

Міністерство освіти і науки України
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

В. М. Васильєв

Сучасні радіонавігаційні системи та комплекси

КУРС ЛЕКЦІЙ

Навчальний посібник

*Рекомендовано Методичною радою КПІ ім. Ігоря Сікорського
як навчальний посібник для здобувачів ступеня магістра
за спеціальністю 172 «Електронні комунікації та радіотехніка»*

Електронне мережеве навчальне видання

Київ
КПІ ім. Ігоря Сікорського
2024

УДК 629.052.3(075.8)
В19

Автор *Васильєв Володимир Миколайович, д-р техн. наук, проф.*

Рецензент *Шмельова Т. Ф., д-р техн. наук, проф.,
Національний авіаційний університет*

Відповідальний редактор *Жук С. Я., д-р техн. наук, проф.,
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»*

*Гриф надано Методичною радою КПІ ім. Ігоря Сікорського
(протокол № 3 від 07.12.2023 р.)
за поданням вченої ради радіотехнічного факультету
(протокол № 09/2023 від 26.09.2023 р.)*

Васильєв В. М.
В19 Сучасні радіонавігаційні системи та комплекси [Електронний ресурс] : курс лекцій : навч. посіб. для здобувачів ступеня магістра за освіт. програмою «Радіотехнічні комп'ютеризовані системи» спец. 172 Електронні комунікації та радіотехніка / В. М. Васильєв ; КПІ ім. Ігоря Сікорського. – Електрон. текст. дані (1 файл). – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2024. – 272 с.

Навчальний посібник забезпечує лекційний курс з дисципліни «Сучасні радіонавігаційні системи та комплекси». В посібнику розглядаються радіонавігаційні системи у світлі поширеного застосування в даний час зональної навігації RNAV та концепцій потрібних навігаційних характеристик RNP і навігації, заснованої на експлуатаційних характеристиках PBN. Даються елементи теорії статистичної радіонавігації як методи покращення характеристик РНС. Розглядаються РНС ближньої навігації, наземні та бортові радіонавігаційні засоби, а також багатопозиційні радіонавігаційні комплекси з застосуванням статистичних методів оцінки їх вимірів. Окремо розглядається позиціонування об'єктів в супутникових РНС. Значна увага приділяється інтегруванню РНС з іншими навігаційними системами з оптимальною обробкою даних. Для студентів всіх форм навчання, які навчаються за спеціальністю 172 «Електронні комунікації та радіотехніка». Може бути використаний для навчання студентів за іншими спеціальностями.

УДК 629.052.3(075.8)

Реєстр. № НП 23/24-163. Обсяг 11,53 авт. арк.

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
проспект Берестейський, 37, м. Київ, 03056
<https://kpi.ua>

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру видавців, виготовлювачів
і розповсюджувачів видавничої продукції ДК № 5354 від 25.05.2017 р.

© В. М. Васильєв, 2024
© КПІ ім. Ігоря Сікорського (РТФ), 2024

ЗМІСТ

Вступ	7
Розділ 1. Сучасні методи навігації та вимоги до точності	10
Лекція 1. Зональна навігація (RNAV).....	10
1.1. Визначення зональної навігації	10
1.2. Застосування зональної навігації.....	13
1.3. Навігаційні точки в системі зональної навігації	14
1.4. Переваги та проблеми зональної навігації	18
Лекція 2. Навігація, заснована на навігаційних та експлуатаційних характеристиках (RNP, PBN).....	20
2.1. Концепція потрібних навігаційних характеристик RNP	20
2.2. Типи RNP	22
2.3. Вимоги до обладнання та функцій	26
2.4. Навігація, заснована на експлуатаційних характеристиках (PBN).....	29
Розділ 2. Застосування радіотехнічних систем для вирішення задач навігації	35
Лекція 3. Задачі навігації та методи їх рішення	35
3.1. Основні завдання навігації	35
3.2. Методи визначення місцеположення об'єктів	36
3.3. Визначення місцезнаходження за лініями положення.....	37
3.4. Способи виведення об'єкта в задану точку	40
3.5. Радіонавігаційні системи та їх класифікація	42
Лекція 4. Точність визначення місцеположення об'єктів	47
4.1. Точність визначення поверхонь і ліній положення	47
4.2. Точність визначення місцеположення об'єктів позиційним методом ..	50
4.3. Точність місцевизначення об'єктів методом числення шляху.....	54
Розділ 3. Елементи теорії статистичної радіонавігації	60
Лекція 5. Статистичні методи синтезу пристроїв та систем радіонавігації..	60
5.1. Застосування статистичних методів аналізу та синтезу	60
5.2. Задача оптимального нелінійного оцінювання безперервних процесів..	61
5.3. Задача оцінки стану за критерієм мінімуму дисперсій помилок	67
5.4. Оптимальна оцінка гауссівського випадкового вектора.....	70
Лекція 6. Статистичне оптимальне лінійне оцінювання	75
6.1. Рівняння оптимального лінійного фільтра	75
6.2. Задача однокрокового оцінювання при лінійній залежності векторів ..	77

6.3. Алгоритм рекурентного статистичного оптимального лінійного оцінювання.....	78
6.4. Дискретний фільтр Калмана	83
Розділ 4. Радіонавігаційні системи та комплекси	88
Лекція 7. Радіонавігаційні системи ближньої навігації	88
7.1. Всебічно направлений азимутальний радіомаяк VOR.....	88
7.1.1. Призначення радіонавігаційної системи VOR, принцип роботи ..	88
7.1.2. Структура та функціональний опис радіомаяка VOR.....	93
7.1.3. Антенна система радіомаяка VOR	96
7.2. Доплерівський всебічно направлений азимутальний радіомаяк DVOR.....	98
7.2.1. Призначення радіонавігаційної системи DVOR, принцип роботи	98
7.2.2. Структура та функціональний опис радіомаяка DVOR.....	101
7.2.3. Бортове обладнання системи VOR/DVOR	103
7.3. Далекомірний радіомаяк DME	105
7.3.1. Призначення далекомірного радіомаяка DME, принцип роботи	105
7.3.2. Функціонування далекомірного каналу	108
7.3.3. Структура та функціональний опис радіомаяка DME	110
7.3.4. Бортове обладнання системи DME.....	113
Лекція 8. Аеродромні радіонавігаційні системи	116
8.1. Ненаправлені радіомаяки	116
8.1.1. Призначення привідних радіомаяків	116
8.1.2. Структура та функції привідної радіостанції	119
8.1.3. Принцип роботи привідної радіостанції	122
8.1.4. Принцип роботи автоматичного радіокомпаса	124
8.2. Автоматичні радіопеленгатори.....	128
8.2.1. Призначення радіопеленгаторів та їх функції.....	128
8.2.2. Принцип роботи доплерівського автоматичного радіопеленгатора	129
8.2.3. Структура та функціональний опис АРП	133
Лекція 9. Радіовисотомірні системи	137
9.1. Частотні радіовисотоміри.....	137
9.1.1. Частотний метод радіодалекометрії	137
9.1.2. Радіовисотомір з частотною модуляцією	142

9.2. Імпульсний радіовисотомір	144
9.2.1. Часовий метод радіодалекометрії.....	144
9.2.2. Схема імпульсного радіовисотоміра	146
Лекція 10. Радіосистеми вимірювання швидкості і кута зносу	151
10.1. Доплерівський метод визначення шляхової швидкості і кута зносу ...	151
10.2. Двопроменева система визначення швидкості і кута зносу	156
10.3. Чотирьохпроменева система визначення швидкості і кута зносу	157
10.4. Кореляційний метод вимірювання шляхової швидкості	159
Розділ 5. Багатопозиційні радіонавігаційні систем	164
Лекція 11. Далекомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи.....	164
11.1. Далекомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи місцевизначення об'єктів	164
11.2. Далекомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи місцевизначення об'єктів у поверхні Землі.....	168
11.3. Далекомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи місцевизначення об'єктів у просторі	170
11.4. Синтез алгоритму оптимальної оцінки місцеположення об'єкта в багатопозиційній далекомірній радіонавігаційній системі	172
Лекція 12. Різницево-далекомірні та кутомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи	179
12.1. Різницево-далекомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи..	179
12.2. Кутомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи	184
12.3. Кутомірні БРНС місцевизначення об'єктів у просторі	188
12.4. Статистичне оптимальна обробка кутомірної інформації	190
Розділ 6. Системи супутникової радіонавігації	196
Лекція 13. Загальні принципи супутникової радіонавігації	196
13.1. Роль супутникових систем в сучасній навігації.....	196
13.2. Спостереження на основі глобальної системи позиціонування.....	197
13.3. Системи координат, що використовуються для вирішення навігаційних задач.....	199
13.4. Опис руху навігаційних супутників	203
13.5. Загальні принципи функціонування СРНС	206
13.6. Формування супутникової інформації та її отримання.....	208
13.6.1. Формування на супутнику послідовності імпульсів	209
13.6.2. Процес отримання супутникової інформації.....	210
13.6.3. Кодування навігаційних повідомлень	212

Лекція 14. Позиціонування об'єктів в супутникових радіонавігаційних системах	214
14.1. Псевдодалекомірний метод визначення координат	214
14.2. Визначення координат навігаційним приймачем.....	216
14.3. Фактори, що впливають на точність супутникової навігації.....	221
Лекція 15. Система автоматичного залежного спостереження в режимі радіомовлення (ADS-B)	226
15.1. Концепція автоматичного залежного спостереження	226
15.2. Автоматичне залежне спостереження в режимі радіомовлення (ADS-B).....	229
15.3. Повідомлення ADS-B	232
15.4. Застосування ADS-B в системах керування повітряним рухом.....	235
Розділ 7. Комплексна обробка інформації навігаційних систем	241
Лекція 16. Методи комплексної обробки інформації навігаційних систем ..	241
16.1. Принципи комплексування.....	241
16.2. Спосіб компенсації	243
16.3. Спосіб фільтрації	244
16.4. Спосіб введення додаткової інформації в кільце стеження	246
16.5. Способи включення фільтра в схемі комплексування.....	247
Лекція 17. Приклади інтегрування навігаційних систем	250
17.1. Інтегрування радіокомпаса і датчика курсового кута.....	250
17.2. Інтегрування кутомірно-далекомірної системи, датчика швидкості руху і датчика курсового кута.....	254
Лекція 18. Інтегрування радіонавігаційних систем VOR/DME та інерційної навігаційної системи	260
18.1. Постановка задачі та вихідні дані	260
18.2. Математичні моделі похибок вимірювань VOR/DME	261
18.3. Математичні моделі похибок вимірювань ІНС	262
18.4. Застосування фільтра Калмана в схемі комплексування	263
18.5. Аналіз результатів комп'ютерного моделювання.....	268
Список літератури	271

Вступ

Для сучасних радіонавігаційних систем (РНС) характерним є високій рівень цифрової оптимальної обробки сигналів і навігаційної інформації, що дає змогу підвищити показники систем і розширити їх функціональні можливості. Створення систем з комплексною обробкою інформації від різного типу навігаційного обладнання з використанням інформації супутникових радіонавігаційних систем дозволяє досягти ще більшої ефективності при вирішенні задач навігації, контролю та управління рухомими об'єктами.

Метою викладання дисципліни є розкриття принципів і методів створення та удосконалення сучасних радіонавігаційних систем та комплексів в умовах інтеграції національних і міжнародних транспортних систем для забезпечення необхідного рівня безпеки руху та економічної ефективності.

Предметом вивчення є сучасні методи навігації, радіонавігаційні системи та комплекси, статистичні оптимальні методи та алгоритми обробки навігаційної інформації, а також методи та алгоритми інтегрування радіонавігаційних систем з іншими навігаційними системами.

Розвиток технічних засобів та систем навігації нерозривно пов'язаний з розвитком методів навігації. Сучасні методи навігації ґрунтуються на застосуванні зональної навігації RNAV, концепції потрібних навігаційних характеристик RNP, та концепції експлуатаційних характеристик PBN.

Впровадження зональної навігації неможливе без удосконалення системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху (CNS/ATM).

Сучасні радіонавігаційні системи, що створені на основі далекомірних та різницево-далекомірних пристроїв, забезпечують визначення координат рухомих об'єктів з достатньою точністю для вирішення завдань дальньої навігації.

Радіонавігаційні системи ближньої навігації та посадки дають можливість визначати координати об'єкта на відстанях до кількох сотень кілометрів та забезпечують навігацію на заключному етапі польоту при посадці.

Автономні бортові радіонавігаційні пристрої, такі як радіовисотоміри, доплерівські вимірювачі швидкості, реалізують радіолокаційні принципи визначення навігаційних параметрів за відбитим від земної поверхні сигналам.

Особливе місце займають супутникові радіонавігаційні системи (СРНС). Супутникова радіонавігація визначає якісно новий рівень навігаційного забезпечення наземних, морських, повітряних та космічних споживачів. Важливими перевагами сучасних супутникових радіонавігаційних систем є

глобальність робочої зони, необмежена пропускна спроможність, скритність, живучість, висока точність та безперервність вимірів.

Слід зазначити, що більшість радіонавігаційних систем включає у своєму складі як наземне, так і бортове обладнання. Тому фактично такі системи є радіонавігаційними комплексами.

Особливістю функціонування РНС є те, що вони працюють, як правило, в умовах складної завадової обстановки, вони сильно піддаються завадам як внутрішнім, так і зовнішнім. Вимірювані навігаційні параметри мають випадковий характер, а вхідні радіосигнали в приймачах РНС стохастичні за своєю природою через флуктуації при розповсюдженні, відбиття, перевідбиття, випадкові переміщення одних елементів пристроїв щодо інших і т.д. Крім того, корисні радіосигнали завжди спостерігаються на тлі завад. Тому розвиток та вдосконалення технічних засобів навігації потребує застосування статистичної теорії радіонавігації, яка розглядає методи аналізу та синтезу пристроїв в умовах статистичної невизначеності.

Ефективним підходом до вдосконалення навігаційних систем є створення комплексних систем, в яких здійснюється інтегрування різних навігаційних систем з комплексною оптимальною обробкою інформації. Зазвичай вдається досягти великого позитивного ефекту при об'єднанні радіотехнічних і нерадіотехнічних вимірників.

Даний посібник написано у відповідності до робочої програми навчальної дисципліни «Сучасні радіонавігаційні системи та комплекси» (цикл професійної підготовки) навчального плану підготовки магістрів за освітньо-професійною програмою «Радіотехнічні комп'ютеризовані системи» спеціальності 172 «Електроні комунікації та радіотехніка».

Структура посібника тематично складається з 7 розділів. В першому розділі «Сучасні методи навігації та вимоги до точності» розглядається концепція зональної навігації (RNAV), навігація, заснована на навігаційних та експлуатаційних характеристиках (RNP, PBN). В другому розділі «Застосування радіотехнічних систем для вирішення задач навігації» розглядається задачі навігації, методи їх рішення та оцінка точності методів позиціонування об'єктів. В третьому розділі «Елементи теорії статистичної радіонавігації» даються основи статистичних методів синтезу пристроїв та систем радіонавігації. В четвертому розділі «Радіонавігаційні системи та комплекси» розглядаються РНС ближньої навігації, наземні та бортові радіонавігаційні засоби. В п'ятому розділі «Багатопозиційні радіонавігаційні системи» дається інформація про багатопозиційні далекомірні, різницево-

далекомірні та кутомірні РНС. В шостому розділі «Системи супутникової радіонавігації» даються загальні принципи супутникової радіонавігації, позиціонування об'єктів в СРНС, а також система автоматичного залежного спостереження в режимі радіомовлення (ADS-B). В заключному сьомому розділі «Комплексна обробка інформації навігаційних систем» наводяться методи комплексної обробки інформації навігаційних систем, та розглядаються приклади інтегрування різних навігаційних систем.

Розділ 1. Сучасні методи навігації та вимоги до точності

Лекція 1. Зональна навігація RNAV

1.1. Визначення зональної навігації

Традиційно маршрути польотів літаків задавалися таким чином, щоб вони проходили через наземні радіомаяки. Оскільки політ виконувався «На» або «Від» радіомаяка, то бортове обладнання безпосередньо визначало та показувало на покажчиках бік та величину кутового ухилення літака. Це дозволяло пілоту легко зберігати лінію заданого шляху, утримуючи планку покажчика у центрі приладу.

Зростання інтенсивності повітряного руху призвело до того, що звичайних трас, які проходять через радіомаяки, у багатьох регіонах було недостатньо для забезпечення необхідної пропускної спроможності повітряного простору. Почала обговорюватися можливість польотів довільними траєкторіями, які не обов'язково проходять через радіомаяки. Для забезпечення таких польотів на борту повітряного судна (ПС) необхідно:

- 1) отримувати інформацію про поточне місцезнаходження ПС;
- 2) надавати інформацію для пілота у вигляді відхилення від заданої траєкторії (забезпечити наведення).

Навігація маршрутами, що не проходять через радіомаяки, отримала назву «зональна навігація» (Area Navigation – RNAV), оскільки її здійснення було можливе лише при знаходженні ПС у межах зони дії (range, area) радіомаяка. Історія розвитку зональної навігації позначилася на тому, яким чином давалося визначення цього поняття у документах ІКАО. Спочатку малися на увазі лише польоти в межах зони дії радіомаяків, проте з появою можливості автономного числення шляху поняття RNAV було розширено, і в першому варіанті його визначення давалося вже таким чином.

«Зональна навігація – метод навігації, що дозволяє повітряним суднам виконувати політ по будь-якій бажаній траєкторії в межах дії радіомаячних навігаційних засобів або в межах, які визначаються можливостями автономних засобів або їх комбінацією» (ICAO Doc 9613, вид.1, 1994).

Згодом з'явилися інші навігаційні системи з більшою зоною дії, ніж пряма видимість опорного маяка, наприклад супутникові системи GNSS. Проте первісний термін змінювати не стали, але змінили його трактування. Чинне трактування терміна лаконічніше і не прив'язане до конкретного типу бортового обладнання. «Зональна навігація – метод навігації, який дозволяє

повітряному судну виконувати політ за будь-якою бажаною траєкторією» (ICAO Doc 9613, вид. 2, 1999).

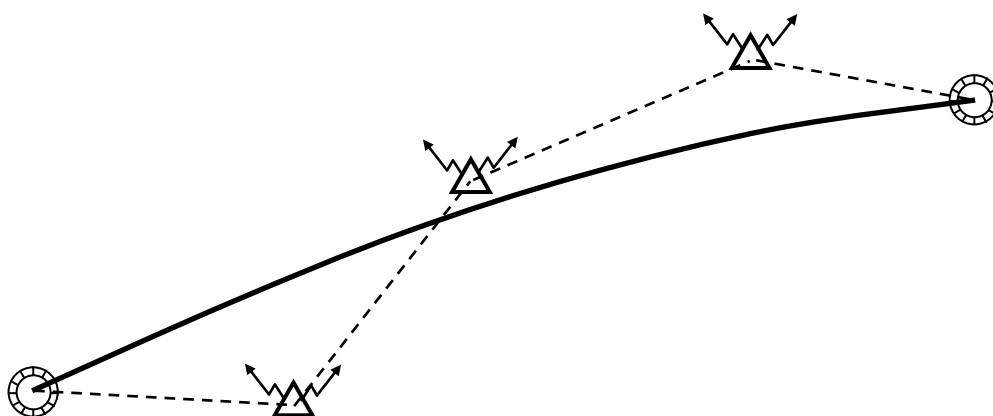


Рис. 1.1. Схема маршруту польоту при зональній навігації

У визначенні ICAO зональна навігація названа методом навігації. Дехто вважає це не зовсім коректним. Адже для здійснення RNAV можуть використовуватися різні методи навігації та способи визначення місцезнаходження ПС. Вони можуть бути засновані на використанні радіотехнічних систем, систем числення шляху або, в перспективі, на якихось інших принципах. Для сутності зональної навігації це байдуже. Та й не може «навігація» бути «методом навігації», тобто способом здійснення самої себе. Зональна навігація не метод, а різновид навігації, який відрізняється від звичайного лише двома рисами: можливістю завдання довільних траєкторій та забезпеченням наведення при польоті ними. Тому більш точне визначення RNAV могло б виглядати так: «зональна навігація – навігація з використанням технічних засобів, що забезпечують наведення при польоті будь-якою бажаною траєкторією».

Обладнання, що забезпечує можливість такої навігації, стали називати «обладнанням зональної навігації» або «обладнанням RNAV». Воно повинно автоматично визначати місцезнаходження ПС по одному або декільком навігаційним датчикам і обчислювати відстань вздовж лінії шляху, бічне відхилення, час польоту до вибраного пункту, а також забезпечити безперервну індикацію відхилення, тобто забезпечити наведення. Сама ж траєкторія задається, як правило, геодезичними координатами (широтою та довготою) кількох її точок, званих точками шляху (waypoints).

Траєкторія планованого польоту може бути задана не тільки у горизонтальній площині у вигляді маршруту, але й у вертикальній – шляхом

завдання висот польоту точок шляху, кутів або градієнтів нахилу траєкторії. Крім того, може бути задана просторово-часова траєкторія, коли для деяких точок задано час їхнього польоту. Відповідно до розмірності (Dimension) «простору», в якому здійснюється наведення, зональну навігацію поділяють на три види:

- 2D-RNAV – двовимірна RNAV у горизонтальній площині – LNAV (Lateral Navigation). Іноді, використовуючи дослівний переклад, її називають бічною навігацією, оскільки наведення здійснюється лише з бокового ухилення;

- 3D-RNAV – тривимірна RNAV у горизонтальній та вертикальній площинах. Для навігації у вертикальній площині використовується аббревіатура VNAV (Vertical Navigation);

- 4D-RNAV – чотиривимірна RNAV у горизонтальній та вертикальній площинах плюс рішення задачі регулювання швидкості польоту для проходження пунктів маршруту або прибуття на аеродром у заданий час. Зональна навігація за часом скорочено позначається TNAV (літера T – Time).

Проблема впровадження зональної навігації полягає не просто в тому, щоб забезпечити політ довільною траєкторією, а в тому, щоб точність її витримування відповідала встановленим в даному регіоні вимогам.

У сучасній аеронавігації ці вимоги встановлюються у вигляді так званих потрібних навігаційних характеристик (RNP – Required Navigation Performance). Тому питання зональної навігації виявилися тісно переплетені із проблемами RNP. Настільки тісно, що нині ці два кола питань виявилися об'єднаними в одному документі ICAO. Раніше концепція RNAV та вимоги до неї містилися у документі ICAO «Настанова з зональної навігації». В даний час він припинив своє існування, але весь його матеріал увійшов до «Настанови з потрібних навігаційних характеристик RNP». Тепер RNP розглядається як інструмент технічного та нормативного регулювання польотів із застосуванням RNAV.

Залежно від жорсткості вимог до точності витримування заданої траєкторії, а також від характеру функціональних вимог до бортового обладнання широко використовуються такі позначення типів RNAV:

- B-RNAV (Basic RNAV) – основна (базова) зональна навігація;
- P-RNAV (Precision RNAV) – точна зональна навігація;
- RNP-RNAV – зональна навігація з потрібними навігаційними характеристиками.

RNAV розглядається ICAO як основний вид навігації майбутнього, оскільки вона має цілу низку незаперечних переваг перед навігацією звичайною, традиційною:

1. Польоти стають безпечнішими за рахунок підвищення точності навігації. Це пов'язано з тим, що при введенні RNAV у будь-якому регіоні одночасно вводяться вимоги до точності (у вигляді RNP).

2. Збільшується пропускна спроможність та ефективність використання повітряного простору як на маршрутах, так і в районах аеродромів. Це відбувається з одного боку за рахунок збільшення кількості маршрутів у заданому об'ємі повітряного простору (тепер вони не обов'язково повинні проходити через радіомаяки), а з іншого – за рахунок зменшення інтервалів бічного ешелонування, яке виявляється тепер можливим, оскільки точність навігації стала вищою.

3. З'являється можливість зробити структуру маршрутів динамічною, що легко змінюється в залежності від ситуації. При цьому можуть бути враховані інтереси як цивільної, так і державної авіації. Гнучкість RNAV дозволяє уникнути скупчення ПС у певних ділянках повітряного простору, серйозних ущільнень маршрутів та появи «повітряних заторів».

4. Маршрути можна встановлювати більш короткими, що призводить до економії авіапалива та зменшення льотного часу.

5. За наявності наведення льотний екіпаж наочно уявляє собі навігаційну ситуацію, що дозволяє уникнути неправильних рішень і помилок.

6. Зменшується навантаження як пілота, так і диспетчера за рахунок можливості відмовитися від радіолокаційного наведення (векторення), що здійснюється диспетчером у районі аеродрому.

7. Виявляється можливим скоротити кількість наземних навігаційних засобів.

1.2. Застосування зональної навігації

Зональна навігація використовується в авіації для планування та виконання польотів у конкретних зонах або регіонах.

Основні задачі зональної навігації включають наступне.

1. Маршрутизацію польотів. Зональна навігація дозволяє планувати оптимальні маршрути для повітряних суден у межах певних зон або регіонів. Це включає вибір маршрутних точок, навігаційних станцій, повітряних трас, обмежень повітряного простору та інших факторів, що впливають на безпеку і ефективність польотів.

2. Точне визначення місцезнаходження. Зональна навігація використовує різні радіотехнічні системи, такі як супутникові навігаційні системи (наприклад, GPS) і наземні радіонавігаційні системи (наприклад, VOR/DME),

для точного визначення місцезнаходження повітряного судна в заданій зоні. Це дозволяє пілотам та операторам точно контролювати розташування судна у просторі під час польоту.

3. Безпеку польотів. Зональна навігація допомагає забезпечити безпеку польотів шляхом використання навігаційних систем і спостереження за обмеженнями повітряного простору. Вона дозволяє уникати колізій з іншими повітряними суднами, перешкодами та зонами, де польоти заборонені або обмежені.

4. Поліпшення ефективності польотів. Зональна навігація дозволяє планувати оптимальні маршрути, що сприяє скороченню часу польоту, зменшенню витрат палива і спрощувати процес зльоту та посадки. Вона також дозволяє ефективно використовувати повітряний простір та маршрутизувати польоти навколо зон, де польоти обмежені або заборонені. Таким чином забезпечуються найоптимальніші шляхи переміщення повітряних суден.

При застосуванні методів RNAV мають бути виконані такі обов'язкові умови:

- якщо обладнання RNAV використовує сигнали наземних або супутникових засобів, то воно має стійко приймати ці сигнали протягом усього польоту за маршрутом або маневрування в районі аеродрому;
- координати точок шляху (WPT – waypoints) повинні визначатися та публікуватися в **Збірниках аеронавігаційної інформації (AIP)** держав у Всесвітній геодезичній системі координат WGS-84 та з необхідною точністю, роздільною здатністю та цілісністю;
- обладнання RNAV має бути сертифікованим для виконання польоту за маршрутом та в районі аеродрому;
- льотний екіпаж повинен мати допуск до виконання польотів маршрутами RNAV та в районі аеродрому.

1.3. Навігаційні точки в системі зональної навігації

ICAO у Додатку 11 та у Doc 8168 визначає термін Waypoint – точка шляху (WPT, WP, W/P) як термін, що застосовується для опису маршрутів та процедур зональної навігації. У Додатку 11 визначено також термін «significant point» (суттєва точка), який використовується для опису географічного положення пункту, що використовується в структурі маршрутів і заданих траєкторіях польоту. Тому будь-який WPT є водночас і «significant point».

У багатьох інших документах ICAO, FAA, JAA, Євроконтролю та AIP Держав WPT описується як фіксована точка – FIX, особливо в описі процедур заходу на посадку, де в основному використовуються терміни «initial approach fix» (IAF), «intermediate fix» (IF), «final approach fix» (FAF), «missed approach point» (MAPt) і «missed approach holding fix» (MAHF).

Для запобігання плутанини експертами ICAO прийнято рішення продовжувати використання термінів IAF, IF, FAF, MAPt та MAHF як у звичайній, так і в зональній навігації. Таке рішення ухвалено нещодавно, тому в документах зустрічаються наступні аббревіатури точок шляху процедур заходу на посадку:

IAPWP – точка початку заходу на посадку;

(IAF) IWP – точка шляху проміжного етапу заходу на посадку (IF);

FAWP – точка шляху кінцевого етапу заходу на посадку (FAF/FAP);

MAWP – точка відходу на друге коло (MAPt);

MHWP – кінцева точка після відходу на друге коло із зоною очікування (MAHF).

В аеропортах Європи всі WPT в районі аеродрому поділяються на стратегічні – «Strategic waypoint», та тактичні – «Tactical waypoint».

«Strategic waypoint» – це або дуже важливі для організації повітряного руху (ОПР) пункти, які повинні легко запам'ятовуватися та чітко відображатися на будь-якому типі дисплея, або це «активуючі» пункти, при проходженні яких бортові системи безмовного зв'язку генерують повідомлення органу ОПР про їх проходження. Такі пункти зазвичай є частиною процедур SID/STAR.

«Tactical waypoint» – пункти конкретної процедури заходу на посадку, а також проміжні пункти процедур SID/STAR (стандартні схеми підходу та виходу), які не є стратегічними і служать для стикування ділянок процедури, тактичних потреб диспетчера КПП при організації руху в ТМА (Terminal control area – район аеровузла) і т.д.

WPT встановлюються у всіх важливих точках процедури – при зміні курсу (ЗШК), висоти, швидкості. Однак для опису умов виконання елемента процедури (наприклад, «розворот після перетину висоти 1200 футів») WPT зазвичай не встановлюється, а в описі процедури застосовується символ «200'+».

WPT визначаються координатами WGS-84 з точністю, не гірше:

– для торців ЗПС та MAPt – 0,01' (30 см);

– для всіх інших WPT – 0,1' (3 м).

За правилами проходження WPT поділяються на два типи: Fly-By та Fly-Over (рис. 1.2).

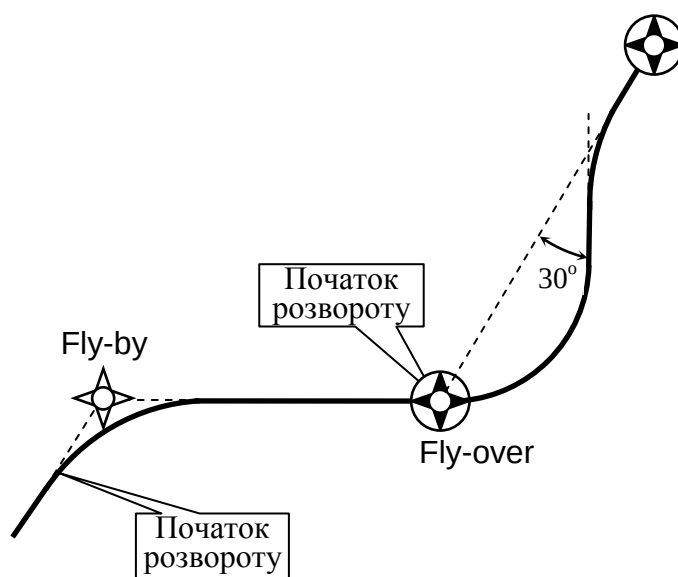


Рис. 1.2. – Типи проходження WPT Fly-by та Fly-over

Розвороти в точках WP виконуються при польоті за маршрутом з креном 20°. При розробці схем заходу на посадку та вильоту передбачаються такі крени:

- 25° при заході на посадку;
- при виконанні процедури вильоту та відходу на друге коло (Missed Approach) на схемах, заснованих на RNAV – 15°, а RNP RNAV – 20°.

Імена (коди) точок шляху мають бути однаковими – на опублікованих картах в AIP та у збірниках AIP, у бортових системах RNAV та на дисплеї у диспетчера. Тому застосовується стандартна система найменувань WPT – 5 Letter Name Code (5LNC).

BE BET, ASUGA – стратегічні WPT у ТМА та на маршруті;

HK601, HK642 – тактичні WPT процедур RNAV у ТМА (IAP, SID, STAR).

Координати точок шляху до ТМА будь-якого аеродрому публікуються у відповідних розділах AIP у вигляді таблиць алфавітного порядку:

Навігаційні точки для процедури RNAV	
BE BET	60 14 18.92N 024 46 37.17E
ESUGA	60 14 22.25N 024 44 34.96E
HK601	60 14 49.79N 025 03 10.19E
.....	
HK642	60 14 48.08N 024 37 21.43E
VE PES	60 27 24.00N 024 34 50.00E

Однак, точки шляху, що суміщені з наземними маяками VOR/DME/NDB, іменуються відповідно до позивних маяків. Як правило, це дві - три літери, які відображаються на дисплеях екіпажа та диспетчера. Це не відповідає стандартній системі і згодом такі точки будуть перейменовані згідно 5LNC.

Обладнання RNAV може створювати власні точки, які відображаються на дисплеї, але яких немає ні в AIP, ні на картах Jeppesen, ні на дисплеях диспетчерів. Ці точки називаються «computer navigation-fixes». Вони створюються під час активації з бази даних «накладених» процедур SID, STAR та GPS-OVERLAY Approach.

Приклад з обладнання Trimble 2000 Approach Plus:

RW25L – торець ЗПС 25L

MA25L – точка відходу на друге коло, як правило за 0,5 NM від RW25L

D160F – точка на радіалі 160 і віддаленні 6 NM від маяка VOR/DME

CF25L – точка в створі ЗПС 25L, публікується на картах Jeppesen

FF25L – FAWP при заході на ЗПС 25L

N25HP – HWP (Holding Fix) над NDB при заході на ЗПС 25.

При маневруванні за цими точками екіпаж не повинен використовувати їх назви під час зв'язку з диспетчером. Після остаточного переходу на процедури RNAV та вилучення з AIP та баз даних «накладених» процедур потреба у «computer navigation-fixes» відпадає і всі точки будуть іменуватися в єдиній системі.

Таблиця 1.1

Символи WPT, що застосовуються у публікаціях ICAO та AIP

Fly-by Waypoint Точка шляху флай-бай	
Fly-over Waypoint Точка шляху флай-овер	
Fly-by Waypoint coincident with Compulsory Repotting Point Точка шляху флай-бай співпадає з с пунктом обов'язкового докладу	
Fly-over Waypoint coincident with VOR/DME Точка шляху флай-овер співпадає з VOR/DME	
Fly-by Waypoint coincident with NDB Точка шляху флай-бай співпадає з NDB	

1.4. Переваги та проблеми зональної навігації

Використання зональної навігації має наступні переваги.

1. Підвищення безпеки польоту шляхом підвищення точності навігації та упередження появи повітряних суден в зонах, де вже знаходяться інші судна.
2. Збільшення пропускної спроможності повітряного простору за допомогою його ефективного розподілення.
3. Забезпечення динамічності маршрутів.
4. Можливість скорочення існуючих маршрутів за рахунок їх оптимізації;
5. Зменшення навантаження на пілота та диспетчера.
6. Збільшення точності планування маршрутів.
7. Планування маршрутів в обмежених повітряних просторах.
8. Висока точність. Зональна навігація забезпечує високу точність визначення положення, швидкості і напрямку руху повітряного судна. Це дозволяє пілотам максимально точно виконувати маневри, планувати маршрути і виконувати посадку.
9. Простота використання. Радіотехнічні засоби зональної навігації засновані на стандартизованих радіосигналах і протоколах, що робить їх досить простими у використанні. Пілотам необхідно лише мати відповідне обладнання та знати процедури отримання інформації з радіотехнічних систем.
10. Незалежність від погодних умов. Радіотехнічні засоби навігації, менше залежать від погодних умов ніж інші. Це означає, що пілоти можуть отримувати навігаційну інформацію навіть у складних метеоумовах, таких як туман або висока хмарність.

Загалом, використання зональної навігації дозволяє пілотам і операторам ефективно та безпечно планувати і виконувати польоти в конкретних зонах або регіонах, забезпечуючи оптимальну маршрутизацію, точне визначення місцезнаходження і уникнення небезпечних ситуацій.

При використанні різноманітних радіотехнічних систем для забезпечення зональної навігації може виникати ряд проблем, таких як:

1. Недостатнє покриття навігаційними радіостанціями, що може ускладнювати точне визначення місцезнаходження та навігацію повітряних суден у певних зонах, особливо на відрізках шляху над океанами чи морями.
2. Наявність інтерференції та шуму, що може призводити до спотворень або зниження якості сигналу, що може впливати на надійність та точність зональної навігації.

3. Недостатня точність або застаріле обладнання може призвести до неточностей у визначенні місцезнаходження, що у свою чергу може впливати на безпеку та ефективність навігації.

4. Недостатній захист, що може призвести до втрати зв'язку або надійності, що може мати серйозні наслідки для безпеки польотів.

5. Несумісність з іншими системами, що призводить до складнощів у реалізації зональної навігації.

6. Недостатня координація використання частот, що може призводити до перешкод і конфліктів у комунікації.

7. Вплив погодних умов може впливати на точність вимірювань GPS або на сигнали радіотехнічних навігаційних систем.

Ці проблеми потребують постійного вдосконалення технологій, досліджень і розвитку радіотехнічних систем для забезпечення ефективної та безпечної зональної навігації.

Література до лекції 1: [4–6], [11].

Питання для самоперевірки

1. Дайте визначення зональної навігації.
2. Дайте порівняння традиційної та зональної навігації.
3. Вкажіть причини переходу до зональної навігації.
4. Які переваги дає застосування зональної навігації?
5. Визначте обов'язкові функції обладнання RNAV.
6. Визначте бажані функції обладнання RNAV.
7. Які застосовуються типи RNAV?
8. Що таке навігаційні точки та як літаки можуть їх пролітати?
9. Як застосування RNAV пов'язане з точністю навігації?
10. Які обов'язкові умови мають бути виконані при застосуванні RNAV?
11. Вкажіть можливі проблеми при впровадженні зональної навігації.

Лекція 2. Навігація, заснована на навігаційних та експлуатаційних характеристиках (RNP, PBN)

Проблема впровадження зональної навігації полягає не просто в тому, щоб забезпечити політ довільною траєкторією, а в тому, щоб точність її витримування відповідала встановленим в даному регіоні вимогам.

У сучасній аеронавігації ці вимоги встановлюються у вигляді потрібних навігаційних характеристик RNP – Required Navigation Performances.

2.1. Концепція потрібних навігаційних характеристик RNP

Концепція потрібних навігаційних характеристик (RNP) є підходом до встановлення вимог до точності та надійності аеронавігації в тому чи іншому регіоні.

У зв'язку із запровадженням скорочених норм бокового ешелонування MNPS (Minimum Navigation Performance Specifications) були встановлені вимоги до точності навігації всіх ПС, що виконують польоти в повітряному просторі, MNPS. Ці вимоги встановлювалися у вигляді середньої квадратичної похибки визначення місця ПС, а також у вигляді частки загального часу польоту, протягом якого бічне ухилення ПС знаходилося у необхідних межах. Наприклад, одна з вимог полягала в тому, щоб за границею смуги ± 30 м. миль ПС перебувало не довше, ніж 1 годину протягом 2000 годин польоту. При цьому не потрібно обов'язково встановлювати навігаційні системи певного виду.

Головне – забезпечити вимоги до траєкторії польоту, а яким саме шляхом – це справа експлуатанта (авіакомпанії).

Такий підхід, коли вимоги пред'являються не у формі необхідності установки на борту конкретного виду устаткування, а вигляді допустимих меж відхилень і відповідних їм ймовірностей, виявився досить продуктивним. Він зручний для всіх учасників авіаційного процесу. Органам ОПР – тому, що вони тепер впевнені: у їхній зоні відповідальності виконують польоти лише ПС з характеристиками, що не гірші за потрібні. Виробникам навігаційного обладнання – тому, що для них тепер задана потрібна точність навігаційних систем, що випускаються. А авіакомпаніям, льотним екіпажам визначено необхідні орієнтири: які встановлювати бортові системи, який має бути рівень підготовки екіпажів, які мають бути розроблені навігаційні процедури.

Подальший розвиток цей підхід отримав у концепції RNP, яка була розроблена комісією ICAO з майбутніх навігаційних систем (FANS), а потім

розвивалася Групою експертів з розгляду загальної концепції ешелонування.

Характеристики RNP, встановлені в тому чи іншому районі (області повітряного простору), характеризуються своїм типом (RNP type), який визначає необхідну точність аеронавігації в цьому районі.

Точність навігації характеризується величиною похибки витримання заданої траєкторії, що називається **загальною похибкою системи** (TSE – Total System Error).

Похибки розглядаються окремо за бічною та поздовжньою координатами.

За бічною координатою, тобто у напрямку, перпендикулярному ЛЗШ, TSE являє собою відстань між фактичним місцем положення ПС і лінією заданого шляху в навігаційній системі. Вона включає такі складові (рис. 2.1).

1. *Похибка навігаційної системи* (NSE – Navigation System Error). Вона характеризує точність датчиків, що використовуються для визначення координат, і включає в свою чергу похибки наземного і бортового обладнання, а також зовнішні похибки, що виникають, наприклад, при поширенні радіохвиль у просторі.

2. *Похибка обчислення даних RNAV* (PDE – Path Definition Error). Виникає при перетворенні інформації від датчиків на інформацію про відхилення від заданої траєкторії. Наприклад, пеленга та дальності – у лінійне бічне ухилення.

3. *Похибка пілотування* (FTE – Flight Technical Error). Це відстань між місцезнаходженням ПС, яку пілот бачить на індикаторі, і заданим місцезнаходженням (ЛЗШ) на цьому ж індикаторі. Це єдина складова TSE, яку екіпаж може спостерігати безпосередньо.

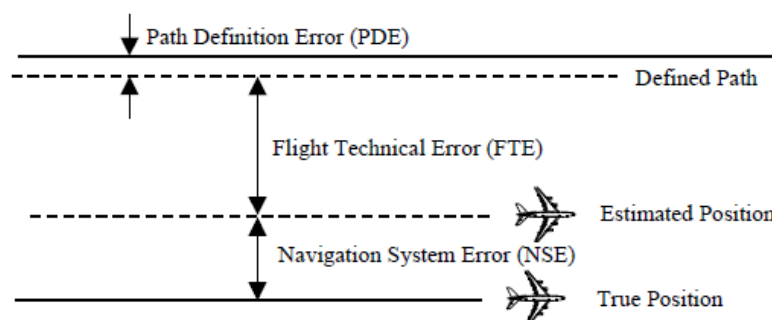


Рис. 2.1. Види похибок

Загальна системна похибка TSE (Total System Error) визначається наступним чином

$$TSE = \sqrt{(FTE)^2 + (NSE)^2 + (PDE)^2}. \quad (2.1)$$

Може розглядатися також спрощене рівняння

$$TSE = \sqrt{(FTE)^2 + (NSE)^2} \quad (2.2)$$

Загальна похибка TSE за рівнянням (2.2) має статистичний розподіл у поперечному напрямку (рис. 2.2).

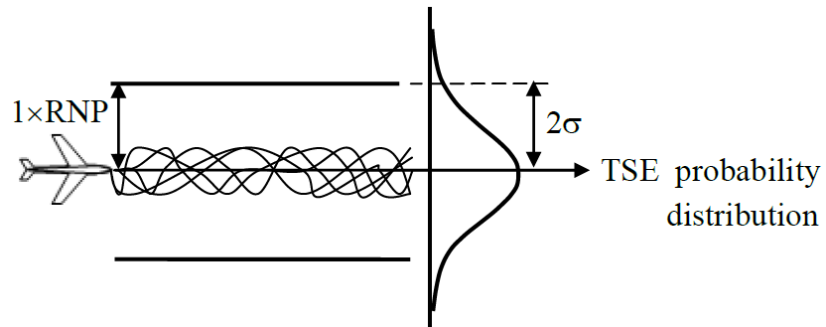


Рис. 2.2. Розподіл ймовірностей загальної похибки

За поздовжньою координатою (вздовж ЛЗШ) TSE є різницею між відображеною на індикаторі відстанню ПС до точки шляху (WPT) і фактичною відстанню до цієї точки. Вона включає майже ті самі складові, що і за бічною координатою, – *похибки навігаційної системи, обчислення даних та індикації*. Відсутня лише *похибка пілотування*. Адже оскільки немає заданого місця положення у поздовжньої координати в даний момент часу, то не можна і визначити відхилення від нього. Однак ситуація змінюється із запровадженням зональної навігації за часом (TNAV – Time Navigation).

2.2. Типи RNP

Тип RNP позначається числом, яке являє собою виражену в морських милях так звану **величину утримування** (containment value), що визначає допустимі відхилення. Оскільки всі складові TSE є випадковими, то неможливо вимагати стовідсоткового витримування коридору шириною плюс-мінус від величини утримування. Тому сутність вимог, що висуваються конкретним типом RNP до точності навігації, полягає в тому, що протягом 95 % польотного часу на будь-якій ділянці одного польоту TSE не повинна перевищувати величину утримування в кожному вимірі (і за бічною, і за поздовжньою координатами). Тобто чисельне значення типу RNP означає допустиму TSE, виражену для горизонтальної навігації (LNAV) у морських милях.

Наприклад, для RNP 4 лінійне бічне ухилення від ЛЗШ, а також похибка відображення відстані, що залишилася до точки шляху, не повинні

перевищувати 4 м. милі протягом не менше 95 % часу польоту. Тут число 4 є величиною утримування та позначає тип RNP.

