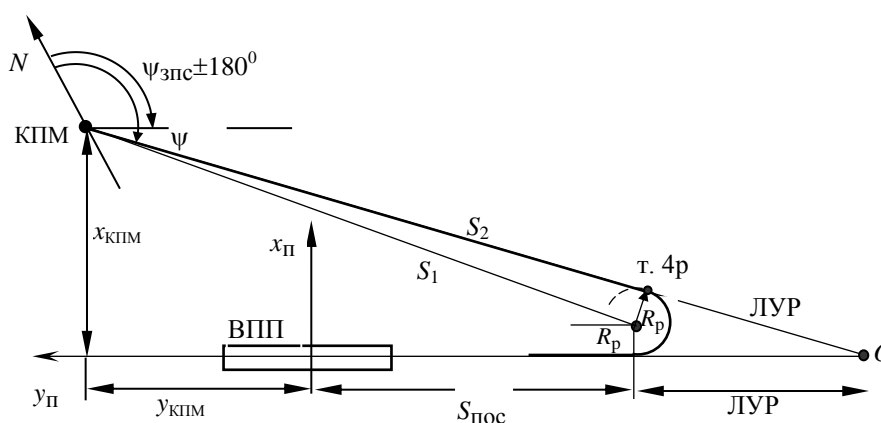


Рис.1.1

Завданням функціонування ПНК в даному режимі є побудова окремої ортодромії (ЛЗШ), яка проходить через КПМ і є дотичною до дуги віражу виходу літака на вісь ВПП з постійним радіусом R_p .

Побудова траєкторії предпосадочного маневру відбувається так. За точку початку етапної-ортодроміческoе системи координат в цьому випадку приймається точка O . За певним алгоритмом здійснюється перерахунок ортодроміческoе координат КПМ в систему, пов'язану з віссю ВПП. Для чого в пам'ять ПНК вводяться географічні координати КПМ, центру ВПП, а також курс ВПП.

Обчислення необхідних параметрів для побудови траєкторії предпосадочного маневру літака в цьому випадку здійснюється за формулами, які очевидні з геометрії рис. 1.1:

$$\begin{aligned}
S_2^2 &= S_1^2 - R_p^2; \\
S_1^2 &= (y_{\text{КПМ}} + S_{\text{Пос}})^2 + (x_{\text{КПМ}} - R_p)^2; \\
\psi &= (\psi_{\text{ВПП}} \pm 180^0) + \arctg \frac{x_{\text{КПМ}} - R_p}{y_{\text{КПМ}} + S_{\text{Пос}}} - \\
&\quad - \arcsin \frac{R_p}{\sqrt{(y_{\text{КПМ}} + S_{\text{Пос}})^2 + (x_{\text{КПМ}} - R_p)^2}}; \\
\text{ЛУР} &= R_p \text{tg} \frac{\psi - \psi_{\text{ВПП}}}{2}
\end{aligned}$$

Отримані параметри визначають ЛЗШ, аналогічно подібним лініях при польоті по маршруту. Стабілізація літака на ЛЗШ здійснюється за допомогою пілотажного комплексу (САУ), в яку надходять сигнали, сформовані навігаційною частиною ПНК.

При досягненні точки лінійного попередження розвороту (ЛУР), яка в цьому випадку є точкою четвертий розворот, починається розворот і виведення літака на вісь ВПП за дугою радіуса R_p .

У разі екстреної зміни аеродрому посадки, наприклад, через погодні умови вихід в район запасного аеродрому може здійснюватися поза повітряними трасами з реалізацією курсового або колійного методу польоту за маршрутом. Розглянемо рішення задачі виведення літака на запасний аеродром посадки в горизонтальній площині за інформацією від навігаційної системи ближньої навігації і посадки типу РСБН.

1.2 Структурна схема комплексної навігаційної системи.

На рис.1.2 приведена структурна схема такої комплексної навігаційної системи. У цьому режимі для проведення навігаційних розрахунків використовується прямокутна система координат OSZ, пов'язаної з аеродромом посадки (рис. 1.3). Початок системи координат збігається з центром ВПП, вісь OS збігається з віссю ВПП і спрямована назустріч курсу посадки, а вісь OZ спрямована перпендикулярно заходу на посадку. направлена перпендикулярно заходу на посадку. На цій осі розташований наземний маяк системи РСБН на віддаленні z_0 від осі ВПП.

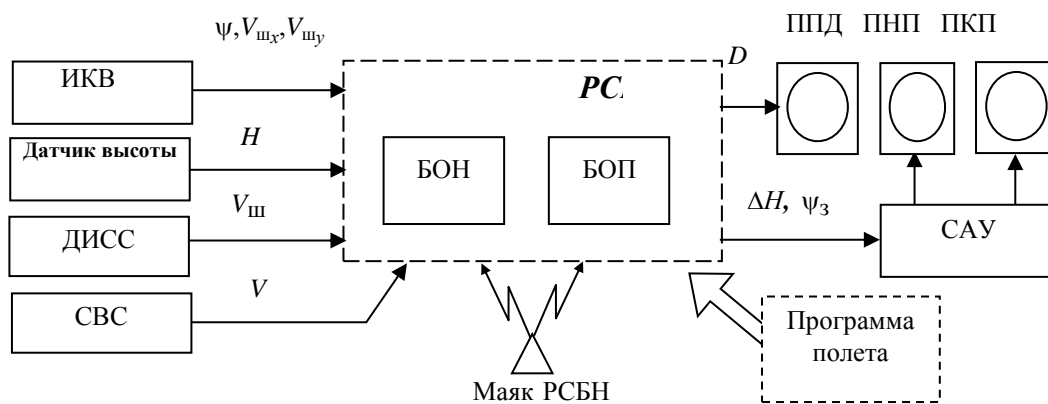


Рис. 1.2

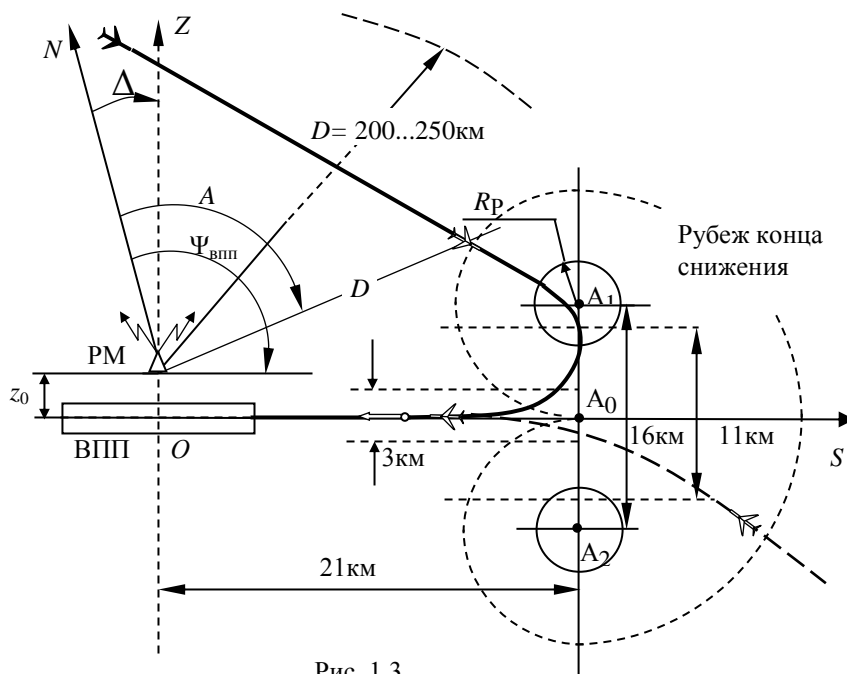


Рис. 1.3

Траекторія виходу на аеродром посадки в загальному випадку включає в себе три етапи.

На першому етапі здійснюється вихід літака в район аеродрому на рубіж, який визначається дальністю $D_p = 200 \dots 250 \text{ км}$ до радіомаяка РСБН аеродрому.

Керування літаком здійснюється так само, як при маршрутному польоті, при

цьому за задану навігаційну точку, на яку здійснюється політ, приймається маяк РСБН запрограмованого аеродрому. Координати ЛА на цьому етапі визначаються ортодромічної системі координат, а керування літаком здійснюється курсовим методом. Для реалізації цього методу управління в блоці обчислювача посадки (БОП) системи РСБН (див. Рис. 1.2.) Здійснюється обчислення заданого ортодромічного курсу і дальності до наземного радіомаяка (рис. 1.4):

$$\psi_3^{\text{орт}} = \arctg \frac{(y_M - y_{\text{ла}}) \cos \frac{x_M}{R_3}}{x_M - x_{\text{ла}}};$$

$$D = \sqrt{(x_M - x_{\text{ла}})^2 + (y_M - y_{\text{ла}})^2 \cos^2 \frac{x_M}{R_3}}$$

де x_M, y_M – ортодромічні координати запрограмованого маяка РСБН аеродрому посадки; $x_{\text{ла}}, y_{\text{ла}}$ – поточні координати місцезнаходження ЛА, що поступають (см. рис. 1.2) із блоку обчислювача навігації (БОН); R_3 – радіус Землі.

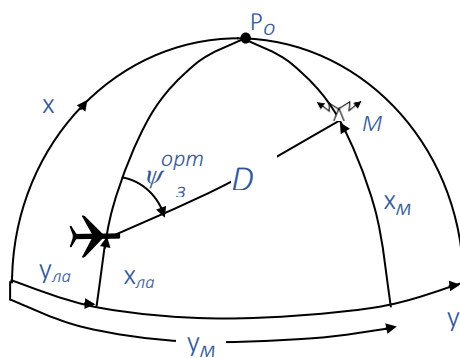


Рис. 1.4

Заданий курс надходить в САУ для автоматичного або напівавтоматичного управління і на ПНП, дальність до маяка - на приладі типу ППД. Особливість даного етапу предпосадочного маневрування така, що параметри виведення в задану точку визначаються незалежно від того, здійснюється чи ні вимірювання азимута та дальності до маяка.

Другий етап починається при вході ЛА в зону дії маяка РСБН на дальності від ВПП 200 ... 250 км. Включення відбувається автоматично при наявності сигналів справності бортового і наземного обладнання системи РСБН.

Траєкторія руху ЛА визначається точками наведення A_1 і A_2 (Точки третього розвороту) та точкою A_0 (точка четвертого розвороту), які розташовані відповідним чином:

точка A_0 ($S_3 = 21$ км, $z_3 = 0$) використовується для наведення ЛА в тому випадку, якщо напрямок польоту до аеродрому не відрізняється від напрямку посадки по абсолютній величині на кут більше 90° . В інших випадках ЛА наводиться в точку A_1 , ($S_3=21$ км, $z_3 = 8$ км) або точку A_2 ($S_3 = 21$ км, $z_3 = -8$ км) (див. мал. 1.3).

Для виведення на ці умовні точки по вимірним азимуту A і похилій дальністю D до радіомаяка в блоці БОП системи РСБН визначається поточний стан літака в прямокутній аеродромній системі координат OSZ

$$\begin{aligned} s &= D \cos(A - \psi_{\text{ВПП}}); \\ z &= z_0 + D \sin(A - \psi_{\text{ВПП}}), \end{aligned} \tag{1.1}$$

де $\psi_{\text{ВПП}}$ -запрограмований істинний курс ВПП даного аеродрому.

Обчислені за формулою (1.1) координати літака використовуються для визначення заданого курсу ЛА і дальності до точки наведення:

$$\begin{aligned} \psi_3 &= \psi_{\text{ВПП}} + \Delta\psi; \\ \Delta\psi &= \arctg \frac{z - z_3}{s - s_3}; \\ D &= \sqrt{(z - z_3)^2 + (s - s_3)^2}. \end{aligned}$$

Заданий істинний курс надходить в САУ для управління, а дальність D використовується в алгоритмах побудови траєкторії маневру в вертикальній площині.

Якщо наведення ЛА здійснювалося в точку A_1 (A_2), то на дальності до неї 4 км, (на дальності, що дорівнює радіусу розвороту ЛА) відбувається зміна точки наведення на A_0 , це забезпечує більш інтенсивний розворот літака на курс посадки. На цьому закінчується другий етап предпосадочної маневру і

починається третій. При вході літака в коридор $\pm 5,5$ км щодо осі ВПП в обчислювачі формується нова точка наведення, яка починає рухатися по осі ВПП зі швидкістю ЛА і має координати $S_3 = S - 2,5$ км, $z_3 = 0$. При цьому літак наблизатиметься до осі ВПП по "кривій погоні". При досягненні бокового відхилення від осі ВПП, рівний $\pm 1,5$ км, закінчується третій етап предпосадочної маневрування і відбувається перемикання на режим заходу на посадку.

Очевидно, що предпосадочної маневр літака в залежності від напрямку виходу після першого етапу на аеродром посадки може не містити другого етапу. На другому і третьому етапах управління літаком здійснюється курсовим методом. Застосування такого алгоритму виходу на аеродром посадки, літак здійснює досить складний маневр, якої складається з декількох розворотів.

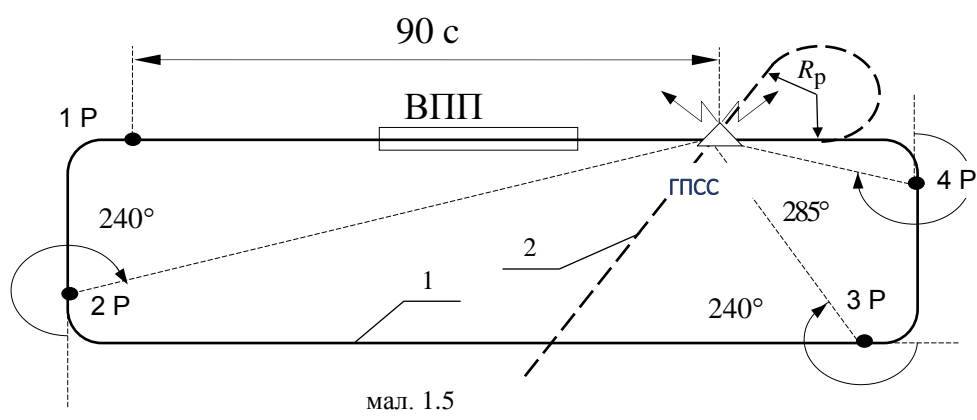
1.3 Траєкторія польоту ПС в горизонтальній площині на етапі предпосадочного маневрування з використанням маневру "Коробочка".

Все траєкторії предпосадочної маневрування, що формуються в обчислювачі навігаційного комплексу, виводять літак з кінцевого пункту маршруту відразу на вісь ВПП для реалізації так званого заходу на посадку "з прямою". Але при заході на посадку "з прямою" пілот може психологічно не бути готовий до посадки, до того ж захід на посадку

"З прямою" вимагає від пілота занадто чіткого пілотування з розрахунком часу випуску шасі і посадкової механізації крила. Тому найбільш поширеним, особливо для важких літаків, стає додатковий етап предпосадочної маневрування "коробочка". При виконанні "коробочки" пілот має можливість здійснити правильний розрахунок на посадку, найкращим чином підготуватися до посадки.