Значення «95 % часу», що відповідає ймовірності знаходження ПС у межах коридору, що дорівнює 0,95, вибрано тому, що для багатьох видів законів розподілу випадкових похибок (зокрема, для нормального закону та закону Лапласа) це значення ймовірності приблизно відповідає подвійній середній квадратичній похибці («сигма»). Це означає, що, наприклад, для RNP 4 середня квадратична похибка витримання ЛЗШ повинна становити 2 м. милі. Якби вибрали інше значення ймовірності, довелося б обговорювати ще й вид розподілу.

Типи RNP поділяються на маршрутні, аеровузлові та аеродромні (рис. 2.3). ICAO визначила як основні (стандартні) типи RNP, які представлені в табл. 2.1.

Тип RNP1 передбачається для забезпечення найбільш ефективних польотів маршрутами ОПР та в аеровузловій зоні при використанні найбільш точної інформації про місце ПС, а також для застосування методів зональної навігації, що дозволяє отримати найбільшу гнучкість при організації та зміні маршрутів, здійснення в режимі реального часу необхідних коригувань відповідно із потребами структури повітряного простору. Цей тип RNP передбачає найефективніше забезпечення польотів, використання Правил польотів та організації повітряного простору під час переходу від польоту у районі аеродрому до польоту маршрутом, а також у зворотному порядку, тобто при виконанні процедур SID та STAR.

Таблиця 2.1

Маршрутні типи RNP

Величина утримування	Тип RNP				
	1	4	10	12.6	20
в морських милях	±1	±4	±10	±12.6	±20
в кілометрах	±1.85	±7.4	±18.5	±23.3	±37.0

Тип RNP4 призначається для маршрутів ОПР, що базуються на обмеженій відстані між навігаційними засобами. Цей тип RNP зазвичай використовується у повітряному просторі, розташованому над континентом. Встановлювана їм точність аеронавігації відповідає необхідної точності на звичайних маршрутах, що задаються VOR, яка використовувалася і до введення концепції RNP.

Тип RNP10 передбачається для скорочення мінімумів бічного та поздовжнього ешелонування. Він підвищує експлуатаційну ефективність в

океанічному повітряному просторі та районах, де можливості використання наземних навігаційних засобів обмежені.

Тип RNP12.6 забезпечує обмежену оптимізацію маршрутів у районах із зниженим рівнем забезпечення навігаційними засобами. Чисельне значення величини утримання відповідає подвоєної середньої квадратичної похибки визначення місця ПС, що є одним із параметрів MNPS у Північній Атлантиці.

Тип RNP20 характеризує мінімальні можливості за точністю, які вважаються прийнятними для забезпечення польотів за маршрутами ОПП будь-яким ПС у будь-якому контрольованому повітряному просторі у будь-який час. Він ніби відповідає такій поганій точності, що ще меншу необхідну точність немає сенсу встановлювати.

Широко використовуються і нестандартні типи RNP (табл. 2.2), тобто такі, що не перелічені у табл. 2.1.

У районах виконання польотів повітряними суднами, точність навігації яких перевищує вимоги RNP4 і у яких для контролю повітряного руху використовуються засоби незалежного радіолокаційного спостереження, може використовуватися ширина коридору ± 5 км ($\pm 2,7$ м. миль), тобто значення типу RNP 2.7.

Потрібні навігаційні характеристики задаються чотирма основними параметрами:

- 1) вимоги до точності використання системи RNAV;
- 2) вимоги до забезпечення цілісності при навігації по системі RNAV;
- 3) вимоги до готовності системи RNAV для навігації;
- 4) вимоги до безперервності навігації при використанні системи RNAV.

Процедура виконання RNAV

Карта з зональною процедурою має «маркування», яке означає:

RNAV – процедура може виконуватися з використанням обладнання RNAV, що працює від датчиків DME/DME, Basic GNSS або VOR/DME;

RNAV(DME/DME або GNSS) – процедура може виконуватися з використанням обладнання RNAV, що працює від датчиків DME/DME чи GNSS;

RNAV(DME/DME) – процедура може виконуватися з використанням обладнання RNAV, що працює лише від датчиків DME/DME;

RNAV(GNSS) – процедура може виконуватися з використанням обладнання RNAV, що працює лише від датчиків GNSS;

RNAV (DME/DME або GNSS крім Class A) – процедура може виконуватися з використанням обладнання RNAV, що працює тільки від датчиків DME/DME або GNSS класу В або С.

Таблиця 2.2

Заплановані типи RNP

Тип RNP	Необхідна точність (95% ймовірність)	Опис
0.003/z	$\pm 0.003 \text{ NM } [\pm z \text{ ft}]$	Для заходів на посадку, посадок, гальмування, рулювання за CAT III, ILS, MLS і GNSS/GBAS
0.01/15	$\pm 0.01 \text{ NM } [\pm 15 \text{ ft}]$	Для заходів на посадку за CAT II з ВІР до 30 м ILS, MLS и GNSS/GBAS
0.02/40	$\pm 0.02 \text{ NM } [\pm 40 \text{ ft}]$	Для заходів на посадку за CAT I з ВІР до 60 м ILS, MLS и GNSS/GBAS или SBAS
0.03/50	$\pm 0.03 \text{ NM } [\pm 50 \text{ ft}]$	Для заходів на посадку RNAV/VNAV з підтримкою SBAS.
0.3/125	$\pm 0.3 \text{ NM } [\pm 125 \text{ ft}]$	Для заходів на посадку RNAV/VNAV з підтримкою SBAS або Baro
0.3	$\pm 0.3 \text{ NM}$	Початковий та проміжний етап заходу, вильоти
0.5	$\pm 0.5 \text{ NM}$	Початковий та проміжний етап заходу, вильоти. Застосовуватиметься, де RNP0.3 не може бути забезпечений через погану інфраструктуру, а RNP1 недостатньо через високі перешкоди
1	$\pm 1.0 \text{ NM}$	STAR, початковий та проміжний етап заходу, вильоти
4	$\pm 4.0 \text{ NM}$	Континентальний ПП і маршрути, частина ТМА
5	$\pm 5.0 \text{ NM}$	Континентальний ПП і маршрути, частина ТМА в Європі (B-RNAV)
10	$\pm 10 \text{ NM}$	Океанічні та віддалені райони без наземної інфраструктури
12.6	$\pm 12.6 \text{ NM}$	Океанічні маршрути та треки Північної Атлантики
20	$\pm 20.0 \text{ NM}$	У принципі мінімальні характеристики точності RNAV

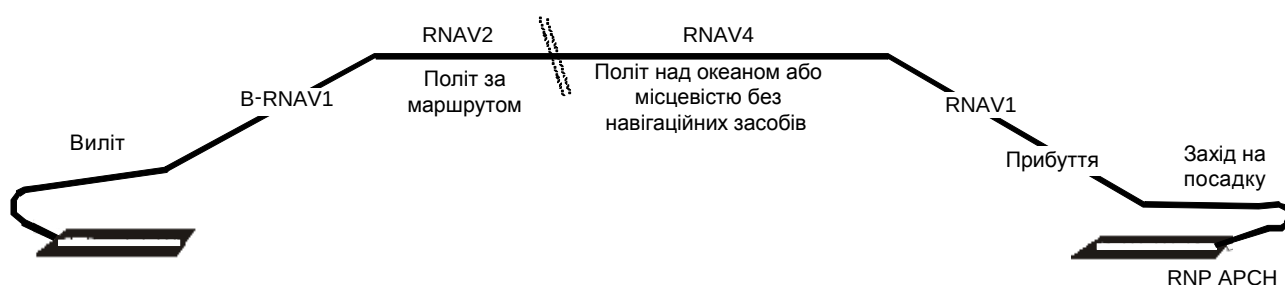


Рис. 2.3. Застосування типів RNP за етапами та районами польоту

2.3. Вимоги до обладнання та функцій

Вимоги до бортового обладнання повітряних суден

Для реалізації зональної навігації на борту ПС повинні вирішуватися такі завдання:

- визначення поточного місцеположення ПС;
- зберігання інформації про маршрут польоту, яким повинно здійснюватися наведення;
- визначення відхилення від ЛЗШ, відстані, що залишилася, та інших, необхідних для навігації параметрів;
- індикація відхилення на панелі приладів пілотів і, при необхідності, передача цього відхилення в автопілот.

В якості джерел інформації можуть використовуватися:

- 1) кутомірна система VOR;
- 2) далекомірна система DME;
- 3) різницево-далекомірна система LORAN-C;
- 4) інерційна навігаційна система (ІНС);
- 5) глобальна супутникова навігаційна система (GNSS).

Способи позиціонування ПС радіонавігаційними системами

VOR/DME – найстаріший із способів, що застосовуються в RNAV. Він полягає в перетворенні пеленгу і дальності від радіомаяка в лінійне бічне ухилення від ЛЗП, відстань, що залишилася, і розрахунку на їх основі всіх інших необхідних для RNAV елементів.

Невисока точність даного способу визначення координат пов'язана переважно з азимутальним каналом системи, тобто VOR. У будь-яких кутомірних системах похибка позиціонування зростає пропорційно віддаленню від радіомаяка.

Сумарна середня квадратична похибка визначення пеленгу VOR, що враховує похибки бортового і наземного обладнання, становить близько $1^{\circ} \dots 2^{\circ}$. Це значення обмежує максимально допустиму дальність використання радіомаяка, яка залежить від вимог до точності навігації в даному районі. Ця дальність може змінюватися від 20 до 100 м. миль (відповідно RNP 0.3 і RNP 2).

DME/DME – далекомірний спосіб визначення координат (за дальністю до двох радіомаяків DME) забезпечує більш високу точність позиціонування, ніж кутомірно-далекомірний.

Поблизу радіомаяка середня квадратична похибка виміру дальності складає близько 0,1 м. милі, а на відстані 140 м. миль має порядок 1,8 м. милі.

Для визначення місця розташування далекомірним способом ПС повинно знаходитися одночасно в зонах дії двох радіомаяків. Спосіб DME/DME розглядається ІКАО як один з основних методів RNAV в континентальних районах поряд з методами супутникової навігації.

Функціональні вимоги до обладнання RNAV

При описі функціональних вимог не висуваються вимоги встановити будь-які системи конкретного типу чи принципу дії, а просто вимагається щоб виконувались певні функції та вирішувалися необхідні завдання.

Функції, що виконуються обладнанням RNAV, поділені на обов'язкові та бажані.

Обов'язкові функції.

1. Індикація координат поточного місцеположення ПС (як широти і довготи чи пеленгу і дальності до обраної точки шляху).
2. Вибір чи введення пілотом необхідного плану польоту (маршруту) з пульта управління та індикації.
3. Зберігання аеронавігаційних даних в обсязі, достатньому для виконання активного плану польоту, а також можливість у будь-який момент змінювати дані плану польоту в будь-якій його частині.
4. Можливість у польоті працювати з планом польоту (складати, перевіряти, змінювати), не впливаючи на наведення по лінії шляху:
 - а) виконання зміненого плану польоту лише з санкції льотного екіпажу;
 - б) можливість формування та перевірки альтернативного плану польоту, не відключаючи активний план;
 - в) можливість формування плану хоча б одним із таких способів:
 - шляхом введення позначень маршрутів;
 - вибором точок шляху з бази даних;
 - шляхом введення точок шляху користувача, задаючи їх широтою та довготою, пеленгом та дальністю, або іншим способом.
5. Можливість формування планів польотів поєднанням маршрутів або ділянок маршрутів.
6. Забезпечення можливості контролю та коригування місцеположення ПС, що відображається на індикаторах.
7. Забезпечення можливості автоматичної зміни ділянок маршруту та виконання розворотів з урахуванням ЛУР (лінійного упередження розвороту), а також можливості вручну змінювати черговість прольоту точок шляху.
8. Індикація бічного відхилення від ЛЗШ.

9. Індикація часу польоту до точок шляху.
 10. Можливість виконувати маневри та витримувати такі типи траєкторій:
 - виконання польоту від поточного місця прямо на задану точку (Direct-To або GOTO);
 - виконання польоту зі зміщенням (OFFSET, PTK) на задану величину, тобто польоту по паралельній ЛЗШ. При цьому повинна забезпечуватися чітка індикація включення режиму зміщення.
 11. Анулювання попередніх корекцій місцеположення за даними РТС.
 12. Витримування схеми очікування із застосуванням RNAV.
 13. Надання льотному екіпажу інформації про ступінь точності та надійності поточних координат шляхом індикації коефіцієнта точності (наприклад, HDOP) або величини відхилення обчисленого місцеположення від положення, отриманого від датчиків.
 14. Використання системи геодезичних координат WGS-84.
 15. Забезпечення індикації відмов обладнання.
- Для повітряного простору з високою інтенсивністю руху може знадобитися виконання наступних **бажаних функцій**:
- 1) формування сигналів для автопілоту та командного пілотажного приладу;
 - 2) відображення тривимірних та чотиривимірних даних про місцезнаходження;
 - 3) індикація фактичного шляхового кута;
 - 4) забезпечення не менше 10 активних точок шляху на маршруті;
 - 5) забезпечення щонайменше 20 активних точок у районі аеродрому;
 - 6) попередження про наближення до точки шляху візуальною сигналізацією;
 - 7) забезпечення автоматичного вибору навігаційних засобів, перевірки цілісності навігаційної системи, а також доцільності переходу на ручне керування або повторного вибору;
 - 8) дотримання вимог до характеристик розворотів;
 - 9) індикація інформації про недотримання необхідної точності навігації, а також необхідної інформації про відмову системи, включаючи її датчики.
- Перелічені обов'язкові та бажані функції можуть бути конкретизовані при введенні зональної навігації у тому чи іншому регіоні.

2.4. Навігація, заснована на експлуатаційних характеристиках (PBN)

У концепції навігації, заснованої на експлуатаційних характеристиках (PBN – Performed-based Navigation), вказується, що вимоги до характеристик бортової системи RNAV повинні визначатися у вигляді точності, цілісності, експлуатаційної готовності, безперервності та функціональних можливостей, необхідних для виконання можливих польотів у контексті концепції конкретного повітряного простору.

Основні засади навігації, заснованої на характеристиках, викладені у документі ICAO DOC 9613 Performed-based Navigation Manual.

Концепція PBN являє собою перехід від навігації, що базується на датчиках, до навігації, що ґрунтується на характеристиках. Вимоги до характеристик вказуються в навігаційних специфікаціях, у яких також визначається, які навігаційні датчики та обладнання можна використовуватиме для дотримання цих вимог до характеристик. Ці навігаційні специфікації викладаються досить докладно, щоб забезпечити узгодженість дій на глобальному рівні шляхом надання державам та експлуатантам конкретного інструктивного матеріалу щодо реалізації.

При використанні PBN загальні навігаційні вимоги визначаються на підставі експлуатаційних вимог. Експлуатанти потім розглядають різні варіанти з урахуванням наявних технічних засобів та навігаційного обслуговування, які б дозволили забезпечити дотримання цих вимог. Таким чином, у експлуатанта є можливість вибрати більш рентабельний варіант, а не рішення, яке пропонується як складова частина експлуатаційних вимог. Техніка з часом удосконалюється, проте при цьому немає необхідності переглядати як такий експлуатаційний процес, доки система RNAV забезпечує очікуваний рівень характеристик. Передбачається, що в рамках майбутньої роботи ICAO буде вивчено інші засоби дотримання вимог навігаційних специфікацій, які можуть, за потребою, бути включені до відповідних навігаційних специфікацій.

PBN має ряд переваг у порівнянні з заснованим на конкретних датчиках методом розробки критеріїв повітряного простору та висоти польоту перешкод, а саме:

- 1) знижує потребу в технічному забезпеченні, заснованому на конкретних датчиках маршрутів і схем, а також пов'язаних з цим витрат;

- 2) усуває необхідність розробки заснованих на конкретних датчиках операцій щоразу, коли з'являються нові навігаційні системи, що було б пов'язане із занадто великими витратами;

3) дозволяє підвищити ефективність використання повітряного простору (організація маршрутів, паливна ефективність та зниження шуму);

4) пояснює, як використовується система RNAV;

5) спрощує для експлуатантів процес експлуатаційного затвердження шляхом надання обмеженого набору навігаційних специфікацій, призначених для глобального використання.

Концепція навігації, заснована на характеристиках (PBN), базується на використанні системи зональної навігації (RNAV). Застосування PBN ґрунтується на двох основних вихідних компонентах:

1) інфраструктурі навігаційних засобів;

2) навігаційної специфікації.

Застосування вищевказаних компонентів у контексті концепції повітряного простору на маршрутах ОПР та схемах польотів за приладами призводить до появи третього компонента:

3) навігаційного прикладного процесу.

Навігаційною специфікацією є або специфікація RNP, або специфікація RNAV.

Специфікація RNP включає вимогу до автономного контролю на борту за витримуванням характеристик та видачі попереджень, у той час як у специфікації RNAV така вимога відсутня.

Контроль на борту за витримуванням характеристик та видача попереджень є основним елементом, який визначає, чи відповідає навігаційна система необхідному рівню безпеки, який відповідає даному застосуванню RNP. Це дозволяє екіпажу виявити, що навігаційна система не забезпечує або не може гарантувати з цілісністю 10^{-5} необхідні навігаційні характеристики.

Під **інфраструктурою навігаційних засобів** розуміються наземні чи супутникові навігаційні засоби. Наземні навігаційні засоби включають DME та VOR. Супутникові навігаційні засоби включають елементи GNSS, визначені у Додатку 10 «Авіаційний електрозв'язок».

Навігаційний прикладний процес є застосування навігаційної специфікації та відповідної інфраструктури навігаційних засобів на маршрутах ОПР, у схемах заходу на посадку за приладами та/або в певному обсязі повітряного простору відповідно до концепції повітряного простору. Прикладний процес RNP забезпечується специфікацією RNP. Прикладний процес RNAV забезпечується специфікацією RNAV.

Технічні вимоги

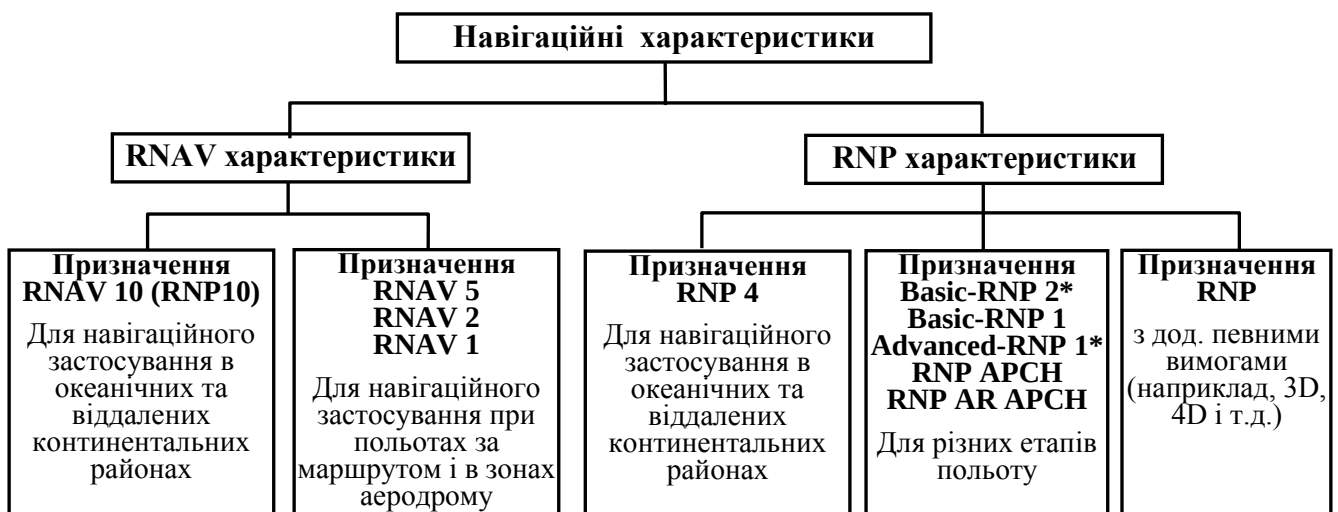
Одна з цілей концепції PBN – обмежити кількість глобально використовуваних навігаційних технічних вимог. Тому необхідно визначити:

- які експлуатаційні характеристики вимагаються від системи RNAV (точність, цілісність, неперервність обслуговування, експлуатаційна наявність);
- якими функціональними можливостями система RNAV повинна володіти для забезпечення експлуатаційних характеристик;
- які навігаційні датчики повинні входити до складу системи RNAV для забезпечення таких експлуатаційних характеристик;
- які вимоги ставляться до льотного екіпажу для досягнення потрібних експлуатаційних характеристик системою RNAV.

Технічні вимоги складаються з:

- потрібних навігаційних характеристик (попередня концепція RNP);
- функціональних можливостей навігаційних систем;
- характеристик навігаційних датчиків, що використовуються;
- вимог до підготовки льотного екіпажу.

Навігаційні технічні вимоги показано на рис. 2.4 і в табл. 2.3.



* - потенційні навігаційні технічні вимоги

Рис. 2.4. Навігаційні технічні вимоги концепції PBN

Навігаційне використання

Навігація на базі експлуатаційних характеристик застосовується на маршрутах ОПР з використанням різноманітних навігаційних вимог залежно від інфраструктур навігаційних засобів.

Навігаційне використання концепції.

1. Маршрутний повітряний простір (де необхідно виконувати польоти на основі RNAV).

В океанічному та віддаленому континентальному повітряному просторі застосовуються навігаційні технічні вимоги RNAV 10 та RNP 4.

У континентальному повітряному просторі застосовуються навігаційні технічні вимоги RNAV 5, RNAV 2 та RNAV 1.

2. Повітряний простір зони підходу до аеродрому (де необхідно виконувати польоти на основі RNAV).

В зоні підходу до аеродрому застосовуються навігаційні технічні вимоги RNAV 1, RNAV 2 та Basic-RNP 1.

На маршрутах заходження на посадку застосовуються навігаційні технічні вимоги RNP APCH (RNP Approach) та, якщо звичайні заходи на посадку з прямої експлуатаційне неможливі, – RNP AR APCH (RNP Authorithation Required Approach).

Схеми заходу на посадку RNP APCH включають прямолінійні ділянки, розвороти в точці на шляху «флай-бай», а також дозволяють:

- виконувати двовимірні (2D) неточні заходження на посадку (NPA – Non-precision Approach);

- виконувати тривимірні (3D) заходи на посадку з вертикальним наведенням за допомогою методів барометричної вертикальної навігації (VNAV).

Заходження на посадку за схемою RNP APCH можуть впроваджуватися на основі існуючих PANS (Procedures of Air Navigation Service – Процедури аеронавігаційного обслуговування).

Критерії розроблення схем заходження на посадку приводяться у відповідність з концепцією PBN. Вже впроваджені схеми, основані на Basic GNSS, не будуть змінюватися.

Вираз AR (Authorithation Required) означає «потребують дозволу», аналогічно тому, як вимагається дозвіл повноважних авіаційних органів для ПС щодо польотів з використанням третьої категорії ILS.

Можливості виконувати польоти за схемами заходження на посадку RNP AR APCH має обмежена кількість сучасних ПС і експлуатанти мають обмежений досвід польотів такими схемами. Необхідний конкретний дозвіл гарантує належний нагляд з боку повноважного авіаційного органу за ПК і експлуатантами, мета якого – забезпечити безпеку польотів за такими схемами.

Схеми заходу на посадку RNP AR APCH можуть застосовуватися для підвищення безпеки польотів і підходу до аеродрому там, де звичайні схеми

заходу на посадку не забезпечують безпечний вихід на ЗПС, у гірській місцевості, в перевантаженому повітряному просторі.

Залежно від етапу польоту навігаційні технічні вимоги можуть набувати різних значень. У разі польотів за маршрутом у віддалених районах та в океанічному повітряному просторі застосовуються RNP 4 та RNAV 10, а на кінцевому етапі заходження на посадку в разі використання RNP AR APCH технічні вимоги RNP будуть відповідати 0,1... 0,3 м.м.

Таблиця 2.3

Навігаційні технічні вимоги на різних етапах польоту

Навігаційна технічна вимога	Етапи польоту							
	Політ по маршруту/ океанічний повітряний простір/ віддалені райони	Політ по маршруту/ континентальний повітряний простір	Приліт	Заходження на посадку				Виліт
				Початковий етап	Проміжний етап	Кінцевий етап	Відхід на друге коло	
RNAV 10 (RNP 10)	10							
RNAV 5		5	5					
RNAV 2		2	2					2
RNAV 1		1	1	1	1		1	1
RNP 4	4							
Basic - RNP 4			1	1	1		1	1
RNP APCH				1	1	0,3	1	
RNP AR APCH				1-0,1	1-0,1	0,3-0,1	1-0,1	

Заснована на експлуатаційних характеристиках навігація як концепція організації повітряного простору є потужним інструментом ефективнішого використання повітряного простору і здобуття значних експлуатаційних переваг унаслідок підвищення пропускнуєї спроможності.

Відповідно до підходів, запропонованих ICAO, Державіаслужбою України визначені такі стратегічні цілі розвитку аеронавігаційної системи України до 2025 року в контексті PBN:

- підвищення рівня безпеки польотів шляхом одночасного застосування кількох супутникових сузір'їв GNSS разом із використанням наземної навігаційної інфраструктури в якості резерву;
- скоординований розвиток системи CNS/ATM із застосуванням новітніх технологій у сфері ATM, що забезпечуються перевагами від використання сучасних та перспективних систем CNS;
- підвищення доступності аеродромів шляхом застосування процедур заходження на посадку за приладами за APV з використанням GNSS;

- підвищення економічної ефективності шляхом впровадження операцій безступінчастого зниження (CDO), повітряного простору вільних маршрутів (FRA) і практики забезпечення очікуваного часу прибуття (ETA);

- здійснення захисту навколишнього середовища за рахунок зниження шкідливих викидів в атмосферу, зменшення шумового забруднення.

Впровадження PBN в Україні – один із ключових компонентів, що дозволить реалізувати вищезазначені стратегічні цілі через застосування операцій із використанням специфікацій RNAV або RNP згідно з регіональними планами ICAO з впровадження PBN в європейському регіоні (регіон ICAO EUR).

Для успішного впровадження PBN в Україні необхідне виконання таких заходів:

- прийняття стратегії впровадження PBN високого рівня з визначенням меж впровадження PBN (у тому числі специфікації Advanced-RNP) до 2025 року;

- встановлення операційних вимог до реалізації PBN;

- проведення аналізу доцільності впровадження специфікацій RNAV і/чи RNP з точки зору отримання переваг та витрат для кожного сектору (секторів) повітряного простору, де планується впровадження PBN;

- планування досягнення необхідного рівня оснащення повітряних суден для отримання операційних переваг від впровадження PBN.

Література до лекції 2: [4–6], [11].

Питання для самоперевірки

1. На чому полягає концепція потрібних навігаційних характеристик RNP?
2. Якими параметрами характеризується точність навігації?
3. Вкажіть типи похибок, що впливають на точність навігації.
4. Які існують типи потрібних навігаційних характеристик?
5. Які вимоги висуваються до бортового обладнання літаків при RNP?
6. На чому полягає концепція навігації, заснованої на характеристиках (PBN)?
7. Які технічні вимоги має концепція PBN?
8. Назвіть базові компоненти концепції PBN.
9. Укажіть навігаційне використання концепції PBN.
10. Вкажіть стратегічні цілі розвитку аеронавігаційної системи України в контексті PBN.

Розділ 2. Застосування радіотехнічних систем для вирішення задач навігації

Лекція 3. Задачі навігації та методи їх рішення

3.1. Основні завдання навігації

Основними завданнями навігації є:

- забезпечення точного переміщення рухомого об'єкта за заданою траєкторією;
- точний вивід рухомого об'єкту в заданий пункт в призначений час найкращим для даних умов способом.

Для вирішення цих завдань в першу чергу необхідно визначити поточні координати місцеположення об'єкта та його висоту в певній системі координат, а також необхідно знати параметри руху даного об'єкта і інших об'єктів, що його оточують (швидкість, прискорення, кутові координати об'єктів і їх похідні), та визначити необхідні значення додаткових параметрів руху, що забезпечують виведення об'єкта в заданий пункт в призначений час з необхідним рівнем безпеки переміщення.

Сукупність параметрів, що характеризують координати рухомого об'єкта і їх похідні за часом, називають параметрами руху. Ці параметри вимірюються в процесі навігації рухомих об'єктів.

Розрізняють двомірну 2D, тривимірну 3D і чотиривимірну 4D навігацію.

Для двомірної навігації 2D характерним є завдання і витримування тільки маршруту польоту.

У тривимірної навігації 3D додається завдання і контроль профілю польоту.

Для чотиривимірної навігації 4D необхідним є жорстка «прив'язка» маршруту до часу і контроль поточного часу проходження точок маршруту.

На основі інформації, одержуваної від РНС, можна вирішувати такі навігаційні завдання:

- визначати лінії положення і місцеположення ЛА;
- виводити ЛА в задану точку простору (район і аеродром посадки, ІПМ, КПМ і ін.);
- контролювати маршрут (трасу) польоту;
- виконувати заходження на посадку, зниження і посадку ЛА;
- виходити на задану (розраховану) лінію положення;
- визначати координати точки на земній поверхні та інші завдання.

3.2. Методи визначення місцеположення об'єктів

Методи визначення місцезнаходження об'єкта, які застосовуються в навігації, можна поділити на три групи:

- оглядово-порівняльні (візуальне орієнтування; порівняння телевізійних, радіолокаційних та інших зображень місцевості з відповідними картами; кореляційно-екстремальна навігація по фізичних полях Землі);
- позиційні, тобто методи ліній (поверхонь) положення з використанням радіотехнічних, астрономічних і т. п. систем;
- методи числення шляху (доплерівське, інерційне, повітряне числення шляху та його комбінації).

Оглядово-порівняльні методи засновані на визначенні структури будь-якого фізичного поля, характерного для даної місцевості, і порівнянні параметрів цього поля з параметрами, введеними в пристрої навігаційних систем, що запам'ятовують. Прикладом систем, що реалізують оглядово-порівняльний метод, є кореляційно-екстремальні навігаційні системи, що використовують інформацію про поле висот рельєфу місцевості. Стосовно ЛА в найпростішому випадку оглядово-порівняльний метод визначення місцезнаходження об'єкта заснований на порівнянні зображення місцевості на карті або навігаційному екрані з фактичним видом земної поверхні, що спостерігається екіпажем візуально або за допомогою технічних засобів. Візуальне орієнтування є одним із найстаріших методів визначення місцезнаходження ЛА. При цьому під навігаційними орієнтирами розуміють природні або штучні об'єкти, що добре виділяються на загальному ландшафті (населений пункт, річка, дорога, заводська труба і т. д.) з точно відомими координатами або положенням. Точність орієнтування ЛА може бути значно підвищена застосуванням оглядових РЛС або візирів інших типів.

До недоліків орієнтування як методу визначення місцерозташування ЛА відносяться: неможливість у ряді випадків визначення місцезнаходження ЛА за поганих метеоумов та безорієнтирної місцевості (море, пустеля тощо); демаскування літака у разі застосування РЛС та інших візирних систем з випромінюванням. Однак, враховуючи успіхи в розвитку кореляційно-екстремальних навігаційних систем, можна відзначити, що оглядово-порівняльний метод є перспективним в силу автономності, слабкого впливу завад і відсутності помилок, що накопичуються.

Позиційний метод заснований на визначенні положення об'єкта шляхом насічок, що являють собою точку перетину двох або більше ліній (поверхонь) положення щодо відомих орієнтирів.

Лінією (поверхнею) положення називається геометричне місце точок на поверхні (в просторі), що відповідають якомусь одному значенню навігаційного параметра.

До основних технічних методів позиційного визначення місцеположення ЛА на площині відносяться: далекомірний (місцеположення визначається при перетині двох кіл), кутомірний (місцеположення визначається при перетині двох прямих), різницево-далекомірний (місцеположення визначається при перетині двох гіпербол), кутомірно-далекомірний (місцеположення визначається при перетині прямих з окружністю).

Перевагою методу ліній (поверхонь) положення є те, що визначення місцеположення об'єкта відбувається без урахування і навіть без знання пройденого ним раніше шляху. Метод ліній положення набув широкого поширення в навігації. Недоліками його є дискретність у фіксації місцезнаходження об'єкта і можливість визначення координат об'єкта тільки в зоні дії РНС, тобто неавтономність методу.

Численням шляху називається метод визначення координат місця розташування об'єкта, заснований на обчисленні пройденого шляху щодо відомого початкового положення об'єкта. Для здійснення числення шляху необхідно мати дані про спрямування руху літального апарату, а також про його прискорення або швидкість руху відносно Землі. При цьому пройдений шлях обчислюється дворазовим інтегруванням прискорення або одноразовим інтегруванням швидкості часу.

Числення шляху для визначення місцезнаходження літака можна виконувати за даними повітряної швидкості та курсу. Проте точність такої системи обмежується відсутністю достовірної інформації про швидкість вітру. Використання доплерівських вимірювачів шляхової швидкості і кута зносу та інерційних систем навігації дає можливість суттєво зменшити помилки щодо шляхової швидкості та кута знесення. Недоліком методу числення шляху є те, що при цьому методі відбувається зростання з часом (накопичення) помилок визначення координат об'єкта.

3.3. Визначення місцезнаходження за лініями положення

Поверхні і лінії положення

Для визначення положення об'єкта та вирішення навігаційних задач використовують поверхні і лінії положення.

Поверхнею положення називається геометричне місце точок положення

об'єкта в просторі, що визначається постійним значенням одного з вимірюваних навігаційних параметрів. Так при польоті з фіксованою відстанню R від об'єкта до наземної РНТ поверхнею положення буде сфера.

Лінією положення називається геометричне місце точок ймовірного місцезнаходження об'єкта, що характеризується постійністю виміряного параметра.

При одночасному вимірі двох або декількох параметрів можуть бути знайдені дві або кілька ліній положення, точка перетину яких буде визначати місцезнаходження об'єкта.

В теорії та практиці навігації ЛА використовуються такі основні лінії положення:

- ортодромія;
- локсодромія;
- лінія рівних пеленгів (ЛРП);
- лінія рівних кутів (ЛРК);
- лінія рівних відстаней (ЛРВ);
- лінія рівних різниць відстаней (ЛРРВ).

Ортодромія – лінія найкоротшої відстані між двома точками на поверхні земної кулі, дуга великого кола земної кулі, що проходить через дві точки (A і B) заданого маршруту.

Локсодромія – лінія, яка перетинає меридіани земної поверхні під однаковими кутами. На поверхні земної кулі локсодромія має вигляд просторової спіралі, яка з кожним витком навколо земної кулі асимптотичне наближається до полюса.

Лінія рівних пеленгів (ЛРП) – лінія, в кожній точці якої напрямок на певну точку, наприклад радіостанцію РНТ, становить постійний кут α_0 з меридіаном. Ця крива є лінією положення об'єкта, що здійснює рух при постійному пеленгу на радіостанцію ($\text{ІПР} = \alpha_0 = \text{const}$).

Лінія рівних кутів (ЛРК) – лінія, в кожній точці якої кут β між напрямками на дві нерухомі РНТ (A і B або A і C) є постійною величиною. На площині ЛРК є дугою кола, проведеного через обрані РНТ так, щоб кут β дорівнював заданому значенню.

Лінія рівних відстаней (ЛРВ) – лінія на земній поверхні, всі точки якої однаково віддалені від фіксованої точки.

На земній поверхні ЛРВ – це коло, яке є лінією положення при навігаційних визначеннях за допомогою далекомірних РНС.

Лінія рівних різниць відстаней (ЛРРВ) – лінія положення, в кожній точці якої різниця відстаней до двох точок на земній поверхні є постійною величиною. На поверхні земної сфери ця лінія являє собою сферичну гіперболу, тому різницево-далекомірні РНС називають ще гіперболічними.

ЛРРВ широко застосовуються при вирішенні задач дальньої навігації, що здійснюється на основі інформації різницево-далекомірних РНС.

Визначення місцезнаходження об'єкта

Вимірювання однієї з геометричних навігаційних величин дає лише одну лінію положення на площині або поверхню положення в просторі.

Для визначення місцезнаходження об'єкта необхідно використовувати дві лінії і поверхні положення, що перетинаються.

Залежно від ліній положення і відповідних їм радіонавігаційних засобів, що використовуються для визначення місцеположення об'єктів, найбільш практичне застосування отримали наступні методи:

- кутомірний (пеленгаційний);
- далекомірний;
- різницево-далекомірний;
- кутомірно-далекомірний.

Кутомірний (пеленгаційний) метод визначення місцеположення передбачає використання двох ЛРП, які будуються на основі інформації θ_1, θ_2 , що одержується від двох кутомірних систем, розташованих в рознесених точках A і B (рис. 3.1). Оскільки на порівняно малих відстанях (300...400 км) ЛРП може бути з достатнім ступенем точності замінена прямою лінією, визначення місцеположення цим методом значною мірою спрощується, чим і пояснюється його широке практичне використання.

При використанні далекомірного методу (рис. 3.2) місцеположення об'єкта визначається перетином в точці M двох кіл ЛРВ, які будуються за відстанями R_1 і R_2 до двох наземних РНТ (в точках A і B).

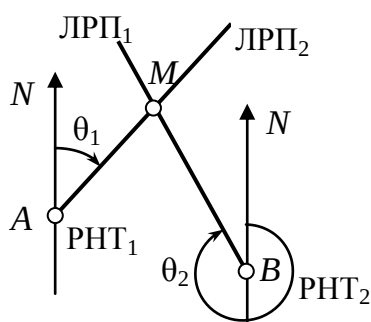


Рис. 3.1. Кутомірний метод

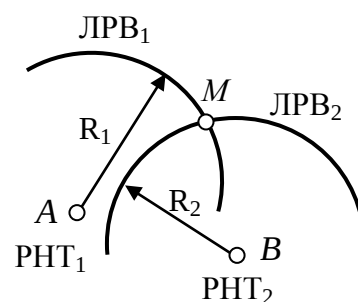


Рис. 3.2. Далекомірний метод

Різницево-daleкомірним методом визначення місцеположення об'єкта виконується за перетином двох гіпербол – ЛРРВ (рис. 3.3). При цьому необхідно використовувати не менше двох пар наземних РНТ, одна з яких B є спільною.

Кутомірною-daleкомірний метод дозволяє визначити місцеположення об'єкта за перетином двох різних ЛП: ЛРП і ЛРВ (рис. 3.4). Тобто точка M визначається на площині за вимірами азимуту θ і відстані R .

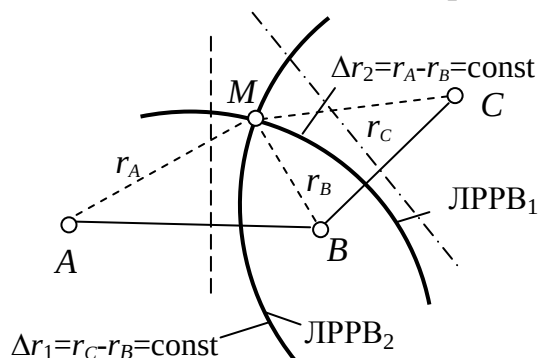


Рис. 3.3. Різницево-daleкомірний метод

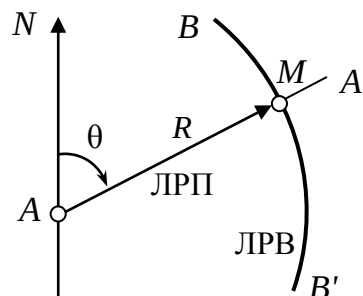


Рис. 3.4. Кутомірною-daleкомірний метод

Характерною рисою цього методу є можливість однозначного визначення місцеположення об'єкта з однієї позиції РНТ, що є великою перевагою в порівнянні з іншими методами.

3.4. Способи виведення об'єкта в задану точку

Для забезпечення переміщення об'єкта заданою траєкторією необхідно безперервно або дискретно керувати його рухом. Рух об'єкта по заданій траєкторії можна поділити на окремі етапи, на кожному з яких послідовно вирішується завдання виведення об'єкта в чергову задану точку, як правило таку, що належить ЛЗШ.

В залежності від того, за яким параметром здійснюється керування польотом або в якій системі координат вирішуються основні завдання навігації, а також від дальності польоту ЛА і необхідної точності, розрізняють маршрутний (траєкторний), шляховий та курсовий способи виведення ЛА в задану точку.

При маршрутному способі завдання навігації зазвичай вирішується з використанням ортодромічної системи координат, однією з осей якої служить ЛЗШ (рис. 3.5). Для здійснення керування при виведенні ЛА в задану точку цим способом необхідно знати лінійне бічне ухилення Z від маршруту (а також його похідну dZ/dt), відстань D , що залишилася, і час виходу T_3 в точку. Задача керування ЛА зводиться до того, щоб виконувати наступні співвідношення:

$Z = 0$ ($dZ / dt = 0$) і $W_{\phi} = W_T$, де W_{ϕ} і $W_T = |dD / dt|$ – відповідно фактичне та потрібне значення шляхової швидкості. Параметри Z та D обчислюються за координатами літака, координатами точки та за рівнянням ЛЗШ.

Перевагою маршрутного способу є можливість здійснення польоту по ЛЗШ з високою точністю. Недоліком способу є те, що між параметрами керування рухом ЛА і курсом польоту відсутній прямий зв'язок.

Маршрутний спосіб забезпечує політ не тільки по ортодромічній, але і по будь-якій криволінійній траєкторії.

При шляховому способі (рис. 3.6) задача навігації вирішується в рухомій полярній системі координат, початок якої (точка O) у кожний момент часу збігається з центром мас ЛА, а полярною віссю є лінія, що з'єднує точку O з заданою точкою, в якості якої є точка ППМ_i. Тут ψ – курс ЛА; α – кут зносу; ψ_3 – заданий шляховий кут; V і W – повітряна і шляхова швидкості; D – дальність до ППМ_i.

При куті неузгодженості Δ між вектором W і лінією OB , що дорівнює нулю ($\Delta = 0$), політ ЛА на задану точку відбувається по найкоротшій відстані. Якщо кут $\Delta \neq 0$, але $|\Delta| < \pi/2$, то зближення ЛА також можливе і цей політ відбувається по траєкторії, що на площині є логарифмічною спіраллю. Шляховий спосіб широко застосовується на практиці, коли відомі координати розташування ЛА і точки, а також курс ψ і кут зносу α . За відомих значень координат розташування ЛА і заданої точки можна визначити відстань D , заданий шляховий кут ψ_3 і знайти величину Δ , яка дорівнює $\Delta = \psi_3 - \psi - \alpha$.

Знаючи час виходу ЛА в задану точку T_3 , можна визначити, виходячи з режиму польоту з постійною швидкістю, потрібне значення шляхової швидкості $W_T = D / (T_3 - T)$, де T – поточний час.

Перевагою шляхового способу є можливість виведення ЛА в задану точку при $\Delta = 0$ по найкоротшому шляху, тобто по ортодромії, у призначений час, а недоліком є те, що він не забезпечує пересування ЛА по ЛЗШ і виведення в задану точку із заданого напрямку.

Коли невідомі значення координат ЛА, кута зносу та шляхової швидкості, задача виведення ЛА задану точку може вирішуватися курсовим способом. При курсовому способі (рис. 3.7) використовується полярна система координат, зв'язана з ЛА, причому полярна вісь OX_C збігається з поздовжньою віссю ЛА, а початок системи координат O – з центром мас ЛА. При виведенні ЛА в задану точку курсовим способом визначаються два параметри: Δ – курсовий кут точки, тобто кут між прямими OX_C і OB , і D – відстань до заданої точки. Зближення

ЛА з точкою здійснюється за виконання умови $\Delta = \text{const}$, причому $|\Delta| < \pi/2$. Практично курсовий спосіб реалізується при $\Delta = 0$. У цьому випадку за наявності постійного вітру траєкторія польоту являє собою радіодромію, названу так тому, що за такою траєкторією політ ЛА здійснюється на радіостанцію з курсовим кутом $\Delta = 0$, наприклад, при використанні радіокомпасу.

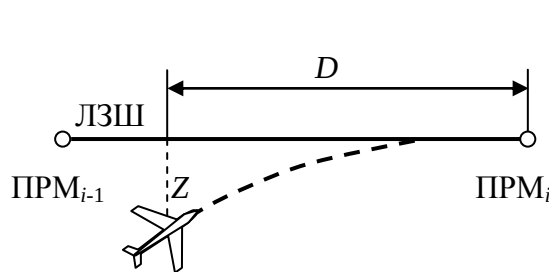


Рис. 3.5 Маршрутний спосіб

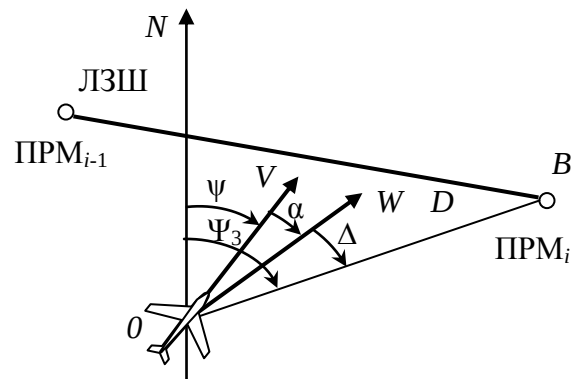


Рис. 3.6. Шляховий спосіб

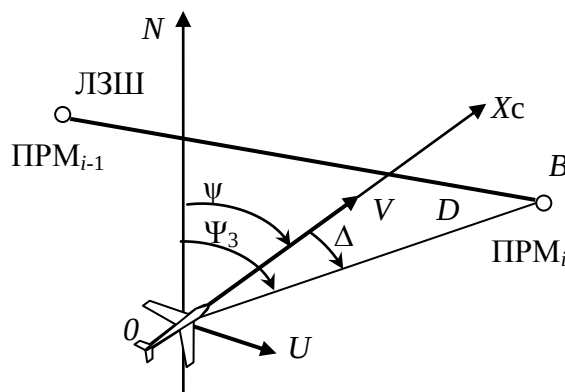


Рис. 3.7. Курсовий спосіб

Перевагою курсового способу виведення ЛА в задану точку є його простота. Недоліки методу – принципова неможливість виходу на ЛЗШ і низька точність виведення.

3.5. Радіонавігаційні системи та їх класифікація

Засоби радіотехнічного забезпечення польотів

До основних типів обладнання і систем, що використовуються для підтримки процесу керування повітряним рухом (КПР), відносяться:

- Ненаправлені радіомаяки (привідні радіостанції) діапазону низьких і середніх частот (L/MF) – NDB (Non-Directional Radio Beacon);

- Всебічно направлені азимутальні радіомаяки діапазону дуже високих частот (ДВЧ) – VOR (VHF Omnidirectional Radio Range);
- Доплерівські всебічно направлені азимутальні радіомаяки ДВЧ діапазону для вимірювання азимуту – DVOR (Doppler Very High Frequency Omni-Direction Range);
- Далекомірні радіомаяки діапазону ультрависоких частот (УВЧ) для виміру похилої дальності – DME (Distance measuring equipment);
- Системи інструментальної посадки – ILS (Instrument Landing System) і MLS (Microwave Landing System);
- Далекомірні радіонавігаційні засоби дуже низькочастотного (ДНЧ) діапазону з великим радіусом дії – OMEGA, LORAN-C;
- Пеленгатори ДВЧ діапазону – VDF (Very High Frequency Direction-Finding);
- Устаткування зв'язку;
- Первинні і вторинні радіолокатори;
- Функціональні доповнення супутникової навігації;
- Апаратура відображення даних спостереження;
- Автоматизовані системи керування повітряним рухом (АС КПР).

Радіонавігаційні системи літальних апаратів можуть бути як автономними (що не вимагають будь-яких зовнішніх до ЛА сигналів для підтримки свого функціонування, наприклад, радіовисотомір, доплерівський вимірювач шляхової швидкості і кута зносу), так і неавтономними (що потребують зовнішніх сигналів для свого функціонування).

Неавтономні радіонавігаційні системи, що встановлюються на ЛА як бортове обладнання таких відповідних систем:

- привідної радіостанції (автоматичний радіокомпас);
- азимутальної системи радіонавігації VOR;
- далекомірної системи DME;
- системи посадки ILS;
- мікрохвильової системи посадки MLS;
- радіотехнічної системи ближньої навігації РСБН;
- супутникової радіонавігаційної системи СРНС;
- системи попередження зіткнень TCAS.

Радіомаяки, що використовуються неавтономними системами, можуть знаходитися на землі (наземні радіомаяки VOR, DME і т. і.), в космосі (супутникові угруповання GPS і їх функціональні доповнення), на борту інших ЛА (бортові системи попередження зіткнень).

Наземні радіомаяки служать для забезпечення руху ЛА за заданим маршрутом польоту і для приведення їх на аеродром посадки. Їх встановлюють на поверхні землі в поворотних пунктах маршрутів і в зоні аеродрому. Сигнал, що випромінюється або ретранслюється радіомаяками, приймається бортовим приймачем. Вимірюючи параметри сигналу визначається напрямок на маяк, дальність до нього або величина відхилення від заданого курсу польоту. Радіомаяки зазвичай використовуються для забезпечення польоту ЛА **на маяк** або **від маяка**. За двома рознесеними маяками можна визначати поточне місце знаходження ЛА.

Класифікація радіонавігаційних систем

Методи і засоби радіонавігації класифікуються за такими основними ознаками (рис. 3.8).

За типом вимірюваного навігаційного параметра:

- кутомірні (або пеленгаційні);
- далекомірні;
- різницево-далекомірні;
- вимірювачі лінійних (радіальних) і кутових швидкостей;
- комбіновані (що дозволяють визначати спільно різні навігаційні параметри, наприклад, *кутомірно-далекомірні*).

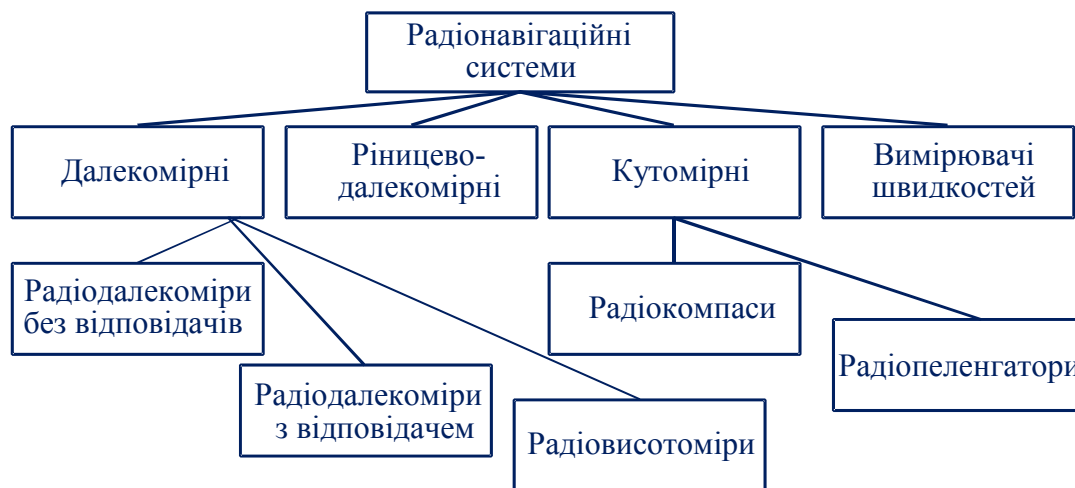


Рис. 3.8. Класифікація радіонавігаційних систем

За типом радіотехнічних вимірювань, тобто в залежності від типу вимірюваного параметра радіосигналу, що використовується для визначення навігаційного параметра (рис. 3.9):

- фазові;

- амплітудні;
- частотні;
- часові;
- кореляційні (засновані на визначенні і порівнянні статистичних характеристик радіонавігаційних сигналів).

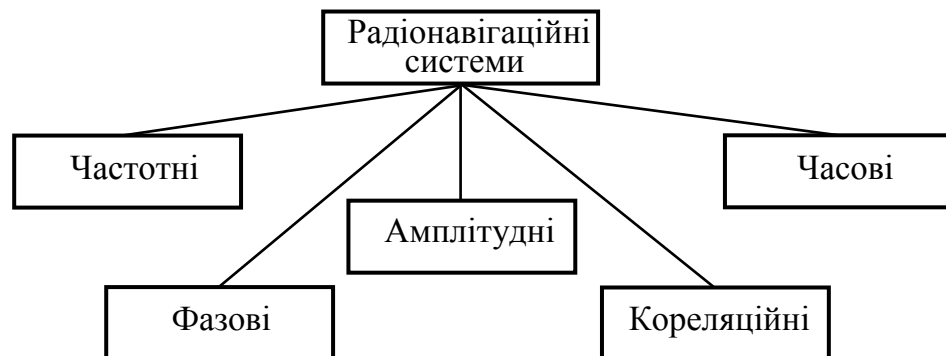


Рис. 3.9. Класифікація радіонавігаційних систем за типом вимірювання

За призначенням радіонавігаційні засоби поділяють на системи:

- посадки;
- навігації (трасової, зональної);
- таки, що використовуються в комплексах керування рухом;
- попередження зіткнень;
- вимірювання шляхової швидкості;
- розпізнавання та ін.

За дальністю дії поділяють на системи:

- глобальні, тобто необмеженої дальності дії, що дозволяють визначати місце об'єкта в будь-якій точці земної кулі або в навколоземному просторі;
- дальньої навігації – при віддаленні на відстані до 2500...3000 км від радіонавігаційних точок, відносно яких визначаються просторово-часові координати об'єкта;
- ближньої навігації – при віддаленні на відстань до 350...400 км від РНТ.

Радіонавігаційні методи і засоби можна також поділяти за такими ознаками:

- за характером випромінювання – з безперервним і імпульсним випромінюванням;
- за ступенем автономності – автономні і неавтономні;

– за рівнем автоматизації – автоматичні, напівавтоматичні та неавтоматичні;

– за способом індикації – з візуальною індикацією (стрілочний прилад, цифрове табло, електронно-променева трубка) і слухова.

Література до лекції 3: [1–4], [17].

Питання для самоперевірки

1. Перелічіть основні завдання навігації .
2. Що таке навігаційні параметри?
3. Дайте визначення ліній і поверхонь положення.
4. Вкажіть методи визначення місцеположення об'єктів, що застосовується в навігації.
5. Поясніть метод числення шляху.
6. Вкажіть та поясніть способи виведення об'єкта в задану точку.
7. Як визначається положення об'єктів за лініями положення?
8. Проілюструйте рисунками кутомірний, далекомірний та різницево-далекомірний методи.
9. Які методи вимірювання застосовуються в радіонавігаційних пристроях та системах?
10. Перелічіть засоби радіотехнічного забезпечення польотів.
11. Надайте класифікацію радіонавігаційних систем.

Лекція 4. Точність визначення місцеположення об'єктів

Аналіз завдань навігації показує, що при їх вирішенні дуже суттєвим є обчислення координат розташування об'єкта. Від методу та точності визначення поточного розташування об'єкта багато в чому залежить як завдання навігаційної програми, так і керування його рухом.

Основними методами визначення місцеположення ЛА є позиційні методи, що базуються на знаходженні перетину ліній та поверхонь положення. При вирішенні навігаційних задач на площині до таких методів відносяться: далекомірний (місцеположення визначається при перетині двох кіл), кутомірний (місцеположення визначається при перетині двох прямих), різницево-далекомірний (місцеположення визначається при перетині двох гіпербол), кутомірно-далекомірний (місцеположення визначається при перетині прямої з окружністю).

4.1. Точність визначення поверхонь і ліній положення

Сукупність точок простору, в яких скалярна величина має одне і те ж значення, утворює еквіпотенційну поверхню рівня скалярного поля.

Оскільки в межах дії навігаційних систем вимірювані параметри є безперервними функціями координат і мають безперервні перші похідні, зміну поля навігаційного параметра можна описати його градієнтом (градієнт – векторна величина, що показує напрямок найшвидшого зростання скалярної функції, а її модуль характеризує ступінь зміни цієї функції).

Якщо позначити через $\bar{n}$ нормаль до поверхні положення, спрямовану в бік зростання, то градієнт навігаційного параметра a (рис. 4.1)

$$\text{grad } a = \bar{g} = \frac{\partial a}{\partial n} \bar{n}, \quad (4.1)$$

де чисельне значення (модуль) градієнта виражається похідною $\frac{\partial a}{\partial n} = |\text{grad } a|$.

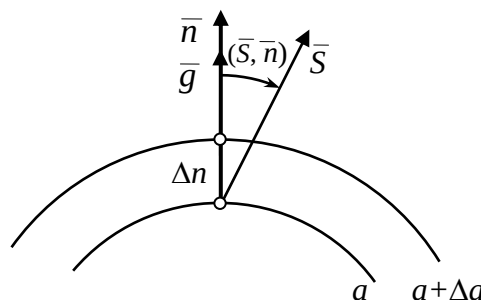


Рис. 4.1. Градієнт лінії положення

Використовуючи градієнт, можна визначити значення похідної від параметра a за будь-яким напрямком. Наприклад, якщо задано градієнт і відомий кут між нормаллю до поверхні положення $\bar{n}$ і напрямком $\bar{S}$, то похідну за цим напрямком можна записати у вигляді

$$\frac{\partial a}{\partial S} = |\text{grad } a| \cos(\bar{S}, \bar{n}). \quad (4.2)$$

Поняттям градієнта зручно користуватися при аналізі точнісних характеристик РНС, оскільки він дозволяє зв'язати похибку вимірюваного параметра Δa з похибкою визначення поверхонь і ліній положення Δn . Переходячи до кінцевих приростів Δa і Δn , знайдемо зміщення поверхонь і ліній положення

$$\Delta n = \frac{\Delta a}{|\text{grad } a|}. \quad (4.3)$$

Отже, для зменшення похибки визначення поверхонь і ліній положення, а також місцеположення, необхідно прагнути до **збільшення градієнта** поля навігаційного параметра і точності його виміру.

Градiente можуть бути знайдені, якщо відомі рівняння ліній і поверхонь положення, тобто функціональна залежність для навігаційного параметра в обраній системі координат.

Так, якщо функція для a задана аналітично в прямокутній m -вимірній системі координат $a = a(x_1 \dots, x_m)$, то модуль градієнта

$$|\text{grad } a| = \sqrt{\sum_{j=1}^m \left(\frac{\partial a}{\partial x_j} \right)^2}. \quad (4.4)$$

Для плоских поверхонь при $a = a(x, y)$

$$|\text{grad } a| = \sqrt{\left(\frac{\partial a}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial a}{\partial y} \right)^2}. \quad (4.5)$$

В далекомірних методах вимірюється відстань до РНТ $r = \sqrt{x^2 + y^2}$.

Для цього методу модуль градієнта $|\text{grad } r| = 1$, а похибка вимірювання відстані Δr викличе зміщення лінії положення (лінії рівних відстаней) на величину $\Delta n = \Delta r$ або на відповідне середньоквадратичне відхилення (рис. 4.2)

$$\sigma_n = \sigma_r. \quad (4.6)$$

Для кутомірних методів вимірювана величина $\alpha = \arctg x/y$, модуль градієнта $|\text{grad } \alpha| = 1/r$, а похибка вимірювання кута $\Delta\alpha$ викличе зміщення лінії положення $\Delta n = \Delta\alpha r$ (рис. 4.3).

В радіанах середньоквадратичне відхилення ЛП буде

$$\sigma_n = \sigma_\alpha r, \quad (4.7)$$

а в градусному вимірі $\sigma_n = 0,017\sigma_\alpha r$, де σ_α – середньоквадратична похибка вимірювання пеленга.

В різницево-daleкомірних методах вимірюється різниця відстаней (рис. 4.4)

$$r_A - r_B = \sqrt{(x + d/2)^2 + y^2} - \sqrt{(x - d/2)^2 + y^2}, \quad (4.8)$$

при цьому модуль градієнта $|\text{grad}(r_A - r_B)| = 2 \sin(\varphi/2)$.

Лінійне зміщення лінії положення (лінії рівних різниць відстаней), викликане похибкою виміру, буде дорівнювати

$$\Delta n = \Delta r / 2 \sin 0,5\varphi, \quad (4.9)$$

а середньоквадратичне відхилення ЛП

$$\sigma_n = \sigma_{\Delta r} / 2 \sin 0,5\varphi. \quad (4.10)$$

Похибка визначення ЛРРР залежить від кута φ . Найменша $\sigma_n = \sigma_{\Delta r}/2$ буде при $\varphi = 180^\circ$, що відповідає місцезнаходженню ЛА на лінії бази AB .

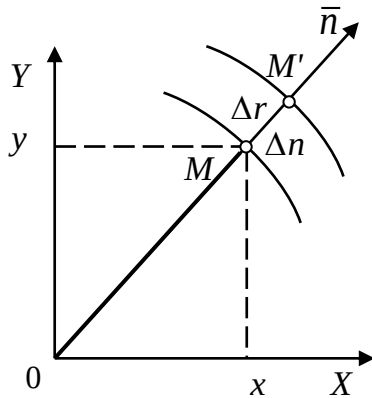


Рис. 4.2. Похибка виміру відстані у далекомірних методах

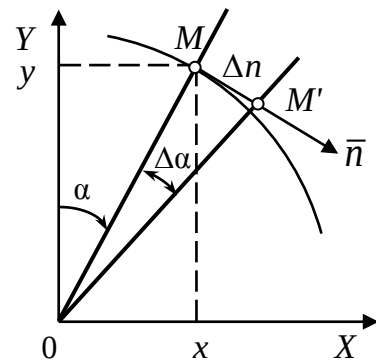


Рис. 4.3. Похибка виміру кута у кутомірних методах

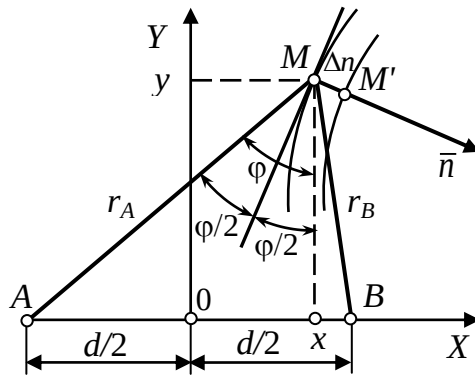


Рис. 4.4. Похибка виміру у різницево-далекомірному методі

4.2. Точність визначення місцеположення об'єктів позиційним методом

На рис. 4.5 показано визначення місцеположення ЛА за допомогою двох РНС, відносно яких виміряні лінії положення ЛП₁ і ЛП₂.

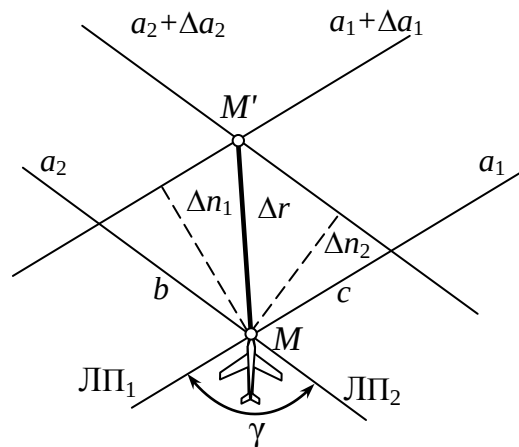


Рис. 4.5. Визначення положення за двома лініями положення

Через похибки вимірювань навігаційних параметрів Δa_1 і Δa_2 лінії положення визначаються з похибками Δn_1 і Δn_2 . Тоді розташуванню об'єкта за результатами вимірювання буде відповідати точка M' , яка визначається з відхиленням (похибкою) Δr відносно точки M фактичного місцеположення.

Оскільки в загальному випадку лінії положення можуть перетинатися під довільним кутом γ , то з розгляду паралелограма похибок

$$\Delta r^2 = c^2 + b^2 + 2bc \cos \gamma,$$

де $b = \frac{\Delta n_1}{\sin \gamma}$; $c = \frac{\Delta n_2}{\sin \gamma}$, можна записати

$$\Delta r^2 = \frac{1}{\sin^2 \gamma} (\Delta n_1^2 + \Delta n_2^2 + \Delta 2n_1 \Delta n_2 \cos \gamma). \quad (4.11)$$

Отже, при детермінованому способі завдання похибок положення точність положення ЛА залежить від точності завдання (визначення) ЛП і особливостей «геометрії» системи, тобто кута γ , розміру бази системи, відстані від центру бази до ЛА і напрямку на нього відносно перпендикуляра до центра бази.

Для забезпечення високої точності визначення місця ЛА за допомогою конкретних РНС і отримання картини розподілу похибок в межах робочої зони РНС використовують імовірнісні характеристики оцінки місця розташування і, зокрема, поняття еліпса (еліпсоїда) похибок (еліпса розсіювання).

Якщо ймовірності результуючої похибки визначення місця ЛА *незалежні*, а похибки ліній положення n_1, n_2, n_3 задані дисперсіями їх нормальних розподілів $\sigma_{n1}, \sigma_{n2}, \sigma_{n3}$, то можна записати співвідношення для тривимірної щільності ймовірності спільної появи цих похибок

$$w(n_1, n_2, n_3) = \frac{1}{(2\pi)^{3/2} \sigma_{n1} \sigma_{n2} \sigma_{n3}} \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{n_1^2}{\sigma_{n1}^2} + \frac{n_2^2}{\sigma_{n2}^2} + \frac{n_3^2}{\sigma_{n3}^2} \right) \right]. \quad (4.12)$$

Прирівнюючи показник ступеня деякої постійної λ , отримаємо рівняння поверхні, на якій щільність розподілу похибок однакова, тобто

$$\frac{n_1^2}{\sigma_{n1}^2} + \frac{n_2^2}{\sigma_{n2}^2} + \frac{n_3^2}{\sigma_{n3}^2} = 2\lambda^2. \quad (4.13)$$

Це є рівняння еліпсоїда похибок в косокутній системі координат $0, n_1, n_2, n_3$, осі якої збігаються з нормальними до поверхні положення. Еліпсоїд похибок обмежує область простору, в яку із заданою ймовірністю потрапляють точки місцеположення ЛА (рис. 4.6).

У разі оцінки ймовірності похибки місцезнаходження об'єкта на площині співвідношення для двовимірної щільності розподілу похибок буде

$$\frac{1}{2(1-\rho^2)} \left(\frac{n_1^2}{\sigma_{n1}^2} - \frac{2\rho n_1 n_2}{\sigma_{n1} \sigma_{n2}} + \frac{n_2^2}{\sigma_{n2}^2} \right) = \lambda^2, \quad (4.14)$$

де ρ – коефіцієнт кореляції, що характеризує ступінь взаємозв'язку похибок.

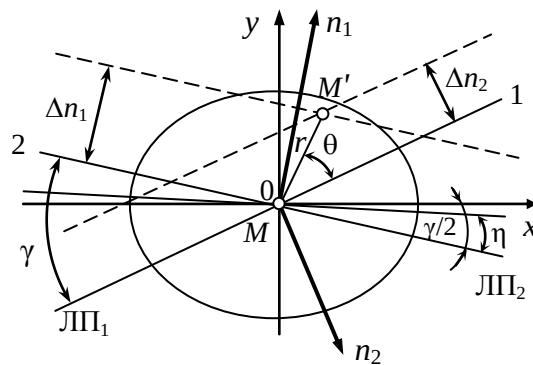


Рис. 4.6. Еліпсоїд похибок

Для оцінки точності місцезнаходження об'єкта з використанням еліпса похибок доцільно перейти до прямокутної системи координат, вісь Ox якої збігається з напрямком великої осі еліпса, а центр з точкою M – істинним місцем ЛА. В цьому випадку параметри n_1, n_2 незалежні і спільна щільність ймовірності їх похибок має вигляд

$$w(n_1, n_2) = \frac{1}{2\pi\sigma_{n1}\sigma_{n2}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{n_1^2}{\sigma_{n1}^2} + \frac{n_2^2}{\sigma_{n2}^2}\right)\right]. \quad (4.15)$$

Використовуючи канонічну форму запису рівняння еліпса

$$\frac{x^2}{c^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1, \quad (4.16)$$

співвідношення (4.14) перетвориться до виду

$$k_1 x^2 + k_2 y^2 = 4\lambda^2 \sigma_{n1}^2 \sigma_{n2}^2 / (\sigma_{n1}^2 + \sigma_{n2}^2), \quad (4.17)$$

де $k_{1,2} = 1 \pm \left(1 - \frac{4\sigma_{n1}^2 \sigma_{n2}^2}{\sigma_{n1}^2 + \sigma_{n2}^2} \sin^2 \lambda\right)^{1/2}.$

Використовуючи (4.16), (4.17) визначаються півосі еліпса:

$$b^2 = -4\ln(1-\rho)\sigma_{n1}^2\sigma_{n2}^2 / k_1(\sigma_{n1}^2 + \sigma_{n2}^2);$$

$$c^2 = -4\ln(1-\rho)\sigma_{n1}^2\sigma_{n2}^2 / k_2(\sigma_{n1}^2 + \sigma_{n2}^2).$$
(4.18)

Кут повороту великий осі еліпса відносно бісектриси кута між лініями положення (орієнтація еліпса) визначається співвідношенням

$$\operatorname{tg} 2\eta = \operatorname{tg} \gamma \frac{\sigma_{n1}^2 - \sigma_{n2}^2}{\sigma_{n1}^2 + \sigma_{n2}^2}.$$
(4.19)

Формули (4.16) – (4.19) дозволяють визначити розміри і орієнтацію еліпса похибок і здійснити його побудову.

Якщо потрібно знайти ймовірність P_{mc} попадання розрахункового місцеположення ЛА всередину області $Q(\lambda)$, обмеженою еліпсом заданих розмірів, то використовуючи співвідношення

$$P_{mc} = \int_Q \int_{(\lambda)} w(n_1, n_2) dn_1 dn_2,$$
(4.20)

і виконавши інтегрування з урахуванням (4.15), маємо

$$P_{mc} = 1 - \exp(-\lambda^2),$$
(4.21)

де $\lambda = \sqrt{1 - \ln(1 - P_{mc})}$.

Вираз визначає розміри еліпса, ймовірність попадання в який фіксована. Вважаючи, наприклад, $\lambda = 1$; $\lambda = 1,73$; $\lambda = 2,15$, знайдемо згідно (4.21) ймовірності розташування ЛА в межах відповідних еліпсів розсіювання: $P_{mc1} = 0,63$; $P_{mc2} = 0,95$; $P_{mc3} = 0,99$.

Зазвичай в практиці навігаційних розрахунків використовується наближена методика оцінки місцезнаходження ЛА на основі середнього квадрата відхилення об'єкта від його дійсного положення в просторі і на площині (а не відносний розподіл похибок за координатними осями). Тоді для оцінки точності місцезнаходження ЛА досить до співвідношення (4.11)

$$\Delta r^2 = \frac{1}{\sin^2 \gamma} (\Delta n_1^2 + \Delta n_2^2 + \Delta 2n_1 \Delta n_2 \cos \gamma)$$

застосувати теорему про дисперсії випадкових величин і отримати

$$\sigma_r^2 = \frac{1}{\sin^2 \gamma} (\sigma_{n1}^2 + \sigma_{n2}^2 + 2\rho \sigma_{n1} \sigma_{n2} \cos \gamma). \quad (4.22)$$

Переходячи від похибок визначення ліній положення до похибок вимірювання навігаційних параметрів, співвідношення (4.22) переписується в остаточному вигляді, що враховує величини модулів градієнтів параметрів:

$$\sigma_r = \frac{1}{\sin \gamma} \sqrt{\left(\frac{\sigma_{a1}}{|g_1|}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{a2}}{|g_2|}\right)^2 + 2\rho \frac{\sigma_{a1}\sigma_{a2}}{|g_1||g_2|} \cos \gamma}, \quad (4.23)$$

де $|g_1| = |\text{grad} a_1|$; $|g_2| = |\text{grad} a_2|$.

Наведена методика оцінки точності місцезнаходження ЛА доцільна для цілком конкретної розстановки наземних станцій РНС. Для повної оцінки навігаційних можливостей РНС, порівняння їх між собою і раціонального розміщення наземних станцій проводиться побудова ліній (кривих) однакової точності визначення місцезнаходження ЛА (тобто ліній, для яких в кожній точці виконується умова $\sigma_r = \text{const}$) і робочої зони (області) системи.

Робочі зони

При побудові робочої зони РНС визначають область простору, в межах якої похибка вимірювання параметрів не перевищує (із заданою ймовірністю) обраного, наприклад, середньоквадратичного значення.

Для цього зазвичай використовують співвідношення (4.23), на основі якого може бути побудовано сімейство кривих, відповідних постійному значенню σ_r при заданих значеннях σ_{a1} і σ_{a2} (кривих рівної точності).

Оскільки розміри робочої зони визначаються також дальністю дії системи і діаграмами направленості її антен в горизонтальній і вертикальній площинах, ці характеристики також мають бути враховані при побудові робочих зон конкретних типів РНС.

4.3. Точність місцевизначення об'єктів методом числення шляху

Оцінку точності числення шляху виконаємо стосовно найбільш характерного для радіонавігаційних засобів способу визначення вектора повної шляхової швидкості за допомогою доплерівського вимірювача шляхової швидкості і кута зносу (ДВШЗ), тобто знайдемо похибки визначення положення об'єкта при доплерівському обчисленні шляху.

$$\begin{aligned} x(t) &= x_0 + \int_{t_0}^t W_x dt, \\ y(t) &= y_0 + \int_{t_0}^t \frac{W_y}{\cos(x/R)} dt, \end{aligned} \quad (4.24)$$

$$\begin{aligned} x(t) &= x_0 + \int_{t_0}^t W_x dt, \\ y(t) &= y_0 + \int_{t_0}^t \frac{W_y}{\cos(x/R)} dt, \end{aligned} \quad (4.24)$$

$CX_cY_cZ_c$, координатні осі якої збігаються з будівельними осями об'єкта (літака). На рис. 4.7 W'_x і W'_y – проекції вектора W на осі CX_c та CY_c відповідно; C – центр мас ЛА; осі CX_1 та CY_1 паралельні осям ортодромічної системи

координат; ψ_0 – ортодромічний курс ЛА; $x(t)$ і $y(t)$ – поточні координати місцеположення ЛА. З урахуванням прийнятих позначень складові повної шляхової швидкості в лівій ортодромічній системі координат W_x і W_y , які необхідні для обчислення місцеположення об'єкта, визначаються співвідношеннями

$$\begin{aligned} W_x &= W'_x \cos \psi_0 - W'_y \sin \psi_0, \\ W_y &= W'_x \sin \psi_0 + W'_y \cos \psi_0. \end{aligned} \quad (4.25)$$

При цьому рівняння доплерівського числення шляху (4.24) набувають вигляду

$$\begin{aligned} x(t) &= x_0 + \int_{t_0}^t (W'_x \cos \psi_0 - W'_y \sin \psi_0) dt, \\ y(t) &= y_0 + \int_{t_0}^t \left(\frac{W'_x \sin \psi_0 + W'_y \cos \psi_0}{\cos(x/R)} \right) dt. \end{aligned} \quad (4.26)$$

Точність доплерівського числення шляху характеризується середньоквадратичним значенням радіальної похибки визначення місцеположення об'єкта, яке при незалежних значеннях $x(t)$ і $y(t)$ дорівнює

$$\sigma_r(t) = \sqrt{\sigma_x^2(t) + \sigma_y^2(t)}, \quad (4.27)$$

де $\sigma_x^2(t), \sigma_y^2(t)$ – дисперсії похибок визначення координат ЛА по осях OX і OY .

У кожний момент часу t миттєві значення похибок обчислення координат об'єкта визначаються рівностями

$$\Delta x(t) = x_i(t) - x(t), \quad \Delta y(t) = y_i(t) - y(t), \quad (4.28)$$

де $x_i(t)$ і $y_i(t)$ – виміряні (обчислені) координати ЛА; $x(t)$ і $y(t)$ – дійсні значення координат ЛА.

Як випливає з (4.26), похибки $\Delta x(t)$ і $\Delta y(t)$ викликані тим, що початкові координати x_0 і y_0 , що є складовими шляхової швидкості W'_x і W'_y а також ортодромічний курс ψ_0 визначені з похибками.

Дисперсії похибок визначення координат ЛА по осях OX та OY відповідно дорівнюють

$$\sigma_x^2(t) = M[\{\overset{\circ}{\Delta} x(t)\}^2],$$

$$\sigma_y^2(t) = M[\{\overset{\circ}{\Delta} y(t)\}^2],$$

де індекс « $\circ$ » означає центроване значення випадкової величини.

Розглянемо такий типовий випадок, коли похибки $\Delta x_0(t)$, $\Delta y_0(t)$, $\Delta W'_x$ і $\Delta W'_y$ є взаємонезалежними випадковими величинами, а похибка вимірювання ортодромічного курсу ψ_0 описується математичною моделлю виду

$$\Delta\psi_0 = \Delta\psi_{0н} + \omega_r t,$$

де $\Delta\psi_{0н}$ – похибка початкової виставки курсу; $\omega_r t$ – похибка, що накопичується в часі, викликана відходом гіроскопа навігаційної системи для вимірювання курсу; ω_r – швидкість відходу гіроскопа.

Вважаємо, що $\Delta\psi_0$ також не залежить від $\Delta x_0(t)$, $\Delta y_0(t)$, $\Delta W'_x$ і $\Delta W'_y$. Для обчислення $\Delta x_0(t)$ і $\Delta y_0(t)$, застосуємо до співвідношень (4.26) формулу повного диференціала, вважаючи аргументами всі випадкові величини, і замінімо нескінченно малі величини кінцевими приростами:

$$\Delta x(t) = \Delta x_0 + \int_{t_0}^t (\Delta W'_x \cos \psi_0 - W'_x \sin \psi_0 \Delta\psi_0 - \Delta W'_y \sin \psi_0 - W'_y \cos \psi_0 \Delta\psi_0) dt, \quad (4.29)$$

$$\Delta y(t) = \Delta y_0 + \int_{t_0}^t (\Delta W'_x \sin \psi_0 + W'_x \cos \psi_0 \Delta\psi_0 + \Delta W'_y \cos \psi_0 - W'_y \sin \psi_0 \Delta\psi_0) dt.$$

При написанні (4.29) прийнято, що об'єкт знаходиться поблизу головної ортодромії і тому $\cos(x/R) = 1$. Вважаючи, що в (4.29) всі похибки на інтервалі від $t_0 = 0$ до t залишаються постійними, отримуємо:

$$\Delta x(t) = \Delta x_0 + \Delta W'_x t \cos \psi_0 - W'_x \Delta\psi_{0н} t \sin \psi_0 - W'_x \frac{\omega_r t^2}{2} \sin \psi_0 -$$

$$- \Delta W'_y t \sin \psi_0 - W'_y \Delta\psi_{0н} t \cos \psi_0 - W'_y \frac{\omega_r t^2}{2} \cos \psi_0;$$

$$\Delta y(t) = \Delta y_0 + \Delta W'_x t \sin \psi_0 + W'_x \Delta\psi_{0н} t \cos \psi_0 + W'_x \frac{\omega_r t^2}{2} \cos \psi_0 +$$

$$+ \Delta W'_y t \cos \psi_0 - W'_y \Delta\psi_{0н} t \sin \psi_0 - W'_y \frac{\omega_r t^2}{2} \sin \psi_0.$$

Переходячи до відповідних дисперсій похибок, знаходимо

$$\begin{aligned}\sigma_x^2(t) &= \sigma_{x_0}^2 + (\sigma_{W'_x} t \cos \psi_0)^2 + (W'_x \sigma_{\psi_{0H}} t \sin \psi_0)^2 + (W'_x \frac{\sigma_{\omega_r} t^2}{2} \sin \psi_0)^2 + \\ &+ (\sigma_{W'_y} t \sin \psi_0)^2 + (W'_y \sigma_{\psi_{0H}} t \cos \psi_0)^2 + (W'_y \frac{\sigma_{\omega_r} t^2}{2} \cos \psi_0)^2; \\ \sigma_y^2(t) &= \sigma_{y_0}^2 + (\sigma_{W'_x} t \sin \psi_0)^2 + (W'_x \sigma_{\psi_{0H}} t \cos \psi_0)^2 + (W'_x \frac{\sigma_{\omega_r} t^2}{2} \cos \psi_0)^2 + \\ &+ (\sigma_{W'_y} t \cos \psi_0)^2 + (W'_y \sigma_{\psi_{0H}} t \sin \psi_0)^2 + (W'_y \frac{\sigma_{\omega_r} t^2}{2} \sin \psi_0)^2.\end{aligned}$$

З урахуванням (4.27) вираз для дисперсії радіальної похибки визначення місцеположення об'єкта набуває вигляду

$$\sigma_r^2(t) = \sigma_{r_0}^2 + (\sigma_{W'_x} t)^2 + (W'_x \sigma_{\psi_{0H}} t)^2 + (W'_x \frac{\sigma_{\omega_r} t^2}{2})^2 + (\sigma_{W'_y} t)^2 + (W'_y \sigma_{\psi_{0H}} t)^2 + (W'_y \frac{\sigma_{\omega_r} t^2}{2})^2. \quad (4.30)$$

Шляхова швидкість ЛА може бути записана у вигляді $W = \sqrt{(W'_x)^2 + (W'_y)^2}$ і відповідна рівність є для дисперсій $\sigma_{WH}^2 = \sigma_{Wx}^2 + \sigma_{Wy}^2$. Тоді відповідно до (4.30) знаходимо

$$\sigma_r^2(t) = \sigma_{r_0}^2 + \sigma_{WH}^2 t^2 + W^2 \sigma_{\psi_{0H}}^2 t^2 + \frac{1}{2} W^2 \sigma_{\omega_r} t,$$

де $\sigma_{r_0}^2$ – дисперсія початкової радіальної похибки визначення місцеположення розташування об'єкта; σ_{WH}^2 – дисперсія похибки вимірювання шляхової швидкості; $\sigma_{\psi_{0H}}^2$ – дисперсія похибки початкової виставки курсу і σ_{ω_r} – дисперсія швидкості відходу гіроскопа навігаційної системи, що вимірює ортодромічний курс.

Якщо прийняти, що $S = Wt$, то отримаємо

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma_{r_0}^2 + \left[\left(\frac{\sigma_{WH}}{W} \right)^2 + \sigma_{\psi_0}^2 \right] S^2}, \quad (4.31)$$

де S – пройдений шлях; $\sigma_{\psi_0}^2 = \sigma_{\psi_{0H}}^2 + \frac{1}{2} \sigma_{\omega_r}^2 t^2$ – дисперсія похибки вимірювання ортодромічного курсу.

Аналіз реальних похибок доплерівського числення шляху показує, що найпомітніший вплив на точність визначення координат надає похибка вимірювання ортодромічного курсу. Проте основною перевагою доплерівського числення шляху є висока точність. До недоліків відносяться: схильність до впливу радіозавад, зниження точності вимірювань і втрата працездатності при наявності поздовжніх і поперечних кренів ЛА, а також при польотах над гладкою водною поверхнею.

Література до лекції 4: [1–4], [8].

Питання для самоперевірки

1. Пояснить поняття градієнта та його використання при аналізі точнісних характеристик РНС.
2. Як похибка вимірювання відстані Δr зв'язана з відповідною середньоквадратичною похибкою відхилення σ_r ?
3. Що означає радіальна похибка?
4. Пояснить на рисунку та запишіть вираз для похибки виміру відстані у далекомірному методі.
5. Пояснить на рисунку та запишіть вираз для похибки виміру кута у кутомірному методі.
6. Пояснить на рисунку та запишіть вираз для похибки виміру у різницево-далекомірному методі.
7. Як визначається місцеположення об'єкта за двома лініями положення?
8. Як оцінити точність визначення місцеположення об'єкта позиційним методом?
9. Що означає еліпсоїд похибок?
10. Вкажіть особливості похибок методу числення шляху.

Розділ 3. Елементи теорії статистичної радіонавігації

Лекція 5. Статистичні методи синтезу пристроїв та систем радіонавігації

5.1. Застосування статистичних методів аналізу та синтезу

Під час розробки радіонавігаційних пристроїв та радіонавігаційних систем природним є прагнення їх удосконалювати шляхом створення оптимальних систем. Для побудови оптимальних систем доводиться звертатись до відповідних методів синтезу.

При синтезі радіотехнічних інформаційних систем найбільш широко застосовуються статистичні методи синтезу, оскільки вони дозволяють найбільш повно враховувати випадкові вхідні впливи. Серед методів синтезу найбільш ефективними стосовно радіотехнічних систем є методи марківської теорії оптимальної нелінійної фільтрації, створеної Р.Л. Стратоновичем.

Основні переваги марківської теорії оптимальної нелінійної фільтрації:

1) можливість вирішувати завдання синтезу багатовимірних стаціонарних та нестаціонарних, нелінійних та лінійних систем у дискретному та безперервному варіантах;

2) отримувати практично реалізовані структури пристроїв прийому та обробки радіосигналів, що забезпечують мінімальні помилки відтворення повідомлень;

3) мати зручне для реалізації в цифровому обчислювачу подання отриманих алгоритмів у вигляді рекурентних (а не інтегральних) співвідношень, що скорочує обсяг обчислень і підвищує їх точність;

4) представляється можливим за допомогою синтезованих нелінійних фільтрів обробляти сигнали, що спостерігаються, в міру їх надходження в реальному масштабі часу. Наприклад, коли навігаційні і супутні параметри, що визначають вектор стану є гауссівськими процесами, а спостережені сигнали являють собою лінійні функції від вектора стану, рівняння марківської теорії оптимальної нелінійної фільтрації перетворюються у відповідні рівняння оптимальної лінійної фільтрації Калмана.

При застосуванні методів марківської теорії оптимальної нелінійної фільтрації до задач синтезу радіонавігаційних пристроїв та систем динаміка процесу навігації описується у термінах простору станів. При цьому змінними станами зазвичай є координати об'єкта, компоненти швидкості його руху,

прискорення, параметри, що характеризують кутові координати об'єкта в просторі, і т.д.

Векторне диференціальне рівняння, якому задовольняє вектор навігаційних змінних $\mathbf{X}(t)$ розмірністю $(n \times 1)$, що описує рух об'єкта навігації, має вигляд

$$\frac{d}{dt}\mathbf{X}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{U}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{W}(t), \quad \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0. \quad (5.1)$$

Тут $\mathbf{X}_0$ – значення вектора $\mathbf{X}(t)$ у початковий момент часу t_0 ; $\mathbf{F}(t)$ – матриця розміром $(n \times n)$, яка характеризує зв'язки між навігаційними змінними $x_i(t)$, наприклад залежність між координатами об'єкта і складовими його швидкості, прискорення тощо; $\mathbf{U}(t)$ – відомий p -вимірний вектор керування, під впливом якого об'єкт здійснює необхідну еволюцію згідно з обраним маршрутом і профілем руху; $\mathbf{B}(t)$ – матриця керування, що має розмір $(n \times p)$ і характеризує залежності між компонентами вектора керування та навігаційними змінними; $\mathbf{W}(t)$ – випадковий r -вимірний вектор збурень, що враховує вплив випадкових факторів на рух об'єкта (таких як турбулентність атмосфери, нерівномірність тяги двигунів тощо); $\mathbf{G}(t)$ – матриця збурень розміром $(n \times r)$, що характеризує залежності між компонентами вектора збурень та навігаційними змінними.

На входах вимірювальної системи, що є набором навігаційних і пілотажних вимірювачів, надходить вектор спостереження $\mathbf{Z}(t)$ розмірністю $(m \times 1)$, який є функцією векторів сигналів $\mathbf{S}[\mathbf{X}(t), t]$ та збурень (завад) $\mathbf{N}(t)$

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{Z}\{\mathbf{S}[\mathbf{X}(t), t], \mathbf{N}(t)\}. \quad (5.2)$$

Сигнали спостереження $\mathbf{Z}(t)$ піддаються оптимальній обробці (оцінці).

Задача оптимального нелінійного оцінювання (фільтрації) формулюється наступним чином: маючи деякі апріорні відомості про вектор стану $\mathbf{X}(t)$ і маючи дані спостереження $\mathbf{Z}(\tau)$, де $\tau \in (t_0, t)$, знайти найкращу оцінку вектора стану $\hat{\mathbf{X}}(t)$, яка задовольняє певному критерію якості.

5.2. Задача оптимального нелінійного оцінювання безперервних процесів

Задачу оптимального нелінійного оцінювання безперервних процесів можна сформулювати у такий спосіб. Основні та супутні змінні процесу визначаються вектором стану $\mathbf{X}(t)$, оптимальну оцінку якого слід отримати.

Вектор стану $\mathbf{X}(t)$ розмірністю $(n \times 1)$ описується стохастичним диференціальним рівнянням

$$\frac{d}{dt}\mathbf{X}(t) = \mathbf{F}_x(t, \mathbf{X}) + \mathbf{G}_x(t, \mathbf{X})\mathbf{N}_x(t), \quad (5.3)$$

де $\mathbf{N}_x(t)$ – вектор формуючих білих гауссівських шумів розміром $(k \times 1)$ з нульовими математичними сподіваннями $M\{\mathbf{N}_x(t)\}=0$ і одиничними інтенсивностями $M\{\mathbf{N}_x(t)\mathbf{N}_x^T(t+\tau)\} = \mathbf{I}\delta(\tau)$, де $\mathbf{I}$ – одинична матриця.

На інтервалі (t_0, t) спостерігається сукупність випадкових процесів, яка може бути представлена у вигляді вектора стовпця спостереження розміром $(m \times 1)$:

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{S}(t, \mathbf{X}) + \mathbf{V}(t), \quad (5.4)$$

де $\mathbf{S}(t, \mathbf{X}) = \mathbf{S}[t, \mathbf{X}(t)]$ – відома нелінійна векторна функція своїх аргументів; $\mathbf{V}(t)$ – вектор шумів спостереження розмірністю $(m \times 1)$, який описується стохастичним диференціальним рівнянням

$$\frac{d\mathbf{V}(t)}{dt} = \mathbf{F}_v(t, \mathbf{V}, \mathbf{X}) + \mathbf{G}_v(t)\mathbf{N}_v(t), \quad (5.5)$$

де $\mathbf{N}_v(t)$ – вектор формуючих білих шумів з нульовими математичними сподіваннями і одиничними інтенсивностями.