Політ "по коробочці" виконується так (мал. 1.5, траєкторія 1). Після прольоту далекого приводний радіостанції (ГПСС) літак продовжує політ протягом 90 сек. з курсом ВПП, а потім робить перший розворот (1р) на 90° в

правий або лівий бік (права чи ліва "коробочка"). Наступні розвороти на 90° виконуються в точках 2р, 3р, 4р при курсових кутах ГПСС, рівними 240° , 240° і 285° . Після виконання четвертого розвороту літак виходить на посадковий курс в зону дії системи інструментальної посадки і подальше управління проводиться за сигналами цієї системи. Автоматизація управління при польоті "по коробочці" здійснюється курсовим методом, при цьому команди на зміну заданого курсу надходять з ламельним пристроїв системи стеження курсового кута радіостанції пілотажно-навігаційного приладу типу ПНП.



У режимах напівавтоматичної або штурвального виходу в зону кола існує можливість підлаштуватися до траєкторії "коробочки" з будь-якого боку (вписуватися в траєкторію) з подальшим виходом на вісь ВПП.

Резервним Передпосадковим маневром є так званий маневр "коло над радіостанцією" - маневр, що виконується за сигналами далекої приводний радіостанції. Типова траєкторія заходу на посадку з використанням ГПСС (траєкторія 2) показана на рис.1.5.

Така траєкторія реалізується, наприклад, в системах напів-автоматичного заходу на посадку типу «Привід» і «Шлях-4».

Після виходу на ГПСС літак продовжує політ за розрахунковим курсом, який обчислюється з використанням інформації про курс ВПП. Через певний

розрахунковий час виконується розворот з радіусом R_P , внаслідок чого ЛА виходить на вісь ВПП. Надалі для корекції параметрів руху ЛА може бути проведено предпосадочний маневр «коробочка».

На етапі предпосадочного маневрування автоматичне або директорної (напівавтоматичне) управління ЛА реалізується через контур крену курсовим методом по законам управління, які розглядалися в п. 7.1. Заданий крен формується у вигляді:

$$\gamma_3 = \frac{F_{гр}}{K_\gamma} K_\psi (\psi - \psi_3)$$

де ψ_3 - заданий курс, що формується ПНК і залежить від способу і етапу предпосадочного маневру.

1.4 Траєкторії польоту ПС у вертикальній площині.

У вертикальній площині траєкторії предпосадочного маневру (траєкторії зниження) залежать від типу літака. Це пояснюється різними допустимими кутами нахилу траєкторії зниження легких і важких літаків. Основна траєкторія предпосадочного маневру в вертикальній площині для літаків цивільної авіації забезпечується програмуванням профілю польоту в ПНК аналогічно тому, як це здійснюється для маршрутного польоту в горизонтальній площині.

При цьому за задану траєкторію приймається траєкторія з постійним кутом зниження $\theta_{сн}$. Кут зниження розраховується в момент прольоту літаком кінцевого пункту маршруту за формулою:

$$\theta_{сн} = \frac{\arctg(H - h)}{S_{сн}},$$

де H - поточна висота польоту літака; h - задана висота на рубежі закінчення зниження; $S_{сн}$ - сумарна довжина предпосадочного маневрування до рубежу закінчення зниження.

Формування сигналу управління для САУ здійснюється відповідно до співвідношення:

$$\Delta H^{\text{in}\dot{\circ}} = H - h - S_{\text{in}\dot{\circ}} \text{tg}\theta_{\text{in}},$$

де S_{ch} - відстань, що залишилася до точки четвертого розвороту.

Сигнал управління ΔH забезпечує автоматичну стабілізацію літака на траєкторії зниження.

Побудова предпосадочного маневру в вертикальній площині в системі РСБН відбувається за іншим алгоритмом. Комплексна система вирішує завдання автоматизації предпосадочного маневру в вертикальній площині з висоти $H_{\text{кр}} = 10000\text{м} \pm 500\text{ м}$. Якщо фактична висота в момент включення режиму виходу на аеродром посадки більше $H_{\text{кр}}$, то льотчик зобов'язаний знизитися до висоти меншою або рівною $H_{\text{кр}}$, використовуючи штурвальні управління. У обчислювачі РСБН розраховується дальність до кордону закінчення зниження $D_{\text{р.сн}}$ (див. мал. 1.3). Величина $D_{\text{р.сн}}$ розраховується залежно від вибору заданих точок третього (A_1, A_2) або четвертого розворот (A_0).

Для точок A_1 и A_2 :

$$D_{\text{р.сн}} = 8\text{км} + (H - h) \text{ctg}\theta_{\text{сн}},$$

а для точки A_0 :

$$D_{\text{р.сн}} = 16\text{км} + (H - h) \text{ctg}\theta_{\text{сн}}$$

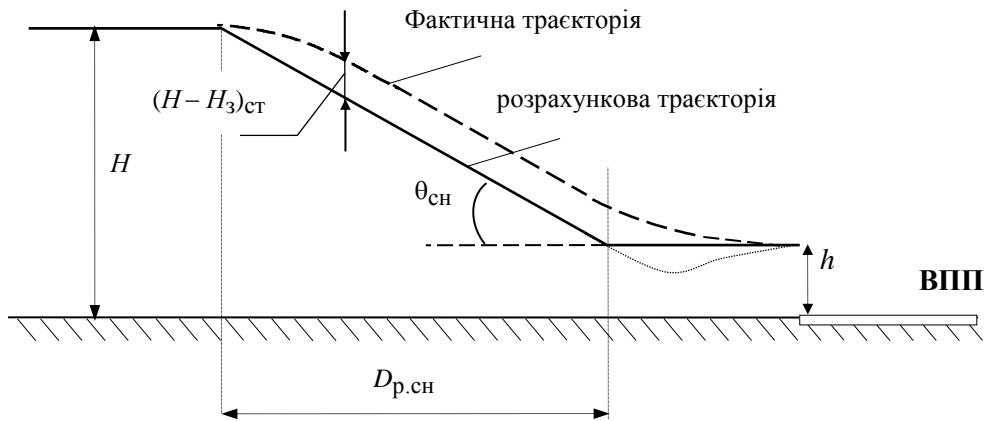
де h - встановлена висота кола, дорівнює 630м; $\theta_{\text{зн}}$ – кут нахилу траєкторії зниження; H - поточна висота польоту літака.

На дальності більшою $D_{\text{р.зн}}$ здійснюється політ в режимі стабілізації барометрической висоти. При досягненні $D_{\text{р.сн}}$ літак починає зниження з постійним кутом нахилу траєкторії $\theta_{\text{сн}}$. При цьому в блоці обчислювача посадки безперервно розраховується поточне значення заданої висоти польоту H_3 , яка використовується для керування літаком на зниження з постійним кутом нахилу траєкторії

$$H_3 = h + D \text{tg}\theta_{\text{сн}}. \quad \text{(формула 1.2)}$$

Цим забезпечується виведення літака на рубіж закінчення зниження на

висоті h (мал.1.6).



мал.1.6

При включенні режиму виходу на аеродром посадки на дальності, меншою $D_{р.сн}$, обчислювач РСБН розраховує потрібний кут нахилу траєкторії $\theta_{сн}^*$, який забезпечує зниження літака до висоти кола на заданому рубежі зниження:

$$\theta_{сн}^* = \arctg \frac{H - h}{D - D_{р.сн}}.$$

У разі, якщо $\theta_{сн}^*$ перевищує максимально допустиме значення кута нахилу траєкторії для даного типу літака, то відбувається переміщення точок А (A_1 і A_2) від ВПП на відстань, що забезпечує зниження ЛА з допустимим кутом нахилу траєкторії і вихід літака на посадкову пряму.

Для автоматичної реалізації такого профілю предпосадочної маневру в САУ використовується режим стабілізації заданої барометричної висоти польоту. Під час зниження по програмній траєкторії задане значення висоти польоті обчислюється за формулою (1.2).

Певні проблеми при реалізації такої траєкторії зниження виникають у зв'язку з осіданням літака на етапі вирівнювання при виході на висоту кола З метою виключення просідання доцільно здійснювати зниження літака по

траєкторії, яка лежить вище розрахованої (див. мал. 1.6) шляхом створення помилки стабілізації заданої висоти. Якщо управління заданої висотою реалізується через контур тангажу, наприклад, з ізодромного зворотним зв'язком в сервоприводи, то перетворити цей контур в статичний можна шляхом вилучення ізодромного ланки з кола сигналу кута тангажу з одночасним підключенням до кола формування заданого кута тангажу \square з сигналу кута тангажу горизонтального польоту $\vartheta_{г.п} = 4 \pm 2^0$

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_\vartheta (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z,$$

де $\vartheta_3 = \vartheta_{г.п} - \frac{K_H}{K_\vartheta} (H - H_3)$.

Стала позитивна помилка відпрацювання $(H - H_3)_{ст}$ створюється сигналом $\vartheta_{г.п}$, який намагається вивести літак у горизонтальний політ. При $\vartheta_{г.п} = (3 \dots 4)^\circ$ середнє перевищення заданої висоти становить приблизно 100...150 м, тому на етапі виходу на висоту кола літак плавно без перерегулювання переходить в горизонтальний політ.

РОЗДІЛ 2

ОСНОВНІ ВИМОГИ ДО ПНК НА ЕТАПІ ПОВЕРНЕННЯ І ЗАХІ ПОСАДКУ

2.1 Точність вимоги до ПНК

Вектор пілотажно-навігаційних параметрів, визначається за допомогою **ПНК** – $X_{\text{ПНК}}$, включає в себе величини, що характеризують стан і рух центру мас літального апарату, а також його положення і рух щодо центру мас.

Точність роботи ПНК характеризується відхиленням поточних значень пілотажно-навігаційних параметрів від їх заданих значень. Кількісною характеристикою цих відхилень є $\Delta X_{\text{ПНК}}$ – вектор похибок, рівний

$$\Delta X_{\text{ПНК}} = X_{\text{ПНК}} - X_{\text{ПНК}}^{\text{зад}}$$

де $X_{\text{ПНК}}^{\text{зад}}$ – вектор заданих значень пілотажно-навігаційних параметрів польоту ЛА.

Допустимі значення складових вектора похибок задаються в ОТТ у вигляді середньоквадратических, подвоєних середньоквадратических або гранично допустимих похибок. За останні зазвичай приймають потроєною значення середньоквадратичних похибок.

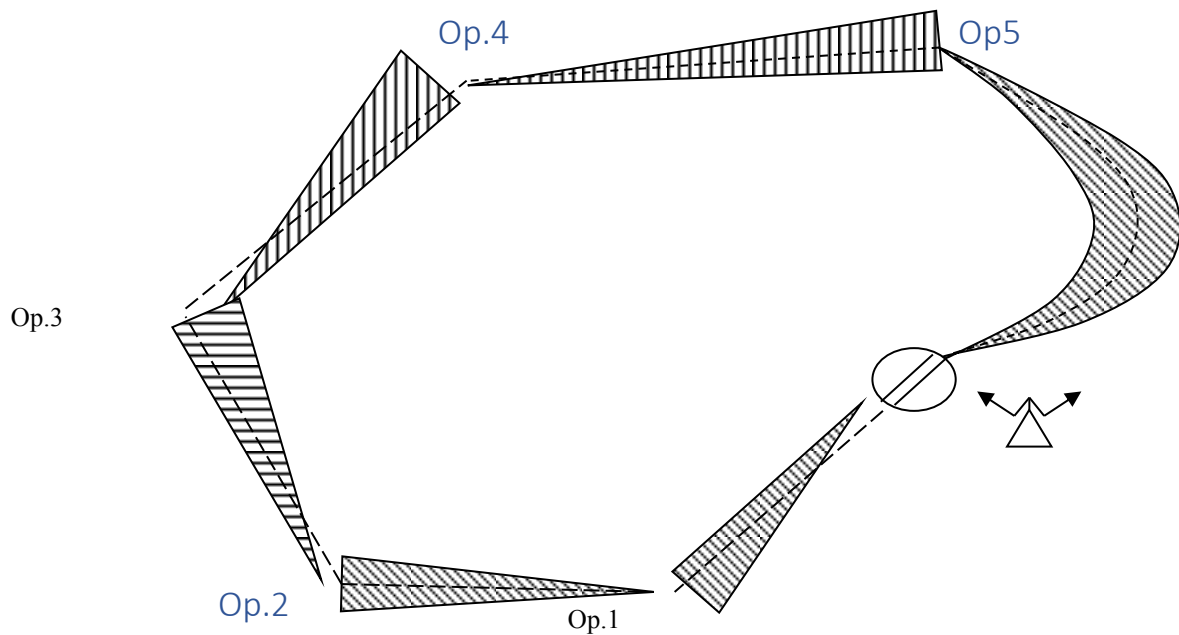
Розмірність вектора похибок ПНК багато в чому визначається типом і призначенням літального апарату, на якому він встановлюється. Нижче наведено вимоги до основних складових цього вектора з урахуванням можливості успішного вирішення авіаційним комплексом навігаційно-пілотажних завдань.

Головним завданням навігації є визначення горизонтальних координат місця розташування літального апарату. При цьому основним методом їх визначення є

числення шляху в інерціальному, інерціально-доплерівському					<i>НАУ 2103 18ПЗ</i>		
Змін	Ст.	№ докум	Підпис	Дата			
Виконав					Літера	Сторінка	Сторінок
Перевірів					у	20	7
					21		
Розділ 2							

курсо-доплеровському або курсо-аерометричному режимах з корекцією на окремих-них ділянках маршруту. У режимі числення шляху похибки наростають з часом. І хоча закони зростання середньоквадратических похибок і їх чотирьох режимах різноманітні, для всіх режимів числення шляху вимоги у вигляді $\sigma_{\Delta Z}$ ($\sigma_{\Delta X}$) за певний інтервал часу.

Приклад вимог до точності навігації в різних режимах числення шляху наведено в таблиці 1.1.



мал. 1.1

Таблиця 1.1

Режим числення шляху	Вимоги до точності
інерційних	$\sigma_{\Delta Z} \leq 5$ км за 1 час
Інерціально-доплеровській	$\sigma_{\Delta Z} \leq 3$ км за 1 час
Курс-доплеровській	$\sigma_{\Delta Z} \leq 3$ км за 20 мин
Курсоаерометричний	$\sigma_{\Delta Z} \leq 10$ км за 20 мин

Накопичені за час числення шляху похибки на інтервалі корекції списуються до рівня, обумовленого точністю корекції. Остання залежить від системи, алгоритму, і часу корекції, від режиму роботи засобу корекції та інших факторів. Приклади вимог до точності корекції наведені в таблиці 1.2.