Функції $\mathbf{F}$ і $\mathbf{G}$ безперервні та безперервно диференційовані за всіма аргументами.

Процес $\mathbf{Z}(t)$ спостерігається з моменту часу t_0 до моменту t і позначається як

$$\mathbf{Z}_{t_0}^t \triangleq \{\mathbf{Z}(\tau), t_0 \leq \tau \leq t\}. \quad (5.6)$$

Задача оптимальної нелінійної фільтрації у тому, щоб отримати оцінку вектора стану $\mathbf{X}(t)$ на момент часу t за умови, що спостерігається процес $\mathbf{Z}_{t_0}^t$.

Вся інформація про реалізацію вектора стану $\mathbf{X}(t)$ знаходиться в умовному (апостеріорному) розподілі ймовірностей для значень $\mathbf{X}$ за умови, що спостерігається процес $\mathbf{Z}_{t_0}^t$, який визначається як

$$\mathbf{w} = w(\mathbf{X}, t) \triangleq p(\mathbf{X}, t | \mathbf{Z}_{t_0}^t).$$

Для практичних цілей зазвичай достатньо знати не $\mathbf{w}$, а лише оцінку вектора стану $\hat{\mathbf{X}}(t)$, оптимальну згідно з обраним критерієм. За оцінку вектора $\mathbf{X}(t)$ часто беруть або його значення, що відповідає максимуму апостеріорної щільності ймовірностей, або його значення, що відповідає математичному сподіванню апостеріорної щільності ймовірностей. В останньому випадку маємо

$$\hat{\mathbf{X}}(t) \triangleq \int_{-\infty}^{\infty} \dots \int_{-\infty}^{\infty} \mathbf{X} w(\mathbf{X}, t) \prod_{i=1}^n dx_i = \int_{-\infty}^{\infty} \dots \int_{-\infty}^{\infty} \mathbf{X} p(\mathbf{X}, t | \mathbf{Z}_{t_0}^t) \prod_{i=1}^n dx_i. \quad (5.7)$$

Помилка оцінювання визначається як різниця між істинним значенням вектора стану та значенням оцінки

$$\mathbf{E}(t) \triangleq \mathbf{X}(t) - \hat{\mathbf{X}}(t). \quad (5.8)$$

В ідеальному випадку $\mathbf{E}(t) = 0$, і оцінка є точною. Коли $\mathbf{E}(t) \neq 0$, встановлюється штраф за неправильну оцінку. На основі фізичної сутності розв'язуваного завдання вибирається функція втрат, або штрафів $c[\mathbf{E}(t)]$, яка має наступні чотири властивості:

- 1) $c[\mathbf{E}(t)]$ – скалярна функція n змінних;
- 2) $c[\mathbf{E}(t) = 0] = 0$, тобто при точній оцінці не накладається жодного штрафу;
- 3) чим ближче $\mathbf{E}(t)$ до нуля, тим менший штраф;
- 4) функція втрат симетрична відносно нуля.

Функція втрат, що має всі чотири властивості, називається допустимою.

Оскільки оцінка $\hat{\mathbf{X}}(t)$ залежить від реалізації процесу $\mathbf{Z}(t)$, тому значення функції втрат $c[\mathbf{E}(t)]$ є випадковим. Якість оцінювання (фільтрації) визначається середнім значенням функції втрат.

На практиці найчастіше застосовуються проста, квадратична і модульна допустимі функції втрат.

Проста функція втрат визначається співвідношенням

$$c[\mathbf{E}(t)] = \begin{cases} c_0 & \text{при } (x_i - \hat{x}_i) \leq \varepsilon / 2, \\ c_1 & \text{при } (x_i - \hat{x}_i) > \varepsilon / 2, \end{cases} \quad (5.9)$$

де c_1 , c_0 , ε – постійні, причому $c_1 > c_0$. Часто беруть $c_0 = 0$. Для простої функції штрафів втрати, що виникають при правильній оцінці або при помилки не більше $\varepsilon/2$, приймаються рівними c_0 , при помилках понад $\varepsilon/2$ – рівними $c_1 > c_0$.

Для простої функції втрат оцінка відповідає максимуму (моді) апостеріорної щільності ймовірностей.

Квадратична функція втрат записується як

$$c[\mathbf{E}(t)] = [\mathbf{X}(t) - \hat{\mathbf{X}}(t)]^T [\mathbf{X}(t) - \hat{\mathbf{X}}(t)]. \quad (5.10)$$

Ця функція підкреслює значимість великих помилок. Вона широко застосовується в прикладних задачах через її простий фізичний зміст та зручності з математичної точки зору. Оцінка, отримана при використанні квадратичної функції втрат, дорівнює апостеріорному середньому (5.7).

Модульна функція втрат

$$c[\mathbf{E}(t)] = \sum_{i=1}^n v_i |x_i - \hat{x}_i|, \quad (5.11)$$

де $v_i \geq 0$, але не всі v_i тотожно дорівнюють нулю. Оцінка, отримана в такому випадку, відповідає медіані апостеріорної щільності ймовірностей.

Якщо апостеріорна щільність ймовірностей унімодальна і симетрична відносно моди, то для всіх допустимих функцій втрат оптимальні оцінки збігаються. Такий випадок має, наприклад, місце при гауссівській апостеріорній щільності ймовірностей. Оптимальна оцінка $\hat{\mathbf{X}}(t)$ за спостереженнями на інтервалі (t_0, t) вектора $\mathbf{Z}(t)$ визначається в результаті мінімізації апостеріорного середнього ризику

$$\int c[\mathbf{X}(t) - \hat{\mathbf{X}}(t)] p(\mathbf{X}, t | \mathbf{Z}_{t_0}^t) d\mathbf{X} = \min_{\hat{\mathbf{X}}} \quad (5.12)$$

Якщо використовується квадратична функція втрат, що відповідає критерію мінімуму середнього квадрата помилки, то якість оцінювання характеризується матрицею апостеріорних других центральних моментів помилок оцінювання.

Квадратична функція втрат та оцінка, що визначається згідно з (5.7), є апостеріорним середнім, що забезпечує мінімум середньоквадратичної помилки фільтрації. При цьому оптимальна оцінка мінімізує не втрати, а середнє значення втрат. Тому під оптимальною оцінкою слід розуміти оцінку, «оптимальну в середньому».

Рівняння оптимального нелінійного безперервного оцінювання

У загальному випадку, розкладаючи нелінійні функції в рівняннях (5.3) і (5.4) в степеневі ряди відносно точки, що визначається оцінкою вектора станів, і враховуючи різну кількість членів цих рядів, можна отримати наближені рівняння марківської теорії оптимального нелінійного оцінювання, що мають

різний ступінь точності та складності. Якщо вектор шумів спостереження $\mathbf{V}(t)$ є вектором білих шумів $\mathbf{N}(t)$ з $M\{\mathbf{N}(t)\}=0$ і $M\{\mathbf{N}(t)\mathbf{N}^T(t+\tau)\}=\mathbf{N}_n\delta(\tau)$, то при гауссівському наближенні першого порядку рівняння квазіоптимального нелінійного безперервного оцінювання мають наступний вигляд

$$\begin{aligned}\frac{d\hat{\mathbf{X}}(t)}{dt} &= \mathbf{A}[t, \hat{\mathbf{X}}(t)] + \mathbf{P}(t)\mathbf{J}[\mathbf{S}(t, \hat{\mathbf{X}})]\mathbf{N}_n^{-1}[\mathbf{Z}(t) - \mathbf{S}(t, \hat{\mathbf{X}})], \\ \hat{\mathbf{X}}(t_0) &= \int \mathbf{X}p(t_0, \mathbf{X})d\mathbf{X},\end{aligned}\quad (5.13)$$

$$\begin{aligned}\frac{d\mathbf{P}(t)}{dt} &= \mathbf{J}^T[\mathbf{A}(t, \hat{\mathbf{X}})]\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{J}[\mathbf{A}(t, \hat{\mathbf{X}})] + \\ &+ \mathbf{G}_x(t)\mathbf{G}_x^T(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{J}\{\mathbf{J}[\mathbf{S}(t, \hat{\mathbf{X}})]\mathbf{N}_n^{-1}[\mathbf{Z}(t) - \mathbf{S}(t, \hat{\mathbf{X}})]\}\mathbf{P}(t), \\ \mathbf{P}(t_0) &= \int [\mathbf{X} - \hat{\mathbf{X}}(t_0)][\mathbf{X} - \hat{\mathbf{X}}(t_0)]^T p(\mathbf{X}, t_0)d\mathbf{X},\end{aligned}\quad (5.14)$$

де $\mathbf{P}$ – коваріаційна матриця апостеріорних помилок оцінювання;

$\mathbf{J}\{\cdot\}$ – матриця Якобі, що відповідає вектору всередині дужок, наприклад,

$$\mathbf{J}\{\mathbf{A}(t, \mathbf{X})\} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial a_1}{\partial x_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial a_n}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial a_n}{\partial x_n} \end{bmatrix}.$$

На рис. 5.1 надано структурну схему оптимального в гауссівському наближенні пристрою нелінійного оцінювання процесу $\mathbf{X}(t)$ для рівняння (5.13).

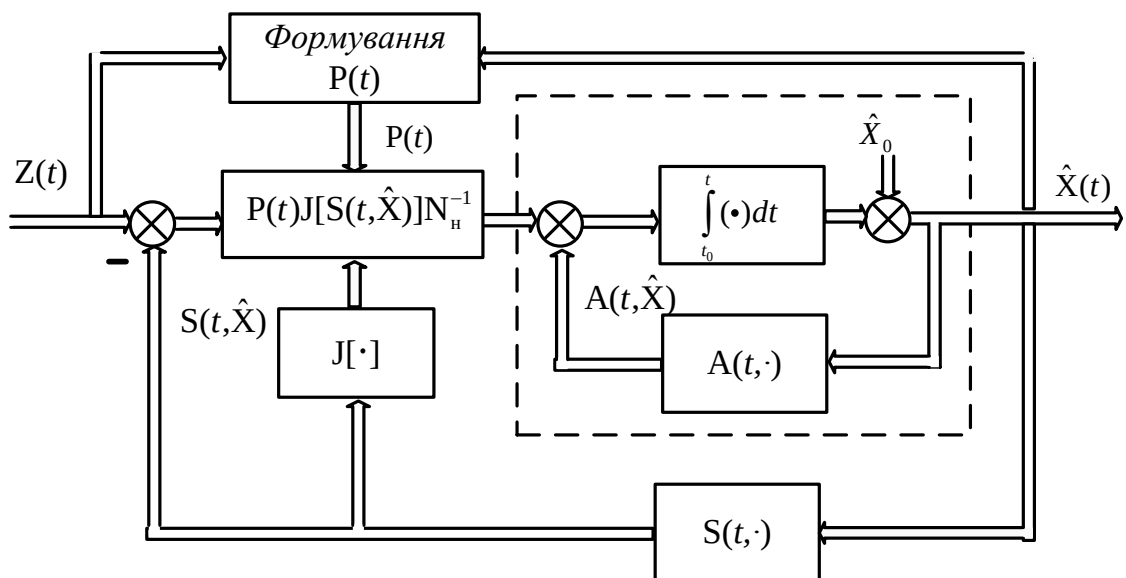


Рис. 5.1. Структурна схема оптимального нелінійного безперервного оцінювання

Виділена штриховою лінією структура визначається апіорним рівнянням для вектора стану. За нескінченно малий відрізок часу dt оцінка вектора стану $\hat{\mathbf{X}}$ змінюється на нескінченно малу величину $d\hat{\mathbf{X}}$, що складається з двох компонентів: власного зміщення $\mathbf{A}dt + \mathbf{P}(t)\mathbf{J}[\mathbf{S}]\mathbf{N}_n^{-1}\mathbf{S}dt$ і зміщення $\mathbf{P}(t)\mathbf{J}[\mathbf{S}]\mathbf{N}_n^{-1}\mathbf{Z}(t)dt$, обумовленого спостереженням $\mathbf{Z}(t)$.

Коефіцієнт передачі оптимального фільтра $\mathbf{K}(t) = \mathbf{K}[t, \hat{\mathbf{X}}(t), \mathbf{Z}(t)]$ є невідомою величиною, яка може бути визначена як рішення відповідного нелінійного диференціального рівняння (5.14) для коваріаційної матриці, яке також залежить від спостереження $\mathbf{Z}(t)$ та від оцінки $\hat{\mathbf{X}}$.

В загальному випадку рівняння для оцінки вектора стану (5.13) та для коваріаційної матриці помилок (5.14) пов'язані між собою і повинні вирішуватися спільно у міру отримання спостережень $\mathbf{Z}(t)$. Взаємна залежність цих рівнянь є специфікою задач оптимальної нелінійної фільтрації порівняно із задачею лінійної фільтрації Калмана–Бьюсі, де матрицю $\mathbf{P}(t)$ можна визначити заздалегідь і вважати, що вона входить до рівняння для оцінки вектора стану як відома.

У практиці часто застосовують додаткові спрощення рівнянь (5.13) і (5.14), такі як метод малого параметра, або метод часового усереднення.

Метод малого параметра. Цей метод полягає в тому, що в рівнянні (5.14) відкидаються флуктуаційні члени, що містять білий шум $\mathbf{N}(t)$, які розглядаються як малі. За рахунок таких припущень коваріаційна матриця апостеріорних помилок оцінювання $\mathbf{P}(t)$ в ряді випадків з умовної перетворюється на безумовну, що не залежить від реалізації процесу $\mathbf{Z}(t)$. При цьому матрицю $\mathbf{P}(t)$ можна визначити заздалегідь і вважати, що в рівняння (5.13) вона входить як відома.

Метод часового усереднення. Суть методу полягає в тому, що в сталому режимі елементи коваріаційної матриці $\mathbf{P}(t)$ флуктуюють дуже близько відносно відповідних середніх значень, тому в рівнянні (5.14) виконують заміну $p(t)$ на $\bar{p}$ і переходять до середніх значень похідних в останньому доданку рівняння (5.14). У результаті матричне диференціальне рівняння зводиться до алгебраїчного, тому що $d\bar{\mathbf{P}}/dt = 0$.

5.3. Задача оцінки стану за критерієм мінімуму дисперсій помилок

Постановка задачі. Критерій оптимальності та властивості оцінок

Нехай є деяка система S_x , стан якої характеризується n -вимірним випадковим вектором $\mathbf{x}$.

З системою S_x статистично пов'язана інша система S_z , стан якої, у свою чергу, визначається випадковим вектором $\mathbf{z}$ (рис. 5.2).

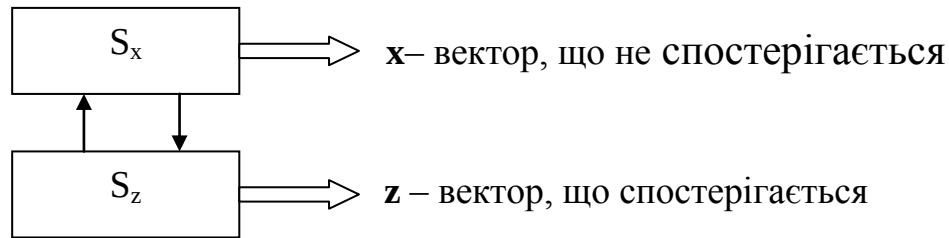


Рис. 5.2

Таким чином, $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$ – залежні випадкові вектори. Передбачається, що закони розподілу $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$ відомі. Спостерігається лише стан системи S_z , тобто вектор $\mathbf{z}$. Потрібно за спостережними значенням $\mathbf{z}$ і апріорної інформації про $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$ знайти оптимальну в певному сенсі оцінку $\hat{\mathbf{x}}$ значення вектора $\mathbf{x}$, тобто оцінку стану системи S_x . Така задача називається оцінкою стану або задачею однокрокового оцінювання.

Критерій оптимальності оцінки $\hat{\mathbf{x}}$ вектора $\mathbf{x}$ сформулюємо у такий спосіб. Введемо кількісну характеристику ступеня близькості вектора оцінки $\hat{\mathbf{x}}$ до вектора $\mathbf{x}$ у вигляді «середньоквадратичної відстані» між $\hat{\mathbf{x}}$ та $\mathbf{x}$

$$\|\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}\| = \|\tilde{\mathbf{x}}\| = \sqrt{M[\tilde{\mathbf{x}}^T \tilde{\mathbf{x}}]} = \sqrt{\sum_{i=1}^n M[\tilde{x}_i^2]}. \quad (5.15)$$

Використовуючи відоме співвідношення між другим початковим та другим центральним моментами випадкової величини $\tilde{\mathbf{x}}_i = \hat{\mathbf{x}}_i - \mathbf{x}_i$

$$M[\tilde{x}_i^2] = (M[\tilde{x}_i])^2 + D[\tilde{x}_i], \quad (5.16)$$

вираз (5.15) можна записати у вигляді:

$$\|\tilde{\mathbf{x}}\| = \sqrt{\sum_{i=1}^n (M[\tilde{\mathbf{x}}_i])^2 + \sum_{i=1}^n D[\tilde{\mathbf{x}}_i]}. \quad (5.17)$$

Під оптимальною оцінкою $\hat{\mathbf{x}}$ випадкового вектора $\mathbf{x}$ будемо розуміти таку, що забезпечує найкраще наближення $\hat{\mathbf{x}}$ до $\mathbf{x}$ у тому сенсі, що величина (5.17) виявляється мінімальною, тобто $\|\tilde{\mathbf{x}}\| = \min$.

З (5.17) випливає, що для забезпечення мінімуму необхідні дві умови:

- 1) оцінка має бути незміщеною, тобто $M[\hat{\mathbf{x}}_i] = \mathbf{x}_i, i = 1, 2, \dots, n$;
- 2) сума дисперсій помилок оцінок компонент вектора $\mathbf{x}$ має бути мінімальною:

$$M[\tilde{\mathbf{x}}_i^2] = (M[\tilde{\mathbf{x}}_i])^2 + D[\tilde{\mathbf{x}}_i].$$

На підставі (5.15) сформульований критерій оптимальності запишемо у вигляді:

$$J = \|\tilde{\mathbf{x}}\|^2 = M[\tilde{\mathbf{x}}^T \tilde{\mathbf{x}}] = \min, \quad (5.18)$$

де J – показник якості.

Таким чином, оптимальною в сенсі критерію (5.18) оцінкою вектора $\mathbf{x}$ є така незміщена оцінка $\hat{\mathbf{x}}$, сума дисперсій помилок якої мінімальна.

Доведено, що якщо сума дисперсій помилок вектора оцінки мінімальна, то мінімальна і дисперсія кожної його компоненти окремо. На підставі цього оцінку $\hat{\mathbf{x}}$, що відповідає критерію (5.18), називають оцінкою з мінімальними дисперсіями помилок.

Основна властивість оцінок, оптимальних за критерієм (5.18) визначається відомою теоремою, яка формулюється наступним чином.

Нехай $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$ – залежні випадкові вектори зі спільною щільністю розподілу ймовірностей $f_{\mathbf{x},\mathbf{z}}(\alpha, \beta)$. Спостерігається вектор $\mathbf{z}$. Тоді оцінка $\hat{\mathbf{x}}$ вектора $\mathbf{x}$, яка задовольняє критерію

$$M[(\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x})^T (\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x})] = \min,$$

є умовне математичне сподівання $\mathbf{x}$, тобто

$$\hat{\mathbf{x}} = M[\mathbf{x} / \mathbf{z} = \beta]. \quad (5.19)$$

Для доказу теореми показник якості J представляється через щільність розподілу векторів $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$, використовуючи співвідношення

$$f_{x,z}(\alpha, \beta) = f_{x/z}(\alpha / \beta) f_z(\beta), \quad (5.20)$$

де

$f_{x/z}(\alpha / \beta)$ – умовна щільність розподілу вектора $\mathbf{x}$;

$f_z(\beta)$ – щільність розподілу вектора $\mathbf{z}$.

Тоді показник якості записується виразом

$$\begin{aligned} J &= M[(\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x})^T (\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x})] = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} (\hat{\mathbf{x}} - \alpha)^T (\hat{\mathbf{x}} - \alpha) f_{x,z}(\alpha, \beta) d\alpha d\beta = \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \left[\int_{-\infty}^{\infty} (\hat{\mathbf{x}} - \alpha)^T (\hat{\mathbf{x}} - \alpha) f_{x/z}(\alpha / \beta) d\alpha \right] f_z(\beta) d\beta. \end{aligned} \quad (5.21)$$

Враховуючи, що вектор $\mathbf{x}$ залежить тільки від вектора вимірювань $\mathbf{z}$, інтеграл у квадратних дужках перетворюється так, щоб виділити доданок, що містить різницю $\mathbf{x} - M[\mathbf{x} / \mathbf{z} = \beta]$. При цьому можна використовувати позначення $M[\mathbf{x} / \mathbf{z} = \beta] = M[\mathbf{x} / \mathbf{z}]$. При перетворенні враховується, що

$$\begin{aligned} \int_{-\infty}^{\infty} \alpha^T \hat{\mathbf{x}} f_{x/z}(\alpha / \beta) d\alpha &= M^T[\mathbf{x} / \mathbf{z}] \hat{\mathbf{x}}, \\ \int_{-\infty}^{\infty} \hat{\mathbf{x}}^T \alpha f_{x/z}(\alpha / \beta) d\alpha &= \hat{\mathbf{x}}^T M[\mathbf{x} / \mathbf{z}], \\ \int_{-\infty}^{\infty} \alpha^T \alpha f_{x/z}(\alpha / \beta) d\alpha &= M[\mathbf{x}^T \mathbf{x} / \mathbf{z}], \end{aligned}$$

і отримується вираз

$$\begin{aligned} \int_{-\infty}^{\infty} (\hat{\mathbf{x}} - \alpha)^T (\hat{\mathbf{x}} - \alpha) f_{x/z}(\alpha / \beta) d\alpha &= \hat{\mathbf{x}}^T \hat{\mathbf{x}} - M^T(\mathbf{x} / \mathbf{z}) \hat{\mathbf{x}} - \hat{\mathbf{x}}^T M[\mathbf{x} / \mathbf{z}] + M[\hat{\mathbf{x}}^T \mathbf{x} / \mathbf{z}] = \\ &= [\hat{\mathbf{x}}^T - M^T(\mathbf{x} / \mathbf{z})] \hat{\mathbf{x}} - [\hat{\mathbf{x}}^T - M^T[\mathbf{x} / \mathbf{z}]] M[\mathbf{x} / \mathbf{z}] - M^T[\mathbf{x} / \mathbf{z}] M[\mathbf{x} / \mathbf{z}] + M[\hat{\mathbf{x}}^T \mathbf{x} / \mathbf{z}] = \\ &= [\hat{\mathbf{x}} - M^T[\mathbf{x} / \mathbf{z}]]^T [\hat{\mathbf{x}} - M[\mathbf{x} / \mathbf{z}]] - M^T[\mathbf{x} / \mathbf{z}] M[\mathbf{x} / \mathbf{z}] + M[\mathbf{x}^T \mathbf{x} / \mathbf{z}]. \end{aligned} \quad (5.22)$$

Значення показника якості J завжди позитивне. Як видно з (5.21), для мінімізації J достатньо мінімізувати інтеграл у квадратних дужках, тобто інтеграл (5.22). В свою чергу, у правій частині (5.22) від $\hat{\mathbf{x}}$ залежить тільки

перший доданок. Звідси випливає, що інтеграл (5.22), а отже, і показник якості J приймуть найменше значення при $\hat{\mathbf{x}} = M[\mathbf{x} / \mathbf{z}]$. Таким чином, оцінка $\hat{\mathbf{x}}$, що задовольняє критерію якості (5.18), є умовне математичне сподівання вектора $\mathbf{x}$, тобто

$$\hat{\mathbf{x}} /_{j=\min} = M[\mathbf{x} / \mathbf{z}].$$

Зазначимо, що теорема справедлива для довільної щільності розподілу $f_{x,z}(\alpha, \beta)$.

З теореми слідує, що для визначення значення оцінки $\hat{\mathbf{x}}$, оптимальної за критерієм мінімуму дисперсій, необхідно знати спільну щільність розподілу $f_{x,z}(\alpha, \beta)$. Ця щільність розподілу є апіорною інформацією про випадкові вектори $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$. Зафіксоване в результаті досвіду значення $\mathbf{z} = \beta$ представляє апостеріорну інформацію. Сама оцінка обчислюється за такою формулою:

$$\hat{\mathbf{x}} = M[\mathbf{x} / \mathbf{z}] = \int_{-\infty}^{\infty} \alpha f_{x/z}(\alpha / \beta) d\alpha, \quad (5.23)$$

де

$$f_{x/z}(\alpha / \beta) = \frac{f_{z/x}(\beta / \alpha) f_x(\alpha)}{f_z(\beta)}.$$

5.4. Оптимальна оцінка гауссівського випадкового вектора

Завдання знаходження оптимальної оцінки, тобто умовного математичного сподівання випадкового вектора, найпростіше вирішується для векторів з нормальним розподілом. Це пов'язано з тим фактом, що некорельованість двох нормальних випадкових векторів одночасно означає їх незалежність.

Нехай $\mathbf{x}$ та $\mathbf{z}$ – нормально розподілені випадкові вектори з характеристиками

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &: N(m_x, X); \\ \mathbf{z} &: N(m_z, Z), \end{aligned} \quad (5.24)$$

де Z – неособлива матриця. У загальному випадку елементи $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$ можуть бути корельовані між собою. Для характеристики ступеня цієї кореляції введемо поняття взаємної кореляційної матриці, яка визначається як

$$L = M[(\mathbf{x} - m_x)(\mathbf{z} - m_z)^T]. \quad (5.25)$$

Зауважимо, що якщо розмірності $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$ не рівні, то L – прямокутна матриця відповідної розмірності.

Нехай у результаті експерименту $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$ набули певних значень і вектор $\mathbf{z}$ зафіксований у вигляді $\mathbf{z} = \beta$. Знайдемо умовне математичне сподівання та умовну кореляційну матрицю вектора $\mathbf{x}$. Для цього використовуємо наступний прийом. Утворюємо вектор $\mathbf{y}$ як суму

$$\mathbf{y} = \mathbf{x} + \Lambda \mathbf{z}, \quad (5.26)$$

в якій матричний множник Λ виберемо так, щоб вектор $\mathbf{y}$ не залежав від вектора $\mathbf{z}$.

Для незалежності нормальних випадкових векторів достатньо, щоб їх взаємна кореляційна матриця дорівнювала нулю, тобто в даному випадку

$$M[(\mathbf{y} - m_y)(\mathbf{z} - m_z)^T] = M\{[(\mathbf{x} - m_x) + \Lambda(\mathbf{z} - m_z)](\mathbf{z} - m_z)^T\} = L + \Lambda Z = 0,$$

звідки слідує

$$\Lambda = -LZ^{-1}. \quad (5.27)$$

Таким чином, у рівнянні

$$\mathbf{y} = \mathbf{x} - LZ^{-1}\mathbf{z} \quad (5.28)$$

вектор $\mathbf{y}$ не залежить від вектора $\mathbf{z}$.

Виконаємо для лівою та правою части виразу (5.28) по черзі операції знаходження безумовного та умовного математичного сподівання. Отримуємо:

$$M[\mathbf{y}] = M[\mathbf{x} - LZ^{-1}\mathbf{z}] = m_x - LZ^{-1}m_z, \quad (5.29)$$

$$M[\mathbf{y} / \mathbf{z}] = M[(\mathbf{x} - LZ^{-1}\mathbf{z}) / \mathbf{z} = \beta] = M[\mathbf{x} / \mathbf{z}] - LZ^{-1}\beta.$$

Оскільки в рівнянні (5.28) $\mathbf{y}$ не залежить від $\mathbf{z}$, то $M[\mathbf{y}] = M[\mathbf{y} / \mathbf{z}]$. Прирівнюючи на підставі цього праві частини (5.29), отримуємо

$$M[\mathbf{x} / \mathbf{z}] = m_x + LZ^{-1}(\beta - m_z). \quad (5.30)$$

Величини, що входять у праву частину (5.30), за умовою завдання передбачаються відомими, причому m_x , m_z , L , Z надають апіорну інформацію про вектори $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$, а вектор β – апостеріорну інформацію про $\mathbf{z}$ (результат його вимірювання). Розглядаючи сукупність векторів β як випадковий вектор $\mathbf{z}$, на

підставі (5.28) і зазначеної вище теореми вираз для оптимальної оцінки $\mathbf{x}$ отримуємо у вигляді

$$\hat{\mathbf{x}} = m_x + LZ^{-1}(\mathbf{z} - m_z). \quad (5.31)$$

З (5.31) випливає, що вектор $\hat{\mathbf{x}}$ є випадковим вектором. Знайдемо його статистичні показники. Отримуємо:

$$M[\hat{\mathbf{x}}] = M[m_x + LZ^{-1}(\mathbf{z} - m_z)] = m_x. \quad (5.32)$$

Справді, математичне сподівання від умовного математичного сподівання дорівнює безумовному, тобто $M[M(\mathbf{x}/\mathbf{z})] = M[\mathbf{x}]$.

Кореляційна матриця вектора $\hat{\mathbf{x}}$ буде

$$\begin{aligned} M[(\hat{\mathbf{x}} - m_x)(\hat{\mathbf{x}} - m_x)^T] &= X = M\{LZ^{-1}(\mathbf{z} - m_z)[LZ^{-1}(\mathbf{z} - m_z)]^T\} = \\ &= M[LZ^{-1}(\mathbf{z} - m_z)(\mathbf{z} - m_z)^T Z^{-1}L^T] = LZ^{-1}ZZ^{-1}L^T = LZ^{-1}L^T. \end{aligned} \quad (5.33)$$

Знайдемо аналогічні характеристики для вектора помилок оцінки $\tilde{\mathbf{x}} = \hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}$:

$$\begin{aligned} M[\tilde{\mathbf{x}}] &= M[\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}] = M[\hat{\mathbf{x}}] - M[\mathbf{x}] = 0; \\ P &= M[\tilde{\mathbf{x}}\tilde{\mathbf{x}}^T] = M[(\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x})(\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x})^T] = M\{[(\hat{\mathbf{x}} - m_x) - (\hat{\mathbf{x}} - m_x)] \times \\ &\times [(\hat{\mathbf{x}} - m_x) - (\hat{\mathbf{x}} - m_x)]^T\} = \hat{X} - M[LZ^{-1}(\mathbf{z} - m_z)(\mathbf{x} - m_x)^T] - \\ &- M[(\mathbf{x} - m_x)(\mathbf{z} - m_z)^T]Z^{-1}L^T + X = LZ^{-1}L^T - 2LZ^{-1}L^T + X = -LZ^{-1}L^T + X, \end{aligned}$$

звідки слідує

$$P = X - LZ^{-1}L^T, \quad (5.34)$$

де P — кореляційна матриця вектора $\tilde{\mathbf{x}}$.

Розглянемо зміну, тобто еволюцію статистичних характеристик вектора $\mathbf{x}$ в результаті фіксації $\mathbf{z}$. До вимірювання $\mathbf{z}$ вектор $\mathbf{x}$ мав характеристики $N(m_x, X)$, після вимірювання $\mathbf{z}$ вектор $\mathbf{x}$ характеризуватиметься умовним математичним сподіванням та умовною кореляційною матрицею:

$$M\{(\mathbf{x} - M[\mathbf{x}/\mathbf{z}])(\mathbf{x} - M[\mathbf{x}/\mathbf{z}])^T\} = M[\tilde{\mathbf{x}}\tilde{\mathbf{x}}^T] = P = X - LZ^{-1}L^T. \quad (5.35)$$

Таким чином, умовна кореляційна матриця вектора $\mathbf{x}$ дорівнює кореляційній матриці P вектора помилок оцінки $\tilde{\mathbf{x}}$. Це пояснюється тим, що після фіксації $\mathbf{z}$ центрована складова вектора $\mathbf{x}$ дорівнює $(-\tilde{\mathbf{x}})$.

Дійсно,

$$\mathbf{x} - M[\mathbf{x} / \mathbf{z}] = \mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}} = -\tilde{\mathbf{x}}. \quad (5.36)$$

На підставі (5.24), (5.31), (5.35) еволюцію статистичних характеристик вектора $\mathbf{x}$ можна символічно зобразити таким чином:

$$N(m_x, X) \xrightarrow{z\downarrow} N(\hat{\mathbf{x}}, P), \quad (5.37)$$

де $\hat{\mathbf{x}}$ і P визначаються формулами (5.31) та (5.34). Сутність цієї еволюції полягає у зміні математичного сподівання на величину $LZ^{-1}(\mathbf{z} - m_z)$, а кореляційної матриці – на $LZ^{-1}L^T$. При цьому діагональні елементи кореляційної матриці вектора $\mathbf{x}$ зменшуються, що для спостерігача, який вивчає $\mathbf{x}$ за вимірюваннями $\mathbf{z}$, це відповідає зменшенню невизначеності компонент вектора $\mathbf{x}$. В цьому випадку кажуть, що у вимірах $\mathbf{z}$ міститься інформація про вектор $\mathbf{x}$, тобто про стан системи S_x .

Покажемо тепер, що оптимальна оцінка $\hat{\mathbf{x}}$ та її помилка $\tilde{\mathbf{x}}$ – некорельовані між собою випадкові вектори. Дійсно,

$$\begin{aligned} M[(\hat{\mathbf{x}} - M[\hat{\mathbf{x}}])\tilde{\mathbf{x}}^T] &= M[(\hat{\mathbf{x}} - m_x)(\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x})^T] = \\ &= M\{LZ^{-1}(\mathbf{z} - m_z)[LZ^{-1}(\mathbf{z} - m_z) - (\mathbf{x} - m_x)]^T\} = \\ &= LZ^{-1}L^T - LZ^{-1}L^T = 0. \end{aligned} \quad (5.38)$$

Некорельованість, а отже, незалежність для гауссівських розподілів векторів $\hat{\mathbf{x}}$ і $\tilde{\mathbf{x}}$ є принциповою особливістю оптимальної оцінки. В іншому випадку після отримання оцінки $\hat{\mathbf{x}}$ можна було б оцінити помилку $\tilde{\mathbf{x}}$ і потім покращити оцінку $\hat{\mathbf{x}}$, а це означало б, що спочатку обчислена оцінка є не оптимальною.

Література до лекції 5: [1–4], [8–10], [13–14].

Питання для самоперевірки

1. Назвіть причини застосування статистичних методі аналізу та синтезу радіонавігаційних систем.
2. Надайте переваги застосування марківської теорії оптимальної нелінійної фільтрації.
3. Як математично формулюється постановка задачі статистичної оптимальної оцінки в радіонавігаційних системах?
4. Поясніть критерії оптимальної оцінки в статистичних методах оброблення інформації.
5. Як визначається **оптимальна оцінка** **безперервних процесів** **при** **забавлених шумах спостереження**?
6. Надайте постановку задачі оцінки стану за критерієм мінімуму дисперсій помилок.
7. Що є оцінкою вектора станів за результатами вимірів за критерієм мінімуму дисперсій помилок?
8. Як визначається оптимальна оцінка гауссівського випадкового вектора?
9. Як формується однокрокове оцінювання при лінійній залежності векторів?

Лекція 6. Статистичне оптимальне лінійне оцінювання

6.1. Рівняння оптимального лінійного фільтра

Марківська теорія оптимального нелінійного оцінювання охоплює як частковий випадок оптимальну лінійну фільтрацію Калмана - Бьюсі. Основні співвідношення оптимальної лінійної фільтрації в дискретному часі вперше опубліковані Р. Калманом в 1960 році. Спільно з Р. Бьюсі в 1961 Р. Калман отримав відповідні результати для безперервного часу.

Стосовно розглянутих рівнянь марківської теорії оптимального нелінійного оцінювання (5.13) і (5.14) обмеження, що накладаються на сигнали і вектор стану при переході до рівнянь Калмана-Бьюсі, мають вигляд

$$\mathbf{F}_x[t, \mathbf{X}(t)] = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) \quad \text{і} \quad \mathbf{S}[t, \mathbf{X}(t)] = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t), \quad (6.1)$$

де $\mathbf{F}(t)$ – матриця розміром $(n \times n)$; $\mathbf{H}(t)$ – матриця розміром $(m \times n)$. При цьому процес, що спостерігається (5.4), і рівняння (5.3), що визначає вектор стану, набувають вигляду

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{N}(t), \quad t \geq t_0 \quad (6.2)$$

$$\frac{d}{dt}\mathbf{X}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{U}(t) + \mathbf{G}_x(t)\mathbf{N}_x(t), \quad \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \quad (6.3)$$

де $\mathbf{N}(t)$ – вектор гауссівських білих шумів, а доданок $\mathbf{B}(t)\mathbf{U}(t)$ характеризує наявність сигналів керування $\mathbf{U}(t)$.

У разі лінійної фільтрації, тобто при виконанні (6.1), знаходимо

$$\mathbf{J}[\mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{X}}(t)] = \mathbf{H}^T(t); \quad \mathbf{J}^T[\mathbf{F}(t)\hat{\mathbf{X}}(t)] = \mathbf{F}(t) \quad \text{і} \quad (6.4)$$

$$\mathbf{J}\{\mathbf{J}[\mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{X}}(t)]\mathbf{N}_H^{-1}[\mathbf{Z}(t) - \mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{X}}(t)]\} = -\mathbf{H}^T(t)\mathbf{N}_H^{-1}\mathbf{H}(t).$$

Підставивши ці значення в (5.13) і (5.14), отримаємо рівняння оптимальної лінійної фільтрації в безперервному часі (рівняння фільтра Калмана-Бьюсі).

Рівняння для оптимальної оцінки $\hat{\mathbf{X}}(t)$ має вигляд

$$\frac{d}{dt}\hat{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t)\hat{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{U}(t) + \mathbf{K}(t)[\mathbf{Z}(t) - \mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{X}}(t)], \quad (6.5)$$

$$\hat{\mathbf{X}}(t_0) = \hat{\mathbf{X}}_0,$$

де

$$\mathbf{K}(t) = \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{N}_H^{-1}(t) \quad (6.6)$$

- матриця оптимальних коефіцієнтів передачі;

$$\mathbf{P}(t) = M\{[\mathbf{X}(t) - \hat{\mathbf{X}}(t)][\mathbf{X}(t) - \hat{\mathbf{X}}(t)]^T\}$$

- матриця коваріацій помилок лінійної фільтрації.

Коваріаційна матриця помилок оцінювання $\mathbf{P}(t)$ визначається матричним диференціальним рівнянням Ріккати

$$\frac{d}{dt}\mathbf{P}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{F}^T(t) - \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{N}_H^{-1}(t)\mathbf{H}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{G}_x(t)\mathbf{G}_x^T(t), \quad (6.7)$$

$$\mathbf{P}(t_0) = \mathbf{P}_0,$$

де $\mathbf{P}_0$ – початкова коваріаційна матриця.

Таким чином, оптимальний лінійний фільтр Калмана в безперервному часі описується трьома векторно-матричними рівняннями: власне рівнянням фільтра (6.5), що відображає його структуру; рівнянням для матричного коефіцієнта підсилення (6.6), що залежить від коваріаційної матриці $\mathbf{P}(t)$, і нелінійним матричним диференціальним рівнянням (6.7) типу Ріккати для коваріаційної матриці $\mathbf{P}(t)$ помилок оцінювання. Оскільки матриця $\mathbf{P}(t)$ є симетричною, то при розмірності вектора стану ($n \times 1$) потрібно інтегрувати не n^2 , а $n(n+1)/2$ рівнянь.

Структурна схема оптимального лінійного фільтра, що відповідає рівнянню (6.5), представлена на рис. 6.1.

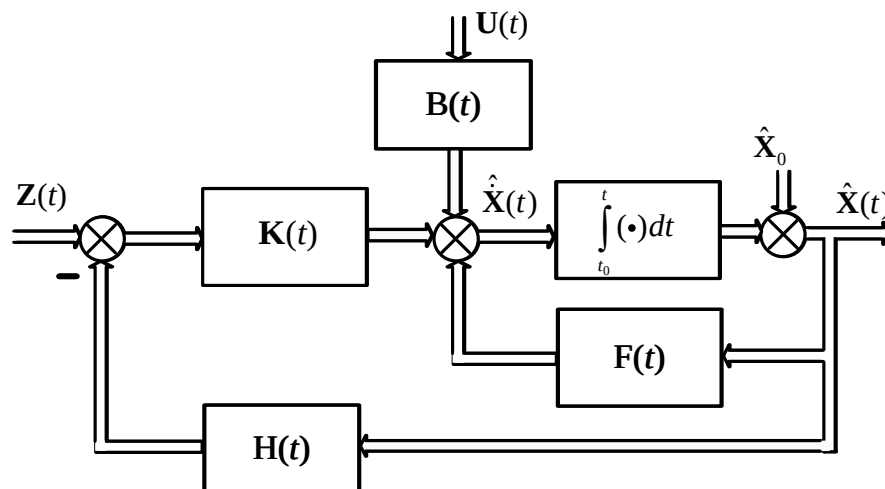


Рис. 6.1. Структурна схема оптимального лінійного фільтра в безперервному часі

6.2. Задача однокрокового оцінювання при лінійній залежності векторів

Нехай $\mathbf{x}$ - нормально розподілений випадковий вектор із параметрами розподілу

$$\mathbf{x} : N(m_x, X), \quad (n \times 1).$$

Вектор $\mathbf{x}$, що є виходом системи S_x , надходить на вхід системи S_z . Стан системи S_z визначається вектором $\mathbf{z}$, розмірністю $(m \times 1)$, який пов'язаний з $\mathbf{x}$ співвідношенням:

$$\mathbf{z} = H\mathbf{x} + \mathbf{v}, \quad (6.8)$$

де H – відома матриця $(m \times n)$, $\mathbf{v}$ – нормальний випадковий вектор помилок вимірювань із параметрами:

$$M[\mathbf{v}] = 0; \quad M[\mathbf{v}\mathbf{v}^T] = R,$$

$$M[(\mathbf{x} - m_x)\mathbf{v}^T] = 0.$$

Відповідна структурна схема для аналізованої задачі наведена на рис. 6.2.

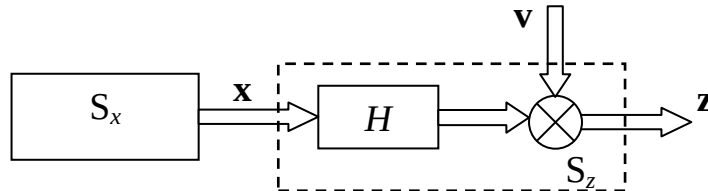


Рис. 6.2. Структурна схема для постановки задачі оцінювання

Параметри розподілу m_x , X , R в даному випадку представляють апіорну інформацію про вектори $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$. Як і раніше, спостерігається $\mathbf{z}$ і потрібно знайти оцінку $\mathbf{x}$. Для розв'язання задачі потрібно знайти статистичні характеристики вектора $\mathbf{z} = H\mathbf{x} + \mathbf{v}$ та взаємну кореляційну матрицю L , після чого скористатися співвідношеннями (5.31) $\hat{\mathbf{x}} = m_x + LZ^{-1}(\mathbf{z} - m_z)$ і (5.34) $P = X - LZ^{-1}L^T$.

Отримуємо:

- математичне сподівання вектора $\mathbf{z}$:

$$M[\mathbf{z}] = M[H\mathbf{x} + \mathbf{v}] = Hm_x; \quad (6.9)$$

- кореляційна матриця вектора $\mathbf{z}$:

$$\begin{aligned}
M[(\mathbf{z} - m_z)(\mathbf{z} - m_z)^T] &= \\
&= M\{[H(\mathbf{x} - m_x) + \mathbf{v}][H(\mathbf{x} - m_x) + \mathbf{v}]^T\} = HXH^T + R;
\end{aligned} \tag{6.10}$$

- взаємна кореляційна матриця векторів $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$:

$$L = M[(\mathbf{x} - m_x)(\mathbf{z} - m_z)^T] = M\{(\mathbf{x} - m_x)[H(\mathbf{x} - m_x) + \mathbf{v}]^T\} = XH^T. \tag{6.11}$$

Оскільки результати попереднього пункту були отримані у припущенні, що вектори $\mathbf{x}$ і $\mathbf{z}$ мають нормальний розподіл, у даному випадку необхідно попередньо переконатися, що вектор $\mathbf{z} = H\mathbf{x} + \mathbf{v}$ також має нормальний розподіл. Це випливає з наступних результатів, що доводяться в теорії ймовірностей:

1) якщо $\mathbf{x}$ – випадковий вектор з нормальним розподілом, то і вектор $\mathbf{y} = H\mathbf{x}$ має нормальний розподіл;

2) сума двох нормальних випадкових векторів є нормальним вектором.