Вимоги в таблиці 1.2 супроводжуються зазначенням часу корекції. Це пов'язано з тим, що при оптимальних алгоритмах корекції точність корекції істотно залежить від часу, так як зі збільшенням часу корекції збільшується накопичення інформації та усереднення знакозмінних похибок. Характер зміни похибок навігації при обчисленні шляху і епізодичній корекції пояснюється мал. 1.1.

Похибки списуються на інтервалах корекції з точністю, яка визначається засобом корекції і умовами його роботи і плавно ростуть між цими інтервалами. На мал. 1.1 ці помилки зображені у вигляді заштрихованих секторів. Інтервали корекції обираються при штурманської підготовки до польоту з урахуванням багатьох факторів, таких, як наявність радіонавігаційних полів, можливість радіопротидії радіотехнічним і радіолокаційним засобам корекції, характер географічних навігаційних полів для кореляційно-екстремальних навігаційних систем, наявність орієнтирів для візирних і радіолокаційних засобів корекції. Інтервал корекції залежить від необхідної точності навігації на кожному черговому етапі польоту.

Очевидно, що чим вище точність числення шляху, тим рідше корекція, вище завадозахищеність і надійність навігації, тим простіше штурманської підготовка польоту. З подібних міркувань і з урахуванням технічних можливостей формуються тактико-технічні вимоги до точності обчислення координат в автономному режимі, типу зазначених в таблиці 1.1. польоту. Нормованими показниками точності витримування заданої траєкторії для двомірної і тривимірної навігації є горизонтальне ешелонування і витримування висоти заданого ешелону.

Таблиця 1.2

Корегувальна система	умови корекції	час корекції	точність корекції
РСБН	пряма видимість	практично миттєво	≤ 0.2 км
		100 с	$\leq 0,1$ км
РСДН	Зона дії наземних радіомаяків	практично миттєво	$\leq 2...3$ км
		100 с	$\leq 1...2$ км
Оптичні, електронно-оптичні візери	Дальність до орієнтиру 10 км	Практически миттєво	≤ 0.2 км
		10 с	$\leq 0,15$ км
РЛС	Дальність до орієнтиру 50 км	Практически миттєво	≤ 1 км
		30 с	$\leq 0,5$ км
КЭНС (по полю рельєфа)	Среднепересічена (горбиста місцевість)	100 с	$\leq 0,15$ км
КЭНС (по аномальному полю Землі)	Висота польоту 15 км	300 с	$\leq 0,1$ км
Супутникові системи навігації	У перспективі без обмежень		$\leq 0,1$ км

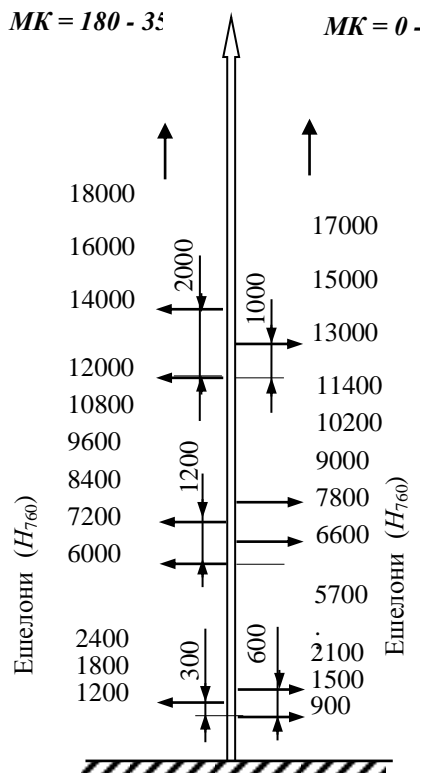
Крім визначення координат місця розташування літального апарату завданням ПНК є забезпечення точного літаководіння і зокрема витримування ВС заданої траєкторії.

Розрізняють два види горизонтального ешелонування- поздовжнє і бічне. Поздовжнє ешелонування виконується так, щоб відстань між ЛА уздовж лінії шляху або часовий інтервал прольоту пунктів обов'язкового повідомлення на одному ешелоні ніколи не були менш затверджених величин. Поздовжнє ешелонування забезпечується витримуванням швидкості польоту або виконанням екіпажами вимог диспетчера пролітати призначений пункт обов'язкового повідомлення в заданий час.

При наявності радіолокаційного контролю норми поздовжнього ешелонування становлять величину 30 км на трасах, 20 км в районі аеродрому. При відсутності радіолокаційного контролю норма поздовжнього ешелонування, виміряна в часі, встановлена на трасах 10 хв при польотах по одному маршруту.

Бокове відхилення - найкоротша відстань точки, яка відповідає положенню центру мас літального апарату, до заданої лінії шляху встановлюється для повітряних суден усіх відомств рівним 10 км (по 5 км в кожную сторону від осі повітряної траси). Це також враховується при визначенні точних вимог до автономних засобів навігації та способів корекції. Похибки з висоти в маршрутних польотах визначають (з урахуванням додаткових факторів, зокрема, помилок пілотування) ешелони висот. Вертикальні ешелони розподіляються залежно від географічного напрямку польоту (від магнітного (от магнитного курса (МК)) – $МК = 0...179^\circ$ і $МК = 180...359^\circ$). Схема ешелонування приведена на мал. 1.2. Інтервали з висот між зустрічними маршрутами на малих і середніх висотах (до 6000 м) становлять 300 м, а між попутними - 600 м. На висотах до 12000 м ці інтервали збільшуються удвічі. Інтервали на висотах понад 12000 м складають 1000 м між зустрічними маршрутами і 2000 м - між попутними.

Ешелони відраховуються від умовного рівня, відповідного середньостатистичному рівню Балтійського моря. Висота заданого ешелону



мал. 1.2

вимірюється як барометрична висота. Нуль шкали вимірювача барометрической висоти встановлюється на тиск 760 мм рт. ст.

При визначенні мінімальної висоти ешелону необхідно враховувати рельєф місцевості. Безпечна справжня висота польоту, встановлюється виходячи з досвіду виконання польотів в різних умовах і залежить від рельєфу місцевості. Нижній безпечний ешелон визначається округленням безпечної істинної висоти польоту до найближчого верхнього ешелону. Смуга обліку перевищень рельєфу місцевості і штучних перешкод при розрахунку нижнього ешелону і безпечної висоти приймається в межах ширини повітряної траси.

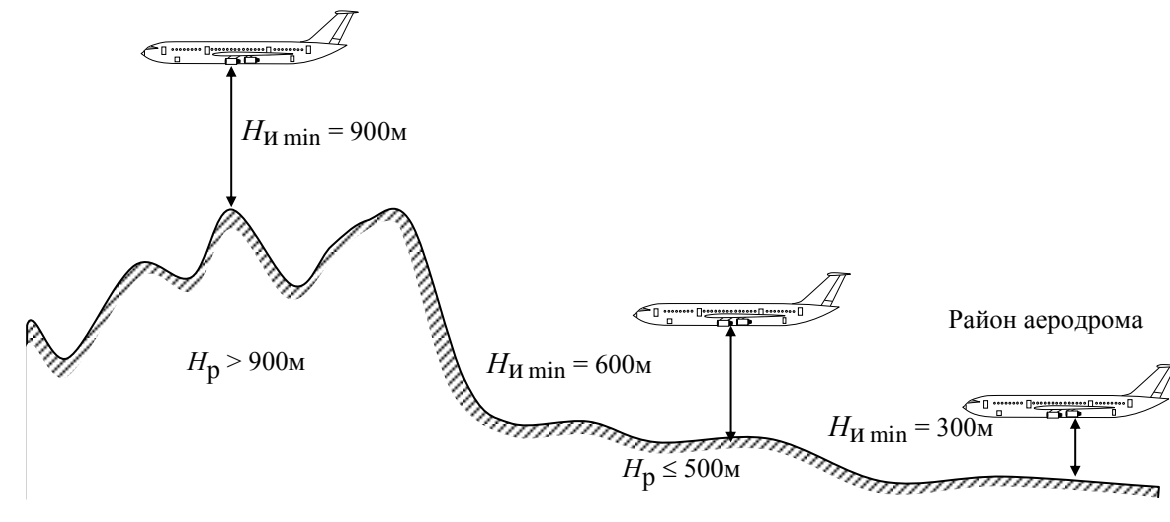


Рис. 1.3

Вибір мінімальної істинної висоти польоту $H_{И \min}$ залежно від висоти рельєфу H_p пояснюється мал. 1.3

2.2 Вимоги до надійності і безпеки.

Вихід за межі призначеного коридору або ешелону польоту є навігаційною подією, що пов'язано з різким збільшенням можливості аварії або катастрофи. Надійність навігації залежить не тільки від бортового, але і від наземного обладнання, а також від системи управління повітряним рухом. Однак вирішальну роль відіграє бортове обладнання.

Надійність навігації визначається точністю і надійністю роботи ПНК. При цьому, вимоги до точності встановлюються такими, щоб можливість навігаційних подій завдяки природних викидів випадкових процесів була б мінімальною. Однак відмова навіть самого точного ПНК може привести до навігаційної аварії. Тому до його надійності пред'являються підвищені вимоги. Висока надійність отримання достовірної пілотажно - навігаційної інформації забезпечується за рахунок функціональної надмірності і розвинутого контролю ПНК. Так в сучасних пілотажно-навігаційних комплексах працездатність в

режимі числення шляху, як правило, зберігається, принаймні, при двох отказах. Многократное резервування передбачається і при роботі ПНК в режимі «корекція координат».

Все це враховується в ТТЗ до надійності і безпеки навігації. Враховується також і наявності такої системи контролю яка забезпечує надійне виявлення зіпсованої підсистеми й автоматичне її вимикає або сигналізує про відмову.

2.3 Ергономічні вимоги.

Одним з основних ергономічних вимог до ПНК є простота управління всіма його режимами роботи в поєднанні зі зручністю відображення пілотажно-навігаційної інформації. Детально ці питання будуть розглянуті при викладанні принципів побудови систем відображення інформації.

Ергономічні вимоги передбачають оптимальне поєднання автоматичного, директорної і ручного керування літальним апаратом. При розробці таких вимог до ПНК доцільно виходити з максимальної ступенем автоматизації, зберігання за людиною верхнього рівня управління, використання ручного управління як і резервного, якщо це можливо, виняток ситуацій, коли льотчик грає роль пасивного спостерігача.

2.4 Вимоги до експлуатаційної технологічності ПНК.

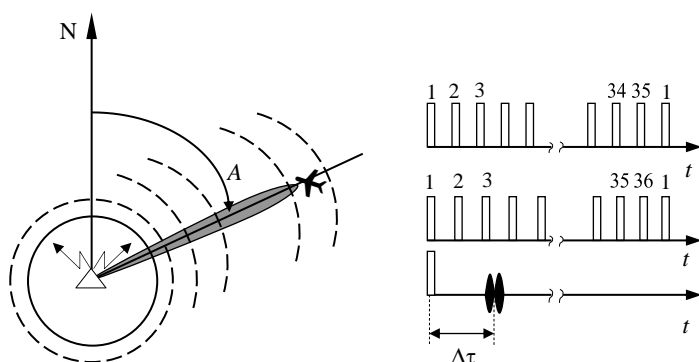
Більшість систем і пристроїв, які входять до складу ПНК, для досягнення своїх максимально можливих точностей вимагають проведення тарувальних робіт, юстирування, виставки, метрологічного забезпечення, пов'язаних зі значними тимчасовими витратами. Тим часом про ефективність ПНК можна говорити лише в разі, забезпечення малої тривалості всіх видів підготовок, виконання умов зручного застосування ПНК в польоті, а також при досить високій експлуатаційної технологічності. Одним з важливих експлуатаційних вимог до ПНК є зручність і порівняно малий час виставки інерційних систем. У перспективі виставка ІНС в азимуту може проводитися як за рахунок гірокомпасірованія, так і за рахунок орієнтирів (в тому числі на етапах повернення на запрограмований аеродром і при заході на посадку).

РОЗДІЛ 3

Наземного забезпечення РЕЖИМІВ ПНК НА ЕТАПАХ ПЕРЕД посадкової маневрування і ПОСАДКИ

3.1 Радіотехнічні системи ближньої навігації

Радіотехнічні системи ближньої навігації є комбіновані кутомірно-дальномірні



мал. 3.1

системи, що складаються з наземної і бортовий підсистем. Вони забезпечують одночасне вимірювання пеленга (азимута) і похилій дальності літального апарата щодо радіонавігаційної точки. Це дозволяє одночасно отримати дві лінії положення - лінію рівних пеленгів літака і лінію рівних відстаней до радіонавігаційної точки і таким чином визначити місце розташування літака в полярній системі координат. РСБН складаються з наземного кутомірно-далекомірного радіомаяка і бортової апаратури і забезпечують безпосередній завмер на борту літального апарату пеленга і похилій дальності літака щодо місця розташування радіомаяка. Відповідно до рекомендацій ІКАО в районах підвищеної щільності повітряного руху або руху з обмеженою видимістю, тобто там, де виникає необхідність в наземних засобах ближньої радіонавігації,

за стандартом повинен бути	розташований всенаправлений	<i>НАУ 2103 І8ПЗ</i>	
Змінується	короткохвильовий (УХВ) радіомаяк	доповнений радіодалекомером.	Таке
Виконав			Літера
Перевірів			Сторінка
			Сторінок
			у
			29
			7
			29
			Розділ 3

поєднання всеспрямованого радіомаяка і радіодалекомера становить основу більшості радіосистем ближньої навігації, як в СНД, так і за кордоном: це вітчизняна система типу РСБН і зарубіжні *VOR / DME* і *TAKAN*. Система *V DME* формується з двох радіомаяків - кутомірного *VOR* і далекомірного *DME*, які також можуть експлуатуватися як самостійні засоби навігації.

Полярні координати, вимірювані за допомогою РСБН, відображаються на цифрових або стрелочно-цифрових індикаторах.

Вимірювання похилій дальності проводиться за принципом "запит-відповідь".

Дальність визначається сумарним часом проходження сигналу запиту з літака на землю і відповідного сигналу з землі на літак. Вимірюваний часовий інтервал перетворюється або в інформацію приладів типу ППД, які показують дальність до радіомаяка, або використовується в алгоритмах корекції обчислених координат місця розташування літака.

Імпульс запиту дальності формується на борту літака з частотою 30 Гц, яка визначає дискретність отримання інформації про дальності з періодом $\tau \cong 0,03$ с. Відповідний імпульс формується каналом дальності радіомаяка, який одночасно може працювати з 100 літаками.

Азимут літака визначається методом вимірювання часу затримки між опорним імпульсом і імпульсом відліку азимута, який формується маяком і приймається на борту літака. Радіомаяк має дві антенні системи, одна з яких забезпечує кругову (всеспрямовану) діаграму випромінювання (мал. 3.1), а інша (азимутальна) формує вузький, двопелюстковий промінь, який обертається по азимуту з фіксованою швидкістю $n = 100$ об / хв.

На осі азимутальної антени розташовані магнітоелектричні датчики опорних сигналів, які формують імпульси через кожні 10° і $10,25^\circ$ повороту антени (відповідно 36 і 35 імпульсів за один оборот). Ці імпульси випромінюються всенаправленою антеною маяка і приймаються бортовим приймачем. Совпаденіє імпульсів "35" і "36" відбувається тільки один раз за

повний оборот антени в той момент, коли вимірювальна вісь обертового радіолуча спрямована точно на північ. У цей момент на борту літака формується імпульс початку відліку азимута (опорний імпульс 1 на мал.3.1). Через час Δt після утворення опорного імпульсу на вхід приймача ЛА надходить сигнал, від обертової азимутальної антени, і тим самим формується імпульс відліку азимута. Часовий інтервал між опорним імпульсом і імпульсом відліку азимута характеризує азимут літака. Його безпосереднє вимірювання бортовий схемою здійснюється шляхом підрахунку кількості імпульсів "36" за період Δt і виміром часу між останнім з цих імпульсів і імпульсом відліку азимута. Період дискретності отримання інформації $\tau_n = 0,6$ с. Уточнення інформації здійснюється з часовими інтервалами між останнім з імпульсів "35" і імпульсом відліку азимута.

Принцип дії радіомаяка *VOR* заснований на фазовому методі вимірювання азимута. Антена, що обертається маяка випромінює в простір сигнал передавача з діаграмою спрямованості у вигляді кардіоїда. У телефоні через обертання антени цей сигнал виявляється модульованим по амплітуді синусоїдальним законом частотою 30 Гц. Друга частина сигналу передавача модулюється по амплітуді сигналом з оптико-механічного датчика антени, що обертається на частоті 9960 Гц і випромінюється в простір нерухомою антеною.

Фазировки опорного і азимутального сигналу здійснюється таким чином, що різниця фаз дорівнює нулю, якщо ЛА знаходиться точно на північному напрямку. На інших напрямках азимут маяка визначається по різниці фаз.

За допомогою РСБН вирішується широке коло навігаційних завдань. Виміряні азимут літака і дальність до радіомаяка дозволяють визначити координати місцезнаходження ЛА. Знання поточних координат літака дозволяє вести контроль шляху, здійснювати корекцію обчислених координат, виконувати політ по заданому маршруту, виводити ЛА в задану точку, визначати ряд навігаційних елементів польоту, інше. У ряді випадків кожен з виміряних навігаційних параметрів може використовуватися самостійно.

Все кутомірно-дальномірні системи працюють в УКХ діапазоні, і тому дальність дії не може перевищувати дальності радіовидимості ДРВ, хоча за своїм енергетичного потенціалу деякі з них здатні забезпечувати дальності значно перевищують ДРВ. Для збільшення дальності РСБН необхідно збільшити висоту польоту ЛА.

Зауважимо, що важливою характеристикою РСБН поруч з дальністю дії і точностних характеристик є пропускна здатність. Оскільки дальномерний канал РСБН працює за принципом "запит-відповідь", то пропускна здатність РСБН завжди обмежена і для існуючих систем становить 30 ... 100 літаків.

Азимутальний канал РСБН обмежень не має.

Як було зазначено вище, радіотехнічні системи ближньої навігації складаються з наземних і бортових підсистем. До складу наземних радіотехнічних систем входять:

- наземна апаратура РСБН, що представляє собою всенаправлений азимутально-далекомірний радіомаяк з пунктом управління;
- рухлива радіомаякочна група, до складу якої входять курсової радіомаяк, глісадних радіомаяк і посадковий ретранслятор дальності.

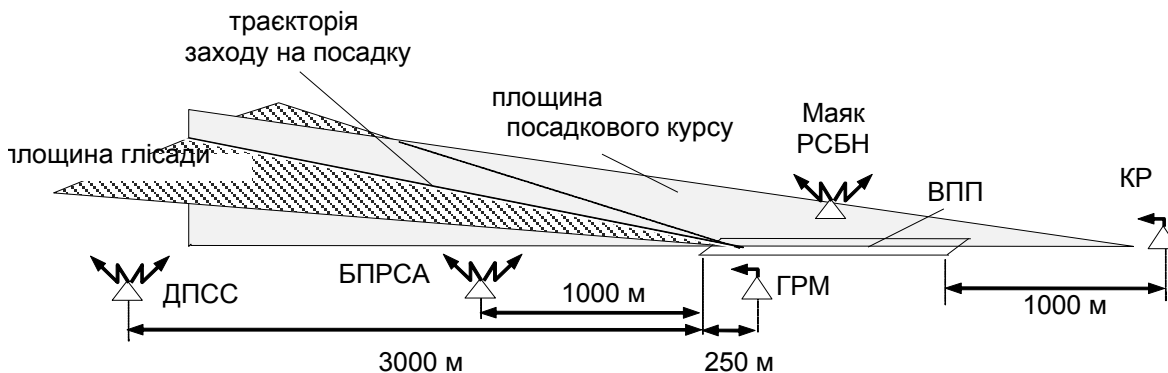
Самолетная частина РСБН складається з трьох функціонально самостійних підсистем:

- вимірювальних каналів азимута і дальності;
- аналогового обчислювального пристрою, що містить блоки обчислення навігації (БВН) і посадки (УВП);
- вимірювальних каналів відхилень від курсової зони і глісади посадки;

Система РСБН може налаштовуватися як для режиму навігації, так і для режиму посадки за допомогою спеціальних програм, що відповідають конкретному польотним завданням. Але в цивільній авіації України та країн СНД основними системами посадки є системи посадки метрового діапазону, в яких застосовуються принципи, реалізовані в міжнародній системі посадки ILS.

3.2 Радіотехнічні системи посадки

В даний час в цивільній авіації України основними системами посадки (СП) є системи посадки типу СП-50, СП-70 і СП-75.



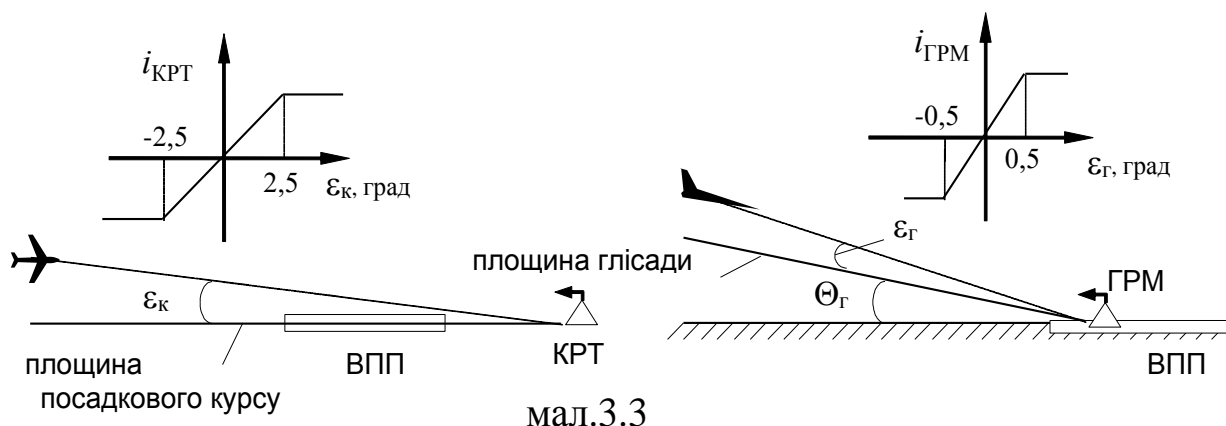
мал.3.2

До складу СП входять курсової, глісадних і маркерні радіомаяки. Траєкторія заходу на посадку формується рівносигнальними зонами курсового (КРМ) і глісадних (ГРМ) радіомаяків, перетин яких стає траєкторією заходу на посадку. На мал. 3.2 показано розміщення радіомаяків щодо ВПП і принцип формування траєкторії заходу на посадку.

Антену курсового радіомаяка, який складається з генератора несучої частоти, модуляторів 90 і 150 Гц, розподільного пристрою і пристрою фазування, формує двохпелюсткову діаграму спрямованості, яка перетинається в площині посадкового курсу (рис. 3.2) - вертикальній площині, що збігається з початком осі ВПП. В одному пелюстка несуча частота промодельовується частотою 150 Гц, а в іншому - 90 Гц. У площині посадкового курсу (рівносигнальної зони курсового радіомаяка) глибина модуляції обох пелюсток однакова, а при відхиленні від лінії курсу (осі ВПП) переважає та чи інша частота в залежності від напрямку відхилення літака. Курсовий радіоприймач, встановлений на борту літака, виділяє частоти модуляції 90 Гц і 150 Гц і порівнює глибину модуляції обох сигналів. Різниця глибини модуляції несе в собі інформацію про величину ϵ_k - відхилення літака від рівносигнальної зони курсового радіомаяка.

Антенна гліссадного радіомаяка також формує двухпелюсткову діаграму. У верхньому пелюстку переважає модуляція 90 Гц, а в нижньому - 150 Гц. На рівносигнальному напрямку, яка формує площину глісади планування літака, глибина модуляції обох сигналів однакова. Площина глісади планування перпендикулярна площині посадкового курсу і нахилена до горизонту на кут $\Theta_r = 2^\circ 40' \dots 3^\circ$. Глісадні радіоприймач бортової апаратури виділяє напруги різних частот, порівнює їх і за різницею глибин модуляції, визначає величину ϵ_r – відхилення літака від глісади.

На рис.3.3 показані статичні характеристики курсового і глісадних радіоприймачів і основні навігаційні параметри, які використовуються для



мал.3.3

побудови контурів управління заходом на посадку.

Своєрідністю контурів управління є те, що для управління використовуються не лінійні відхилення від траєкторії, а кутові

(ϵ_r – кутове відхилення центру мас літака від площини глісади,

ϵ_K – кутове відхилення центру мас літака від площини посадкового курсу).

Природно, що антенна глісадних радіомаяка має більш вузькі пелюстки діаграм спрямованості і, відповідно, більш вузьку рівносигнальну зону.

Дальня приводна радіостанція (ГПСС) і ближня приводна радіостанція (БПРСА) випромінюють спеціальні кодовані сигнали. За цим сигналам пілот визначає відстань до ВПП і, використовуючи висотомір, ще раз переконується в правильності руху літака по гліссаде.

Системи посадки метрового діапазону мають ряд суттєвих недоліків. Зокрема, лінія курсу і глісади схильна до сильного впливу рельєфу земної поверхні і навколишніх місцевих предметів, дуже чутлива до налаштування апаратури і вимагає періодичних льотних випробувань. Крім того, з їх допомогою можна забезпечити оптимальні траєкторії посадки для літаків різних типів. Тому в практику польотів цивільної авіації інтенсивно впроваджуються мікрохвильові системи посадки MLS, для якої ІКАО рекомендує використовувати діапазон частот 5 ГГц. Існують два принципи роботи MLS: зі скануванням діаграм спрямованості і з використанням доплерівського зсуву частоти.

Принцип дії MLS зі скануванням діаграм спрямованості ілюструється мал. 3.3, а. Антенна решітка MLS має вузький промінь, який сканує в межах заданого сектора α зі строго певною швидкістю. Кутове відхилення центру мас літака від площини посадкового курсу обчислюється за формулою

$$\varepsilon_k = k(t - T_0),$$

де k - коефіцієнт ($k = \theta/T_{ск}$, здесь $T_{ск}$ – час сканування); t - час між опроміненням літака в моменти прямого і зворотного ходу променя; T_0 – опорна час, який визначає положення площини посадкового курсу ($T_0 = 0,5 T_{ск}$).

Доплеровский MLS використовують лінійні антенні решітки з джерелами випромінювання, комутованого за рахунок чого імітується рух джерела уздовж апертури (мал. 3.3 б). Залежність доплерівського зсуву частоти від напрямку на літак ε_k визначається за формулою

$$f = \frac{V}{\lambda} \sin \varepsilon_k$$

де V - швидкість руху випромінювача, λ – довжина хвилі випромінюваного сигналу.

Доплеровский MLS дозволяють практично виключити вплив місцевих предметів і переизлучение від Землі.

Мікрохвильові системи посадки мають підвищену точність і сумісні з іншими системами, дозволяють формувати траєкторії заходу на посадку, оптимальні для літаків різних типів.

РОЗДІЛ 4

СИСТЕМИ НАВІГАЦІЇ, ВХІДНІ У СКЛАД СИСТЕМИ ПОВЕРНЕННЯ НА АЕРОДРОМ ПОСАДКИ

Бурхливий розвиток цифрових обчислювальних пристроїв, їх реалізація на базі елементів мікроелектроніки дозволили розпочати широке впровадження цифрових обчислювачів на борт ЛА.

На відміну від обчислювальних пристроїв аналогового типу бортові цифрові обчислювальні пристрої (БЦВМ) мають цілий ряд переваг, ось чому їх використання в складі ПНК стає переважаючим. Перевагою БЦВМ при їх застосуванні в складі ПНК стають:

- дозвіл не тільки математичних, а й логічних задач, що дозволяє в більш повній мірі автоматизувати процес літаководіння;

- можливість отримання високої точності рішення задач навігації і управління.

Точність рішення обумовлена розрядністю БЦВМ і похибками вихідної інформації, використовуваної для вирішення відповідного завдання;

- можливість використання для вирішення основних завдань комплексу сучасних методів оптимального управління, ідентифікації та оцінки;

- значна гнучкість при зміні завдань, що вирішуються комплексом, оскільки зміна складу і кількості вирішуваних завдань здійснюється тільки перебудовою програми і не вимагає внесення конструктивних змін в БЦВМ;

- забезпечення можливості виконання глибокого автоматизованого контролю окремих систем комплексу і комплексу в цілому як в процесі наземної підготовки, так і в польоті

У процесі вирішення завдань ПНК БЦВМ забезпечує:

- перетворення пілотажно-навігаційної інформації, що надходить від датчиків і

					<i>НАУ 2103 18ПЗ</i>			
<i>Змін</i>	<i>Ст.</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Виконав</i>					<i>Розділ 4</i>	<i>Літера</i>	<i>Сторінка</i>	<i>Сторінок</i>
<i>Перевірів</i>						у	37	13

- систем, до виду зручному для її обробки в обчислювальному пристрої;
- обробку вихідної інформації з метою підвищення її точності і отримання додаткової інформації про пілотажно-навігаційних параметрах польоту, які безпосередньо не вимірюються датчиками;
 - управління роботою датчиків і пристроїв відображення інформації;
 - контроль стану систем і пристроїв комплексу і значень параметрів польоту.
- Для реалізації перерахованих вище завдань до БЦВМ ставляться такі вимоги:
- відповідність функціональних можливостей БЦВМ обсягу вирішуваних завдань;
 - висока точність обчислень;
 - достатню швидкодію;
 - зручність спілкування з БЦВМ;
- живучість і ремонтпридатність;
- допустимі вага і габарити.