Звідси випливає, що якщо вектори $\mathbf{x}$ і $\mathbf{v}$ мають нормальний розподіл, то й вектор $\mathbf{z} = H\mathbf{x} + \mathbf{v}$ також розподілений нормально. Підставляючи (6.9), (6.10) і (6.11) в (5.31), (5.34), отримуємо шукане рішення для оцінки у вигляді:

$$\hat{\mathbf{x}} = m_x + XH^T (HXH^T + R)^{-1} (\mathbf{z} - Hm_x); \tag{6.12}$$

$$P = X - XH^T (HXH^T + R)^{-1} HX. \tag{6.13}$$

6.3. Алгоритм рекурентного статистичного оптимального лінійного оцінювання

У сучасних РНС практична реалізація алгоритмів оптимальної обробки інформації проводиться за допомогою цифрових обчислювачів. Тому необхідні дискретні оптимальні алгоритми у вигляді рекурентних співвідношень, зручних для реалізації.

Найчастіше математичні моделі оцінюваних в РНС процесів мають безперервну форму запису рівнянь, що обумовлено фізичною сутністю явищ. Дискретні алгоритми вимагають різницевої форми представлення рівнянь. Тому при розгляді дискретних алгоритмів оптимальної фільтрації постає питання про еквівалентне дискретне представлення диференціальних рівнянь типу (6.3), що описують процес, та рівнянь спостереження типу (6.2).

Широко використовуваним та надзвичайно продуктивним є фільтр Калмана, який у дискретній постановці дається таким чином.

Модель динамічної системи, стан якої оцінюється

Дискретна лінійна нестационарна динамічна система описується рівнянням:

$$\mathbf{x}_k = \Phi_{k,k-1} \mathbf{x}_{k-1} + \Gamma_{k,k-1} \mathbf{u}_{k-1} + \mathbf{f}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1}, \quad (6.14)$$

де

$\mathbf{x}_k$ – вектор стану, $(n \times 1)$;

$\Phi_{k,k-1}$ – матриця переходу;

$\mathbf{u}_{k-1}$ – вектор управління, $(p \times 1)$;

$\mathbf{f}_{k-1}$ – вектор відомих зовнішніх впливів на об'єкт, $(n \times 1)$. Прикладом впливу може бути сила тяжіння, що діє на літальний апарат;

$\mathbf{w}_{k-1}$ – нормальний випадковий вектор типу дискретний білий шум з характеристиками:

$$\begin{aligned} M[\mathbf{w}_k] &= 0, \\ M[\mathbf{w}_k \mathbf{w}_j^T] &= Q_k \delta_{kj}, \end{aligned} \quad \delta_{kj} = \begin{cases} 1, & k = j \\ 0, & k \neq j \end{cases}$$

Початкові умови моделі (6.14) задані у вигляді нормального випадкового вектора $\mathbf{x}_0$ з характеристиками:

$$\begin{aligned} M[\mathbf{x}_0] &= m_{x_0}; \\ M[(\mathbf{x}_0 - m_{x_0})(\mathbf{x}_0 - m_{x_0})^T] &= M_0, \end{aligned}$$

де M_0 – кореляційна матриця вектора $\mathbf{x}_0$, $(n \times n)$.

Передбачається, що початковий вектор $\mathbf{x}_0$ некорельований з вектором $\mathbf{w}_k$. В моделі (6.14) інтервали між дискретними моментами часу $t_0, t_1, \dots, t_{k-1}, t_k, t_{k+1}, \dots$ можуть бути не обов'язково однаковими.

Модель системи вимірювання

Вважаючи, що сигнали вимірювальних пристроїв є лінійними функціями від компонент вектора стану, задамо рівняння вимірювальної системи у вигляді:

$$\mathbf{z}_k = H_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k, \quad (6.15)$$

де

$\mathbf{z}_k$ – вектор вимірювань, $(m \times 1)$;

H_k – відома матриця, $(m \times n)$;

$\mathbf{v}_k$ – нормальний випадковий вектор помилок вимірів з характеристиками:

$$M[\mathbf{v}_k] = 0,$$

$$M[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_j^T] = R_k \delta_{kj}.$$

Таким чином, значення вектора $\mathbf{v}_k$, як і вектора $\mathbf{w}_k$, у часі некорельовані. Передбачається також, що вектор $\mathbf{v}_k$ некорельований з $\mathbf{w}_k$ і $\mathbf{x}_0$:

$$M[\mathbf{v}_k \mathbf{w}_j^T] = 0 \text{ для всіх } k, j;$$

$$M[\mathbf{v}_k \mathbf{x}_0^T] = 0 \text{ для всіх } k.$$

Завдання оцінювання ставиться так. Для моделі, визначеної системою співвідношень (6.14), (6.15), необхідно визначити оцінку $\hat{\mathbf{x}}_k$ вектору стану $\mathbf{x}_k$ для моменту k як функцію попередньої оцінки $\hat{\mathbf{x}}_{k-1}$ і останнього виміру $\mathbf{z}_k$, тобто як рекурентну функцію виду

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k(\hat{\mathbf{x}}_{k-1} - \mathbf{z}_k).$$

Оцінка $\hat{\mathbf{x}}_k$ повинна бути найкращою в тому сенсі, що забезпечується мінімум суми дисперсій помилок оцінки, тобто.

$$M[(\hat{\mathbf{x}}_k - \mathbf{x}_k)(\hat{\mathbf{x}}_k - \mathbf{x}_k)^T] = \min. \quad (6.16)$$

Рівняння оптимального фільтра

Вихідними при виведенні рівнянь фільтра оцінки будуть співвідношення (6.12) та (6.13):

$$\hat{\mathbf{x}} = m_x + XH^T (HXH^T + R)^{-1}(\mathbf{z} - Hm_x);$$

$$P = X - XH^T (HXH^T + R)^{-1}HX.$$

Як зазначалося, m_x –математичне сподівання вектора $\mathbf{x}$, значення якого відомо апіорі, тобто до отримання вимірів $\mathbf{z}$; $\hat{\mathbf{x}}$ – умовне математичне сподівання вектора $\mathbf{x}$ після отримання вимірювання $\mathbf{z}$. Матриця X є апіорною кореляційною матрицею вектора $\mathbf{x}$ і одночасно X є кореляційною матрицею помилки оцінки до її початку, оскільки апіорною оцінкою є m_x . Цей факт легко відстежується із співвідношення (6.13), якщо покласти в ньому $R = \infty I$. Зрештою, матриця P є кореляційною матрицею помилки оцінки та одночасно кореляційною матрицею вектора $\mathbf{x}$ після фіксації вектора $\mathbf{z}$.

Розглянемо тепер процес побудови оптимальних оцінок вектора стану системи (6.14), (6.15) з використанням відносин (6.12, 6.13) для послідовних моментів часу $k = 1, 2, 3, \dots$

При $k = 1$.

Тут із (6.14), (6.15) отримуємо співвідношення:

$$\mathbf{x}_1 = \Phi_{1,0}\mathbf{x}_0 + \Gamma_{1,0}\mathbf{u}_0 + f_0 + \mathbf{w}_0, \quad (6.17)$$

$$\mathbf{z}_1 = H_1\mathbf{x}_1 + \mathbf{v}_1, \quad (6.18)$$

за допомогою яких потрібно знайти m_{x_1} і X_1 . Виконуючи операцію знаходження математичного сподівання над лівою та правою частинами (6.17), маємо

$$M[\mathbf{x}_1] = \Phi_{1,0}m_{x_0} + \Gamma_{1,0}\mathbf{u}_0 + f_0. \quad (6.19)$$

Отриманий вираз є оцінкою прогнозу вектора $\mathbf{x}_1$ на момент $k=1$, яку позначимо як

$$\hat{\mathbf{x}}'_1 = \Phi_{1,0}m_{x_0} + \Gamma_{1,0}\mathbf{u}_0 + f_0. \quad (6.20)$$

Знайдемо кореляційну матрицю P_1' помилки цієї оцінки, тобто помилки

$$\tilde{\mathbf{x}}'_1 = \hat{\mathbf{x}}'_1 - \mathbf{x}_1.$$

Тут маємо:

$$\begin{aligned} M[\tilde{\mathbf{x}}'_1] &= M[\hat{\mathbf{x}}'_1 - \mathbf{x}_1] = 0, \\ P_1' &= M[\tilde{\mathbf{x}}'_1 \tilde{\mathbf{x}}'^T_1] = M[(\hat{\mathbf{x}}'_1 - \mathbf{x}_1)(\hat{\mathbf{x}}'_1 - \mathbf{x}_1)^T] = \\ &= M\{[\Phi_{1,0}(\mathbf{x}_0 - m_{x_0}) + \mathbf{w}_0][\Phi_{1,0}(\mathbf{x}_0 - m_{x_0}) + \mathbf{w}_0]^T\} = \\ &= \Phi_{1,0}M_0\Phi_{1,0}^T + Q_0. \end{aligned} \quad (6.21)$$

Кореляційна матриця P_1' характеризує статистичні властивості вектора помилки оцінки прогнозу $\tilde{\mathbf{x}}'_1$ для моменту $k=1$. Як видно з (6.21), точність оцінки прогнозу погіршується при дії на систему випадкового вектора $\mathbf{w}_0$. Отримаємо тепер вираз для оцінки $\hat{\mathbf{x}}_1$ та кореляційної матриці $P_1 = M[\tilde{\mathbf{x}}_1 \tilde{\mathbf{x}}_1^T]$. Для цього використовуємо співвідношення (6.12, 6.13) з урахуванням того, що в даному випадку:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}} &= \hat{\mathbf{x}}_1; & H &= H_1; \\ m_x &= \hat{\mathbf{x}}'_1; & R &= R_1; \\ X &= P'_1; & \mathbf{z} &= \mathbf{z}_1. \end{aligned} \quad (6.22)$$

В результаті отримуємо:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}_1 &= \hat{\mathbf{x}}'_1 + P'_1 H_1^T (H_1 P'_1 H_1^T + R_1)^{-1} (\mathbf{z}_1 - H_1 \hat{\mathbf{x}}'_1); \\ \hat{\mathbf{x}}'_1 &= \Phi_{1,0} m_{x_0} + \Gamma_{1,0} \mathbf{u}_0 + f_0; \\ P_1 &= P'_1 - P'_1 H_1^T (H_1 P'_1 H_1^T + R_1)^{-1} H_1 P'_1; \\ P'_1 &= \Phi_{1,0} M_0 \Phi_{1,0}^T + Q_0.\end{aligned}\tag{6.23}$$

Введемо для зручності «матрицю ваги», $(m \times n)$:

$$K_1 = P'_1 H_1^T (H_1 P'_1 H_1^T + R_1)^{-1}.$$

У результаті з (6.23) отримуємо наступну систему формул для обчислення оптимальної оцінки:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}_1 &= \hat{\mathbf{x}}'_1 + K_1 (\mathbf{z}_1 - H_1 \hat{\mathbf{x}}'_1); \\ \hat{\mathbf{x}}'_1 &= \Phi_{1,0} m_{x_0} + \Gamma_{1,0} \mathbf{u}_0 + f_0; \\ K_1 &= P'_1 H_1^T (H_1 P'_1 H_1^T + R_1)^{-1}; \\ P_1 &= P'_1 - K_1 H_1 P'_1; \\ P'_1 &= \Phi_{1,0} M_0 \Phi_{1,0}^T + Q_0.\end{aligned}\tag{6.24}$$

При $k=2$.

На другому кроці вихідною апіорною інформацією про вектор $\mathbf{x}_2$ буде умовне математичне сподівання $M[\mathbf{x}_1 / \mathbf{z}_1] = \hat{\mathbf{x}}_1$ і кореляційна матриця $M[(\mathbf{x}_1 - m_{x1})(\mathbf{x}_1 - m_{x1})^T / \mathbf{z}_1] = P_1$. Однак $\hat{\mathbf{x}}'_1$ та P_1 характеризують стан на момент $k = 1$. Тому знайдемо аналогічні характеристики для моменту $k = 2$ (до отримання вимірювання $\mathbf{z}_2$).

Виконуючи операцію знаходження умовного математичного сподівання над лівою та правою частинами рівняння (6.14), отримуємо

$$M[\mathbf{x}_2 / \mathbf{z}_1] = \Phi_{2,1} M[\mathbf{x}_1 / \mathbf{z}_1] + \Gamma_{2,1} \mathbf{u}_1 + f_{01}.\tag{6.25}$$

У цьому виразі $M[\mathbf{x}_1 / \mathbf{z}_1] = \hat{\mathbf{x}}_1$, а $M[\mathbf{x}_2 / \mathbf{z}_1] = \hat{\mathbf{x}}'_2$ – оцінка прогнозу для $k = 2$, звідки слідує

$$\hat{\mathbf{x}}'_2 = \Phi_{2,1} \hat{\mathbf{x}}_1 + \Gamma_{2,1} \mathbf{u}_1 + f_1.\tag{6.26}$$

Кореляційна матриця помилки прогнозу P'_2 визначається як

$$\begin{aligned}
P_2' &= M[(\hat{\mathbf{x}}_2' - \mathbf{x}_2)(\hat{\mathbf{x}}_2' - \mathbf{x}_2)^T] = \\
&= M\{[\Phi_{2,1}(\hat{\mathbf{x}}_1 - \mathbf{x}_1) - \mathbf{w}_1][\Phi_{2,1}(\hat{\mathbf{x}}_1 - \mathbf{x}_1) - \mathbf{w}_1]^T\} = \\
&= \Phi_{2,1}P_1\Phi_{2,1}^T + Q_1.
\end{aligned} \tag{6.27}$$

В результаті для k_2 отримуємо систему формул:

$$\begin{aligned}
\hat{\mathbf{x}}_2 &= \hat{\mathbf{x}}_2' + K_2(\mathbf{z}_2 - H_2\hat{\mathbf{x}}_2'); \\
\hat{\mathbf{x}}_2' &= \Phi_{2,1}\hat{\mathbf{x}}_1 + \Gamma_{2,1}\mathbf{u}_1 + f_1; \\
K_2 &= P_2'H_2^T(H_2P_2'H_2^T + R_2)^{-1}; \\
P_2 &= P_2' - K_2H_2P_2'; \\
P_2' &= \Phi_{2,1}P_1\Phi_{2,1}^T + Q_1.
\end{aligned} \tag{6.28}$$

Продовжуючи цей процес для $k = 3, 4, \dots$ для довільного моменту k , отримуємо систему різницьових рівнянь виду:

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k' + K_k(\mathbf{z}_k - H_k\hat{\mathbf{x}}_k'); \tag{6.29}$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k' = \Phi_{k,k-1}\hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \Gamma_{k,k-1}\mathbf{u}_{k-1} + f_{k-1}; \tag{6.30}$$

$$K_k = P_k'H_k^T(H_kP_k'H_k^T + R_k)^{-1}; \tag{6.31}$$

$$P_k' = \Phi_{k,k-1}P_{k-1}\Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1}; \tag{6.32}$$

$$P_k = P_k' - K_kH_kP_k'. \tag{6.33}$$

Рівняння (6.29) - (6.33) утворюють дискретну динамічну систему, що представляє оптимальний фільтр оцінки моделі (6.14), (6.15). Оптимальний фільтр такого типу називається фільтром Калмана.

6.4. Дискретний фільтр Калмана

Послідовність реалізації (програмування) рівнянь фільтра Калмана відрізняється від той, що показана вище (6.29) – (6.33).

З початку за рівняннями (6.30) і (6.32) виконується прогнозування вектору станів і матриці дисперсій похибок (матриці коваріацій) на час до моменту надходження вимірів (на крок дискретизації).

Потім за рівнянням (6.31) розраховує коефіцієнти корекції.

На кінець за рівняннями (6.29) і (6.33) виконується корегування прогнозованих значень вектора станів і матриці коваріацій. Причому вектор

станів корегується за результатами отриманих вимірів і розрахованого коефіцієнта корекції, а кореляційна матриця корегується тільки коефіцієнтом корекції.

Слід відмітити, що черговість розрахунків (6.30) і (6.32) а також (6.29) і (6.33) не має значення.

Алгоритм обчислення оцінок за рівняннями фільтра Калмана наведено на рис. 6.3. Процес обчислень починається із завдання початкових умов $\hat{\mathbf{x}}_0$ та P_0 . Для отримання незміщених оцінок вектор $\hat{\mathbf{x}}_0$ повинен дорівнювати вектору математичного сподівання від $\mathbf{x}_0$, тобто $\hat{\mathbf{x}}_0 = M[\mathbf{x}_0] = m_{x_0}$.

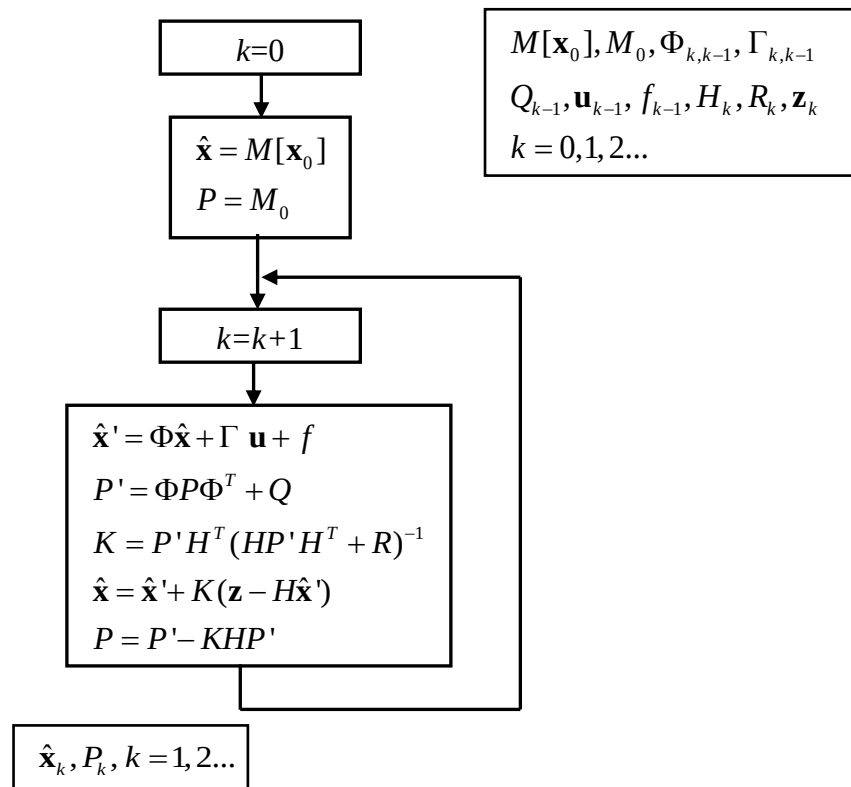


Рис. 6.3. Схема алгоритму дискретного фільтра Калмана

Аналогічно кореляційна матриця P_0 повинна дорівнювати $P_0 = M[(\mathbf{x}_0 - m_{x_0})(\mathbf{x}_0 - m_{x_0})^T] = M_0$. Випадок, коли m_{x_0} і M_0 невідомі, розглядається окремо. Виходом алгоритму є послідовність векторів оцінок $\hat{\mathbf{x}}_1, \hat{\mathbf{x}}_2, \dots$ і кореляційних матриць їх помилок $P_1, P_2, \dots$

Таким чином, у фільтрі Калмана при формуванні оцінок забезпечується одночасне обчислення їх точності, оскільки діагональні елементи матриці P_k по суті є дисперсії елементів вектора помилок оцінки $\tilde{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k - \mathbf{x}_k$.

Динамічну систему, що оцінює, а також її оптимальний фільтр можна представити у вигляді структурної схеми. Такі структурні схеми для системи (6.14), (6.15) та фільтра (6.29) – (6.33) наведено на рис. 6.4, рис. 6.5. Схема оптимального фільтра складається з лінійної частини, що формує послідовність оцінок $\hat{\mathbf{x}}_k$, $k = 1, 2, \dots$, і другої частини, що формує послідовність матриць K_k і P_k , $k = 1, 2, \dots$

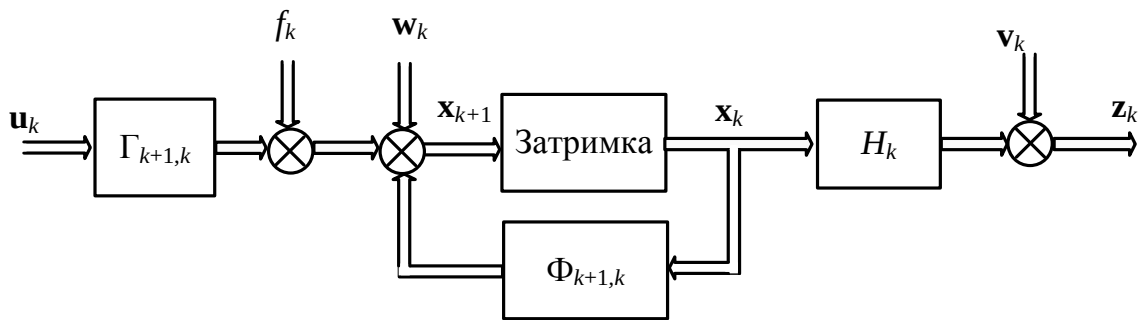


Рис. 6.4. Структурна схема дискретної лінійної динамічної системи з вимірювачем

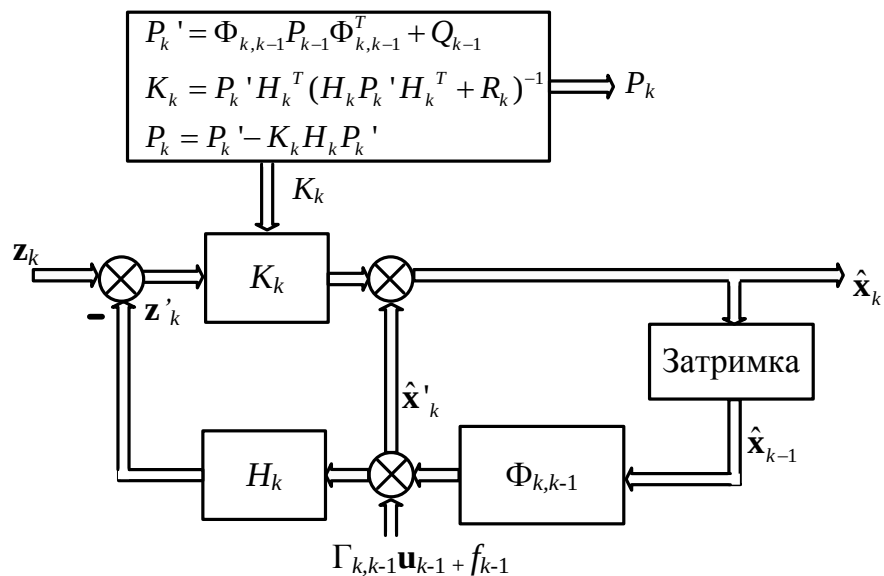


Рис. 6.5. Структурна схема дискретного фільтра Калмана

Особливість першої частини полягає в тому, що вона включає структурну схему оцінюваної системи (крім невідомих випадкових векторів $\mathbf{w}_k$ і $\mathbf{v}_k$). Особливість другої частини фільтра полягає в тому, що вона нелінійна. Цю особливість наочно видно, якщо третє і п'яте рівняння записати у вигляді:

$$P_k = P_k' - P_k' H_k^T (H_k P_k' H_k^T + R_k)^{-1} H_k P_k' . \quad (6.34)$$

Як бачимо з (6.34), матриця P_k' у другому доданку рівняння (6.34) входить у «квадраті». Диференціальні або різницеві рівняння, що містять змінну не тільки в першому ступені, а й у квадраті, називаються рівняннями типу Риккаті. Таким чином, еволюція статистичних характеристик помилки оцінки оптимального фільтра (6.32) описується різницеvim матричним рівнянням типу Риккаті. Для розв'язання рівняння Риккаті характерним є різна тривалість перехідних процесів для різних змінних, якими в даному випадку є елементи матриці P_k . Оскільки діагональними елементами є дисперсії компонент вектора помилки оцінки, то це означає, що в процесі оцінювання точність оцінок окремих компонент вектора стану буде змінюватися з різною швидкістю. Зокрема, різним буде і час настання сталого режиму для дисперсій різних компонент вектора помилок оцінки (якщо цей режим існує).

На завершення необхідно відзначити низку особливостей стандартного фільтра Калмана.

Вагові коефіцієнти фільтра є змінними, вони обчислюються з використанням передбачуваної статистичної моделі помилок апріорних даних про шуми системи та вимірювання. При цьому реальні шуми можуть істотно відрізнятися від апріорних – і це істотний недолік фільтра Калмана, якій не є адаптивним по відношенню до шумів. З обробкою нових спостережень фільтр Калмана теоретично дає дедалі точніші оцінки параметрів стану, тобто діагональні елементи (і решта теж) коваріаційної матриці P монотонно зменшуються зі зростанням числа вимірів.

Переваги організації обробки інформації із застосуванням фільтра Калмана порівняно із звичайною корекцією такі:

- ефективне використання всієї наявної навігаційної інформації;
- незалежне використання інформації від систем дозволяє розпізнавати та відключати від використання інформацію будь-якої системи (функція контролю фільтра Калмана);
- можливе налаштування окремих систем та елементів за допомогою фільтра Калмана;
- автоматизація режимів роботи та контроль комплексної системи;
- точність комплексної системи вища за точність будь-якої найточнішої окремої системи.

До недоліків фільтра Калмана можна віднести:

- необхідність точного знання статистичних характеристик шумів системи та вимірювань;
- необхідність точного знання моделі системи, що оцінюється;
- вимога високої точності обчислень, особливо коваріаційної матриці;
- велике завантаження пам'яті та вимога високої швидкодії обчислювача (особливо важливо для бортового обчислювача) – звідси спрощення моделі, зниження розмірності вектора стану;
- можливість розбіжності фільтра – нестійка робота внаслідок похибок щодо перелічених параметрів.

Література до лекції 6: [1–4], [8–10], [13–14].

Питання для самоперевірки

1. Надайте математичну постановку задачі оптимального лінійного оцінювання.
2. Надайте рівняння оптимального лінійного фільтра для неперервного процесу.
3. Надайте структурну схему оптимального лінійного фільтра та дайте пояснення.
4. Наведіть алгоритм рекурентного статистичного оптимального лінійного оцінювання.
5. Як отримати рівняння рекурентного фільтра, виходячи з процедури однокрокового оцінювання?
6. Запишіть рівняння рекурентного фільтра Калмана.
7. Надайте структурну схему фільтра Калмана та дайте пояснення.
8. Вкажіть умови коректного застосування стандартного фільтра Калмана.
9. Відзначте особливості стандартного фільтра Калмана.

Розділ 4. Радіонавігаційні системи та комплекси

Лекція 7. Радіонавігаційні системи ближньої навігації

7.1. Всебічно направлений азимутальний радіомаяк VOR

7.1.1. Призначення радіонавігаційної системи VOR, принцип роботи

Всебічно направлений азимутальний радіомаяк ДВЧ-діапазону VOR (Very High Frequency Omnidirectional Radio Range) є радіонавігаційним засобом, рекомендованим Міжнародною організацією цивільної авіації (ICAO) в якості міжнародної системи навігації для управління повітряним судном при польотах на близькі і середні відстані, що працюють в діапазоні частот 108... 118 МГц і мають дальність дії до 300 км (дальність радіовидимості в діапазоні ДВЧ).

Радіомаяк VOR за допомогою бортового приймача забезпечує пілота наступною інформацією:

1. **Азимут** – кут θ між напрямком на магнітний Північ і напрямком «наземний радіомаяк – літак» (рис. 7.1).
2. **Курс**, який вказує, чи знаходиться ПС зліва або праворуч від заданого курсу (лінії положення), або знаходиться точно на курсі.
3. **Індикація** «від / на», яка вказує, чи летить ПС на радіомаяк або від нього.

На ПС за сигналами маяка VOR можуть вирішуватися такі завдання:

- розпізнавання маяка VOR;
- виконання польоту на або від маяка VOR з постійним азимутом;
- визначення місцеположення ПС за двома маяками VOR;
- визначення місцеположення ПС за сигналами системи VOR / DME;
- приведення ПС в район аеродрому і неточний захід на посадку за аеродромною системою VOR/DME.

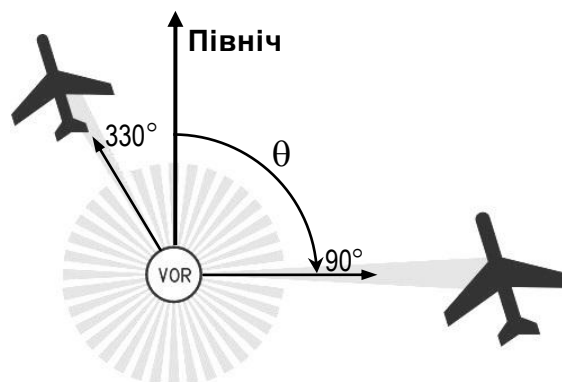


Рис. 7.1. Визначення азимуту літака

Принцип роботи радіомаяка VOR заснований на вимірюванні **фазового зсуву** двох сигналів, що випромінюються наземним радіомаяком. Один сигнал (**опорний сигнал**) випромінюється з однією і тією ж фазою у всіх напрямках. Фаза другого сигналу (**сигнал змінної фази**) щодо першого змінюється в залежності від азимута. Електричний фазовий кут, виміряний бортовим приймачем, відповідає азимуту.

Основи функціонування VOR. РЧ-сигнал, що випромінюється радіомаяком VOR, модулюється двома синусоїдальними напругами з частотою 30 Гц. Сигнали з частотою 30 Гц мають певний фазовий зсув, який залежить від напрямку, під яким приймається сигнал. Зсув фаз ідентичний географічному куту між Північчю і напрямком на літак відносно наземного маяка (азимут). Одне з двох коливань з частотою 30 Гц не залежить від азимута (опорний сигнал), в той час як фаза другого коливання з частотою 30 Гц (сигнал змінної фази) змінюється відносно фази першого зі зміною азимуту. Опорний сигнал і сигнал змінної фази модулюються різними способами.

Незалежний від напрямку сигнал (**опорний сигнал**) передається шляхом **частотної модуляції (ЧМ)** сигналу піднесучої частоти **9960 Гц** з девіацією ± 480 Гц. Ця допоміжна піднесуча потім передається шляхом **амплітудної модуляції (АМ)** сигналу несучої f_0 з глибиною модуляції (ГМ) 30%, який в свою чергу випромінюється **всесічно направленою антеною з горизонтальною поляризацією**. Додатково сигнал несучої частоти f_0 модулюється **кодом розпізнавання** (1020 гц) і **мовним сигналом** (300...3000 Гц).

Залежний від напрямку сигнал (**сигнал змінної фази**) випромінюється двома **симетрично схрещеними вібраторами**. Схрещені вібратори живляться модулюючими сигналами з фазовим зсувом **огоинаючих 90°** , які надходять від двох передавачів. В результаті в просторі утворюється діаграма випромінювання у вигляді «**вісімки**», що обертається зі швидкістю **30 обертів** за секунду.

Оскільки сигнал несучої частоти f_0 випромінюється антеною з **всесічно направленою характеристикою**, то в результаті накладення сигналів несучої і бічних частот 30 Гц (при правильній установці фази) в просторі утворюються чисті **АМ-коливання**. **Зсув фази** результуючого сигналу 30 Гц відносно опорного сигналу частотою 30 Гц **залежить від азимута**.

Співвідношення фаз між **опорним** сигналом і сигналом **змінної фази** для різних азимутальних напрямків мають такий вигляд (рис. 7.2): на азимуті 0° (Північ) **фазовий кут** між цими двома сигналами дорівнює 0° . На азимуті 180° (Південь) **фазовий кут** дорівнює 180° , на азимуті 90° (Схід) він дорівнює 90° і на азимуті 270° (Захід) фазовий кут дорівнює 270° . Лінії положень, на яких азимутальний кут залишається постійним, розташовані радіально до радіомаяку.

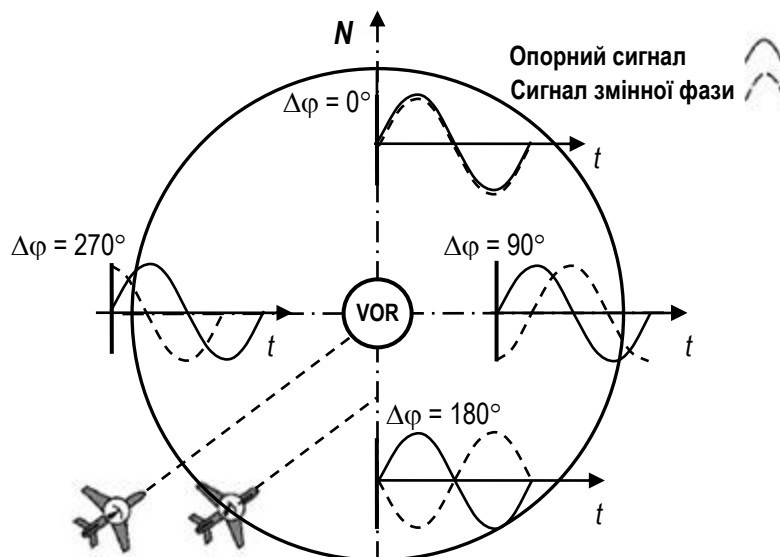


Рис. 7.2. Співвідношення фаз між опорним сигналом і сигналом змінної фази

Фізичні основи роботи системи VOR

Система VOR являє собою **фазо-кутомірну систему** зі швидким **обертанням діаграми направленості антени**, в якій антенна система складається з трьох антен A_1 , A_2 і A_3 з поєднаним електричним центром A_1 (рис. 7.3).

Центральна антена A_1 не має направленості, тобто $F_1(\theta) = 1$.

Антени A_2 і A_3 з ортогональними базами, що складаються кожна з двох рознесених вібраторів, мають ДНА в формі «вісімок», тобто

$$F_3(\theta) = \cos \theta, \text{ а } F_2(\theta) = \sin \theta. \quad (7.1)$$

Центральна антена живиться струмами несучої частоти і створює поле

$$e_1 = E_{m1} \cos \omega t. \quad (7.2)$$

Антенa A_2 живиться амплітудно-модульованим сигналом з придушеною несучою і з огинаючою модуляції частотою Ω . Створюване нею поле

$$e_2 = E_{m2} \cos \theta \cos \Omega t \cos \omega t. \quad (7.3)$$

Антенa A_3 живиться також амплітудно-модульованим коливанням з придушенням несучої, але зі зсувом на 90°

$$e_3 = E_{m3} \sin \theta \sin \Omega t \cos \omega t. \quad (7.4)$$

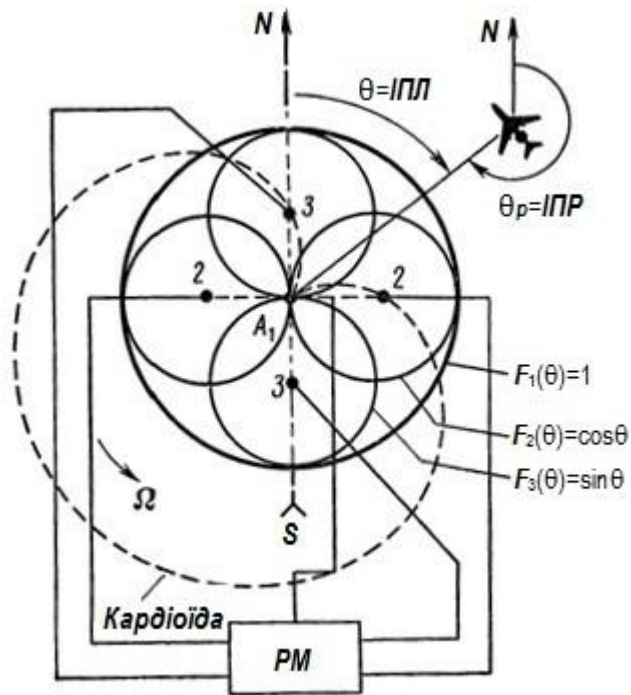


Рис. 7.3. Схема антенної системи зі швидким обертанням ДНА

Для вимірювання зсуву фази інформаційної огибаючої на борту необхідно знати опорну напругу тієї ж частоти Ω , з якою обертається антена, і незмінною фази, з якою порівнюється фаза огибаючої.

Тому крім випромінювання поля «змінної фази» радіомаяк створює поле «опорною (постійною) фази», яке не залежить від кута θ . Для цього опорною напругою частоти Ω модулюється за частотою допоміжна піднесуча частота $\Omega_{\text{п}}$, яка потім накладається за допомогою амплітудної модуляції на несучу частоту. Такий спосіб застосовується тому, що безпосередня частотна модуляція несучої опорною напругою не представляється можливим через паразитну амплітудну модуляцію несучої, що супроводжує її частотну модуляцію, і може привести до спотворення інформаційної огибаючої.

Високочастотні коливання, модульовані зазначеним способом, випромінюються центральною антеною, і тому створюване нею поле має вигляд

$$e_1 = E_{m1} [1 + m_{\text{п}} \cos(\Omega_{\text{п}} t + \frac{\Delta\Omega_{\text{п}}}{\Omega} \cos \Omega t)] \cos \omega t, \quad (7.5)$$

де $m_{\text{п}}$ – коефіцієнт амплітудної модуляції напруги піднесучої частоти; $\Delta\Omega_{\text{п}}$ – девіація частоти при модуляції піднесучої $\Omega_{\text{п}}$.

У просторі відбувається складання всіх полів і результуюче електромагнітне поле радіомаяка VOR $e_{\Sigma} = e_1 + e_2 + e_3$ може бути описано формулою

$$e_{\Sigma} = E_{m1} \left(1 + m_{\Pi} \cos(\Omega_{\Pi} t + \frac{\Delta\Omega_{\Pi}}{\Omega} \cos \Omega t) + m \cos \theta \cos \Omega t + m \sin \theta \sin \Omega t \right) \cos \omega t =$$

$$= E_{m1} \left[\left(1 + m_{\Pi} \cos(\Omega_{\Pi} t + \frac{\Delta\Omega_{\Pi}}{\Omega} \cos \Omega t) \right) + m \cos(\Omega t - \theta) \right] \cos \omega t,$$

що електричне обертається з кутовою швидкістю Ω ; $m = E_{m2}/E_{m1} = E_{m3}/E_{m1}$ – коефіцієнт амплітудної модуляції

В бортовій апаратурі VOR після прийому сигналів, посилення і детектування виділяється низькочастотна частотно-модульована напруга «опорної фази»

$$U_{\text{чм}} = U_m \cos(\Omega_{\Pi} t + \frac{\Delta\Omega_{\Pi}}{\Omega} \cos \Omega t) \quad (7.7)$$

і напруга «змінної фази», що містить інформацію про значення азимуту θ

$$U_c = U_m \cos(\Omega_n t - \theta). \quad (7.8)$$

У результаті порівняння цих сигналів визначається зсув фаз, значення якого пропорційне значенню азимуту.

Спектр сигналу радіомаяка VOR містить складові з наступними частотами (рис. 7.4):



Рис. 7.4. Частотний спектр сигналу радіомаяка VOR

- 30 Гц, АМ;
- АМ 9960 Гц з ЧМ 30 Гц (девіація ± 480 Гц);
- АМ мовним сигналом і кодом розпізнавання;
- несуча.

Глибина модуляції (ГМ) кожної з частот може змінюватися в певних межах. Номінальні значення ГМ:

- | | |
|---|------|
| - 30 Гц, навігаційний сигнал | 30 % |
| - 9960 Гц, сигнал допоміжної піднесучої | 30 % |
| - мовний сигнал | 30 % |
| - код розпізнавання | 10 % |

7.1.2. Структура та функціональний опис радіомаяка VOR

Навігаційна система VOR (рис. 7.5) складається з апаратної частини, що включає радіочастотні (РЧ) і низькочастотні (НЧ) субблоки, а також програмного забезпечення, яке в істотному ступені визначає можливості керування системою.

У систему входять наступні функціональні вузли:

- Передавач в одиночному або здвоєному варіантах;
- Монітор в одиночному або здвоєному варіантах;
- Інтерфейс локальних/дистанційних ліній зв'язку;
- Джерело живлення;
- Антенна система.

Передавач і монітор працюють під управлінням окремих власних мікропроцесорів, які з'єднуються через інтерфейс локальних/дистанційних ліній зв'язку.

Процесор передавача виконує наступні функції:

- Формування цифрових (дискретних) сигналів;
- Управління / підстроювання амплітуди (огоинаючої), фази і полярності фази РЧ-сигналів;
- Обчислення встановлюваних параметрів для субблоків передавача;
- Встановлення зв'язків.

Процесор монітора (система контролю сигналів) виконує наступні функції:

- Обробка та аналіз сигналів контрольних приймальних антен (датчиків сигналу поля);
- Виконання необхідних дій у разі виявлення відмов (перемикання на резерв або відключення);
- Забезпечення власної працездатності в мінливих зовнішніх умовах з урахуванням старіння компонентів.

Процесор монітора виконує аналіз контрольних сигналів від внутрішніх датчиків і контрольного приймального вібратора. Вибрані РЧ-сигнали посилюються, нормуються за рівнем, демодулюються, фільтруються і перетворюються в конкретні цифрові значення.

Процесор монітора виконує **Фур'є-аналіз** отриманих цифрових значень і порівнює їх з опорними значеннями. Якщо відмінності цих значень перевищують задані межі, монітор виконує переключення на резервний передавач або вимикає систему. Інформація про стан апаратури відображається на дисплеї пульта локального керування.

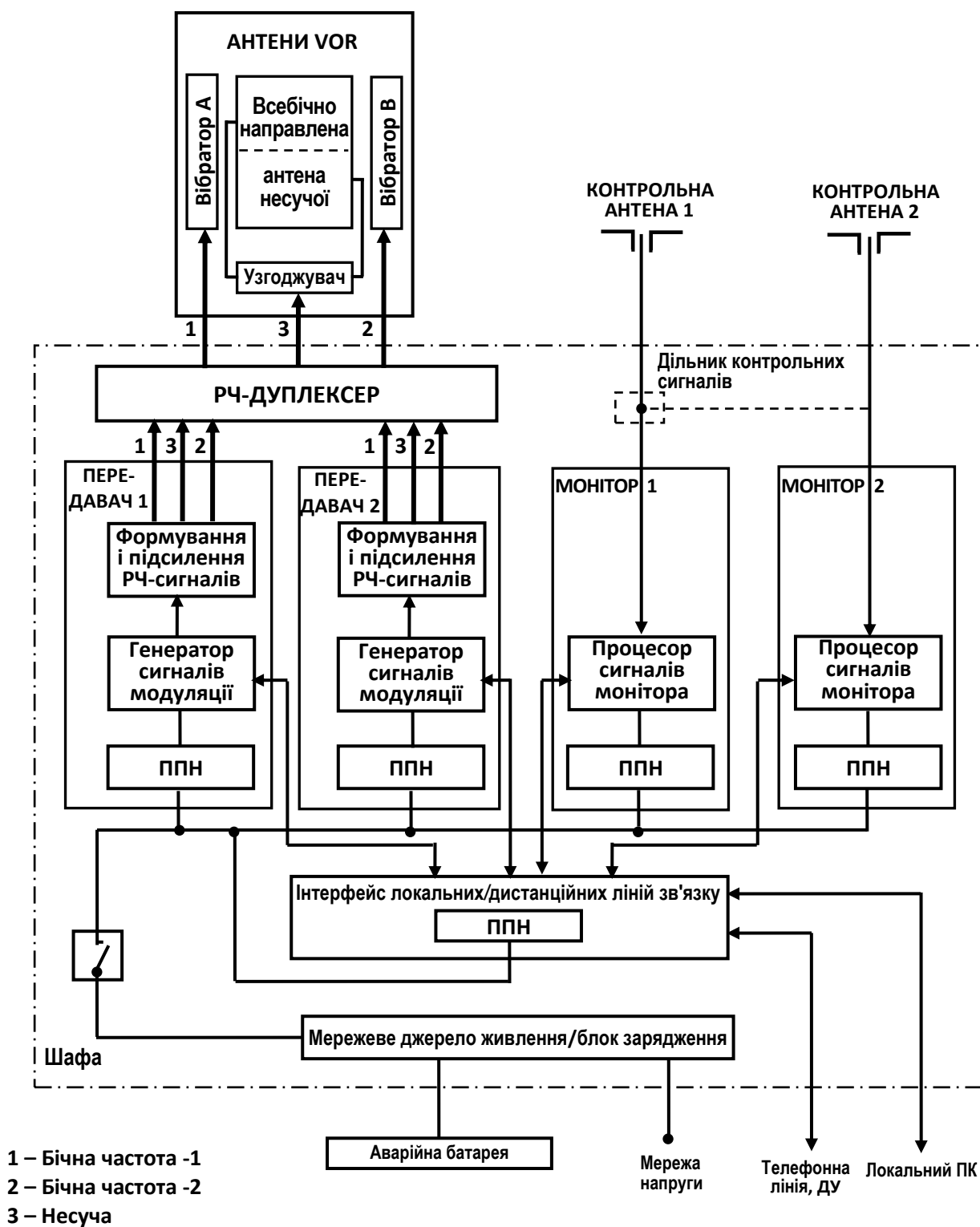


Рис. 7.5. Структура радіомаяка VOR

Автоматичний моніторинг випромінюваних сигналів полягає в їх безперервному контролі з подальшим виконанням операцій з переключення на резерв або виключення апаратури, якщо параметри сигналів вийшли за встановлені межі. Контролюються наступні параметри:

- азимут;
- глибина АМ частотою 30 Гц;
- глибина АМ частотою 9960 Гц;
- девіація частоти в ЧМ частотою 30 Гц;
- рівень потужності несучої;
- наявність і правильність коду Морзе сигналу розпізнавання;
- частота несучої.