Наявність в складі ПНК БЦВМ, що володіє досить високими обчислювальними можливостями, дозволяє в значній мірі підвищити ступінь автоматизації вирішення основних завдань. При цьому з урахуванням правильного розподілу функцій між БЦВМ і екіпажем може бути досягнута оптимальна взаємодія екіпажу з БЦВМ, а також в цілому з елементами комплексу

4.1. Інерціальні навігаційні системи.

Принцип дії інерційних систем навігації заснований на використанні механічних явищ, що виникають при русі тіл в гравітаційному полі, і полягає в вимірі прискорень ЛА. Вимірювання прискорень здійснюється за допомогою спеціальних приладів, які отримали назву акселерометрів, розташованих на платформі, яка утримується в певному положенні щодо інерціальної системи координат. Перевага інерційних систем перед іншими системами навігації це їх повна автономність, абсолютна помехозахищеність, а також висока інформативність. Вони забезпечують можливість визначення великого числа

навігаційних і пілотажних параметрів, таких як: складові прискорень і швидкості польоту ЛА; його місцезнаходження, а також курсу, крену і тангажа. В сучасних ПНК найбільш поширення набули ІНС з ортодромічною орієнтацією і з вільної в азимут орієнтацією осей чутливості акселерометрів. Встановлені на гіроплатформі 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.

При ортогональному розташуванні осей чутливості акселерометрів уздовж прямокутної системи координат $O_{\xi\eta\zeta}$, пов'язаної з гіроплатформою, вимірювані акселерометрами a_{ξ} , a_{η} , a_{ζ} прискорення дорівнюватимуть:

$$\begin{aligned} a_{\xi} &= A_{\xi} - g_{\xi} \\ a_{\eta} &= A_{\eta} - g_{\eta} \\ a_{\zeta} &= A_{\zeta} - g_{\zeta} \end{aligned}$$

де A_{ξ} , A_{η} , A_{ζ} -складові вектора абсолютного прискорення ЛА уздовж осей O_{ξ} O_{η} O_{ζ} ; g_{ξ} , g_{η} , g_{ζ} складові гравітаційного прискорення вздовж цих же осей. Оскільки складові гравітаційного прискорення вносять похибки в вимірювання складових абсолютного прискорення ЛА, то необхідно прийняття спеціальних заходів для їх компенсації. Компенсація гравітаційних складових по осях O_{ξ} і O_{η} здійснюється за рахунок розташування гіроплатформи в площині горизонту, а компенсація гравітаційного складової вздовж вертикальної осі O_{ζ} здійснюється алгоритмічно. Природно, що точність компенсації цих складових буде визначатися точністю стабілізації гіроплатформи. Гіроскопічна вертикаль створюється методом моделювання незвозмущаємого фізичного маятника з періодом власних коливань $T = 84,4$ хв. Схема моделювання являє собою динамічну систему, яка включає в свій склад гіроскопі, акселерометри і

інтеграторі. У таких схемах прискорення, виміряні акселерометрами, осі чутливості яких збігаються з осями O_ξ та O_η гіроплатформи, інтегруються і відповідні сигнали надходять на датчики моментів гіростабілізований платформи, завдяки чому вона прецесує в напрямку вертикалі місця, зберігаючи горизонтальне положення. Такий спосіб корекції називається інтегральним.

Як було зазначено вище, в інерційних системах з гіроскопічною вертикалі осі чутливості акселерометрів можуть мати різну орієнтацію в азимуту. У ІНС з ортодроміческою орієнтацією осі чутливості акселерометрів спрямовані уздовж заданої ортодромії і перпендикулярно до неї. У таких ІНС акселерометри вимірюють складові абсолютного прискорення ЛА уздовж цих осей.

У ІНС з вільною в азимут орієнтацією гіроплатформи осі чутливості акселерометрів мають в площині горизонту незмінну орієнтацію щодо інерціального простору. Осі платформи при цьому відносно площини географічного меридіана будуть обертатися навколо вертикалі місця з кутовою швидкістю ω_ζ , яка визначається співвідношенням:

$$\omega_\zeta = -\left(\Omega_3 \sin \varphi + \frac{V_E}{R} \operatorname{tg} \varphi\right) \quad (4.1)$$

де Ω_3 – кутова швидкість обертання Землі; φ – географічна широта місця розташування; V_E – східна складова лінійної швидкості ЛА; R – радіус Землі.

Відмінності в орієнтації осей чутливості акселерометрів визначають відмінності в системі відліку швидкостей, які видаються інерційних системах в обчислювач ПНК.

ІНС з ортодроміческою орієнтацією осей чутливості акселерометрів видають складові шляховий швидкості по осях ортодроміческою системи координат і ортодроміческою курс ЛА, а також ортодроміческою координати, які отримують в результаті інтегрування складових швидкості. Складові шляховий швидкості

$V_{ш\xi}$ и $V_{ш\eta}$ отримують в результаті інтегрування складових прискорень $\dot{V}_{ш\xi}$ і $\dot{V}_{ш\eta}$, які мають вигляд:

$$\begin{aligned}\dot{V}_{ш\xi} &= a_\xi - \Delta\dot{V}_{ш\xi} \\ \dot{V}_{ш\eta} &= a_\eta - \Delta\dot{V}_{ш\eta}\end{aligned}\quad (4.2)$$

де a_ξ, a_η , – горизонтальні складові абсолютного прискорення, що вимірюють акселерометри; $\Delta\dot{V}_{ш\xi}, \Delta\dot{V}_{ш\eta}$ – поправки, що враховують переносне і кориолісово прискорення.

Розрахунки поправок $\Delta\dot{V}_{ш\xi}, \Delta\dot{V}_{ш\eta}$ здійснюються в обчислювальному пристрої

на підставі виразів:

$$\begin{aligned}\Delta\dot{V}_{ш\xi} &= -2\dot{V}_{ш\xi} \omega_3 \sin \xi \cos \eta + \frac{V_{ш\xi} V_{ш\eta}}{R} \operatorname{tg} \eta \\ \Delta\dot{V}_{ш\eta} &= -2\dot{V}_{ш\eta} \omega_3 \sin \xi \cos \eta + \frac{V_{ш\eta}^2}{R} \operatorname{tg} \eta\end{aligned}\quad (4.3)$$

де ξ, η – кутові ортодроміческое координати місцезнаходження ЛА в градусному вимірі.

ІНС з вільної в азимуту орієнтацією осей чутливості акселерометрів видає в обчислювальний пристрій ПНК складові абсолютної лінійної швидкості V_{a_ξ}, V_{a_η} , уздовж горизонтальних осей платформи і гіроскопічний курс ЛА. Складові швидкості отримують в результаті інтегрування вимірюваних акселерометрами прискорень a_ξ, a_η без урахування поправок на переносне і кориолісово прискорення, тобто

$$\begin{aligned}V_{a_\xi}(t) &= \int_0^t a_\xi(t) dt, \\ V_{a_\eta}(t) &= \int_0^t a_\eta(t) dt,\end{aligned}\quad (4.4)$$

Рівняння (4.1) ... (4.4) справедливі лише в разі ідеальної роботи ІНС, коли її елементи і пристрої не мають інструментальних похибок, а початкові умови роботи системи точно відповідають дійсним початковими умовами стану ЛА. В іншому випадку навігаційні параметри визначаються інерційних системах з погрешностями. Істочником інструментальних похибок ІНС є:

- неточна початкова виставка гіроплатформи в площині горизонту;
- неточна азимутальна стабілізація гіроплатформи;
- похибки акселерометрів;
- похибки гіроскопів;
- похибки 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 вирішенні рівнянь (4.1), (4.3) не враховується фактична форма земної поверхні.

Основні характеристики деяких інерційних систем навігації наведені в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1

Тип ІСН	Метод виставки	Час виставки мин.	похибки (σ)			
			координати за 1 годину польоту	швидкість за 1 годину польоту	Кути крену і тангажу	Курс
МІС-45	ОГП	30				
	ДГП	50	7 км	3м/с	6'	15'
	ЗК	15				
І-11	ОГП	30				
	ДГП	70	3 км		2'	
	ЗК	15				
ІС-1-72А	ГК	20				
	МГК	5	5 км	3м/с	(3-4)'	
	ОПТ	3				
AN/AS N-109 (США, F-15)		10	1,85 км			
AN/AN P-185 (США, B-1A)			1,85 км			

4.2. Супутникові системи навігації.

Супутникові навігаційні системи (СНС) призначені для визначення місцезнаходження транспортних засобів, а також нерухомих об'єктів. Принципова особливість дії СНС - це використання штучних супутників Землі (ШСЗ) як радіонавігаційних точок, координати яких, на відміну від наземних радіонавігаційних точок, змінні.

Перевагами СНС є можливості:

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

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

- використання СНС для управління 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 допустимої.

У зв'язку з великою вартістю СНС будуються багатоцільовими. Тільки при великому числі споживачів супутникові системи стають економічно виправдані.

Супутникова радіонавігаційна система складається з трьох основних підсистем:

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

Підсистема космічного апарату складається з декількох ШСЗ ("сузір'я" ШСЗ) з радіообладнання і забезпечує видачу сигналів, необхідних для визначення споживача.

Підсистема контролю та управління здійснює спостереження за супутниками, збір інформації для прогнозування параметрів руху, обчислення ефемерид (попередньо обчислених координат і швидкості ШСЗ) і передачу їх на супутники, формування системного часу. Підсистема включає в себе кілька пунктів, рознесених на великі відстані, один з яких □ головний пункт управління.

Підсистема апаратури споживача оснащена необхідним обладнанням для визначення свого місця і швидкості. У деяких випадках апаратура споживача обладнується пристроєм зв'язку з ШСЗ і головним пунктом управління (через супутник).

Залежно від того, де обчислюються координати ЛА, авіаційні СНС можна розділити на дві групи.

Системи першої групи визначають місцезнаходження ЛА тільки на його борту і вимагають складної бортової апаратури, включаючи ЦВМ. Система може бути як запитуваної, так і незапитуваної типів.

У системах із запитом ШСЗ використовується тільки як ретранслятор сигналів, випромінюваних з ЛА. Радіонавігаційна параметр вимірюється на борту ЛА порівнянням випромінюваного і прийнятого (ретранслюються)

сигналів. У таких системах вимоги до стабільності бортових генераторів (еталонів частоти, фази, часу) не надто жорсткі, але система має обмежену пропускну здатність.

У беззапрашіваних системах радіонавігаційних параметр визначається на борту ЛА порівнянням прийнятого від ШСЗ сигналу з сигналом бортового генератора, до стабільності роботи якого пред'являються дуже жорсткі вимоги. Системи мають необмежену пропускну здатність.

Системи другої групи використовують ЛА як ретранслятори сигналів, які передаються з ШСЗ, і як джерела додаткової інформації,

наприклад, про висоту польоту. Сигнали з ЛА далі ретранслюються через супутник на наземні пункти (НП), де обчислюються параметри руху ЛА, які потім через ШСЗ передаються на ЛА. Таким чином, сигнали проходять довгий шлях:

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

і тому така система буде менш точною і надійною, ніж система першої групи. Вона має обмежену пропускну здатність, але забезпечує службу повітряного руху необхідною інформацією і каналами зв'язку для управління рухом, стає значною перевагою систем цієї групи.

СЗ можуть обертатися по коловій і еліптичній орбітах. При еліптичній орбіті Земля знаходиться в одному з фокусів еліпса. Параметрами такої орбіти є велике a й маленьке b півосі еліпса або велика піввісь і ексцентриситет.

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

Положення площини орбіти відносно Землі (площині екватора) визначається кутом нахилу i (рис. 4.5).

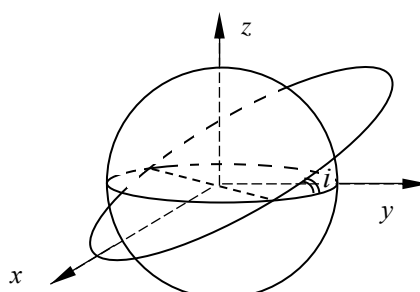


Рис. 4.5

Висота польоту $H_{\text{шсз}}$ супутника - змінна величина. Вона максимальна в апогеї і мінімальна в перигей. Висновок ШСЗ на еліптичну орбіту вимагає менших енергетичних витрат, але еліптична орбіта відрізняється меншою стабільністю, внаслідок чого відносне розташування супутників між собою з часом змінюється. Існує також ряд інших недоліків, від яких вільні кругові орбіти.

Висота польоту ШСЗ по круговій орбіті вибирається головним чином в залежності від необхідного часу його існування на орбіті (пасивний політ), допустимої тривалості часу очікування і необхідної точності навігаційних вимірювань і т.д.

Якщо супутник рухається по круговій орбіті, площина якої збігається з площиною екватора Землі (кут нахилу орбіти $i = 0$) в напрямку її обертання (із заходу на схід) на висоті 35810км, то супутник зависає над певною точкою екватора. Кутова швидкість ШСЗ стає рівною кутовій швидкості обертання Землі, і він має період обертання, рівний зоряним діб (23 роки 56хв 04с). Спостерігачеві з Землі він буде здаватися нерухомим. Такі супутники називаються добовими (стаціонарними, синхронними), а їх орбіта - стаціонарної.

Стаціонарна орбіта має ряд важливих переваг перед іншими, так як суттєво спрощується пошук супутників на ній і наведення антен, забезпечуються постійний радіовидимості з усіх точок спостереження ШСЗ і велике перекриття (до 41%) земної поверхні одним супутником. Але для виведення ШСЗ на стаціонарну орбіту потрібні ракети великої потужності. З великі відстані між супутником і споживачем необхідні більш потужні передавачі і джерела живлення. Тому в СНС перших поколінь використовувалися низьковисотні (до 2000 км) і середньовисотні (2000 ... 10000 км) ШСЗ.

Кількість необхідних в СНС супутників обумовлюється головним чином час очікування навігаційних вимірювань, можливістю визначення місця розташування ЛА в різних точках земної поверхні і методом радіонавігації. Можна створити супутникову навігаційну систему, що дозволяє практично безперервно визначати місце розташування літака у всіх точках земної кулі (глобальна система навігації). Це буде або система з великим числом супутників на порівняно невисоких орбітах, або система з декількома стаціонарними ШСЗ. Наприклад, трьома стаціонарними супутниками з інтервалом 120° уздовж орбіти контролюється приблизно 98% земної поверхні. Тільки незначні навколо полюсні райони знаходяться поза зоною їх дії.

Кількість необхідних супутників залежить також від методу радіонавігації. Якщо використовується кутомірно-далекомірний метод,

забезпечує вимір кута місця, азимута і дальності, то становище ЛА можна знайти за допомогою одного супутника. Далекомірний метод вимагає трьох ШСЗ, а різностно-дальномерний чотирьох.

Стаціонарні ШСЗ найбільш придатні для глобальних систем навігації. При сузір'ї з шести супутників з інтервалом 60° буде спостерігатися (за винятком навколо полюсних районів) одночасно не менше двох ШСЗ, що дозволяє обчислити дві, а з використанням літакових висотомірів три координати ЛА.

Для навігаційного визначення параметрів навколо полюсних районах, необхідно доповнити сузір'я полярними супутниками або ШСЗ з іншим нахилом орбіт ніж стаціонарні.

Внаслідок несферичності Землі, неоднорідності її маси і дії сил, що обурюють (опір атмосфери, гравітаційне поле Землі, тяжіння Сонця і Місяця) параметри орбіти ШСЗ, навіть стаціонарної, не залишаються постійними.

Вплив цих факторів враховується прогнозується при запуску і в польоті навігаційних супутників. Для підтримки незмінності взаємного розташування ШСЗ в сузір'ї передбачається періодична корекція траєкторій супутників за допомогою коригувальних двигунів.

Обов'язковою умовою використання ШСЗ як навігаційної точки є точне знання його координат і швидкості руху. Це досягається спостереженням за ШСЗ з наземних станцій і прогнозуванням його руху. Ефемериди періодично передаються на супутник, запам'ятовуються там в функції часу, а потім видаються споживачам в момент навігаційних визначень. Чим висота орбіти, тим менше дію збурень і тим рідше потрібно передавати ефемериди на супутник.

Принципово в СНС можна користуватися всіма методами вимірювань, що застосовуються в радіонавігації за допомогою наземних радіонавігаційних точок:

- кутомірним;
- кутомірно-далекомірним;
- далекомірним;
- різностно-далекомірним.

Швидкість ЛА вимірюється доплеровским методом. На практиці всі методи, пов'язані з використанням кутових координат, не застосовують, так як при великих відстанях між ЛА і ШСЗ деякі з них призводять до неточностей визначення координат місця розташування.

Найбільшу точність забезпечують дальномірні системи. Оскільки один ШСЗ дозволяє визначити тільки одну сферичну поверхню положення, то для обчислення місцезнаходження літака необхідно одночасно вимірювати відстані до трьох спутників. Но якщо одна з координат визначається на борту

ЛА, наприклад, висота польоту, тоді для обчислення місцезнаходження літака буде потрібно тільки два ШСЗ.

Аналізуючи вищевикладений матеріал, зрозуміло, що ПНК літаків останнього покоління доповнюються і вдосконалюються, і дозволило значно підвищити точність ПНК. Кожна зі складових пілотажно-навігаційного комплексу має свої переваги і недоліки, тому кожен ПНК, враховуючи їх, намагається максимально зменшити проблеми і максимально використовувати всі переваги за рахунок комплексної обробки інформації. У свою чергу система міжлітакової навігації дає можливість ще більше збільшити точність навігаційної інформації, а також дає змогу використовувати різні перевагами відмінних пілотажно-навігаційних комплексів.

					РОЗДІЛ 5 <i>НАУ 2103 18ПЗ</i>			
<i>Змін</i>	<i>Ст.</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Виконав</i>					<i>Розділ 5</i>	<i>Літера</i>	<i>Сторінка</i>	<i>Сторінок</i>
<i>Перевірів</i>						у	51	13
						50		

ОСНОВНІ АЛГОРИТМИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ У пілотажної- НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСАХ

Основними питаннями ПНК представляються:

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

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

Найкращі результати підвищення точностних характеристик вимірюють комплексів, досягаються в системі зі структурною надмірністю. Під структурною надмірністю в ПНК розуміється можливість визначення пілотажно-навігаційної інформації паралельно декількома способами з використанням сигналів від пристроїв і вимірює системи, побудованої на різних фізичних принципах оцінювання аналізованого параметра. Отримана таким чином інформація комплексується.

В даний час на практиці побудови ПНК поширення набули такі способи спільної обробки однорідної інформації, отриманої від декількох вимірників:

- взаємної компенсації і фільтрації похибки вимірюють пристроїв, які вимірюють один і той же навігаційний параметр;
- оптимальної оцінки вектора стану з використанням апріорної інформації

про контролюючому процесі і поточних вимірювань, релізірующій алгоритм оптимальної фільтрації Калмана.

Методи оптимальної обробки інформації в ПНК використовуються з метою отримання оцінки вектора стану (або деякі сторінки вектора) в умовах впливу випадкових збурень на процес вимірювання. При цьому оцінюються не власними параметри польоту, а їх похибка.

Нехай вектор стану динамічної системи описується векторно-матричних рівнянням виду

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)V_x(t) \quad (5.1)$$

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

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

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

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

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

Таким чином:

$$M[V_x(t)] = 0; \quad (5.2)$$

$$M[V_x(t), V_x^T(\tau)] = R_x(t)\delta(t - \tau) \quad (5.3)$$

де M - символ математичного очікування;

$\delta(t - \tau)$ — дельта-функція.

З вектором стану системи $X(t)$ співвідношенням

$$Y(t) = H(t)X(t) \quad (5.4)$$

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

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

Вважається, що процес повністю 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 $X(t)$, $t \in [t_1, t_2]$.

Система повністю наблюдаема при виконанні умови $m \geq n$. Оскільки компоненти вектора $Y(t)$ вимірюються з помилкою, то в результаті вимірів маємо новий вектор, який називається вектором вимірювань

$$Z(t) = y(t) + V_z(t), \quad (5.5)$$

де $V_z(t)$ – вектор помилки вимірювань (допускається, що компоненти вектора $V_z(t)$ визначаються білим шумом з нульовим математичним очікуванням). Вектор $V_z(t)$, аналогічно вектору $V_x(t)$, характеризується кореляційною матрицею $R_z(t)$ розмірності $m \times m$, тобто маємо

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

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

Допускаючи, що компоненти векторів $V_x(t)$ і $V_z(t)$ некорелювані, на підставі викладеного, математичну модель динамічної системи і рівняння спостереження можна записати у вигляді співвідношень

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

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

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

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

5.1 Метод найменших квадратів

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

$$Z_m = HX_m + V_{zm}, \quad (5.6)$$

В даному вираженні V_{zm} - вектор похибки вимірювання.

Необхідно по спостереженням Z_m і задати матрицею спостереження H найкращим чином оцінити стан вектора X . Критерієм такої оцінки по МНК служить функціонал виду

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

індикатором мінімізує суму квадратів похибки вимірювань V_{zi}

У матричному вигляді цей вислів запишеться так:

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

з урахуванням виразу (5.6) отримаємо

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

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

$$\frac{dI}{dX} = 0. \quad (5.7)$$

з урахуванням рівняння (12) маємо

$$H^T (Z_m - H\hat{X}_m) + (Z_m - H\hat{X}_m)^T H = 0. \quad (5.8)$$

Складові вираження (3.8) рівні між собою, так як є творами по відношенню один до одного однакових співмножники. Отже, тільки рівність нулю кожного з цих двох складових забезпечує рівність нулю виразу (5.8).

$$\text{Нехай: } H^T (Z_m - H\hat{X}_m) = 0,$$

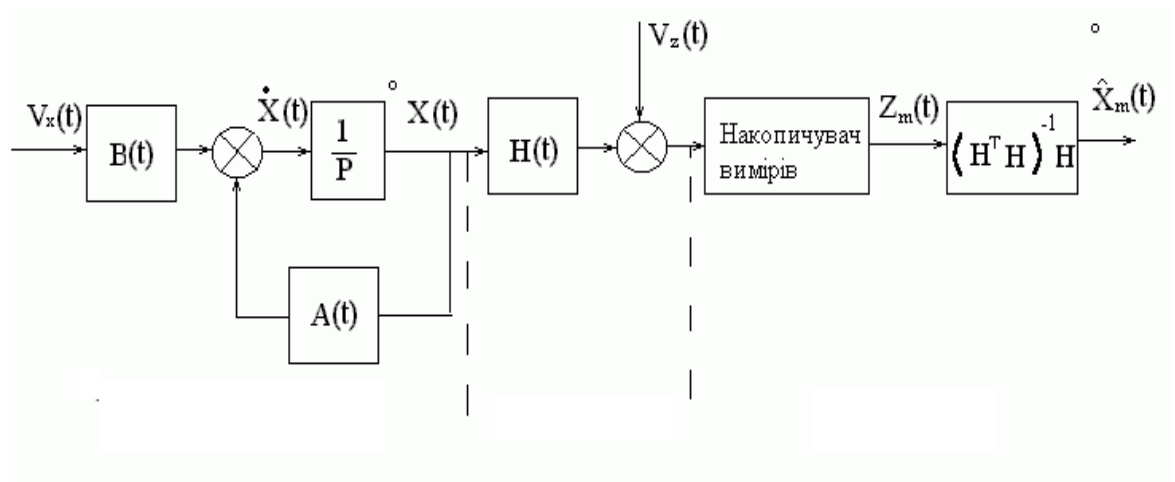
$$\text{Тоді } H^T Z_m - H^T H\hat{X}_m = 0,$$

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

Таким чином, аналізуючи отримані на основі (5.6), (5.7) (5.8) вирази, можна сформулювати необхідні і достатні умови отримання оптимальної оцінки вектора стану системи по МНК у вигляді основних положень, виконання яких допускає:

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

Структурна схема отримання оптимальної оцінки по МНК представлений на мал..5.1.



Отримання оцінки пов'язано з накопиченням спостережень Z_m і, відповідно, нова оцінка параметра не збігається за часом з його поточним значенням на час, необхідний для накопичення спостережень. Тому даний алгоритм для оцінки пілотажно-навігаційних параметрів маневрених ЛА використовують лише в разі вимірювання параметра одночасно кількома датчиками.

5.2 Метод максимуму правдоподібності

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

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

$$P(V_{Z_m}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} V_{Z_m}^T \frac{1}{R_z} V_{Z_m}\right] \quad (5.9)$$

де \mathbf{R}_z - кореляційна матриця вимірювань похибки;

$|\mathbf{R}_z|$ - визначник матриці \mathbf{R}_z .

Використання алгоритму оцінки за методом максимуму правдоподібності допускає виконання умови $|\mathbf{R}_z| > 0$, тобто матриця не є особливою. Підставивши рівність (5.8) в (5.9), отримаємо вираз для функції правдоподібності

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

яка являє собою щільність розподілу помилки вимірювань.

Необхідно вибрати таку оцінку \hat{X}_m , при якій функція правдоподібності $\psi(X)$ зверталася б в максимум, який відповідає мінімуму квадратів відхилень вимірюваної координати вектора X від їх дійсного значення. Для цього необхідно, щоб $\frac{d\psi(x)}{dX} = 0$.

На практиці зручніше шукати максимум не самою функції правдоподібності, а її логарифма, тобто

$$\ln \psi(X) = \ln \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |\mathbf{R}_z|}} - \frac{1}{2} (Z_m - \mathbf{H}X_m)^T \frac{1}{\mathbf{R}_z} (Z_m - \mathbf{H}X_m). \quad (5.10)$$

Взявши похідну по компонентах вектора X_m і прирівнявши їх до нуля, отримаємо:

$$\frac{1}{2} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} (Z_m - \mathbf{H}\hat{X}_m) + \frac{1}{2} (Z_m - \mathbf{H}\hat{X}_m)^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H} = 0. \quad (5.11)$$

Зауважимо, що як і в разі виведення формули для оцінки при обробці результатів вимірювань по МНК, одна з складових виразу (16) є транспоновану щодо іншого. Отже, складові цього виразу рівняння рівні між собою і кожна з них дорівнює нулю.

Нехай

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

тоді

$$\hat{X}_m = (H^T R^{-1} H)^{-1} H^T R^{-1} Z_m . \quad (5.12)$$

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

Для визначення цієї оцінки необхідно:

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

Структурна схема отримання оптимальної оцінки за методом максимуму правдоподібності представлена на рис.5.2.

Як і в разі алгоритму оцінки по МНК отримання оцінки пов'язано з накопиченням вимірювань Z_m , і як видно, цей метод, як і МНК, може бути використаний лише при вимірюванні одного параметра кількома системами. В іншому випадку нова оцінка помилки ПНК не співпадатиме з поточним значенням помилки на час, рівного часу накопичення спостережень.

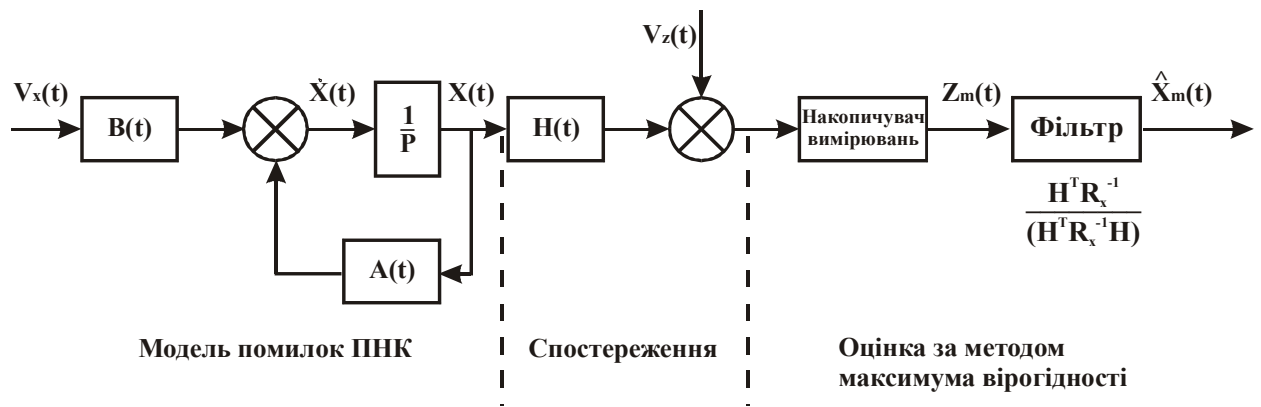


Рис.5.2.

3.3.Рекуррентний метод обробки інформації

Рекуррентний метод обробки інформації дозволяє отримати оцінку параметра після кожного досвіду.

Для розуміння рекуррентного (послідовного) методу отримання оцінки вважаємо, що зроблено m вимірювань параметра X , таким чином

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

де X - вимірюваний параметр;

ξ_{zi} -- похибка i -го спостереження.