Інтерфейс локальних/дистанційних ліній зв'язку виконує наступні функції:

- встановлює зв'язки між окремими функціональними групами;
- здійснює керування апаратурою;
- забезпечує для оператора місцеву локальну індикацію і локальне керування апаратурою;
- надає функції дистанційного керування.

Всі необхідні для роботи дані або параметри можуть бути введені в апаратуру з пульта локального управління або дистанційно за допомогою терміналу (ПК або переносний ПК). Можливо також перемикання на резервний комплект або вимикання апаратури.

Технічні характеристики передавача

Параметри модуляції несучої VOR	
ЧМ піднесучої частоти	
Центральна частота	9960 Гц $\pm 0,01\%$
Частота модуляції	30 Гц $\pm 0,01\%$, опорний сигнал
Індекс модуляції	16 $\pm 0,1$; програмований в інтервалі 0...20 з кроком 0,1
Глибина модуляції несучої	30 % $\pm 1\%$, програмований в інтервалі 0... 39 % з кроком 0,1 %
Код розпізнавання	
Тональна частота	1020 Гц $\pm 0,01\%$
Модуляція (код Морзе)	До 4-х символів Морзе, в довільній послідовності, програмована
Установка тривалості (з кварцовою стабілізацією)	Точка/пауза: 125 мс; тире: 375 мс
Період повторення	7,5 с
Глибина АМ	0...20 %, програмована з кроком 0,1 %
Мовний сигнал	
Частотна характеристика	300...3000 Гц з нерівномірністю ± 3 дБ
Глибина амплітудної модуляції	0...40 %, програмована з кроком 0,1 %

7.1.3. Антенна система радіомаяка VOR

Антенна система радіомаяка VOR складається з наступних компонентів:

- антена VOR;
- узгоджувальний пристрій;
- противага (екран);
- контрольна антена монітора;
- кабельна мережа.

Антенна радіомаяка VOR має наступні елементи (рис. 7.6):

- 2 всебічно направлених випромінювача;
- 2 схрещених щілинних випромінювача (з антен напіввібраторів);
- верхній і нижній подовжувачі антенних напіввібраторів;
- центральна труба і екрани;
- коаксіальна система живлення.

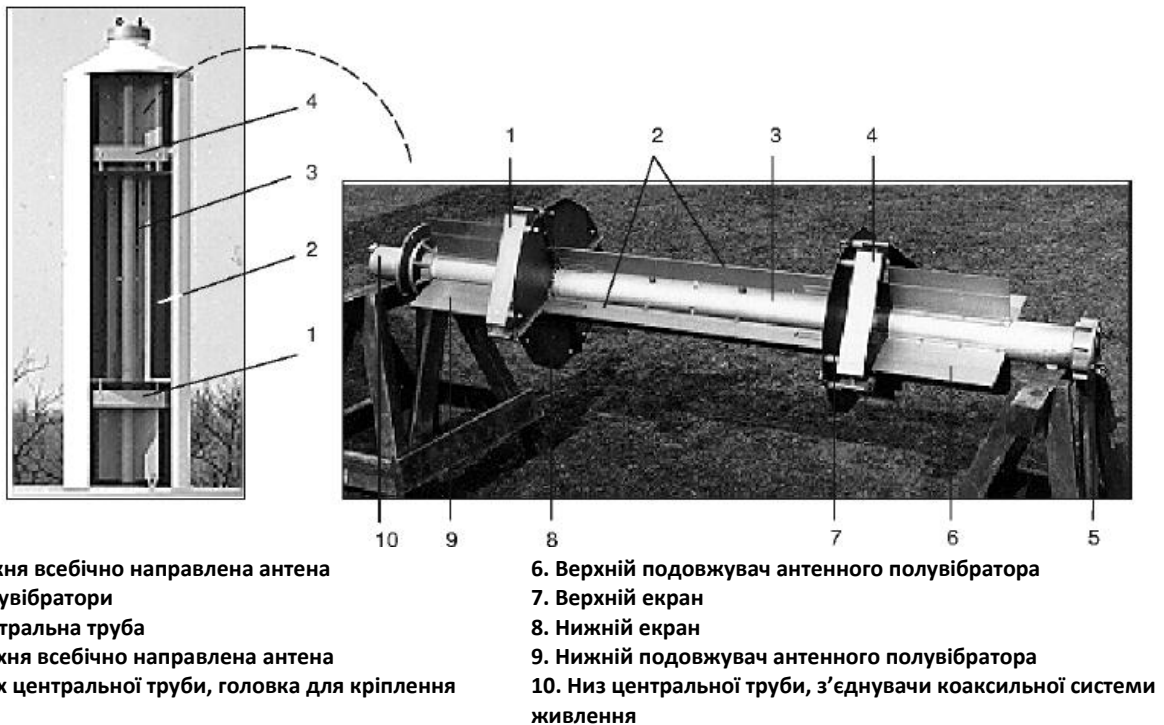


Рис. 7.6. Конструкція антени радіомаяка

Противага антени

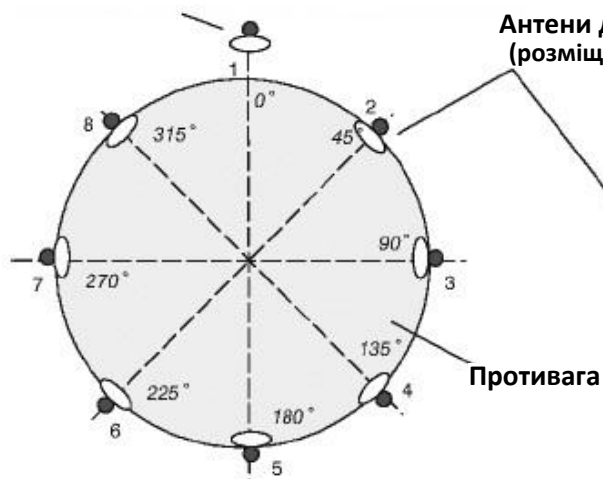
Противага являє собою металевий лист діаметром 5 м, що встановлюється на даху монтажного боксу; вона забезпечує збільшення кута місця, при якому спостерігається пік випромінювання, в той час як для від'ємних кутів напруженість поля зменшується. Крім того, противага забезпечує ефективне зниження напруженості поля, що спричинене відбиттями від земної поверхні.

Противага повинна бути однорідною електропровідною поверхнею. Аналогічне, з'єднання між поверхнею противаги, базовим кільцем антени і опорною трубою повинні бути з однорідною провідністю, безперервними, виконані з круговою симетрією щодо вертикальної осі антени.

Контрольні антени радіомаяка VOR

Контрольні антени для системи 8-точкової наземної перевірки монтуються на кромці противаги або, для існуючих установок, які не мають опорних засобів, на щоглах, розташованих поруч з краєм противаги. Перша контрольна антена може залишатися на місці стандартної контрольної антени (на відстані від 7 до 8 м). Зазвичай контрольні антени встановлюються на краю противаги (рис. 7.7).

Стандартна контрольна антена (на відстані 7... 8 м)



Антени для наземної перевірки
(розміщені на краю противаги)



Приклад установки

Рис. 7.7. Контрольні антени радіомаяка VOR

7.2. Доплерівський всебічно направлений азимутальний радіомаяк DVOR

7.2.1. Призначення радіонавігаційної системи DVOR, принцип роботи

Всебічно направлений доплерівський азимутальний радіомаяк ДВЧ-діапазону DVOR (Doppler Very High Frequency Omni-Direction Range) є подальшим удосконаленням радіомаяка VOR і, завдяки використанню ефекту Доплера і антени з великою базою, може забезпечити значно більш точне визначення азимуту. На рис. 7.8 спрощено показано конструкцію радіомаяка.

Радіомаяк DVOR, як і VOR забезпечує пілота інформацією про азимут, курс, індикацію «від/на», яка вказує, чи летить ПС на радіомаяк або від нього.

Принцип роботи радіомаяка DVOR такий самий, як радіомаяка VOR, і заснований на вимірюванні фазового зсуву двох сигналів з частотою 30 Гц, що випромінюються наземним радіомаяком. Один сигнал (опорний сигнал) випромінюється з однією і тією ж фазою у всіх напрямках. Фаза другого сигналу 30 Гц (сигнал змінної фази) щодо першого сигналу змінюється в залежності від азимута. Електричний фазовий кут, виміряний бортовим приймачем, відповідає азимуту повітряного судна.

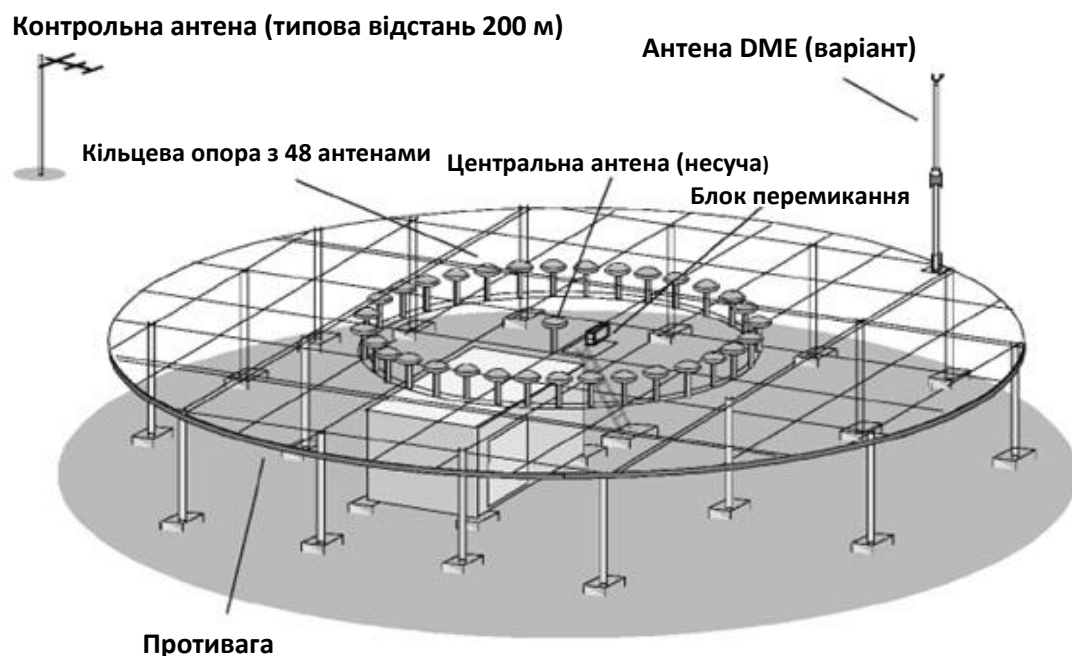


Рис. 7.8. Антенна система радіомаяка DVOR з електронним обертанням

Основи функціонування DVOR

У порівнянні зі звичайним маяком VOR коливання з частотою 30 Гц в маяку DVOR міняються ролями. Це означає, що коливання з частотою 30 Гц, що використовується для АМ ДВЧ-несучої, тепер є опорним сигналом, в той час як сигнал, що залежить від напрямку (сигнал змінної фази), міститься в ЧМ піднесучої 9960 Гц. Коливання несучої частоти випромінюються всебічно направленою нерухомою центральною антеною (ЦА). Поряд з опорним сигналом частотою 30 Гц несуча також модульована за амплітудою мовним сигналом (в смузі 300...3000 Гц) і сигналом розпізнавання. Сигнали, що містять піднесучу 9960 Гц, випромінюються антеною бічних частот (АБЧ), яку слід розглядати як таку, що переміщується за круговою траєкторією.

Випромінювані бічні частоти зсунуті на +9960 Гц і -9960 Гц відносно несучої. Якщо АБЧ обертається з частотою 30 Гц, то внаслідок ефекту Доплера виникає ЧМ піднесучої, фазовий зсув якої відносно опорного сигналу (30 Гц АМ) є функцією азимута, тобто залежить від точки прийому. Для отримання девіації частоти, що дорівнює ± 480 Гц відповідно до рекомендацій ІКАО, радіус кола R , за яким обертається АБЧ, повинен складати 6,5...7,5 м при роботі в діапазоні частот 108...118 МГц. Величину R можна знайти на основі формули, яка описує ефект Доплера.

Різниця в методах формування двох сигналів з частотою 30 Гц в системах VOR і DVOR має тільки апаратне значення. Бортовий приймач VOR не може ззовні визначити, до якої наземної станції відноситься прийнятий сигнал: VOR або DVOR. Однак радіомаяк DVOR дозволяє визначати азимут значно точніше, так як в ньому використовується антена з великою базою, що дає можливість застосування ефекту Доплера. Зсув фаз між двома коливаннями на частоті 30 Гц має певну величину, що залежить від азимута точки прийому. Якщо азимут дорівнює 0° (Північ), зсув фаз дорівнює 0° , якщо азимут дорівнює 180° (Південь), зсув фаз дорівнює 180° градусів. Для азимута 90° (Схід) зсув фаз дорівнює 90° , для азимута 270° (Захід) зсув фаз дорівнює 270° . Сукупність напрямків, в яких азимут залишається постійним, називається радіалами відносно установки DVOR.

Співвідношення фаз між опорним сигналом і сигналом змінної фази, що залежить від місця знаходження ПС для різних азимутальних напрямків, мають такий самий вигляд, як в системі VOR, що було показане на рис. 7.2.

Якщо всебічно направлена антена А (рис. 7.9) обертається за колом з центром М проти годинникової стрілки, то частота, яка вимірюється двома спостерігачами, що знаходяться в точках В1 і В2, внаслідок ефекту Доплера

буде збільшуватися або зменшуватися (за умови, що діаметр кола D дуже малий у порівнянні з відстанню між спостерігачем і антеною) в залежності від того, чи рухається антена до спостерігача або від нього. Зміна частоти Δf є функцією швидкості обертання антени або частоти обертання $f_{\text{п}}$, діаметра кола D та середнього значення довжини хвилі λ_0 сигналів, що випромінюються, і виражається наступною формулою

$$\Delta f = \pi \cdot D / \lambda_0 \cdot f_{\text{п}}. \quad (7.9)$$

Якщо антена A починає рух з точки 1 і слідує далі, проходячи точки 2, 3 і 4, то частоти, що приймаються спостерігачами, які знаходяться в точках $B1$ і $B2$, змінюються як функції часу. Якщо в той же самий час за допомогою всебічно направленої антени, встановленої в центрі кола M , випромінюються опорні сигнали з такою ж частотою, то зсув фаз між опорним сигналом і сигналом із змінною частотою, вимірюваний в зазначених точках спостереження, буде пропорційний азимуту точки спостереження, тобто фазові співвідношення між сигналом антени A і сигналом антени M є функцією азимута. Опорним напрямком є північний напрямок (точка 1 на рис. 7.9), в якому обидва сигнали є синфазними.

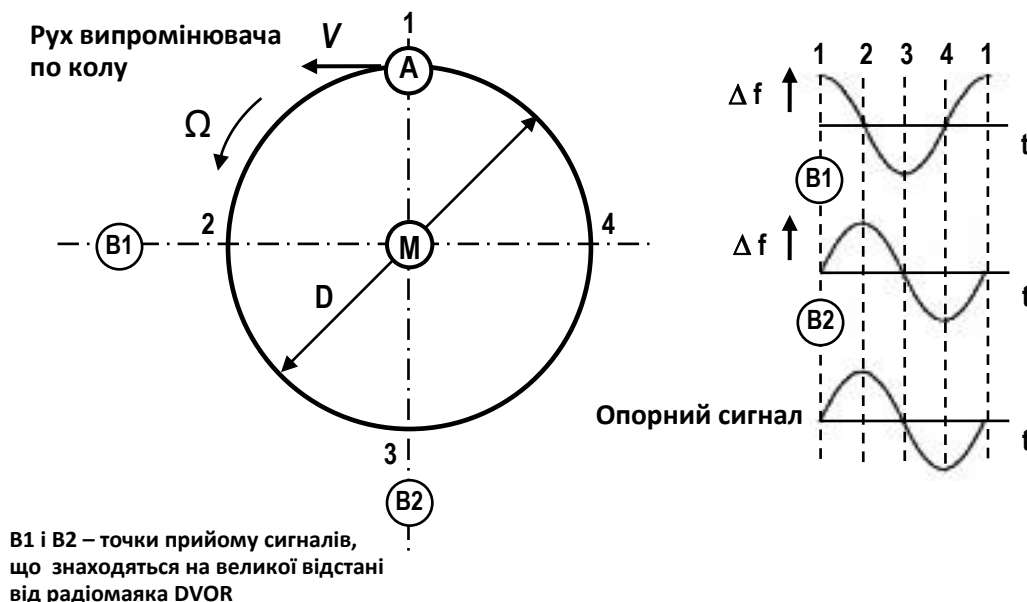


Рис. 7.9. Зв'язок ефекту Доплера з напрямком місцезнаходження об'єкта

Спектр випромінюваних сигналів в системі DVOR такий самий, як в системі VOR (рис. 7.4). Зі спектру видно, що частотна модуляція, яка залежить від азимута, зосереджена на частоті f_1 , яка дорівнює 9960 Гц. Для здійснення цього в передавачі DVOR окремо формуються дві бічні частоти $(f_0 + f_1)$ і $(f_0 - f_1)$,

які випромінюються антенами, що «обертаються». Рівень потужності сигналів бічних частот і фазові співвідношення між ними і несучої встановлені такими, щоб при накладенні їх у просторі з сигналами несучої утворився сумарний сигнал, відповідний АМ сигналу.

Якщо дві діаметрально протилежні антени, що випромінюють сигнали бічних частот, обертаються проти годинникової стрілки, але з протилежними фазами сигналів, то тим самим повністю задовольняються умови для отримання ЧМ бічних частот (метод двох бічних частот), що полягає в тому, що при збільшенні верхньої бічної частоти нижня бічна частота зменшується, і навпаки.

Імітація кругового руху антени здійснюється електронним способом.

Девіація частоти піднесучої в DVOR, що дорівнює ± 480 Гц, і частотний діапазон 108...118 МГц є такими ж, що і в стандартному VOR. Якщо взяти центральну частоту зазначеного діапазону 113 МГц (довжина хвилі $\lambda = 2,65$ м), то з наведеної нижче формули виходить, що діаметр кола, за яким антена здійснює круговий рух, має дорівнювати 13,5 м:

$$\Delta f = \pi \cdot D / \lambda_0 \cdot f_n \rightarrow D = \Delta f \cdot \lambda_0 / (\pi \cdot f_n). \quad (7.10)$$

Рух антени бічних частот зі швидкістю, що відповідає частоті обертання 30 Гц, реалізується електронним способом. Для цієї мети служать 48 однакових одиночних антен, рівномірно віддалених одна від одної навколо центру, які послідовно живляться за допомогою блоку перемикання антен таким чином, щоб фазовий центр випромінювання обертася з необхідною швидкістю.

7.2.2. Структура та функціональний опис радіомаяка DVOR

Навігаційна система наземної частини DVOR складається з апаратної частини, що включає радіочастотні (РЧ) та низькочастотні (НЧ) субблоки, і програмного забезпечення, яке в істотному ступені визначає можливості управління системою (рис. 7.10).

У систему входять наступні функціональні вузли:

- Передавач в одиночному або здвоєному варіантах;
- Монітор в одиночному або здвоєному варіантах;
- Інтерфейс локальних/дистанційних ліній зв'язку;
- Джерело живлення;
- Антенна система;
- Блок керування перемиканням антен і розподілу РЧ-сигналів.

Передавач і монітор працюють під керуванням окремих власних мікропроцесорів, які з'єднуються через інтерфейс локальних /дистанційних ліній зв'язку.

Склад обладнання наземної частини навігаційної система DVOR і її функції дуже схожі з системою VOR за винятком організації антенної системи. Частина схеми радіомаяка DVOR, що відрізняється від VOR показана на рис. 7.10.

Кожен **передавач** складається з РЧ-модуля, в якому генерується сигнал несучої частоти, проводиться його модуляція з підсиленням до необхідного рівня потужності, а також блоку генератора сигналів модуляції, який під управлінням мікропроцесора генерує сигнали модуляції, виконує їх оцінку для управління формою сигналу (амплітуда/фаза) і видає керуючі сигнали на РЧ-модуль.

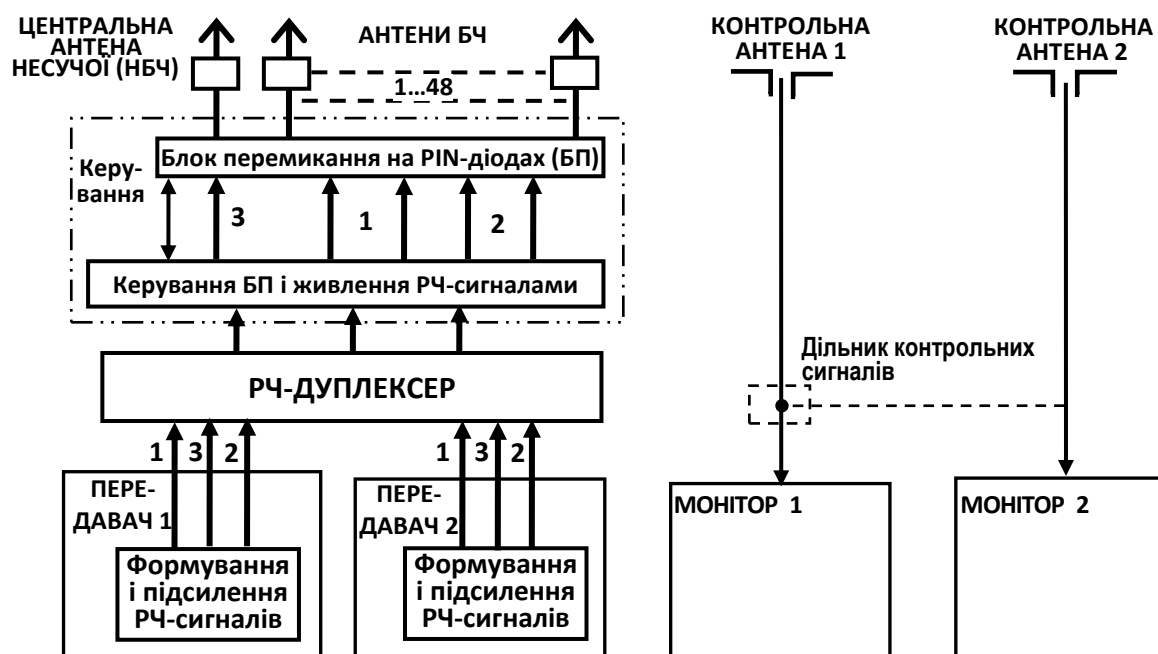


Рис. 7.10. Структура радіомаяка DVOR

Дуплексер радіочастотних сигналів направляє сигнал одного передавача до антени (VOR) або через блок перемикачів на PIN-діодах (БП) до антен (DVOR), а вихідні сигнали резервного передавача – до антенного еквіваленту (навантаження). Амплітуда і фаза випромінюваних сигналів встановлюються такими, щоб в просторі сформувався сумарний сигнал з необхідними параметрами (рис. 7.2). Два монітори контролюють генеруючи і випромінюючи сигнали VOR, приймаючи їх за допомогою одного або двох датчиків поля (приймальних вібраторних антен). Як варіант пропонується система 8-точкової наземної перевірки з сімома додатковими контрольними антенами,

розташованими на краю противаги. Замість одного датчика поля можуть використовуватися до трьох контрольних антен ближнього поля, розташованих по краю противаги в системі DVOR.

Системою DVOR випромінюються сигнали, що містить різні види модулюючих сигналів частоти 30 Гц. Один з них має постійну фазу, не залежну від азимута точки прийому (сигнал з опорної фази). У другому фаза (сигнал зі змінною фазою) відрізняється від опорної фази на величину, що дорівнює пеленгу (азимуту) точки спостереження відносно точки розташування маяка DVOR. При порівнянні з системою VOR можна побачити, що компоненти частоти 30 Гц помінялися своїм функціональним призначенням. Стандартний радіомаяк VOR більш чутливий до багатопроменевих відбиттів від стаціонарних місцевих об'єктів (далеких і ближніх), таких як дерева, ЛЕП, будівлі, височини, які викликають помилки пеленгації. В основі роботи більш досконалого радіомаяка DVOR лежить доплерівський зсув частоти, що виникає при русі випромінюючої антени по колу досить великого діаметру. Якщо антена рухається з частотою 30 обертів за секунду, то сигнали, що випромінюються, в точці прийому будуть частотно-модульовані сигналом частоти 30 Гц, а індекс модуляції буде визначатися діаметром кола.

Антенна система радіомаяка DVOR

Антенна система радіомаяка DVOR включає в себе наступні складові частини:

- антенний екран-відбивач (противага), змонтований на опорних стійках і силовому каркасі, конструкційний настил і антенне коло (коло, яке використовується для закріплення антен бічних частот);
- 48 антен бічних частот;
- одна антена несучої частоти;
- комплект кабелів;
- контрольна антена монітора.

7.2.3. Бортове обладнання системи VOR/DVOR

Бортовий приймач DVOR працює за таким ж принципом, що і бортовий приймач системи VOR (рис. 7.11). Бортовий приймач не може ззовні визначити, до якої наземної станції відноситься прийнятий сигнал: VOR або DVOR. Бортове обладнання вимірювання азимута за сигналами маяка складається з антени, приймальної частини і засобів індикації азимута.

За сигналами маяка VOR з виходу амплітудного детектора приймача знімається сигнал частотою 30 Гц змінної фази і сигнал частотою 9960 Гц. Останній подається на частотний детектор, з виходу якого знімається сигнал 30 Гц постійної фази. Цей сигнал подається через фазообертач на один вхід фазового дискримінатора, на інший його вхід подається сигнал 30 Гц змінної фази, що пропорційна азимуту точки прийому. На виході ФД утворюється сигнал неузгодженості.

При прийомі сигналів маяка DVOR проходження сигналів 30 Гц в бортовому обладнанні міняються місцями.

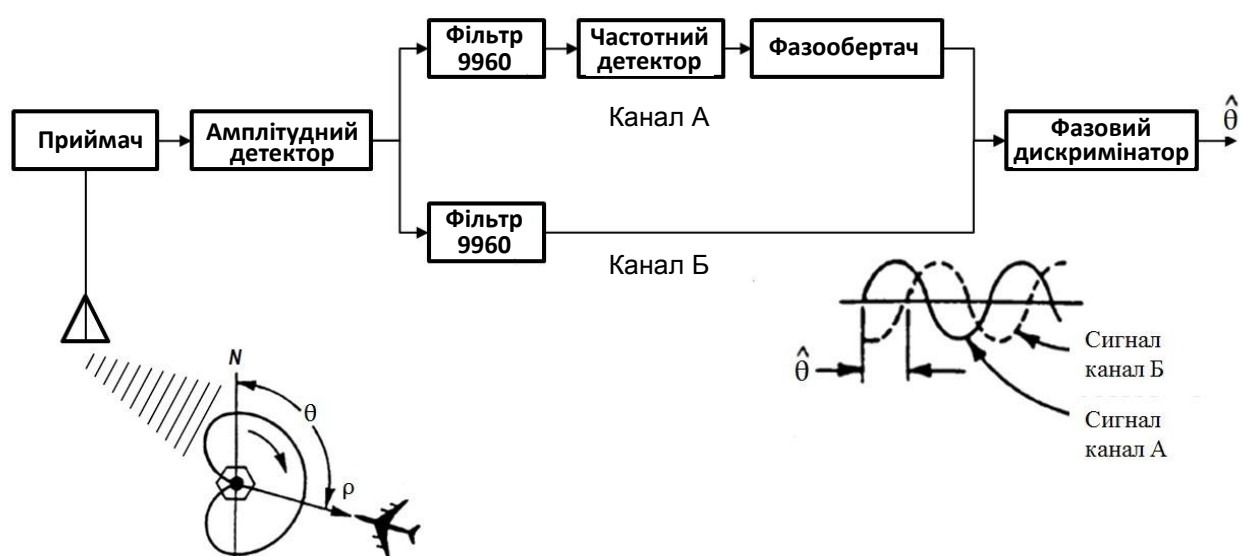


Рис. 7.11. Схема обробки сигналів в бортовому обладнанні VOR/DVOR

7.3. Далекомірний радіомаяк DME

7.3.1. Призначення далекомірного радіомаяка DME, принцип роботи

Далекомірне обладнання **DME** (Distance measuring equipment) стандартизовано ІКАО як радіозасіб для ближньої і середньої навігації, що дозволяє декільком повітряним суднам одночасно вимірювати дальність до наземного пункту (приймача-відповідача DME). Дальність визначається шляхом вимірювання затримки проходження радіочастотного імпульсу, що випромінюється передавачем повітряного судна і повертається наземною станцією на іншій частоті після прийому (рис. 7.12).

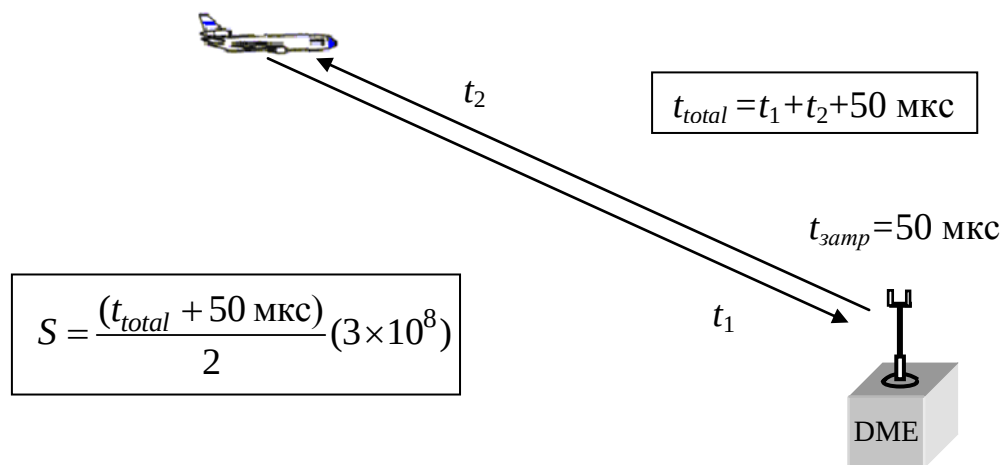


Рис. 7.12. Принцип виміру дальності

На ПС за сигналами радіомаяків DME можуть вирішуватися такі завдання:

- розпізнавання маяка DME;
- виконання польоту навколо DME;
- визначення місцеположення ПС за двома маяках DME;
- визначення місцеположення ПС за об'єднаною системою VOR/DME;
- приведення ПС в район аеродрому і неточний захід на посадку за аеродромною системою VOR/DME;
- визначення видалення від вхідного порога ЗПС (за системою ILS/DME).

На бортовий навігаційний плановий пристрій видається наступна інформація:

- заданий азимут ПС і його фактичний азимут;
- частота настройки на маяки VOR 1, VOR 2, DME 1, DME 2;
- азимут за маяком VOR1;
- азимут за маяком VOR2;
- дальність до маяка DME1;
- дальність до маяка DME2

Тактичні характеристики DME.

1. Цілісність обслуговування необхідна, щоб була мала ймовірність неправильного наведення ПС через видачу маяком DME невірної інформації.

2. Безперервність обслуговування необхідна, щоб була мала ймовірність відсутності сигналу навігації ПС.

3. Зона дії системи в залежності від обраного типу антени може бути всебічно направленою або секторною в межах прямої радіовидимості.

4. Пропускна здатність приймача-відповідача забезпечує обслуговування не більше 200 ПС (від 800 до 4800 пар імпульсів за секунду або від 2700 до 4800).

5. Точність системи DME знаходиться в межах максимальних значень:
 $\pm 0,12 \text{ м. міль} + 0,05 \% \text{ вимірюваної дальності в діапазоні від } 0 \text{ до } 65 \text{ м. міль};$
 $\pm 0,17 \text{ м. міль} + 0,05 \% \text{ вимірюваної дальності при дальності понад } 65 \text{ м. міль}.$

Опис методу та організація системи визначення дальності

Повітряне судно, обладнане DME, випромінює кодовані пари радіочастотних імпульсів запиту, що надходять в приймальний канал радіомаяка (рис. 7.13). Радіомаяк, в свою чергу, випромінює кодовані пари імпульсів відповіді, частота яких відрізняється від частоти імпульсів запиту на 63 МГц. Ці імпульси відповіді надходять в приймальний канал бортового обладнання.

Часовий інтервал між випромінюванням імпульсу «Запит» і прийомом імпульсу «Відповідь» надає повітряному судну інформацію про дійсну дальність до наземної станції.

Наземний приймач-відповідач здатний відповідати одночасно 200 запитувачам (тобто 4800 пар імпульсів за секунду). Він генерує **випадкові пари імпульсів («сквіттери»)**, щоб підтримувати мінімальну частоту повторення імпульсів від 800 до 2700 пар імпульсів за секунду (ця частота програмується) всякий раз, коли кількість декодованих запитів виявляється нижче зазначеного. Ця відповідь приймається і декодується бортовим приймачем, в якому спеціальні схеми синхронізації автоматично вимірюють

час, що минув між запитом і відповіддю, і перетворюють результат вимірювання в електричні вихідні сигнали. Радіомаяк вводить фіксовану затримку, яка називається «затримка відповіді», між прийомом кожної кодової пари імпульсів «Запит» і передачею відповідної відповіді.

Приймач-відповідач періодично передає спеціальні **ідентифікаційні** групи імпульсів, що перемежуються **імпульсами відповіді** і **сквігтер-імпульсами**, які можуть бути декодовані повітряним судном у вигляді тонального сигналу кодом Морзе для визначення кодового імені радіомаяка.

Бортовий приймач за допомогою стробоскопічної процедури здатний розпізнавати відповіді на власні запити серед безлічі інших імпульсів, що передаються з радіомаяка.

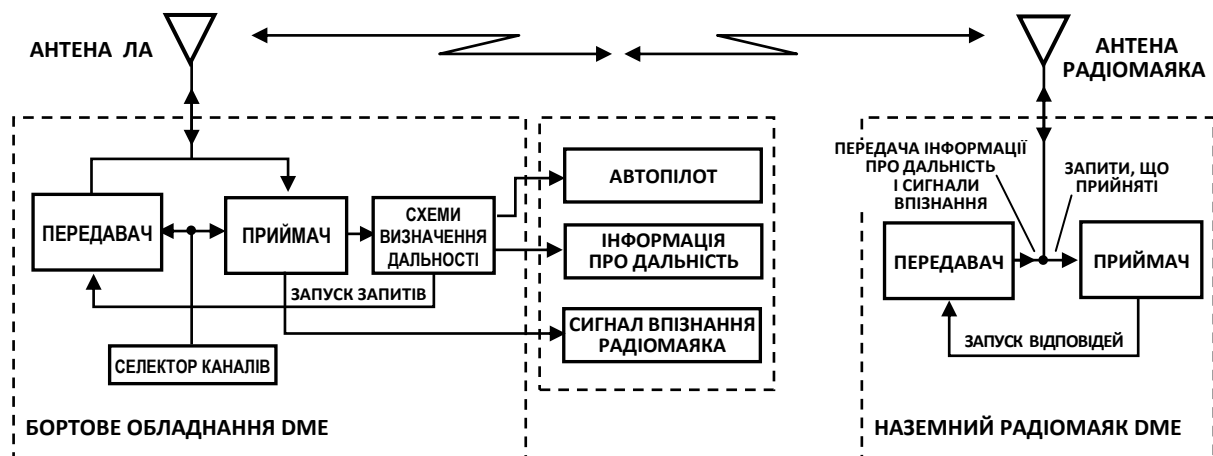


Рис. 7.13. Організація взаємодії бортового і наземного обладнання

Номінальна затримка відповіді. Код пари імпульсів

Кожен радіомаяк ідентифікується за **частотою** його каналу, його імпульсного **коду** і його **сигналу розпізнавання**.

Наземний радіомаяк вводить фіксовану затримку між прийомом імпульсів запиту і передачею відповідних імпульсів відповіді.

Вводиться саме ця фіксована затримка, яка називається **основною** або **базовою затримкою**. За рахунок цього повітряне судно, що пролітає дуже близько від радіомаяка, встигає закінчити передачу кодової пари імпульсів запиту і вимкнути свій передавач до того, як приймач почне приймати відповідні імпульси відповіді від радіомаяка.

Для забезпечення максимально можливої нечутливості до завад система DME передає пари імпульсів замість одиночних імпульсів, причому кожна пара складається з двох імпульсів тривалістю 3,5 мкс, інтервал між якими залежить від обраного режиму каналу.

Кожен працюючий канал в системі **DME** визначається двома частотами (частотами **запиту і відповіді**), рознесеними на 63 МГц, і імпульсним кодом відповідного каналу (канал X або Y) (рис. 7.14).

Ідентифікація каналів

Код каналу	Номінальний імпульсний код запиту [мкс]	Імпульсний код відповіді приймача-відповідача [мкс]	Номінальна затримка відповіді [мкс]
X	12	$12,0 \pm 0,1$	50
Y	36	$30,0 \pm 0,1$	56

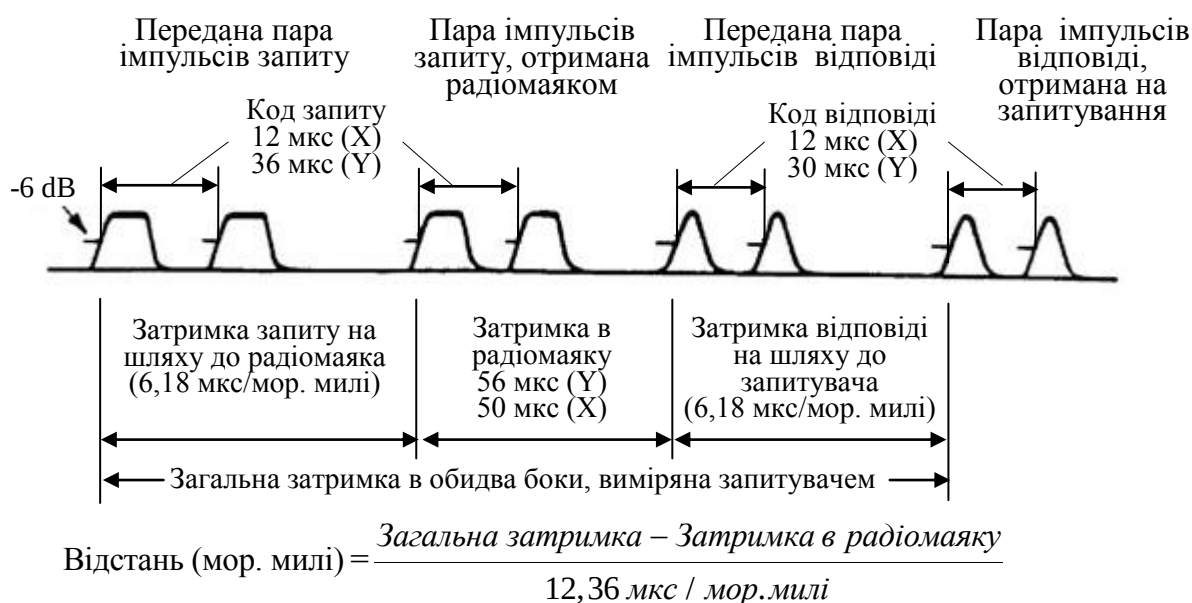


Рис. 7.14. Параметри сигналу DME кодів X і Y

7.3.2. Функціонування далекомірного каналу

Система DME виконує передачу каналом, попередньо заданим з наявних 252 каналів. Ці канали розділені на 126 каналів X і 126 каналів Y, причому передача запиту з повітряного судна здійснюється в діапазоні частот від 1025 до 1150 МГц. Крім того, ПС приймає сигнали відповіді, що передаються наземним радіомаяків в діапазоні від 962 до 1213 МГц. Кожен канал має свої частоти запитів і відповідей при інтервалі 1 МГц між частотами каналів (рис. 7.15).

X Канали (126)		Y Канали (126)
$I = 1025 + (CH-1)$		$I = 1025 + (CH-1)$
$R = I - 63$	$1 \leq CH \leq 63$	$R = I + 63$
$R = I + 63$	$64 \leq CH \leq 126$	$R = I - 63$

I = ЧАСТОТА ЗАПИТУ (МГц)

CH = НОМЕР КАНАЛУ

R = ЧАСТОТА ВІДПОВІДІ (МГц)

▨ Діапазон частот, що передаються

□ Діапазон частот, що приймаються

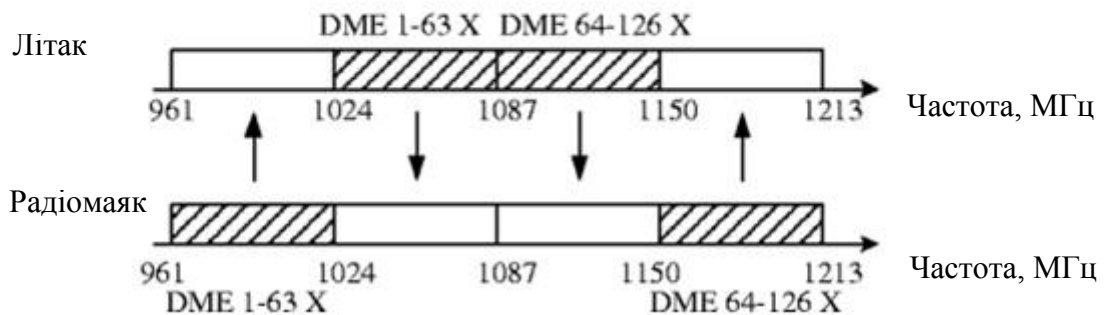


Рис. 7.15. Розподіл частот сигналів запиту і відповіді за каналами X і Y

Кожен маяк випромінює азбукою Морзе **сигнал розпізнавання**, який можна прослуховувати в гарнітурі пілота. Цей сигнал складається з пар імпульсів, що передаються з частотою 1350 Гц.

Кожен імпульс, що випромінюється, має наступні характеристики:

- час наростання імпульсу: $2,5 \text{ мкс}$ ($-1/+0,5$) мкс, виміряне між точками, де амплітуда імпульсу змінюється від 10 % до 90 % від пікового значення;
- тривалість: $(3,5 \pm 0,5) \text{ мкс}$, виміряна між точками, відповідними 50 % пікового значення амплітуди імпульсу;
- час спаду імпульсу: не більше $3,5 \text{ мкс}$, виміряний між точками, де амплітуда імпульсу змінюється від 10 % до 90 % від пікового значення;
- вершина імпульсу: між точками переднього і заднього фронтів імпульсу, в яких значення амплітуди становить 95 % від максимуму за напругою і не зменшується нижче за цього значення.

Сигнали розпізнавання.

Сигнали розпізнавання (**ID**) складаються з пар імпульсів, що випромінюються з постійною частотою проходження $1350 (\pm 0,2 \%)$ пар за секунду протягом певного часу:

- знак «точка» має тривалість $100 \dots 160 \text{ мс}$ з розкидом $\pm 5 \%$;
- тривалість знака «тире» в 3 рази більше;

- інтервали між знаками в одному символі дорівнюють тривалості однієї «точки»;
- інтервали між двома послідовними символами дорівнюють тривалості не менше трьох «точок»;
- максимальна тривалість коду розпізнавання дорівнює тривалості 64 «точок»;
- частота повторення коду – не менше одного разу протягом кожних 40 с;
- час передачі одного сигналу розпізнавання не перевищує 4 с.

Пріоритети при передачі.

При **передачі вихідних сигналів** приймача-відповідача дотримується наступна черговість відповідно до пріоритету:

- пари імпульсів сигналів розпізнавання;
- пари імпульсів відповіді на запити;
- пари сквіттер-імпульсів.

Пріоритети встановлені за наступним принципом:

- передача сигналів розпізнавання має пріоритет над видачею сигналів відповіді і сквіттер-імпульсів, поки передаються «точки» і «тире»;
- декодовані імпульси запиту забороняють видачу сквіттер-імпульсів на пристрій кодування, поки не будуть передані імпульси відповіді.

Час замикання. Декодування кожної дійсної пари імпульсів запиту супроводжується блокуванням на певний час виходу декодера, протягом якого будь-які наступні запити не будуть оброблятися і відповіді на них не будуть передані, навіть якщо вони будуть декодовані. Тривалість інтервалу **часу замикання** зазвичай становить 60 мкс.