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

$$\hat{X}_{m+1} = \frac{\sum_{i=1}^m Z_i + Z_{m+1}}{m+1} = \frac{m}{m+1} \left(\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m Z_i \right) + \frac{1}{m+1} Z_{m+1} \quad (5.13)$$

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

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

Додамо і віднімемо з правої частини вираження (3.13) значення \hat{X}_m ,,
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:

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

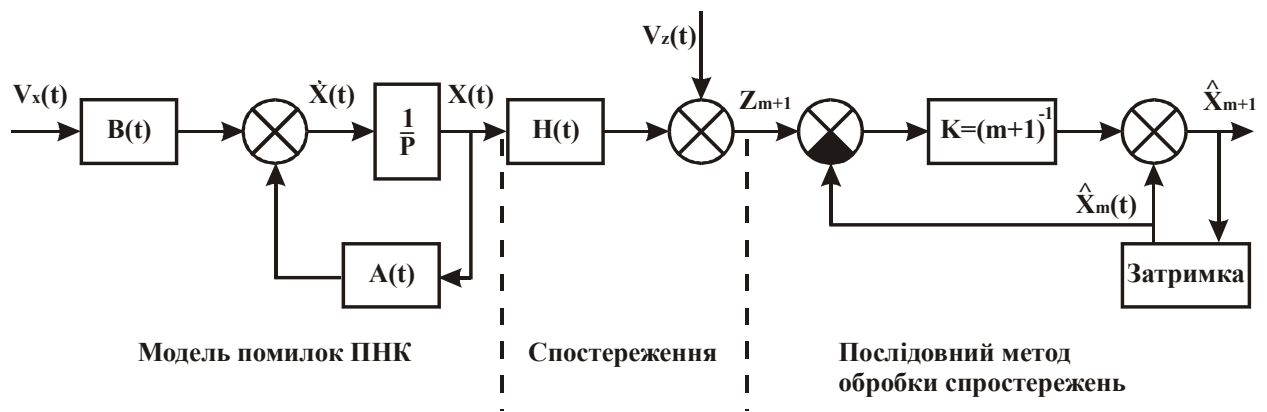
або, позначив $\frac{1}{m+1} = K$.

$$\hat{X}_{m+1} = \hat{X}_m + K(Z_{m+1} - \hat{X}_m). \quad (5.14)$$

Таким чином, оцінку можна отримати з попередньої шляхом складання її з різницею між новим спостереженням і попередньої оцінкою, помноженої на коефіцієнт ваги K . В цьому випадку відпадає необхідність зберігати m спостережень, отриманих на попередніх етапах вимірювань, так як вся попередня інформація об'єднана в апіорній оцінці \hat{X}_m ..

Математична модель рекуррентного методу обробки інформації представлена на рис.5.3.

Рекуррентній алгоритм (3.14) пов'язує поточне значення оцінки \hat{X}_{m+1} з її попереднім значенням \hat{X}_m . Різниця Z_{m+1} - є показником «цінної інформації», яка виходить при вимірюванні Z_{m+1} . Дійсно, якщо ця різниця близька до нуля, то зафіксоване спостереження Z_{m+1} не несе ніякої нової інформації в порівнянні з апіорної, 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 виникають істотне уточнення оцінки X_m , отриманої на попередньому кроці розрахунків.



Мал. 5.3.

Але коефіцієнт $K = \frac{1}{m+1}$ отриманий без використання критерію оптимальності, тому і оцінка \hat{X}_{m+1} не є оптимальною, що знижує цінність даного методу обробки інформації.

5.3. Алгоритм безперервного оптимального фільтра

Алгоритм безперервного оптимального фільтра (оптимального фільтра Калмана - ОФК) об'єднує рішення двох завдань: спостереження і фільтрація. Принцип побудови ОФК розглянемо для випадку лінійної системи, описаної системою рівнянь (10) Ставши завдання знайти таку оцінку, щоб дисперсія помилки оцінювання $\Delta = X - \hat{X}$ була мінімальною. Іншими словами, необхідно забезпечити мінімум суми діагональних елементів матриці

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

У матриці P члени $P_{ii} = \sigma^2_i$ характеризують дисперсію похибки оцінювання співпадаючих координат $X_{i,}$, а члени P_{ij} - їх взаємну кореляцію. Доведено, що для динамічної системи (10) оптимальним фільтром, індикатором забезпечує мінімум сліду матриці P , служить алгоритм який складається з трьох блоків:

1) основного блока

$$\hat{X} = A\hat{X}(t) + K_{\delta}[Z(t) - H\hat{X}(t)]; \quad (5.15)$$

2) блоку обчислення коефіцієнтів корекції

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

3) блоку рішення рівняння ковариации

$$\dot{P} = AP(t) + P(t)A^T - P(t)H^T R_z^{-1} HP(t) + BR_x B^T \quad (5.17)$$

Цей алгоритм забезпечує оцінювання всіх координат вектора X при виконанні умов спостережливості динамічною системи. Його особливість у виборі

коефіцієнтів K_{ϕ} . Початкові значення оцінки $\hat{X}(0)$ встановлюються за попередньою інформацією про координати вектора X . ковариационную матрицю поточної помилки оцінювання $P(t)$ необхідно обчислювати безперервно в процесі оцінювання, або раніше, якщо це можливо.

Рівняння ковариации, за яким розраховується матриця $P(t)$, необхідно розуміти так, якщо модель динамічної системи ідеально точна, то реальна помилка оцінювання для фільтра, побудованого за вказаними рівнянням, будуть збігатися з ковариацию $P(t)$ і при цьому вони будуть мінімальні. Таким чином, оптимум фільтра буде досягнутий тільки в тому випадку, якщо точно описана структура моделі системи і вірно обрані її параметри A, B, H, R_X, R_Z ..

Тому при синтезі системи оцінювання математичної моделі вимірників і досліджуваної системи приділяють особливу увагу.

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

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

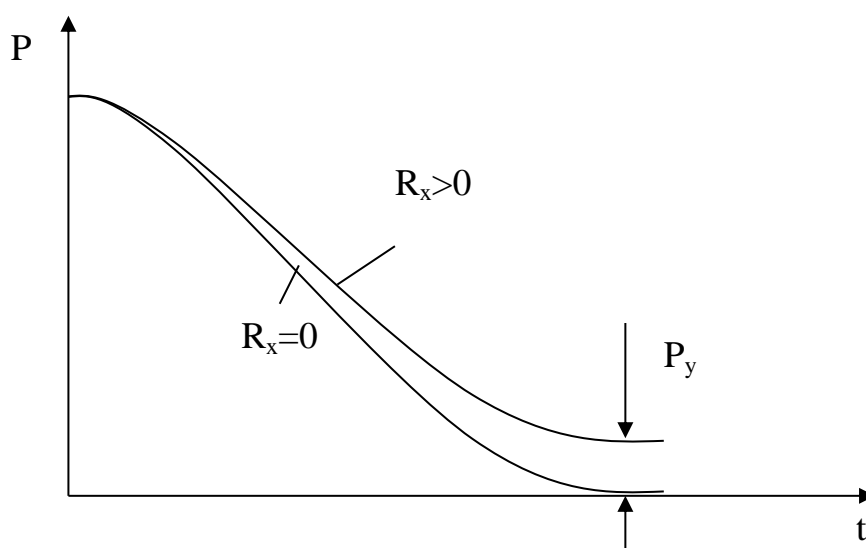
Множник $BR_X B^T$ характеризує величину невизначеності контрольованого процесу, завжди визначає $P_{ii}<0$, а отже, і те, що помилка не може, бути усунена до нуля.

Зауважимо, що рівняння ковариации (22) автономно і не пов'язане з реальними вимірами $Z(t)$, його рішення може бути виконано окремо від основного алгоритму фільтра і навіть попередньо. Перед рішенням рівняння ковариации необхідно оцінити і задати початкові значення $P(0)$ на підставі аналізу точності інформації про координати вектора X і початкових значень, до включення фільтра. На практиці, як правило, обмежуються завданням головної діагоналі

$P_{ii} < 0$, тобто початкової дисперсії помилки, вважаючи $P_{ij} = 0, i \neq j$. Згодом рішення рівняння ковариації приходять до сталого значення $P_{уст}$, при якому виконується рівність

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

Графік можливої залежності рішення рівняння ковариації від часу представлений на рис. 2.3.



Мал. 5.3.

Якщо система стійка і детермінована, тобто відсутні випадкові обурення ($R_X=0$),

то завжди $P_{ii} < 0$ и $\lim_{t \rightarrow \infty} P_{оцін} = 0$ Таким чином, з часом помилка оцінювання

прагне до нуля. При цьому шуми вимірників не впливатимуть на помилку

оцінювання, тому що самі вимірювачі відключаються від схеми фільтра при $P =$

0 і, отже, відповідно до рівняння коефіцієнтів корекції $K_\phi = 0$. При синтезі

фільтрів цей ефект необхідно враховувати і до збурень V_x відносити не тільки реальні фізичні обурення (наприклад вітер), але і всі можливі невідповідності завдання моделі процесу

У рівнянні коефіцієнтів корекції, матриця K_ϕ має вигляд:

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

Елементи цієї матриці характеризують зв'язок сигналу вимірювача Z_j з оцінкою координати. Структурна схема реалізації ОФК приведена на рис.2.4

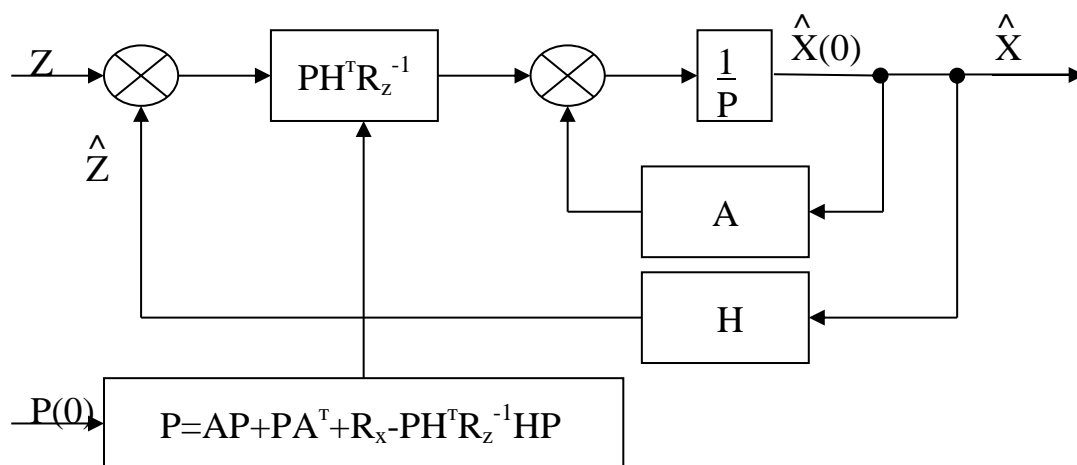


рис.5.4

Так як ОФК поки ще важко реалізувати в разі виконання завдання загальної обробки інформації в реальному масштабі часу, а методи МНК і ММП потребують накопиченні інформації, то для сучасних ПНК доцільне використання досить ефективних з точки зору отримання точностних характеристики оцінки пілотажний - навігаційних параметрів методів компенсації і фільтрації. При цьому алгоритми обробки за методом компенсації

і методу фільтрації можна побудувати з урахуванням "ваги" похибки кожної з системи, при чому "вага" представляється в загальному випадку функцією часу.

РОДІЛ 6.

РОЗРОБКА І ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМА ОЦІНКИ КООРДИНАТ ЗА				
МЕТОДОМ МАКСИМУМУ <i>НАУ 2103-18ПЗ</i> правдоподібності				
Змін	Ст.	№ докум	Підпис	Дата
Основними питаннями ІПК є:				
Виконано				
Перевірено				
Розділ 6				Літера
				у
				Сторінка
				66
				Сторінок
				9
				65

- спільна обробка інформації, яка є на борту ЛА;
- забезпечення високої надійності функціонування ПНК і безпеку польоту за рахунок резервування істотних пілотажної інформації.

Висока ефективна використання інформації, яка є на борту ЛА забезпечується застосуванням різних методів її обробки. До основних методів обробки інформації потрібно віднести оптимальну фільтрацію і оптимальне управління, які реалізуються в сучасних перспективних ПНК в принципових алгоритмах роботи підсистеми.

Кращі результати підвищення точностних характеристик вимірюють комплексів, досягаються в системах зі структурним надлишком. Під структурним надлишком в ПНК розуміється можливість визначення пілотажно-навігаційної інформації паралельно декількома способами із застосуванням сигналів від пристроїв і вимірювальних систем, побудованих на різних фізичних принципах оцінки аналізованого параметра. Отримана таким чином інформація комплектується.

В даний час на практиці побудови ПНК поширення набули такі способи спільної обробки однорідної інформації, отриманої від декількох вимірників:

- взаємної компенсації і фільтрації похибок вимірювальних приладів, які вимірюють один і той же параметр;

оптимальної оцінки вектора стану з використанням апріорної інформації про контролюючий процес і поточних вимірювань, який реалізує алгоритм оптимальної фільтрації Калмана.

Методи оптимальної обробки інформації в ПНК існують з метою отримання оцінок вектора стану ЗС (або деякі сторінки вектора) в умовах впливу випадкових збурень і перешкод на процес вимірювань. При цьому оцінюються не власними параметри польоту, а їх похибки.

Нехай вектор стану динамічної системи описується векторно-матричних рівнянням виду:

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)V_x(t), \quad (6.1)$$

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

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

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

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

Вважаємо, що компоненти вектора $V_x(t)$ лінійно пов'язані з випадковими функціями типу білого шуму, що мають нульові математичні очікування. Вектор $R_x(t)$, сформований з цих функцій, характеризується кореляційної матрицею розмірності $k \times k$.

У такій спосіб

$$M[V_x(t)] = 0; \quad (6.2)$$

$$M[V_x(t), V_x^T(\tau)] = R_x(t)\delta(t - \tau), \quad (6.3)$$

де M - кореляційної матрицею розмірності k ;

$\delta(t - \tau)$ — дельта-функція.

З вектором стану системи $X(t)$ співвідношенням

$$Y(t) = H(t)X(t) \quad (6.4)$$

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

У рівнянні (6.4) $H(t)$ - матриця зв'язку, розмірності $m \times n$. Необхідною умовою оптимального оцінювання є повне спостереження вектора стану $X(t)$ по вектору спостереження $Y(t)$.

Вважається, що 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 $X(t)$, $t \in [t_1, t_2]$. Система повністю наблюдаема при виконанні умови $m \leq n$. Оскільки

компоненти вектора $Y(t)$ вимірюються з помилками, то в результаті вимірів маємо новий вектор, який називається вектором вимірювань

$$Z(t) = y(t) + V_z(t), \quad (6.5)$$

де $V_z(t)$ – вектор помилок вимірювань (мається на увазі, що компоненти вектора $V_z(t)$ визначаються білим шумом з нульовим математичним очікуванням). Вектор $V_z(t)$, аналогічно вектору $V_x(t)$, характеризується кореляційною матрицею $R_z(t)$ розмірності $m \times n$, тобто маємо $M[V_z(t)] = 0$,

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

Припускаючи, що компоненти векторів $V_x(t)$ і $V_z(t)$ некорреліованих, на підставі викладеного, математичну модель динамічної системи і рівняння спостереження можна записати у вигляді співвідношень

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

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

При оптимальній обробці пілотажно-навігаційної інформації в ПНК найбільш важливим процесом є отримання оптимальних оцінок. В основу алгоритмів отримання зазначених оптимальних оцінок може бути покладено алгоритм обробки інформації по методу максимуму правдоподібності (ММП).

Алгоритм оцінок за методом максимуму правдоподібності, передбачає накопичення вимірювань, тобто наявність вектора спостережень, обумовленого виразом (5.5).

Передбачається, що помилки вимірювань розподілені по нормальному закону.