7.3.3. Структура та функціональний опис радіомаяка DME

Система DME включає (рис. 7.16):

- Приймач-відповідач;
- Підсилювач передавача потужністю 1 кВт;
- Радіочастотний тракт: дуплексер і коаксіальне реле;
- Монітор;
- Локальний пристрій введення-виведення (ЛПВВ);
- Інтерфейс зі взаємодіючим обладнанням;
- Джерело живлення з перетворювачем АС/DC;
- Антена;
- Модем;
- Дистанційне управління і відображення стану (Блок ДУ);

Приймач-відповідач включає:

- Приймач – модуль RX;
- Процесор обробки сигналів – модуль DPR;
- Модулятор – модуль DMD;
- Передавач – модуль TX (РЧ-вихід, 100 Вт або формувач для модуля ТКВ);
- РЧ-підсилювач потужності 1 кВт – модуль ТКВ;
- Деталі радіочастотного тракту і блок дуплексера DPX;
- Перетворювач DC/DC стабілізованого джерела низьких напруг PWS.

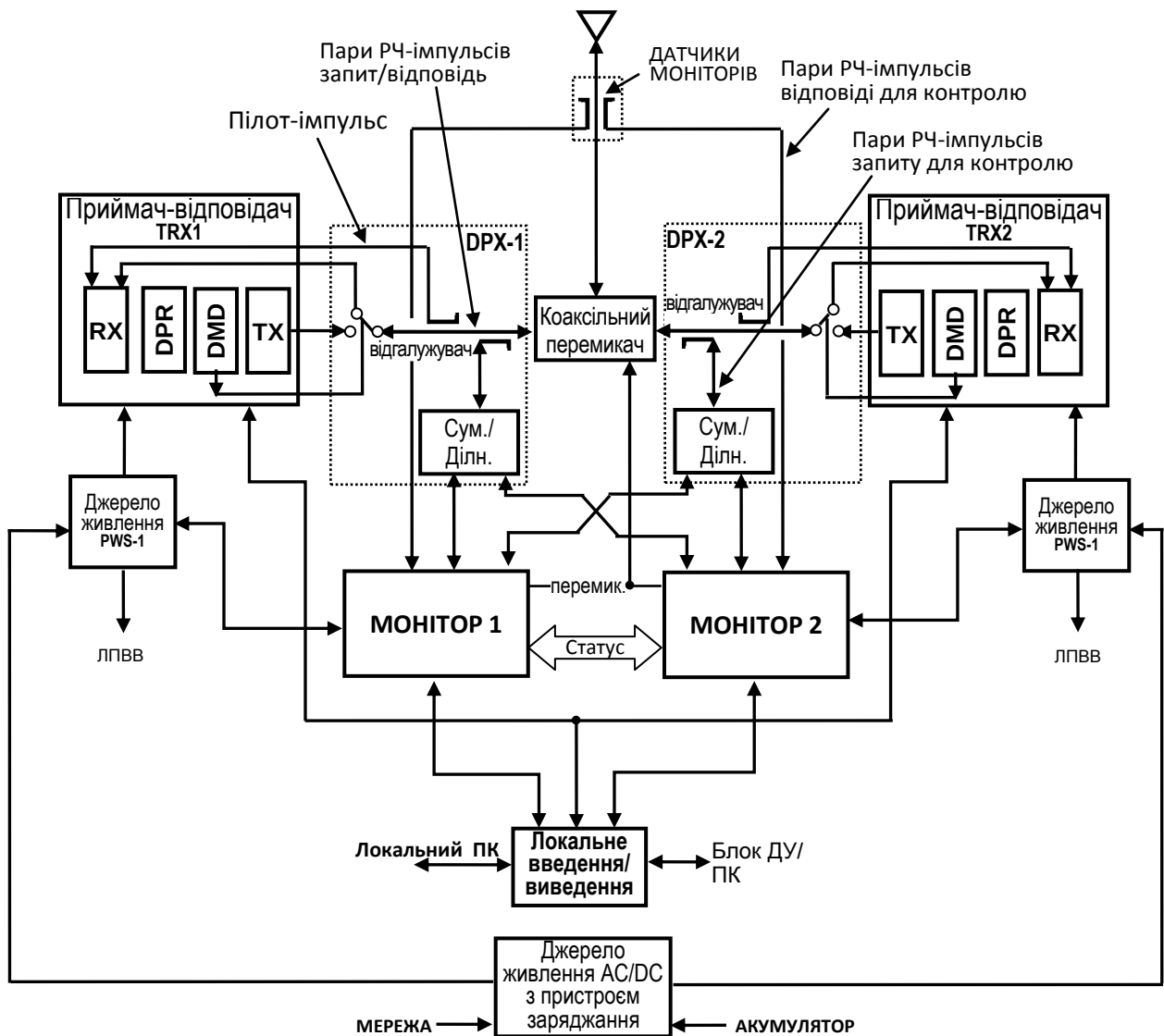


Рис. 7.16. Спрощена загальна структурна схема DME

Процесор приймача-відповідача вирішує такі основні завдання:

- загальне управління приймачем-відповідачем;
- обробка цифрових і відеосигналів;

- контроль і регулювання основної затримки;
- контроль і регулювання модуляції для максимальної потужності і форми імпульсу.

Процесор монітора вирішує такі основні завдання:

- загальне управління монітором;
- формування радіочастотного сигналу пари запиту для циклу виконавчого моніторингу;
- оцінка відповідних сигналів приймача-відповідача і чутливості приймача (в антені і еквівалентному навантаженні);
- виконання відповідних дій в разі виявлення відмови (перемикання або вимикання станції);
- забезпечення своїх робочих характеристик незалежно від оточуючих умов і старіння елементів (самоконтроль).

Процесор локального пристрою введення-виведення (блоку локального управління і відображення стану) призначений для виконання наступних основних завдань:

- зв'язок через послідовну лінію з монітором (моніторами) і через послідовну лінію з приймачами-відповідачами;
- інтерфейс між оператором та радіомаяком через персональний комп'ютер;
- базовий інтерфейс між оператором та радіомаяком через пульт управління на передній дверцятах;
- перевірка установок обладнання;
- з'єднання з одним або кількома віддаленими центрами управління за комутованими або виділеними телефонними лініями;
- зв'язок через модем з віддаленої позицією моніторингу та управління;
- управління архівом.

Дуплексер і система проходження радіочастотних сигналів (РЧ-тракт) призначені для виконання наступних основних завдань:

- підключення радіочастотного тракту основного приймача-відповідача або резервного приймача-відповідача до антени і до еквівалентного внутрішнього навантаження;
- сполучення сигналу запиту моніторингу і пілот-імпульсу;
- сполучення сигналу за пілот-імпульсом;
- ручна перевірка радіочастотних сигналів за допомогою комутаційної панелі.

Пілот-імпульс являє собою імпульс запиту, який генерується обладнанням станції для самокалібрування основної затримки сигналу приймача-відповідача, а також для самотестування приймача-відповідача.

Формування пілот-імпульсу відбувається наступним чином: спочатку РЧ-відгалужувач, включений на виході передавача проводить відбір частини потужності вихідного імпульсу. Потім змішувач, використовуючи проміжну частоту 63 МГц від гетеродина, перетворює частоту передавача (Tx) в частоту приймача (Rx); нарешті, сформований таким чином сигнал подається на вхід приймача через РЧ-відгалужувач.

Час надходження пілот-імпульсу запиту ідентифікується за підрахунком лічильника, який починає рахунок за вхідним сигналом запуску передавача (START_TX), з якого починається формування пілот-імпульсу, і припиняє рахунок за вихідним сигналом запуску приймача (TOA).

Антенна система радіомаяка DME

В системі DME можуть використовуватися два типа антен – ненаправлена антена DME типу FAN-96, або секторна антена типу FAN-88.

7.3.4. Бортове обладнання системи DME

Бортове обладнання (рис. 7.17) має передавальний і приймальний тракт з всебічно наведеною антеною, яка на час передачі автоматично підключається до виходу передавача, а на інший час підключена до входу приймача.

Передавальний тракт включає такі функціональні елементи: синхронізатор (СХ), пристрій кодування (КП), передавач (ПРД), генератор рахункових імпульсів (ГРІ).

Приймальний тракт включає: приймач (ПРМ), декодер (ДК), лічильник (ЛЧ).

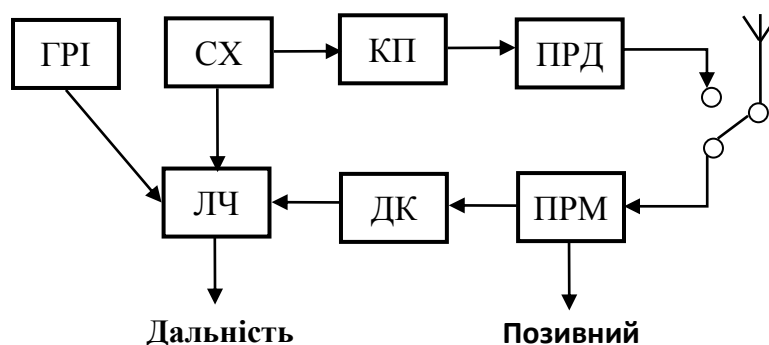


Рис. 7.17. Схема обробки сигналів в бортовому обладнанні системи DME

На пульті управління бортовим обладнанням знаходяться:

- цифрове табло відображення значення частоти настройки далекоміра на несучу частоту маяка DME;
- перемикач виду настройки «Автом. – Ручн.»;
- ручка «Звук» регулювання гучності прослуховування сигналів розпізнавання маяка DME;
- ручка «КГц» настройки з точністю до сотих часток МГц;
- перемикач «м. мілі - км» вибору одиниць вимірювання дальності;
- три кнопки «Контроль» для перевірки працездатності обладнання системою вбудованого контролю;
- ручка «Яскравість» для регулювання яскравості підсвічування цифрового табло;
- ручка «МГц» для налаштування на частоту маяка з точністю до десятків мегагерц.

На індикаторі дальності розташовані:

- цифрове табло показань дальності;
- індикатор «м. міл. - км» вказівки одиниць виміру дальності;
- ручка «Яскравість» регулювання яскравості підсвічування індикатора дальності.

Література до лекції 7: [1–3], [8], [17].

Питання для самоперевірки

1. Для яких цілей застосовуються системи ближньої навігації?
2. Які навігаційні задачі можна вирішувати при використанні всебічно направленного азимутального радіомаяка VOR (DVOR)?
3. Опишіть принцип роботи системи VOR.
4. Як формується діаграма направленості VOR, які сигнали подаються на нерухому антену, а які на рухомі антени?
5. Як формується і передається опорний постійний сигнал?
6. Як формується сигнал змінної фази?
7. Поясніть частотний спектр сигналу VOR.
8. Які основні функціональні вузли входять до складу системи VOR?
9. Як сконструйована антенна система радіомаяка VOR?
10. Чим відрізняється принцип роботи системи DVOR від VOR?
11. Опишіть конструктивні особливості антенної системи DVOR.

- 12.Що входить до складу бортового обладнання VOR/DVOR, надайте схему обробки сигналів?
- 13.Які навігаційні задачі можна вирішувати при використанні далекомірною радіомаяка DME?
- 14.Дайте опис методу визначення дальності та організацію взаємодії наземного і бортового обладнання в DME.
- 15.Надайте розподіл частот сигналів запиту і відповіді в каналах X і Y DME.
- 16.Як кодується і формується сигнал розпізнавання DME?
- 17.Опишіть спрощену схему обробки сигналів в бортовому обладнанні DME.

Лекція 8. Аеродромні радіонавігаційні системи

8.1. Ненаправлені радіомаяки

8.1.1. Призначення привідних радіомаяків

Ненаправлені радіомаяки (NDB – Non-Directional Radio Beacon) представляють собою передавальні пристрої, що працюють в діапазоні середніх частот на антени ненаправленої дії. Такі радіомаяки призначені для приведення літаків, які обладнані автоматичними радіокомпасами (АРК), в район аеродрому або для приведення їх до радіонавігаційної точки (РНТ) поза аеродромом. Тому такі радіомаяки також називаються привідними радіостанціями (ПРС). Крім того, вони можуть використовуватися для організації каналу зв'язку з однотипною радіостанцією.

Привідна радіостанція призначена для безперервного випромінювання радіохвиль, за якими на ЛА визначається курсової кут радіостанції (рис. 8.1).

Курсовий кут радіостанції (ККР) – кут між поздовжньою віссю ЛА і напрямком на ПРС.

При використанні ПРС на ЛА можуть вирішуватися наступні завдання:

- розпізнавання ПРС;
- політ «на» або «від» ПРС;
- контроль шляху за напрямом при використанні одночасно двох ПРС;
- привід ЛА в район аеродрому за ПРС обладнання системи посадки (ОСП);
- побудова маневру перед посадкою ЛА і неточний захід на посадку за ПРС системи ОСП;
- резервний канал радіозв'язку «земля-повітря» через дальню ПРС системи ОСП.

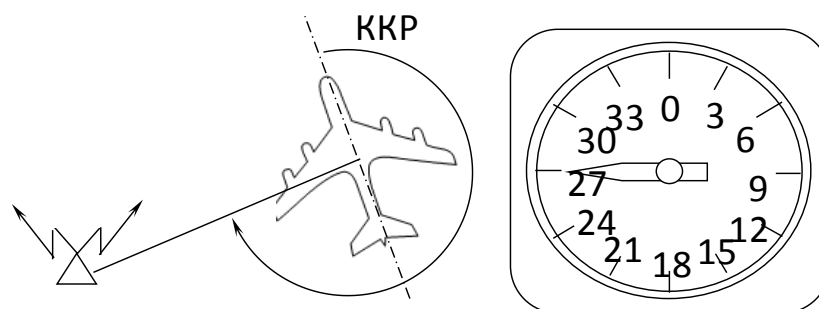


Рис. 8.1. Визначення та відображення курсового кута радіостанції

Залежно від завдань, що вирішуються, і місця установки ПРС поділяються на посадочні і окремі. Посадочні ПРС поділяються на дальні (ДПРС) і ближні (БПРС) (рис. 8.2).

Окремі ПРС (ОПРС) поділяються на аеродромні і поза аеродромні.

ПРС в районі аеродромів можуть бути використані і як засоби зв'язку при відмові на борту ЛА всіх основних засобів радіозв'язку. В цьому випадку диспетчер УПР може передати необхідні повідомлення екіпажу, використовуючи дальню ПРС. Екіпаж може прийняти надіслані повідомлення за допомогою приймача АРК.

Посадочні ПРС входять до складу обладнання систем посадки (ОСП) і служать для приведення ЛА в район аеродрому, виконання перед посадочного маневрування і витримування напрямку польоту уздовж поздовжньої осі злітно-посадкової смуги (ЗПС). Встановлюються вони строго вздовж осі ЗПС і на встановленому віддаленні від її початку (рис. 8.2).

Зоною дії ПРС вважається район, в межах якого рівень випромінюваних нею сигналів забезпечує впевнену індикацію (коливання стрілки індикаторів ККР не більше $\pm 5^\circ$) пеленга, виміряного АРК. Для ДПРС встановлюється радіус зони дії в 150 км, для БПРС – 50...100 км.

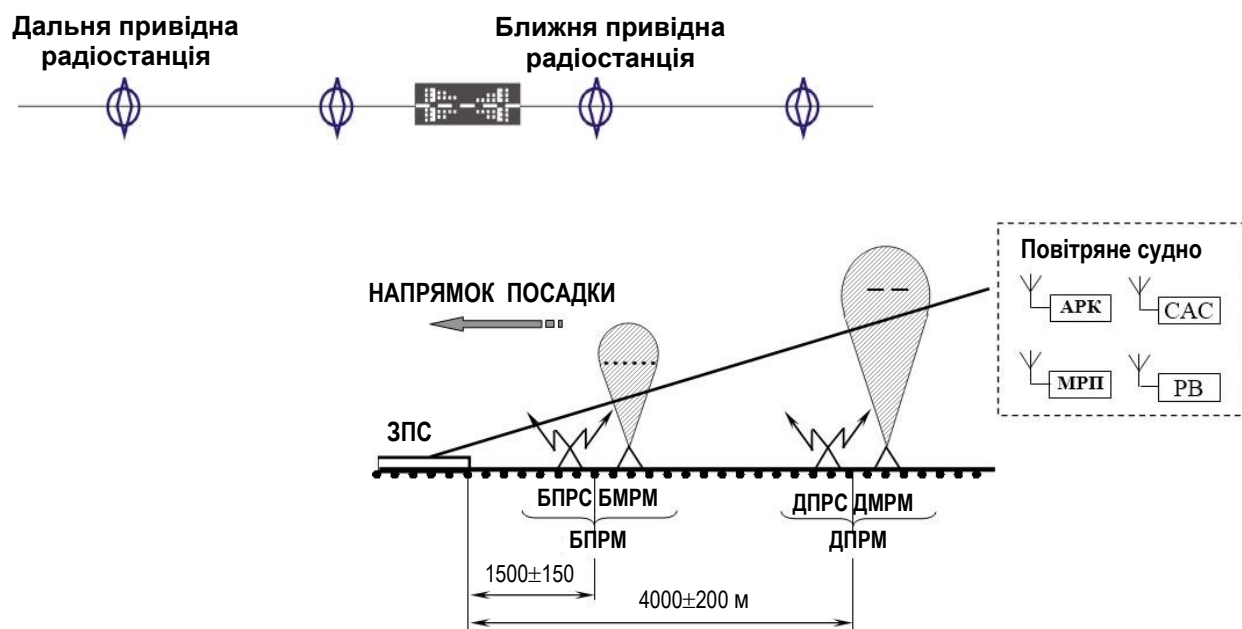


Рис. 8.2. Використання ПРС в системі посадки

Дальній маркерний радіомаяк сигналізує про необхідність перевірки висоти польоту над маяком (за радіовисотоміром), відстані до точки приземлення і готовності бортових систем до забезпечення польоту на кінцевому етапі заходу на посадку.

Ближній маркерний радіомаяк сигналізує про момент часу перевірки за радіовисотоміром висоти прийняття рішення та переходу до візуального етапу посадки.

Крім випромінювання високочастотних коливань ПРС за допомогою радіотелеграфної азбуки передають сигнали розпізнавання. Дальній ПРС присвоюється двохбуквений телеграфний позивний, а БПРС – однобуквений (перша буква позивного ДПРС). Сигнали розпізнавання передаються безперервно.

На аеродромах, де обладнання встановлено з двох і більше напрямків заходу на посадку, позивні ДПРС і БПРС присвоюються кожному напрямку заходу на посадку.

Частоти ДПРС однакові для всіх напрямків заходу на посадку. Це дозволяє при польоті на ДПРС для одного аеродрому налаштовувати АРК на одну частоту, а за позивним цієї радіостанції визначати магнітний курс посадки ЗПС, що працює в даний момент.

На аеродромах, де є дві паралельні ЗПС, частоти і позивні різні для ДПРС і БПРС для кожної смуги. Смуги позначають як «права» і «ліва».

Аеродромні ОПРС служать для приведення ЛА на аеродром і забезпечення подальшого спрощеного маневру для заходу на посадку з пробиттям хмарності за затвердженою схемою. Аеродромні ОПРС встановлюють, як правило, уздовж осі ЗПС і на видаленні від її кінця з урахуванням забезпечення найбільш зручного і повного їх використання екіпажами ЛА при виконанні маневрів, пов'язаних із заходом за затвердженою схемою, а також з урахуванням забезпечення об'єкта електроенергією і зручностей для обслуговуючого персоналу.

Поза аеродромні ОПРС служать для приведення ЛА на радіонавігаційну точку (РНТ) поза аеродромом і для сигналізації моменту прольоту РНТ. Поза аеродромні ОПРС розміщують в пунктах, що маркують входи і виходи коридорів повітряних зон або пунктах зламу повітряних трас (ПТ).

Поза аеродромні ОПРС розпізнаються за двобуквеним позивним сигналу, який передається зі швидкістю 20...30 знаків за хвилину через кожні 25...30 с.

Аеродромні ОПРС передають позивні безперервно. Дальність дії ОПРС повинна бути такою ж, як і у ДПРС і бути не менше 150 км. ОПРС можуть встановлюватися спільно з МРМ.

8.1.2. Структура та функції привідної радіостанції

Наземне обладнання ПРС складається з передавача, пристрою для настройки антени і контрольного пристрою, апаратури автоматичного перемикавання на резервне обладнання та пристрою автоматичної настройки антени (рис. 8.3).

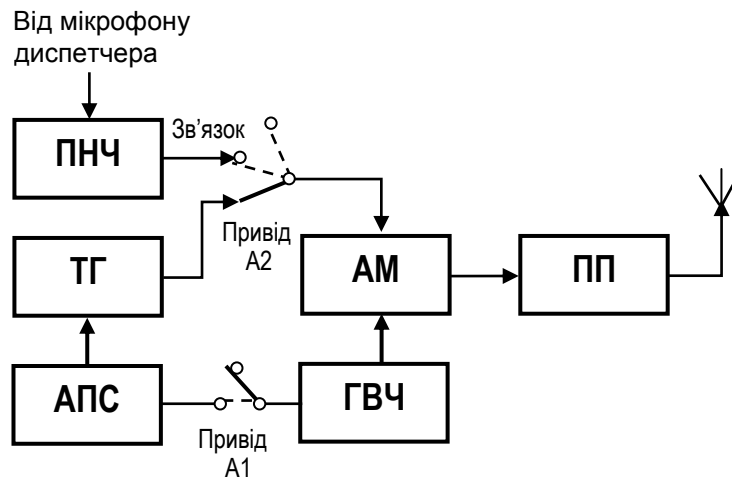


Рис. 8.3. Склад обладнання ПРС: ПНЧ – підсилювач НЧ; АМ – амплітудний модулятор; ТГ – тональний генератор; ГВЧ – генератор ВЧ; ПП – підсилювач потужності; АПС – автомат подачі сигналів

Типова структура ПРС показана на рис. 8.4, до складу якої входять:

- З – збудник несучих коливань,
- БПЧ – блок подільника (помножувача) частоти,
- ПП – підсилювач потужності,
- АК – антенний контур,
- ПНЧ – підсилювач низької частоти,
- М – модулятор,
- ТГ – тональний генератор,
- АР – антенне реле.

Передавач зазвичай випромінює безперервну несучу частоту, модульовану тоном 1020 Гц або 400 Гц, який маніпулюється для забезпечення розпізнавання ПРС. В окремих випадках при сильних завадах або високому рівні шумів для розпізнавання використовується маніпуляція модельованої несучої частоти. Потужність передавача вибирається такою, щоб забезпечити необхідну мінімальну зону дії, і становить від декількох ват до декількох кіловат. Антенна система являє собою вертикальний випромінювач, якій зазвичай навантажується у верхній частині, з масивної наземною частиною,

необхідної для підвищення ККД антени і обмеження випромінювання при великих кутах місця.

Дистанційне керування радіостанцією забезпечується з використанням двох-провідний або чотирьох-провідної лінії зв'язку, або радіоканалу.

ПРС може працювати на привід і використовуватися як резервний засіб зв'язку.

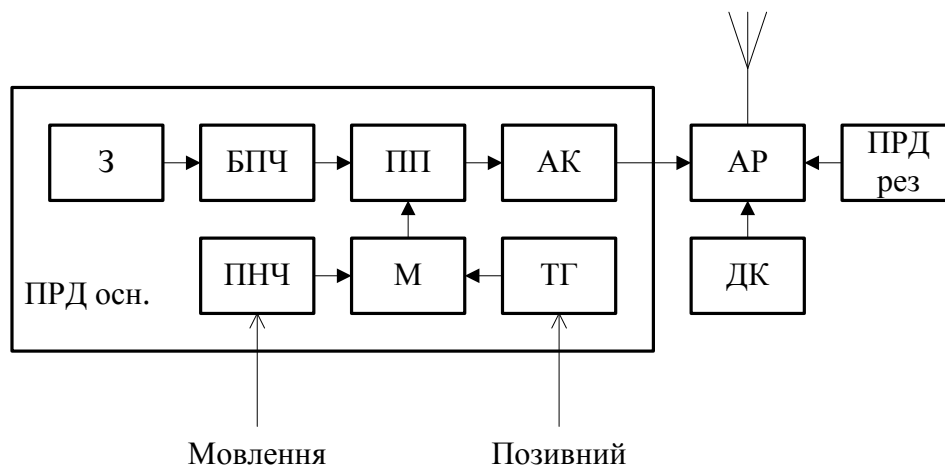


Рис. 8.4. Типова структура ПРС

При роботі на «**Привід**» радіостанція працює в наступних режимах:

1) **телеграфний (ТЛГ)** – режим амплітудної маніпуляції несучого коливання (**A1A**);

2) **тональний (ТОН)** – режим незатухаючих коливань з подачею позивних від автомата подачі сигналів. В даному режимі переривання несучої частоти не відбувається. Відповідно до позивних відбувається амплітудна модуляція несучих коливань напругою тонального генератора (**A2A**);

3) **телефонний (ТЛФ)** – коливання несучої частоти модулюються напругою від мікрофона або інших джерел з подачею позивних від автомата подачі сигналів (АПС).

Потужність передавача в режимах «ТОН» і «ТЛФ» на 40...60 % менше, ніж в режимі «ТЛГ». У разі використання привідної радіостанції в якості аварійного засобу передачі інформації екіпажу повітряного судна, передавач працює в режимі «ТЛФ».

Режими роботи ПРС

Режим роботи на «**Привід**» – видає позивні, має підрежими «**A2**» – «тональний» і «**A1**» – «телеграфний». У підрежимі «**A2**» на виході тонального генератора (ТГ) діє напруга тональної частоти 1020 ± 50 Гц або 400 ± 25 Гц (рис.8.5, а). Роботою ТГ керує автомат подачі сигналів (АПС). Контакти АПС

комутують подачу живлення на ТГ відповідно до позивних, що надані даній ПРС. В амплітудному модуляторі (АМ) проводиться модуляція високочастотних (ВЧ) коливань генератора високої частоти (ГВЧ) (рис. 8.5, б) напругою ТГ (рис. 8.5, а).

Підрежим «А1» застосовується для забезпечення роботи ПРС на більшій потужності (на велику дальність). При цьому автомат АПС комутує роботу ГВЧ, який формує ВЧ коливання, при розмиканні контактів – коливання відсутні. На виході підсилювача потужності ПП утворюються тонально-немодульовані коливання з розривом несучої (рис. 8.5, г). При прийомі таких коливань бортовим радіокомпасом в телефонах не буде прослуховування позивних. Для їх «озвучування» в АРК застосовується своя, внутрішня амплітудна модуляція.

Режим «Зв'язок» – видає сигнали мовної інформації диспетчера. Модуляція здійснюється посиленими сигналами низькочастотної напруги, що надходять від мікрофона диспетчера. Прослуховування здійснюється в телефонах, підключених до виходу приймача радіокомпаса.

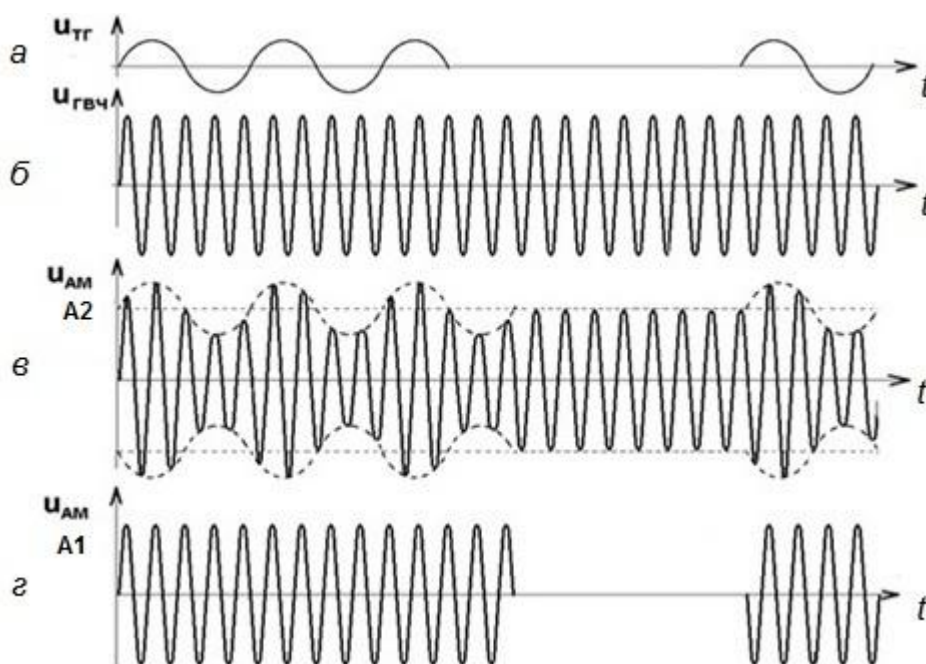


Рис. 8.5. Діаграми сигналів, що формуються в ПРМ

Антенна привідної радіостанції. Антена ПРС має діаграму направленості в горизонтальній площині близьку до кругової. Конструктивно це Т-подібна антенна висотою близько 20 м для ДПРС і 5 м для БПРС. Хвильовий опір (імпеданс) антени становить 50 Ом. Випромінювання радіохвиль здійснюється з вертикальною поляризацією.

8.1.3. Принцип роботи привідної радіостанції

Принцип визначення курсового кута радіостанції заснований на направленому прийманні радіохвиль ПРС і вимірі кута повороту чутливого елемента направленої приймальної антени автоматного радіокомпаса щодо поздовжньої осі ЛА.

За поздовжньої осі ЛА встановлюється корпус направленої антени АРК. Рухома частина цієї антени в результаті прийому і обробки коливань несучої частоти ПРС, повертається в напрямку на ПРС відносно корпусу антени, тобто повернеться на величину відліку ККР. Цей відлік відрізняється від ККР на значення радіодевіації. Після введення поправки на радіодевіацію показчик АРК видає значення ККР.

В АРК в якості направленої антени використовується **рамкова** або **гоніометрична** антена. У першій повертається сама антена, у другій – вишукувальна котушка. При приході від ПРС радіохвиль за нормаллю до площини витка антени в його вертикальних провідниках наводяться електрорушійні сили (е.р.с.), миттєві значення яких однакові але спрямовані зустрічно, отже, вихідний сигнал рамки дорівнює нулю.

Обертання чутливого елемента антени здійснюється відповідно до фази сигналу до напрямку нульового прийому антени на ПРС. Цей кут повороту передається на індикатор курсового кута або на радіомагнітний індикатор. Один кінець стрілки (гострий) показує ККР або магнітний пеленг ПРС, інший (тупий) – курсовий кут або магнітний пеленг ЛА відносно ПРС.

Для визначення **ККР** в АРК застосовуються антени з яскраво вираженими в горизонтальній площині направленими властивостями, у яких амплітуда вихідного сигналу залежить від її орієнтації на ПРС. Такими антенами є **рамкова** і **гоніометрична** антени.

Рамкова антена, в найпростішому випадку, являє собою виток дроту. Вертикально-поляризовані радіохвилі наводять е.р.с. тільки в вертикальних плечах рамки. Утворені при цьому струми i_1 і i_2 , течуть через навантаження R_n в протилежних напрямках. Амплітуда результуючої напруги на навантаженні залежить від різниці фаз між утвореними струмами. У свою чергу, різниця фаз між струмами визначається різницею ходу променів до вертикальних плечей рамки. Наприклад, при приході радіохвиль з напрямку, перпендикулярному до площини антени, радіохвилі одночасно досягають обох плечей, тоді е.р.с. утворюються одночасно (різниця фаз між струмами відсутня) і напруга на навантаженні дорівнює нулю.

Діаграма направленості антени (ДНА) в горизонтальній площині і часові діаграми сигналів на навантаженні антени R_H для 4-х випадків приходу радіохвиль показані на рис. 8.6. Знаки «+» і «-» на діаграмі означають, що початкова фаза коливань рамки для напрямків приходу радіохвиль $0^\circ < \theta < 180^\circ$ відрізняється від фази коливань для напрямків $180^\circ < \theta < 360^\circ$ на 180° . Наприклад, для положення 1 початкова фаза 270° , а для 3 і 4 – 90° (рис. 8.6, в).

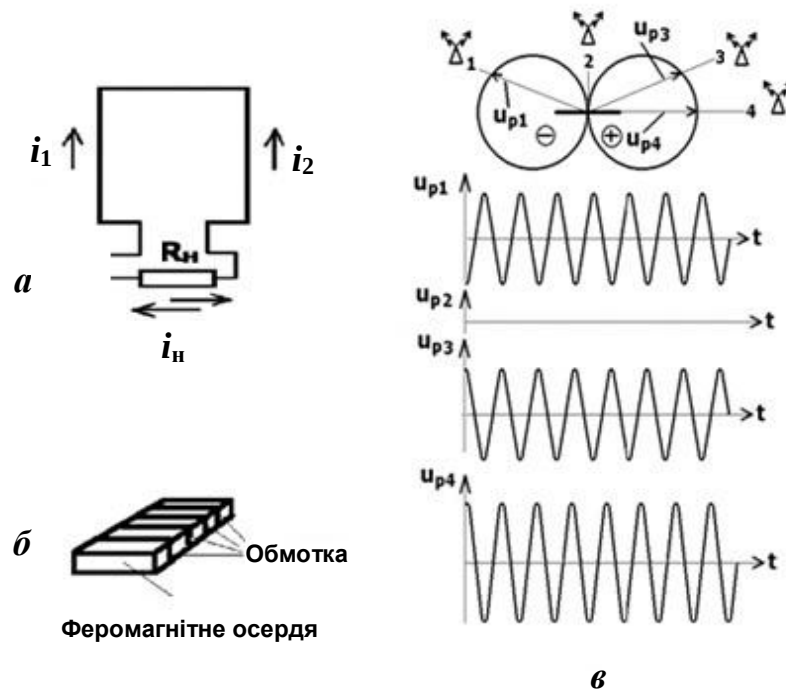


Рис. 8.6. Визначення курсового кута радіостанції рамковою антеною

В сучасних АРК використовуються **гоніометричні антени**, що складаються з двох взаємно перпендикулярних рамок і гоніометра (рис. 8.7).

Гоніометр являє собою пристрій з двох нерухомих взаємно перпендикулярних котушок і однією рухомою котушки-ротора, виконаної у вигляді витка. Кожна з нерухомих котушок з'єднана зі своєю рамкою. У котушках гоніометра утворюються магнітні поля, напруженості яких H_1 і H_2 , пропорційні відповідно u_{p1} і u_{p2} . Напрямок результуючого вектора магнітного поля H_p збігається з напрямком приходу радіохвиль. Таким чином, за допомогою двох взаємно перпендикулярних рамок і котушок гоніометра електромагнітне поле хвилі, що приходить від ПРС, перетворюється в магнітне поле гоніометра, а напрямок приходу радіохвиль збігається з напрямком результуючого вектора магнітного поля H_p .

Діаграма направленості ротора має таку ж форму, як і рамкова антена. При розвороті ротора на кут $\alpha = \text{ККР}$, тобто в напрямку результуючого вектора H_p (або в напрямку на ПРС) напруга на його виході дорівнює нулю.

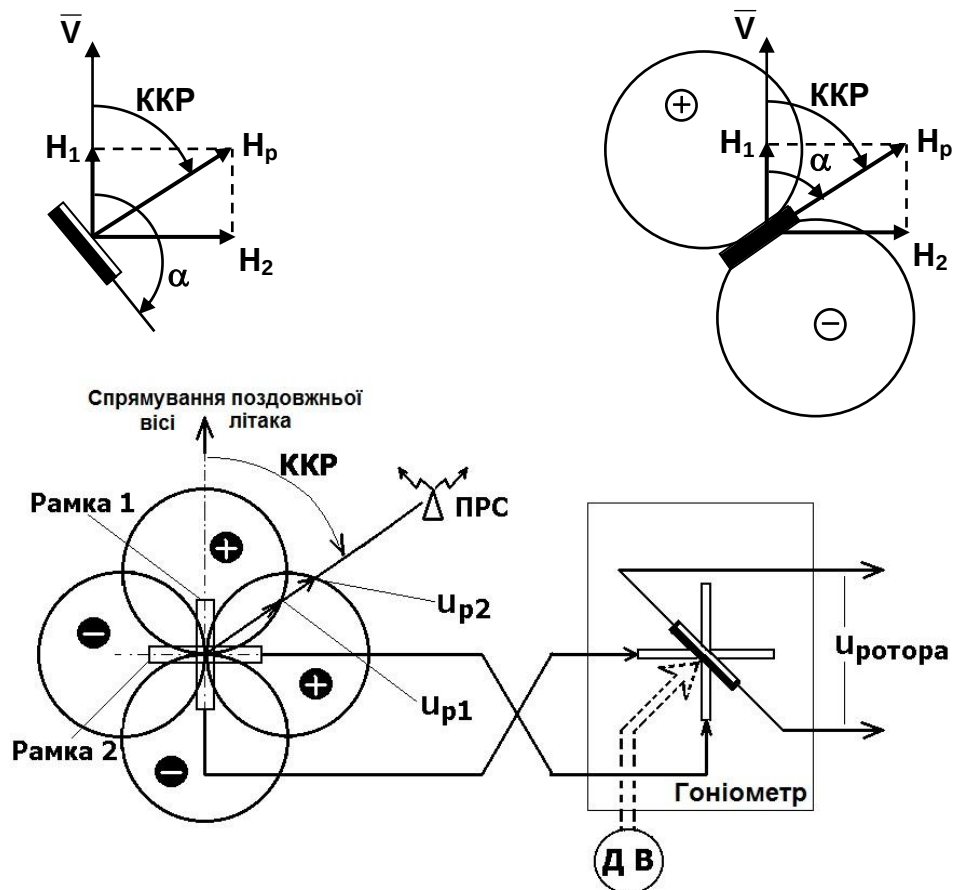


Рис. 8.7. Визначення курсового куту радіостанції гоніометричною антеною

8.1.4. Принцип роботи автоматичного радіокомпаса

На рис. 8.8 показано спрощену структурну схему АРК, що включає: Р – направлену антену; А – ненаправлену антену; ПРМ – приймач; Фз – фільтр звукового каналу; Фу – фільтр сигналу управління; ФД – фазовий дискримінатор; Д – електродвигун; СД – сельсин датчик.

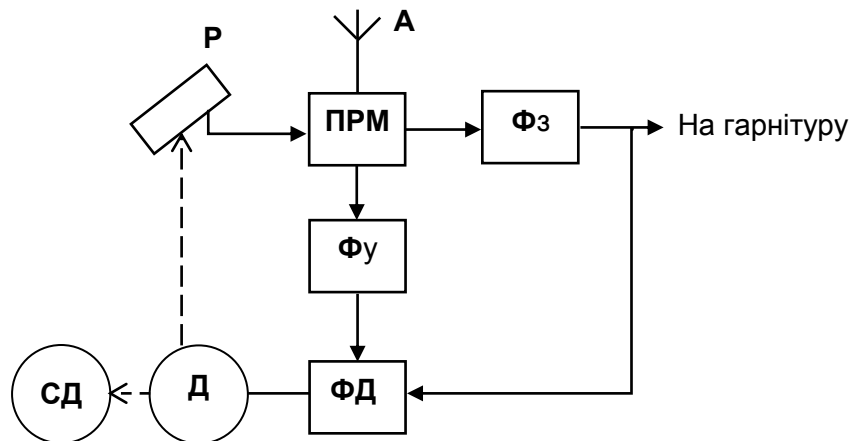


Рис. 8.8. Спрощена структурна схема АРК

Сучасні АРК працюють в міжнародному діапазоні частот 150...1799,5 кГц. Перемикання настройки на дальню та ближню привідні аеродромні радіостанції при заході на посадку відбувається автоматично.

Принцип дії АРК заснований на використанні направлених властивостей рамкової антени (РА) (рис. 8.9). РА з однієї вертикальної обмоткою має в горизонтальній площині діаграму направленості (ДН) у вигляді вісімки з двома чітко вираженими напрямками нульового прийому, зсунутими в просторі відносно один одного на 180° . Електромагнітне поле з вертикальною поляризацією наводить в РА е.р.с., амплітуда якої залежить від напрямку приходу радіохвилі. Сигнал на виході рамки визначається виразом

$$e_p(t) = E_{pm} \sin \theta \sin(\omega_0 t), \quad (8.1)$$

де $\omega_0 = 2\pi f_0$ – несуча частота сигналу радіостанції; E_{pm} – максимальна амплітуда е.р.с.; θ – кут між нормаллю до площини рамки і напрямом приходу радіохвилі. На рис. 8.9 $\vec{E}$ і $\vec{H}$ – вектори напруженості електричного і магнітного полів, $\vec{P}$ – вектор Умова-Пойтинга, що характеризує напрямок поширення радіосигналу.

Максимальна амплітуда сигналу E_{pm} залежить від напруженості електромагнітного поля, від кількості витків в рамці і від магнітних властивостей осердя, на який намотана рамка. У рамці наводиться максимальна е.р.с., якщо площа рамки збігається з напрямком приходу сигналу, тобто $\theta = 90^\circ$ або $\theta = 270^\circ$, і е.р.с. дорівнює 0, якщо $\theta = 0^\circ$ або $\theta = 180^\circ$. При переході через напрямок нульового прийому фаза сигналу на виході РА змінюється на 180° . Використовуючи напрямок нульового прийому, можна запеленгувати працюючу радіостанцію (рис. 8.9), але при наявності шумів точність пеленгування буде невисокою. Крім того, відлік пеленга буде неоднозначним. Для підвищення точності пеленгування і усунення неоднозначності відліку сигнал $e_p(t)$ необхідно скласти з сигналом ненаправленої антени (ННА) $e_a(t)$, який має вигляд:

$$e_a(t) = E_a \cos(\omega_0 t). \quad (8.2)$$

Аналіз сигналів за формулами (8.1) і (8.2) показує, що сигнал РА $e_p(t)$ зміщений за фазою відносно сигналу ННА $e_a(t)$ на 90° . Це пояснюється тим, що РА є магнітною і працює на магнітну складову радіохвилі, а ННА – це електрична антена, яка працює на електричну складову радіохвилі. Крім того, максимальна амплітуда сигналу РА E_{pm} набагато менше амплітуди сигналу ННА E_a через те, що діюча висота РА набагато менше діючої висоти ННА.

Тому зазначені сигнали перед складанням необхідно збалансувати за амплітудою і фазою. Для цього сигнал РА підсилюється і зсувається за фазою в каналі РА так, щоб $E_{pm} = E_a = E$, а сигнали $e_p(t)$ і $e_a(t)$ були в фазі або протифазі. Після складання сумарний сигнал буде мати вигляд

$$e_{\Sigma}(t) = E(1 + \sin \theta) \cos(\omega_0 t). \quad (8.3)$$

При цьому можна припустити, що сигнал, який описується виразом (8.3), отриманий на виході деякої сумарної антенної системи, що має ДН у вигляді кардіоїди.

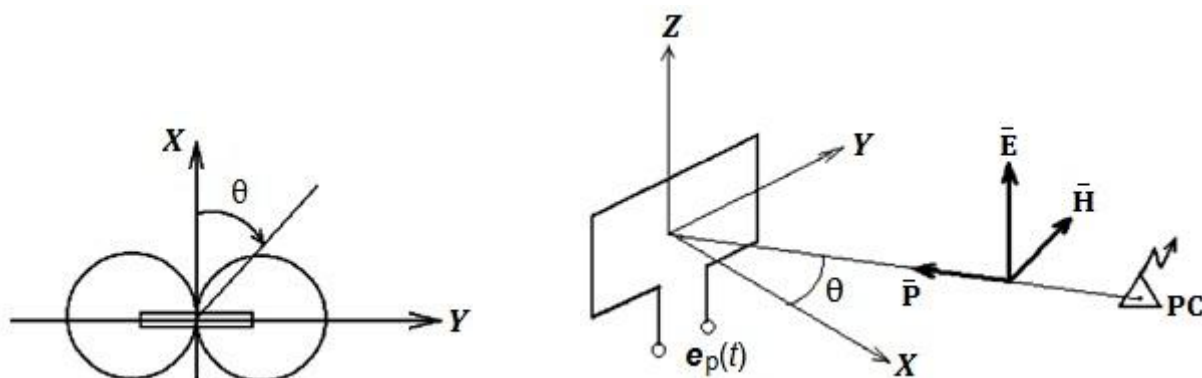


Рис. 8.9. Пояснення фізичного принципу роботи АРК

Якщо перед складанням сигналу РА комутувати $e_p(t)$, періодично змінюючи фазу високочастотного заповнення на 180° , то сумарна ДН буде перекидатися відносно вертикальної осі. Таким чином виходить рівносигнальний напрямок, якій і використовується для пеленгування працюючої радіостанції. Сигнал (8.3) в цьому випадку набуває вигляду

$$e_{\Sigma}(t) = E(1 \pm m) \cos(\omega_0 t). \quad (8.4)$$

Це амплітудно-модульований сигнал, а $m = \sin \theta$ – коефіцієнт амплітудної модуляції. Знаки «+» і «-» чергуються з частотою комутації сигналу рамкової антени. Коефіцієнт модуляції m , а отже, і глибина амплітудної модуляції сумарного сигналу залежить від кута θ . Фаза амплітудної модуляції залежить від сторони відхилення кута θ відносно рівносигнального напрямку.