Тоді щільність розподілу ймовірностей вектора V_{zm} має вигляд:

$$P(V_{zm}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} V_{zm}^T R_z^{-1} V_{zm}\right] \quad (6.6)$$

де R_z - кореляційна матриця вимірювань похибок;

$|R_z|$ - визначник матриці R_z .

Використання алгоритму оцінок за методом максимуму правдоподібності передбачає виконання умови, $|R_z| \neq 0$, тобто матриця не є особливою. Підставивши рівність (5.5) в (5.6), отримаємо 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 вимірювань.

Необхідно вибрати таку оцінку, при якій функція правдоподібності $\psi(X)$ зверталася б в максимум, що відповідає мінімуму квадратів відхилень вимірних координат вектора X від їх дійсного значення. Для цього необхідно, щоб

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

На практиці зручніше шукати максимум не самою функції правдоподібності, а її логарифма, тобто:

$$\ln \psi(X) = \ln \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} - \frac{1}{2} (Z_m - HX_m)^T \frac{1}{R_z} (Z_m - HX_m). \quad (6.7)$$

Взявши похідні по компонентах вектора X_m і прирівнявши їх до нуля, отримаємо:

$$\frac{1}{2} H^T \frac{1}{R_z} (Z_m - H\hat{X}_m) + \frac{1}{2} (Z_m - H\hat{X}_m)^T \frac{1}{R_z} H = 0. \quad (6.8)$$

Зауважимо, що один з доданків виразу (5.8) є транспонований щодо іншого.

Отже, складові цього виразу рівні між собою і кожен з них дорівнює нулю.

Нехай

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

тоді

$$\hat{X}_m = (H^T \frac{1}{R_z} H)^{-1} H^T \frac{1}{R_z} Z_m . \quad (6.9)$$

Вираз (6.9) є вихідним для розробки алгоритму отримання оптимальних оцінок ПНК за методом максимуму правдоподібності.

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 за методом максимуму правдоподібності представлена на рис.6.1.

Отримання оцінки \hat{X}_m пов'язано з накопиченням вимірювань, так як цей метод може бути використаний тільки при вимірюванні одного параметра кількома системами. В іншому випадку нова оцінка помилок ПНК не співпадатиме з поточним значенням помилок на час, рівного часу накопичення спостережень.

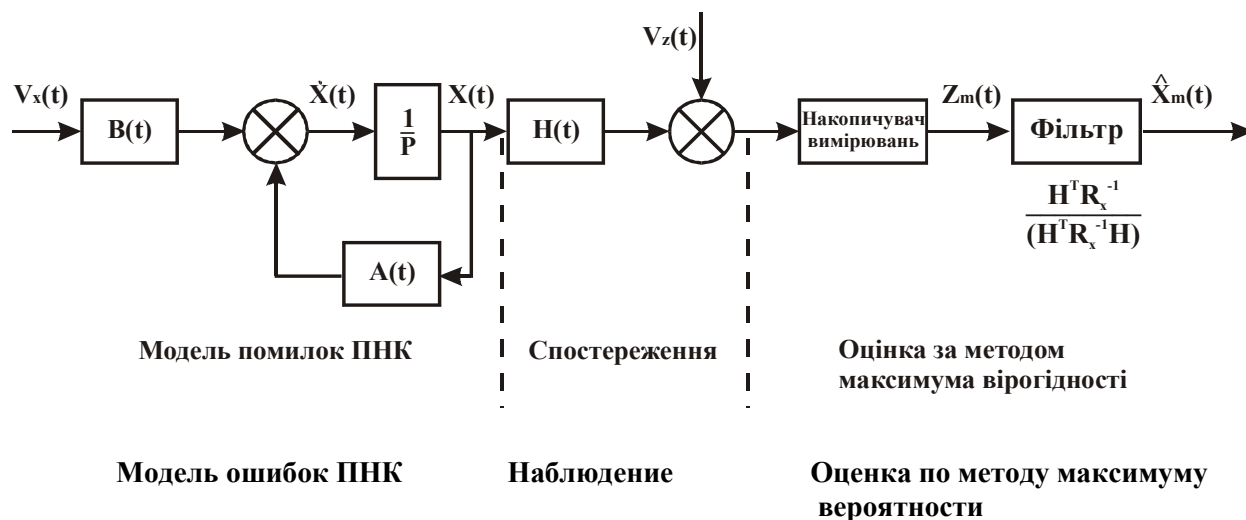


Рис.6.1.

Аналіз методів обробки інформації дозволяють зробити висновок, що найбільш оптимальним методом сукупної обробки інформації від ІНС і ССН є метод максимуму правдоподібності, так як, цей метод дозволяє на основі апріорної інформації легко організувати процес отримання оптимальних оцінок пілотажно-навігаційної інформації.

Основним завданням при реалізації цього методу є отримання вагових коефіцієнтів.

У разі отримання оцінки координати місця положення літака за допомогою ИНС та ССН, маємо:

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} z_{ИНС} \\ z_{ССН} \end{bmatrix}$$

де, \mathbf{Z} - вектор вимірювань, $z_{ИНС}$ - значення вимірювань ИНС,

$z_{ССН}$ - значення вимірювань ССН.

Так як,

$$z_{ИНС} = 1 * X + \xi_1$$

$$z_{ИНС} = 1 * Y + \xi_1$$

$$z_{ССН} = 1 * X + \xi_2$$

$$z_{ССН} = 1 * Y + \xi_2$$

Звідси випливає, що матриці зв'язку будуть мати такий вигляд:

$$\mathbf{H}_x = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (6.10)$$

$$\mathbf{H}_y = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (6.11)$$

$$\mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} \sigma_{ИНС}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{ССН}^2 \end{bmatrix}$$

Кореляційна матриця згідно з паспортними даними на окремі вимірники має вигляд:

Врахуємо що,

$$\mathbf{R}_z^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_{ИНС}^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_{ССН}^2} \end{bmatrix}$$

Для отримання вагових коефіцієнтів виконуємо послідовні дії відповідно до певного співвідношення $\hat{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{Z}$

$$\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} = \left| \begin{array}{cc} \frac{1}{\sigma_{ИНС}^2} & \frac{1}{\sigma_{ССН}^2} \\ \hline \end{array} \right|;$$

$$\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H} = \left| \begin{array}{cc} \frac{1}{\sigma_{ИНС}^2} & \frac{1}{\sigma_{ССН}^2} \\ \hline \end{array} \right| \begin{array}{c} |1| \\ |1| \end{array} = \frac{\sigma_{ССН}^2 \cdot \sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ССН}^2}{\sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ССН}^2 \cdot \sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ССН}^2}$$

$$(\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} = \frac{\sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ССН}^2}{\sigma_{ССН}^2 \cdot \sigma_{ИНС}^2};$$

$$(\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T = \frac{\sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ССН}^2}{\sigma_{ССН}^2 \cdot \sigma_{ИНС}^2} \left| \begin{array}{cc} 1 & 1 \\ \hline \end{array} \right| = \frac{\sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ССН}^2 \cdot \sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ССН}^2}{\sigma_{ССН}^2 \cdot \sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ССН}^2 \cdot \sigma_{ИНС}^2}$$

$$(\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} = \frac{\sigma_{ССН}^2}{\sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ССН}^2} + \frac{\sigma_{ИНС}^2}{\sigma_{ИНС}^2 \cdot \sigma_{ССН}^2}$$

Оцінка координати за результатами вимірювань ИНС і ССН:

$$\hat{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_Z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_Z^{-1} \mathbf{Z} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_Z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_Z^{-1} \begin{vmatrix} z_{ИНС} \\ z_{ССН} \end{vmatrix}$$

Вектор стану в даному випадку є вектор стовпець:

$$\mathbf{X} = \begin{vmatrix} x, y \end{vmatrix}^T.$$

Так як канали вимірювання координат x і y незалежні, тому їх оцінки можна проводити окремо.

Оцінки координат за методом максимуму правдоподібності визначаються за наступним алгоритмом:

$$\hat{x} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_Z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_Z^{-1} \mathbf{Z}_x$$

(6.12)

$$\hat{y} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_Z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_Z^{-1} \mathbf{Z}_y$$

Таким чином, з огляду на (5.1), (5.2) і (5.3) оцінка координат згідно (5.4)

визначається наступними виразами: Для координати x :

$$\hat{x} = \frac{\sigma_{ССН}^2 \cdot z_{НС}}{\sigma_{ССН}^2 + \sigma_{ИНС}^2} + \frac{\sigma_{ИНС}^2 \cdot z_{ССН}}{\sigma_{ССН}^2 + \sigma_{ИНС}^2}$$

Для координати y аналогічно :

$$\hat{y} = \frac{\sigma_{ССН}^2 \cdot z_{НС}}{\sigma_{ССН}^2 + \sigma_{ИНС}^2} + \frac{\sigma_{ИНС}^2 \cdot z_{ССН}}{\sigma_{ССН}^2 + \sigma_{ИНС}^2}$$

Таким образом, значения коэффициентов имеют вид:

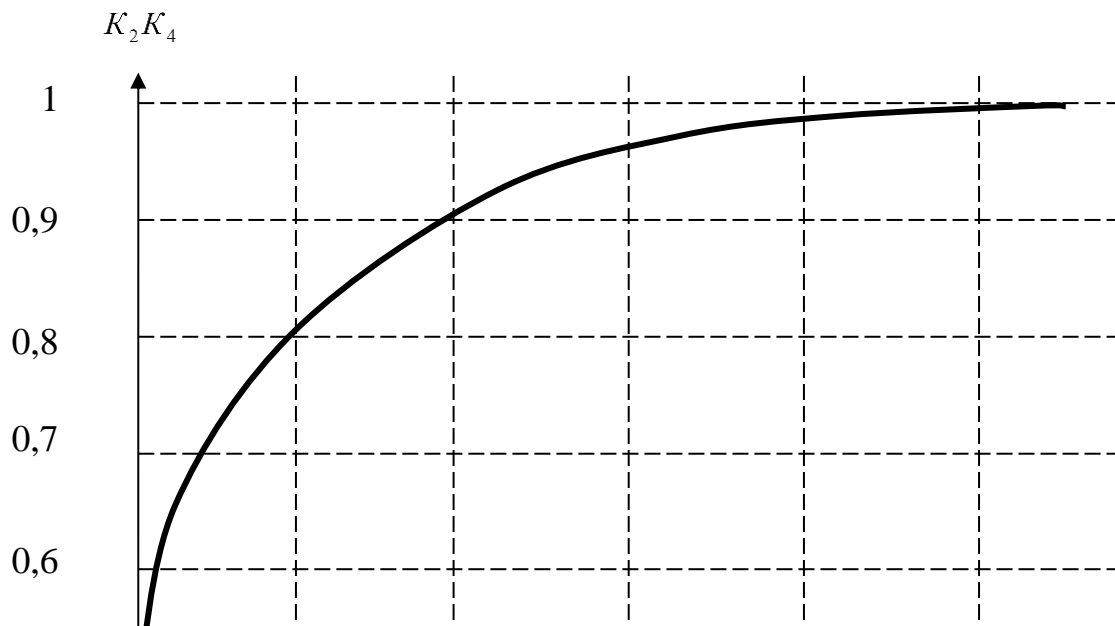
$$K_1 = K_3 = \frac{\sigma_{ССН}^2}{\sigma_{ССН}^2 + \sigma_{ИНС}^2};$$

$$K_2 = K_4 = \frac{\sigma_{ИНС}^2}{\sigma_{ССН}^2 + \sigma_{ИНС}^2};$$

З цього видно, що коефіцієнти є функцією середньої квадратичної помилки.

Значення дисперсії похибок ИНС, ССН беруться згідно паспортних даних.

На рис. 5.2 наведені результати розрахунку коефіцієнтів при різних співвідношеннях дисперсій похибок інерціальної навігаційної системи і супутникової системи навігації. З рис 6.2 видно, що при співвідношеннях похибок більше 5 значення коефіцієнтів наближається до 1 і, отже, при таких великих різницях в точностних характеристиках систем корекцію від грубої системи проводити не доцільно. В цьому випадку інерційну систему можна використовувати в якості резервної на випадок відмови супутникової системи навігації або на випадок короткочасного зникнення сигналу від навігаційного супутника.



Висновки

В роботі:

1. Даний огляд принципам побудови автоматизованих систем заходу на посадку.
2. Запропоновано склад автоматизованої системи заходу на посадку.
3. Розглянуто принцип побудови основних систем, що входять до складу автоматизованої системи заходу на посадку.

4. Проаналізовані основні алгоритми комплексної обробки пілотажно-навігаційної інформації.

3. Показано, що при комплексній обробки пілотажно-навігаційної інформації в ароматизованих систем заходу на посадку доцільно використовувати метод максимуму правдоподібності точність оцінки Реальні показники можуть відрізнятися.

4. Проведено розрахунок вагових коефіцієнтів Реальні показники можуть відрізнятися при використанні комплексної обробки пілотажно-навігаційної інформації за методом максимуму правдоподібності.

ЛІТЕРАТУРА

1. Рогожин В. О., Синеглазов В. М., Філяшкін М. К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. Київ: НАУ 2005.

2. Архипов А.Е., Бимбас В.А., Синеглазов В.М. Оценивание статических и динамических характеристик датчиков воздушных судов по результатам стендовых испытаний: учебное пособие. Киев: КИИГА, 1992.-120с.
3. Бочаров Л.Н. и др. Расчет электронных устройств на транзисторах. Москва: Энергия, 1978.-208с.
4. Гусев В.Г., Гусев Ю.М. Электроника: учебное пособие для приборостроительных спец.ВУЗов. Москва: Высшая школа, 1991.-622с.
5. Енохович А.С. Справочник по физике. – Москва : Просвещение, 1994.-384с.
6. Иванов І.О. Прилади та системи контролю роботи авіадвигунів та вимірювання висотно-швидкісних параметрів: навчальний посібник. Київ : КМУЦА, 1998.-92с.
7. Кузьмичев В.Е. Законы и формулы физики: справочник. Киев: Наукова думка,1989.-864с.
8. Михайлов О.И., Козлов И.М., Гергель Ф.С. Авиационные приборы. – Москва : Машиностроение, 1977.-416с.
9. Яворский Б.М., Пинский А.А. Основы физики, т.2. – Москва: Наука, 1972.-736с.
10. Основы промышленной электроники: учебное пособие для ВУЗов. под ред.: Герасимова В.Г. – Москва: Высшая школа, 1986.-336с.
11. Цифровые приборы и системы для измерения параметров конденсаторов. под ред.: Эпштейна С.Л. – Москва: Советское радио, 1978.-192с.
12. Аналіз стану безпеки польотів у цивільній авіації України за 2001 рік. Київ: Укравіатранс, 2002-29с.
13. В.Н. Казак, А.И. Иванченко Аэротрические приборы и системы: учебное пособие. Киев: КМУГА, 1998. -148 с.
14. В.И. Харин. Авиационные приборы. – Москва: Транспорт, 1978.–205 с.