Узагальнена структурна схема АРК показана на рис. 8.10. Сигнал з РА надходить в канал рамкової антени (КРА), де посилюється і зсувається за фазою для фазування та балансування з сигналом ННА. При цьому необхідно враховувати набіг фази при проходженні сигналу у кабелі, що з'єднує РА з КРА. Посилена і сфазована напруга КРА комутується в балансовому модуляторі (БМ) сигналом генератора низької частоти (ГНЧ) і подається на контур

Приймач має два виходи. На один виводиться сигнал керування обертанням двигуна. Його частота дорівнює частоті комутації, фаза залежить від знака ККР, а амплітуда – від величини ККР. Цей сигнал виділяється амплітудним детектором, посилюється за потужністю підсилювачем компасного каналу (ПКК) і надходить на керуючу обмотку двигуна (Д). На обмотку збудження двигуна в якості опорного сигналу надходить напруга з ГНЧ. Залежно від співвідношення фаз цих напруг двигун повертає РА в ту чи іншу сторону, при цьому один з рівносигнальних напрямків наводиться до напрямку приходу радіохвиль.

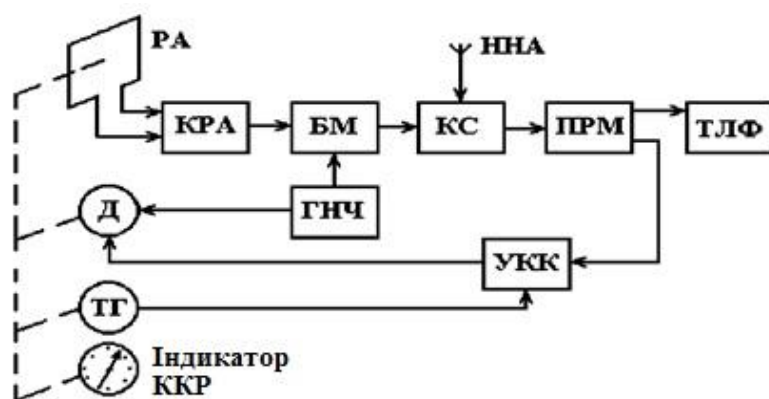


Рис. 8.10. Узагальнена структурна схема АРК

Технічні характеристики ПРС

№	Параметр	Значення
1	Діапазон частот	150...1750 кГц
2	Дискретність установки частоти збудника	100 Гц
3	Номинальна потужність (на виході підсилювача передавачів)	400 Вт
4	Дальність дії (в залежності від висоти польоту і робочої частоти)	от 50...150 до 400 км
5	Частоти тональної модуляції	400±25 Гц або 1020±50 Гц
6	Глибина модуляції сигналу, розпізнавання якої проводиться маніпуляцією сигналу звукової частоти	95 %
7	Видача знака розпізнавання в режимі приведення (формується автоматично)	одно-, дво- і трьохбуквені посилки коду Морзе з циклом повторення 15, 30, 60 с.
8	Типи антен (для привідних передавачів)	Т-образні з висотою щогли 20 м для дальньої і 5 м для ближньої РПС
9	Електроживлення	3-х фазна мережа ~220/380 В +10/-15 %, частотою 50±2 Гц або від дизельного електроагрегату

Якщо радіосигнал, що приймається, несе в собі будь-яку інформацію, наприклад позивний сигнал радіомаяка або команду керування, то після амплітудного детектора цей сигнал виділяється фільтром звукових частот і надходить на телефонний вихід приймача.

8.2. Автоматичні радіопеленгатори

8.2.1. Призначення радіопеленгаторів та їх функції

Автоматичний радіопеленгатор (АРП, англ. DF – Direction Finder) – це радіотехнічний пристрій, що здійснює автоматичне вимірювання та індикацію радіопеленга об'єкта, що випромінює радіосигнал, на частоту якого він налаштований.

Основне призначення АРП – визначення напрямку, або пеленгу на джерело випромінювання (бортову УКВ радіостанцію ЛА) в той момент, коли екіпаж виходить на радіозв'язок.

Основні завдання АРП:

1. Розпізнавання ЛА при використанні первинної радіолокаційної станції.
2. Визначення пеленгів ЛА при відмові основних систем спостереження.
3. Контроль положення ЛА у разі відмови або відсутності системи інструментальної посадки ILS.

Автоматичний радіопеленгатор – це не стандартизований ІСАО елемент кутомірної системи, яка утворюється бортовим ДВЧ передавачем мовної інформації ЛА і АРП. Автоматичний радіопеленгатор здатний, як правило, одночасно визначати пеленги декількох (від 2-х до 8-и) радіопередавачів ЛА, які працюють на різних несучих частотах.

Пеленг ЛА – це кут між північним напрямком меридіана антенної системи АРП і напрямком з АРП на ЛА (рис. 8.11). Залежно від прийнятого виду меридіана пеленг літака може бути істинним (ІПЛ) або магнітним (МПЛ). Вони відрізняються на величину магнітного схилення Δm для місця установки антенної системи АРП, тобто $ІПЛ = МПЛ + (\pm \Delta m)$.

За місцем розташування АРП діляться на аеродромні і поза аеродромні, і можуть застосовуватися автономно або в комбінації з іншими АРП і іншими радіомаяками. Значення пеленга радіопередавача ЛА вказується на стрілочному-цифровому індикаторі АРП. Поточне значення пеленга ЛА вказує стрілка, попереднє значення вказує табло, причому, зворотний кінець стрілки вказує пеленг з ЛА на АРП.

Також АРП видає пеленг ЛА в автоматизовану систему керування повітряним рухом (АС КПр), де на моніторі відповідного диспетчера відображається лінія з точки АРП в напрямку пеленгованого ЛА.

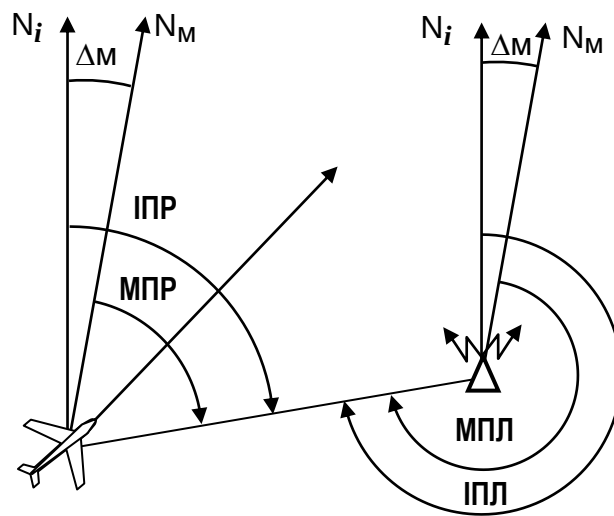


Рис. 8.11. Види пеленгів та їх зв'язок

За принципом вимірювання пеленга АРП підрозділяються на наступні групи:

- стандартні АРП, де принцип вимірювання пеленга заснований на порівнянні глибини модуляції сигналів, що приймаються з напрямлення на ЛА, і сигналів, що приймаються з північного напрямку меридіана АРП.
- доплерівські АРП, де принцип вимірювання пеленга заснований на порівнянні початкової фази доплерівської складової сигналу, що приймається з напрямлення на ЛА (сигнал змінної фази), з фазою складової сигналу, що визначає північний напрямок меридіана АРП (опорний сигнал).
- інтерферометричні АРП, де принцип вимірювання пеленга заснований на порівнянні фаз сигналів, що приймаються з різних напрямків, з різницями фаз, які розраховані для цих кутів приходу радіохвиль.

8.2.2. Принцип роботи доплерівського автоматичного радіопеленгатора

Принцип визначення пеленга фазовим доплерівським АРП заснований на ефекті Доплера, який проявляється при русі випромінювача щодо точки прийому або при переміщенні точки прийому щодо випромінювача. Тому, якщо в полі випромінювання такого джерела пересувати антену, то до його частоті f буде додаватися складова (частота Доплера F_d),

яка залежить від швидкості і напрямку переміщення антени і визначається виразом

$$F_d = \frac{V_r}{\lambda}, \quad (8.5)$$

де V_r – радіальна швидкість, λ – довжина радіохвилі.

Якщо антену обертати з лінійною швидкістю $V_{\text{АНТ}}$, то додана доплерівська складова частоти через радіальну складову швидкості V_r буде змінюватися за синусоїдою.

Приймальна антенна система АРП має дві ненаправлені в горизонтальній площині антени (рис. 8.12). Одна – нерухома центральна антена (ЦА), друга складається з 16-и вібраторів (антенна решітка АР), розташованих рівномірно навколо центральної антени. Обидві антени підключені на вхід модулятора, при цьому, ЦА – постійно, а вібратори АР підключаються за чергою з частотою 525 Гц, що імітує обертання вібраторів по колу з постійною кутовою швидкістю, яка відповідає частоті $F_{\text{вр}} = 525/16 = 32,8$ Гц.

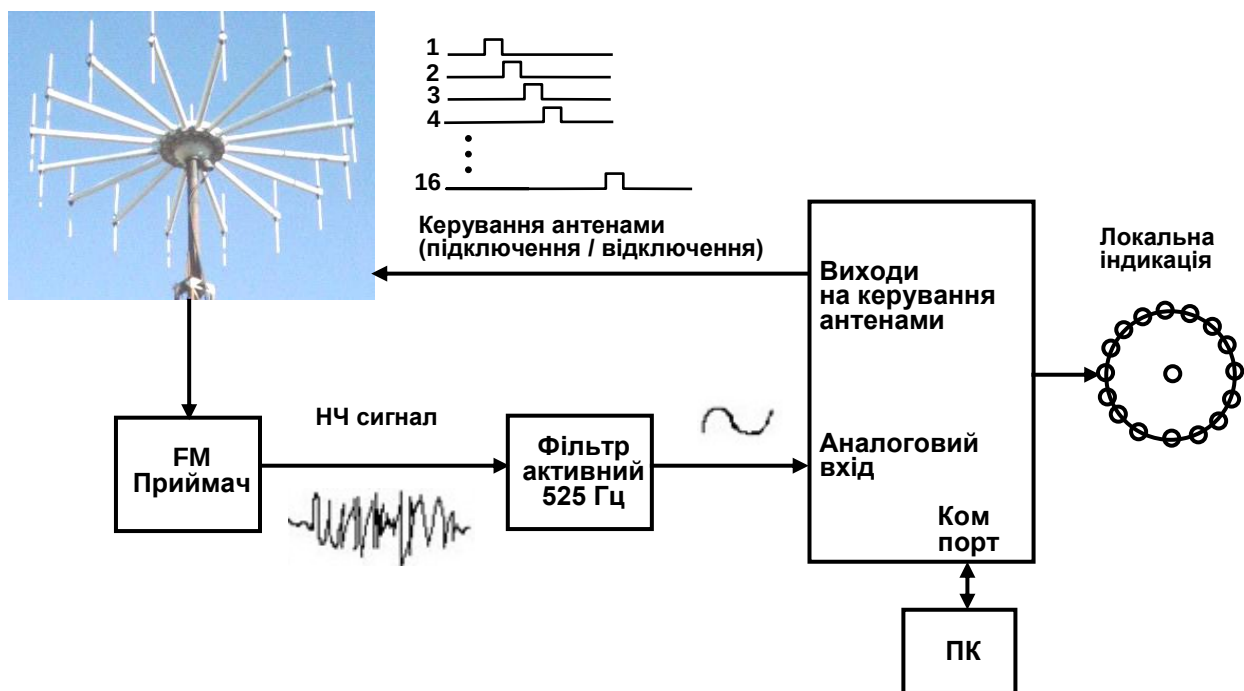


Рис. 8.12. Спрощена схема доплерівського пеленгатора

Відповідно до ефекту Доплера внаслідок цього обертання частота сигналів, що приймаються вібраторами АР, буде періодично збільшуватися і зменшуватися з частотою $F_{\text{вр}}$, а початкова фаза частотної модуляції залежатиме від напрямку приходу радіохвилі (напрямку на ЛА).

На модулятор також подаються незгасаючі коливання піднесучої частоти

$F_{\Pi} = 4200$ Гц. В результаті змішування вхідних сигналів в модуляторі, на його виході з'являється фазомодульований сигнал частотою $(f_{\Pi} + F_{\Pi})$ (сигнал змінної фази). Сигнал частотою 525 Гц постійної початкової фази, яка відповідає північному напрямку меридіана АРП, формується опорним генератором пеленгатора. Пеленгатор регулюється так, щоб початкова фаза опорного генератора збігалася з початковою фазою сигналу змінної фази при прийомі пеленгатором радіохвиль з північного напрямку меридіана АРП.

Фаза – аргумент ψ періодичної функції, що описує коливальний або хвильовий процес і вимірюється в кутових одиницях.

Початкова фаза – значення фази в момент часу $t = 0$, тобто фаза ψ , з якої починаються коливання (рис. 8.13).

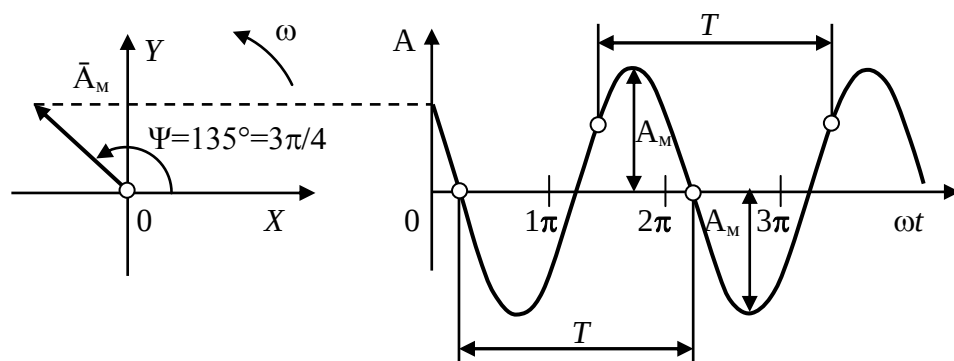


Рис. 8.13. Фаза коливань

Зсув фаз $\Delta\psi$ – модуль різниці початкових фаз ψ_A і ψ_B двох гармонійних коливань A і B однакової частоти. Відлік кутів проводиться від осі OX у напрямку руху стрілки (рис. 8.14).

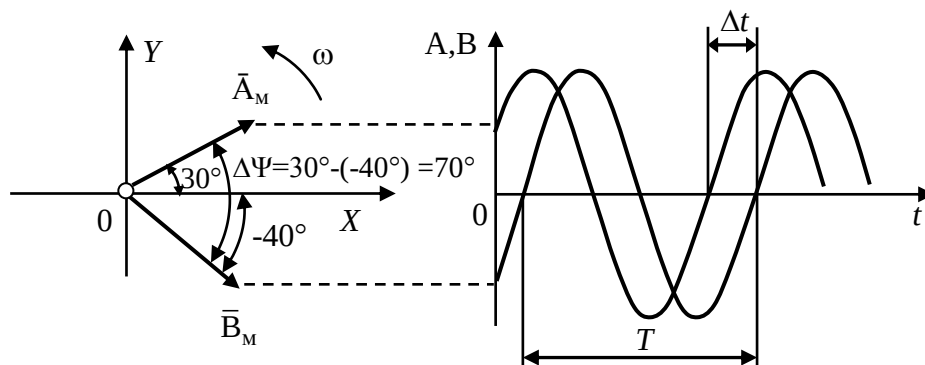


Рис. 8.14. Зсув фаз

При обертанні антени з лінійною швидкістю $V_{\text{АНТ}}$ радіальна складова вектора швидкості V_r змінюється відповідно до виразу

$$V_r = -V_{\text{АНТ}} \sin(\varphi - \theta), \quad (8.6)$$

де φ – кут повороту антени; θ – пеленг літака.

Відповідно частота сигналу, що приймається, також змінюється за законом синуса.

Зміна частоти сигналу відносно частоті сигналу випромінювача є частотою Доплера.

При цьому початкова фаза залежності частоти Доплера F_d від часу (кута повороту випромінювача) становить 0° .

Таким чином, початкова фаза залежності **частоти Доплера** від часу (кута повороту) визначається пеленгом на літак.

Значення частоти Доплера внаслідок обертання антени становить

$$F_d(t) = -2\pi F_{\text{вр}} R \sin(2\pi F_{\text{вр}} t - \theta) / \lambda, \quad (8.7)$$

де R – радіус обертання; $F_{\text{вр}}$ – частота обертів антени; θ – пеленг літака; λ – довжина хвилі височастотних коливань.

При обертанні антени прийнятий сигнал $U_{\text{вр}}$ частоти F буде модульованим за фазою частотою обертання антени $F_{\text{вр}}$ за рахунок ефекту Доплера, причому початкова фаза модулюючого коливання відповідає пеленгові літака

$$U_{\text{вр}}(t) = A(t) \sin\left(2\pi F t + \frac{2\pi R}{\lambda} \cos(2\pi F_{\text{вр}} t - \theta)\right), \quad (8.8)$$

$A(t)$ – закон зміни амплітуди несучого коливання;

У приймальному пристрої пеленгатора можна виділити модулюючий сигнал, що змінюється з частотою обертання антени. Виділення здійснюється порівнянням за фазою коливань $U_{\text{вр}}(t)$, що знімаються з **АР**, і коливань неспрямованої антени **ЦА**

$$U_0(t) = A(t) \sin(2\pi F t). \quad (8.9)$$

При цьому різниця фаз цих сигналів дорівнює

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi R}{\lambda} \cos(2\pi F_{\text{вр}} t - \theta). \quad (8.10)$$

Відповідно, фаза виділеного сигналу залежить від напрямку на літак і тому даний сигнал називається сигналом **«змінна фаза»**:

$$U_{\sim}(t) = U \cos(2\pi F_{\text{вр}}t - \theta). \quad (8.11)$$

Виміряти фазу цього сигналу можна тільки порівнянням з фазою іншого опорного сигналу, фаза якого не залежала б від пеленга літака. Такий сигнал називається сигналом **«постійна фаза»**. У АРП сигнал «постійна фаза» формується опорним генератором

$$U_{=}(t) = U \cos(2\pi F_{\text{вр}}t). \quad (8.12)$$

Радіопеленгатор регулюється таким чином, щоб фази сигналів збігалися в напрямку на північ. У будь-якому іншому напрямку фаза сигналу «змінна фаза» відстає від фази сигналу «постійна фаза» на кут між цим напрямком і напрямком на північ. Отже, вимірявши величину такого відставання можна визначити пеленг літака (рис. 8.15).

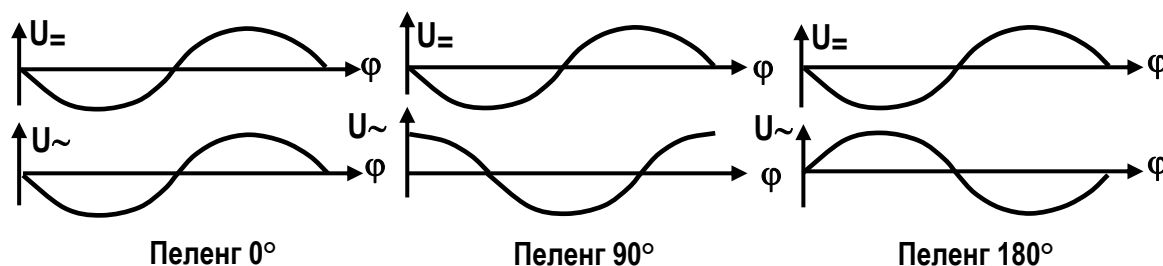


Рис. 8.15. Фазові співвідношення між сигналами **«постійна фаза»** і **«змінна фаза»** для різних пеленгів літака

8.2.3. Структура та функціональний опис АРП

Типова структурна схема радіопеленгатора показана на рис. 8.16. Радіопеленгатор складається з наступних основних частин: антенна система, приймально-вимірювальна апаратура з індикаторами пеленга, контрольно-випробувальний генератор, апаратура дистанційного керування і контролю, пристрій сполучення з індикатором.

Модулятор служить для формування на піднесучій частоті $f_{\text{п}}=4200$ Гц фазомодульованого сигналу, початкова фаза модуляції якого чисельно дорівнює пеленгу.

Фазомодульований сигнал з АР подається на модулятор, де змішується з опорним гармонійним коливанням стабільної частоти $f_{\text{п}}$ і сигналом, прийнятим центральним вібратором. На виході модулятора присутні два сигнали: сигнал з центрального вібратора частоти f і фазомодульований сигнал з кільцевої антенної решітки частоти $f + f_{\text{п}}$.

Підсилювач-розподільник приймає з виходу модулятора сумарний сигнал і після підсилення здійснює розподіл підключення вхідного сигналу одночасно до радіоприймальних пристроїв всіх каналів, які працюють ідентично.

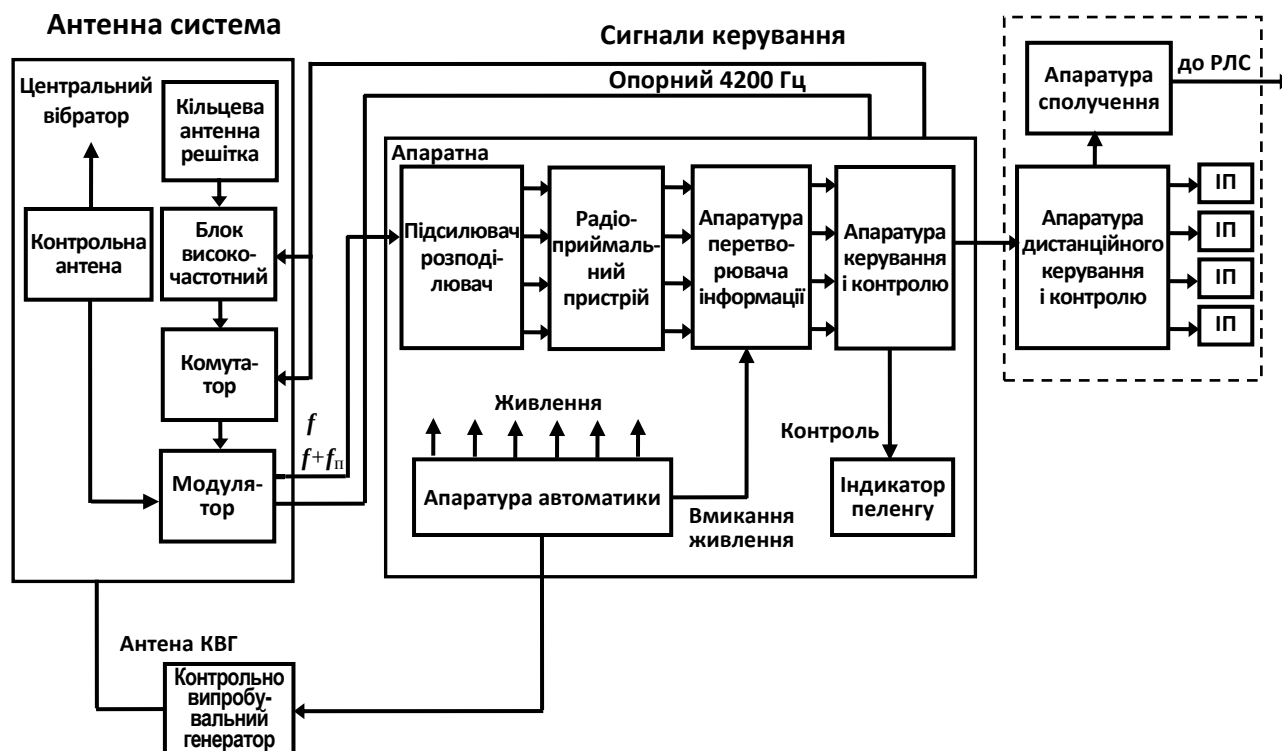


Рис. 8.16. Структурна схема АРП

У радіоприймальному пристрої відбувається посилення і перемикання сигналів, що підсумовуються на амплітудному детекторі. При цьому виділяється фазомодульований сигнал частоти 4200 Гц.

В апаратурі перетворення інформації відбувається подальша обробка сигналу (на вхід фазових детекторів подаються фазомодульовані сигнали частоти 4200 Гц і опорний сигнал частоти 4200 Гц). На виході формуються постійні напруги, пропорційні синусу і косинусу пеленга передавача. При появі цих напруг на вході індикатора пеленга (ІП) його стрілка повертається на кут, що відповідний пеленгу.

Апаратура автоматики і контролю виконує наступні функції: керування антеною і контрольно-випробувальним генератором КВГ; отримання опорних напруг для АРП; керування АРП за дротовою лінією зв'язку на відстані до 10 км (спільно з розміщеною на КДП апаратурою дистанційного керування і контролю АДКК); контроль працездатності АРП. АРП може працювати в локальному і дистанційному режимах.

Індикатор пеленга забезпечує одночасне зчитування прямого і зворотного пеленга, а також відлік попереднього значення пеленга на табло.

Фактори, що впливають на точність пеленгування

На точність пеленгування доплерівських АРП впливають в основному перевідбиття від місцевих об'єктів, а також сигнали, близькі за частотою до робочої частоті АРП. Тому, радіопеленгатори встановлюють в зоні аеродрому, на місцевості, вільній від перевипромінювання (лінії електропередачі, висотні споруди, дерева) з урахуванням вимог забезпечення електромагнітної сумісності.

Точність пеленгування залежить від стабільності параметрів АРП. Важливим обмеженням АРП є чутливість до інтерференції радіохвиль, які поширюються за декількома напрямками в результаті їх відбиття від об'єктів на шляху поширення радіохвиль. Крім того, ухил місцевості ділянки АРП в радіусі 100 м повинен бути не більше 1 : 50, а відстань від щогли антени до різних споруд і місцевих об'єктів повинна відповідати експлуатаційній документації АРП. Наприклад, відстань повинна бути до металевої огорожі – 50 м, до стоянки ЛА – 400 м, до ліса з висотою дерев 10...20 м – 300 м, до ліній електропередач високої напруги – 500 м, низької напруги – 400 м.

Основні тактико-технічні дані радіопеленгатора

Найменування параметру	
Діапазон частот, МГц	118...136
Кількість робочих каналів	8
Кількість резервних каналів	2
Кількість одночасно пеленгованих ЛА	1...8
Похибка пеленгування, град	1
Зона огляду у вертикальній площині, град	38
Дальність дії, км при висоті ЛА, м	
150	-
300	100
1000	180
3000	300
Час вимірювання пеленга не менше, с	1

Пеленгаторне обладнання забезпечує інформацію про пеленг будь-якого ЛА, що знаходиться в радіусі дії зв'язку і веде передачу на обраній частоті.

Сигнал такого літака схильний до впливу будь-якого іншого сигналу, що випромінюється в радіусі дії зв'язку. Тому у випадках, коли два або більше ЛА одночасно ведуть передачу на одній частоті, пеленг визначається відносною напруженістю двох сигналів, але в будь-якому випадку він буде хибним.

Література до лекції 8: [1–3], [8], [17].

Питання для самоперевірки

1. Яке призначення привідних радіостанцій?
2. Надайте структуру та опишіть режими роботи привідної радіостанції.
3. Опишіть принцип визначення курсового куту радіостанції.
4. Як визначається курсовий кут радіостанції з застосуванням рамкової антени?
5. Як працює гоніометрична антенна?
6. Опишіть принцип роботи автоматичного радіокомпаса.
7. Яке призначення радіопеленгаторів?
8. За яких умов відбувається пеленгування об'єкту?
9. Опишіть принцип визначення пеленга доплерівським радіопеленгатором.
10. Як змінюється частота Доплера внаслідок обертання антени?
11. Які основні блоки входять до складу АРП та функції, що вони виконують?
12. Як організована робота антенної решітки доплерівського АРП?

Лекція 9. Радіовисотомірні системи

Радіовисотоміри відносяться до радіотехнічних засобів, що вимірюють дальність. Визначення дальності радіотехнічними засобами полягає на вимірюванні часової затримки τ між випромінюваним і отриманим сигналом, яка пропорційна поточної дальності R .

В радіодалекомірах використовується безпосереднє вимірювання часового інтервалу або фази і частоти, які є функціями часу.

Розрізняють фазові, частотні і часові методи радіодалекометрії. Сигнали, що випромінюються, можуть бути модульованими і не модульованими, тобто вимірювання можуть виконуватися на несучій частоті, частоті модуляції і частоті биття випромінюваних і прийнятих сигналів.

За способами формування сигналу, що приймаються, розрізняють методи і засоби радіодалекометрії з відбитим сигналом (автономні) і з ретрансльованим сигналом (неавтономні).

Залежно від способу побудови схем оптимального (квазіоптимального) вимірювання дальності вони діляться на вимірювачі слідкуючого типу і не слідкуючого.

Найбільш широке застосування знаходять слідкуючі вимірювачі дальності (СВД). Завданням СВД є формування слідкуючих імпульсів, часове положення яких відображає лише плавну, закономірну зміну дальності і практично не змінюється під впливом хаотичних шумових збурень. У цьому сенсі СВД подібний до фільтра, що згладжує, для функції $\tau(t) = 2R(t)/c$. При цьому забезпечується висока точність вимірювання.

9.1. Частотні радіовисотоміри

Частотним методом дальність до об'єкта визначається в основному з використанням безперервних частотно-модульованих сигналів. При цьому вимірюють приріст частоти сигналів передавача за час їх прямого (до об'єкту) і зворотного поширення, тобто вимір частоти биття прямого і відбитого сигналів, що відповідає поточній дальності.

9.1.1. Частотний метод радіодалекометрії

У разі зміни частоти передавача $f_n(t)$ за лінійним (пилкоподібним) законом зміна частоти відбитого сигналу $f_{\text{відб}}(t)$ буде запізнюватися на час $t_3 = 2R/c$, пропорційне вимірюваній відстані R (рис. 9.1). При змішуванні цих сигналів утворюються биття, огинаюча яких є гармонійним коливанням.

Величина зміни частоти передавача (рис. 9.1, а) за час t_3 , тобто частота биття, дорівнює

$$F_{\phi} = t_3 \operatorname{tg} \alpha = t_3 \frac{df_{\text{п}}}{dt} = \frac{2R}{c} \frac{df_{\text{п}}}{dt}, \quad (9.1)$$

де $t_3 = \frac{2R}{c}$.

У частотних радіодалекомірів (ЧД) використовуються різні види періодичної модуляції несучої частоти $f_{\text{п}}(t)$. При цьому огинаюча модуляції $F_{\text{м}}(t)$ може мати наступний вигляд:

– для симетричного пилкоподібного закону (рис. 9.1, а)

$$F_{\text{м}}(t) = 1 - \left| \frac{2t}{T_{\text{м}}} \right| \text{ при } -\frac{T_{\text{м}}}{2} < t < \frac{T_{\text{м}}}{2}; \quad (9.2)$$

– для несиметричного пилкоподібного (рис. 9.1, б)

$$F_{\text{м}}(t) = \frac{2t}{T_{\text{м}}} \text{ при } -\frac{T_{\text{м}}}{2} < t < \frac{T_{\text{м}}}{2}; \quad (9.3)$$

– для гармонійного (рис. 9.1, в)

$$F_{\text{м}}(t) = \sin \Omega_{\text{м}} t, \quad (9.4)$$

де $\Omega_{\text{м}} = 2\pi F_{\text{м}} = 2\pi / T_{\text{м}}$ – частота модуляції.

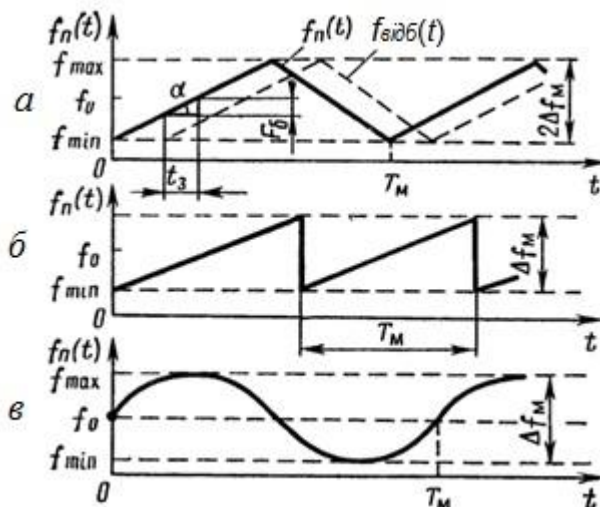


Рис. 9.1. Види періодичної модуляції несучої частоти

Структурну схему частотного далекоміра показано на рис. 9.2. Модульовані за частотою коливання $f_{\Pi}(t)$ високочастотного генератора ЧМГ випромінюються передавальною антеною A_1 , а також подаються на вхід змішувача $Зм$ – схему множення прямого і відбитого $f_{\text{відб}}(t)$ (прийнятого антеною A_2) сигналів. На виході змішувача виділяються лише низькочастотні коливання (сигнал биття), пропорційні абсолютному значенню різниці миттєвих значень частот прямого і відбитого сигналів, тобто

$$|F_{\delta}(t)| = |f_{\Pi}(t) - f_{\text{відб}}(t)|. \quad (9.5)$$

Частота биття дається за модулем, оскільки вона завжди позитивна.

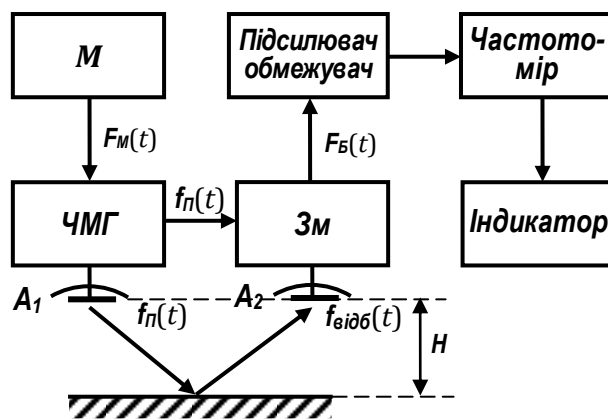


Рис. 9.2. Структурна схема частотного далекоміра

Частота биття залишається постійною протягом більшої частини періоду модуляції T_M (часові діаграми на рис. 9.3, а, б), і може бути виражена з урахуванням співвідношення (9.1) як:

$$F_{\delta 0} = t_3 \frac{df_{\Pi}}{dt} = 8\Delta f_M F_M R / c, \quad (9.6)$$

звідси

$$R = \frac{c}{8\Delta f_M} \frac{F_{\delta 0}}{F_M}, \quad (9.7)$$

де Δf_M – девіація несучої частоти.

Відрізки часу t_3 , протягом яких частота $F_{\delta 0}$ не залишається постійною, називають зонами обернення, оскільки в середній точці їх зміни функція $F_{\delta}(t)$ проходить через нуль (рис. 9.3, б). Вплив зон обернення тим менше, чим краще

виконується умова $T_m \geq t_3$. Таким чином, залежність (9.7) має лінійний характер лише на малих відстанях (висотах).

Процес формування огинаючої биття при різних фазових зсувах відбитих сигналів відносно випромінюваних пояснюється за допомогою діаграми (рис. 9.4). Вважається, що опорний вектор $\vec{U}_n$, що характеризує зондуєчий сигнал, нерухомий.

При цьому вісь проекції обертається зі змінною кутовою частотою $\omega_n(t) = 2\pi f_n(t)$ за годинниковою стрілкою, а відповідний прийнятому сигналу вектор $\vec{U}_{\text{відб}}$ обертається відповідно $\vec{U}_n$ з частотою биття $F_6(t) = f_n(t) - f_{\text{відб}}(t)$ в напрямку, який визначається знаком $F_6(t)$. При $f_{\text{відб}} < f_n$ вектор $U_{\text{відб}}$ обертається за годинниковою стрілкою, а при $f_{\text{відб}} > f_n$ – проти.

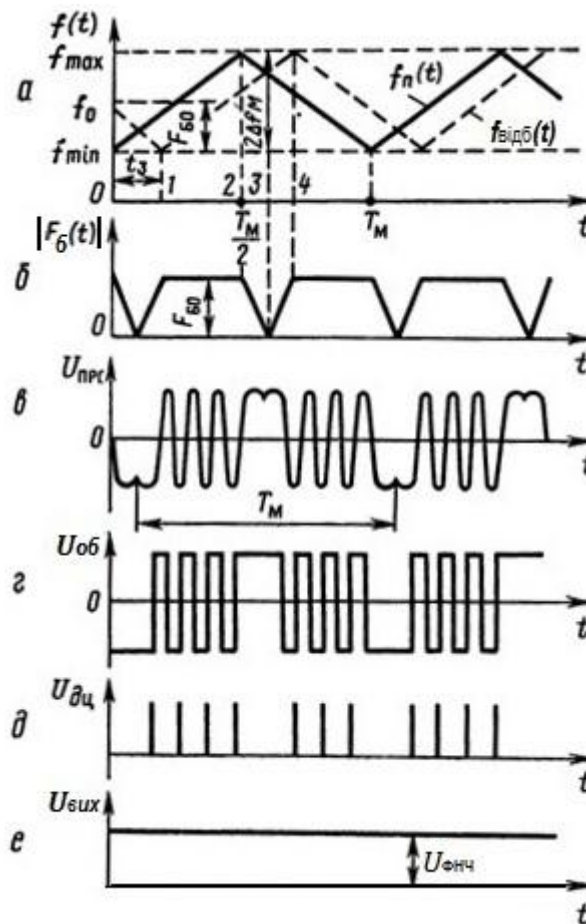


Рис. 9.3. Часові діаграми

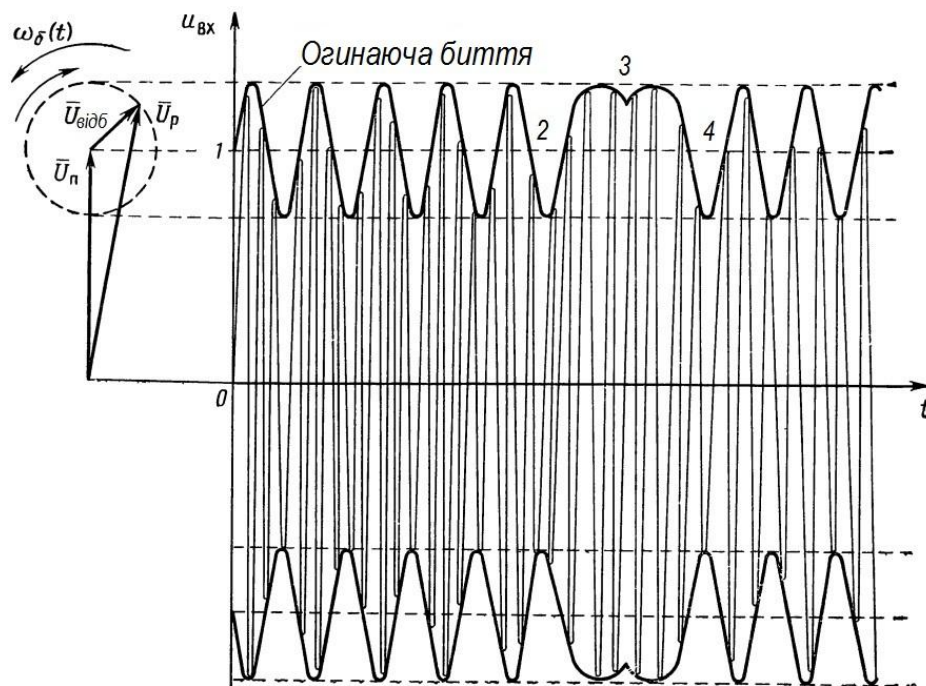


Рис. 9.4. Процес формування огибаючої биття

Для оцінки форми зміни амплітуди, що огинає биття, треба порівняти зміну частот сигналів на рис. 9.4, а й на рис. 9.4, в в точках 1, 2, 3, 4.

В інтервалі часу 1–2 вектор $\vec{U}_{\text{віб}}$ обертається за годинниковою стрілкою з постійною швидкістю, а в інтервалі 2–3 обертання вектора $\vec{U}_{\text{віб}}$ сповільнюється. У точці 3 вектор $\vec{U}_{\text{віб}}$ зупиняється (тому що в цій точці $f_{\text{п}} = f_{\text{віб}}$), після чого починає обертатися в протилежному напрямку зі зростаючою швидкістю, поки не досягне її сталості і т.д. При цьому результуючий вектор $\vec{U}_p$ здійснює кутові коливання, величина яких визначається положенням вектора $\vec{U}_{\text{віб}}$. Довжина вектора $\vec{U}_p$ характеризує величину амплітуди биття $U_{\text{вх}}$ на вході Прм .

Отже, огибаюча биття на виході змішувача має форму гармонійного коливання, за винятком ділянок тривалістю t_3 (з інтервалом $T_m/2$), всередині яких фаза коливання змінюється на 180° .

Для визначення відстані необхідно виміряти F_{60} , для чого використовують частотоміри, виконані у вигляді аналізаторів спектра, або рахункових вимірювальних схем стеження.

У наведеній схемі частотного далекоміра обробка сигналів називається кореляційно-фільтровою, оскільки спочатку виконується операція множення відбитого сигналу на опорний (випромінюючий) сигнал, а потім енергія сигналу биття накопичується в фільтрах. Залежно від обраних параметрів вимірювача частоти можлива реалізація алгоритмів, наближених до оптимальних.

Найбільш широко в частотних радіодалекомірах використовують вимірювачі без стеження частоти биття завдяки технічній простоті і надійності

роботи. Принцип його роботи полягає в підрахунку числа імпульсів (підрахунку нулів процесу $U_{nrc}(t)$), сформованих з напруги биття, за період модуляції T_m . Для цього биття $F_\delta(t)$ посилюються і після двостороннього обмеження $U_{обм}$ і диференціювання $U_{дц}$ однополярні імпульси (що виділяються за допомогою діода) надходять на вхід лічильника імпульсів – основного елемента частотоміра (рис. 9.3, в, з, д). При аналоговому способі рахунку постійна складова напруги на виході інтегратора $U_{вих}$, що усереднює імпульсну послідовність, буде пропорційна числу імпульсів n_T за період модуляції, тобто частоті биття (рис. 9.3, е).

Слід мати на увазі, що сам метод вимірювання дальності шляхом оцінки частоти биття принципово містить методичні похибки. Зокрема, методична похибка дискретності відліку дальності, викликана порушенням кратності періодів T_m і $T_{\delta 0}$ при зміні висоти, а також наявністю зон обернення. Крім того, наведені формули справедливі за умови, що можна знехтувати доплерівським збільшенням частоти биття $F_{\delta д}$, викликаним переміщенням об'єкта, що відбиває ($F_{\delta 0} \gg F_{\delta д}$). Остання умова в практиці вимірювання відстані (або висоти) до рухомого об'єкта не завжди забезпечується.

9.1.2. Радіовисотомір з частотною модуляцією

Частотний метод вимірювання дальності використовується в радіовисотомірах з ЧМ, які знаходять широке застосування в повітряній навігації для вимірювання малих висот, тому їх називають радіовисотомірами малих висот.

Принцип роботи радіовисотоміра (РВ) з ЧМ полягає в наступному (рис. 9.5). Високочастотний безперервний модульований за частотою сигнал, що генерується передавачем РВ, випромінюється передавальною антеною у напрямку до землі. Ослаблений прямий сигнал подається також на один з входів балансного змішувача (БЗ).

Частина падаючої на земну поверхню високочастотної енергії відбивається від землі, приймається приймальною антеною і надходить в приймач на другий вхід балансного змішувача.

Через частотну модуляцію за час поширення сигналу до землі і назад частота прямого сигналу зміниться і буде відрізнятися від частоти відбитого сигналу. Тому на виході БЗ буде виділятися сигнал різницевої частоти, який надходить на підсилювач різницевої частоти (ПРЧ) зі спеціально підібраною амплітудно-частотною характеристикою, а потім на пристрій формування імпульсів (ПФІ). З виходу ПФІ знімається послідовність імпульсів постійної

амплітуди і тривалості, частота яких дорівнює різницевої частоті. У лічильнику імпульсів (ЛІ) ця послідовність перетворюється в постійну напругу, величина якої пропорційна F_p , і, отже, вимірюваної висоті H .

Ця напруга після посилення в підсилювачі постійного струму (ППС) надходить на індикатор, шкала якого проградуєвана в одиницях висоти, а також до пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК).

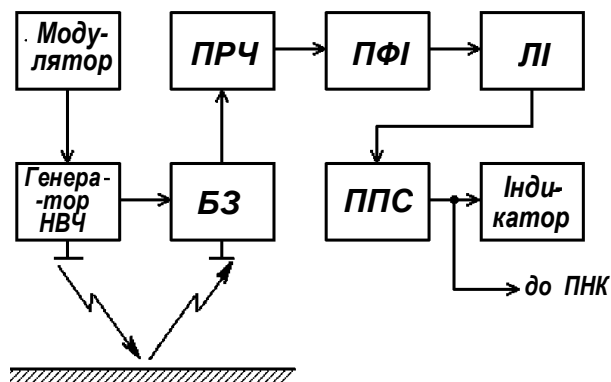


Рис. 9.5. Спрощена схема частотного висотоміра

При відомому законі ЧМ різницева частота є функцією висоти і може служити її мірою. Закон частотної модуляції не впливає на принцип дії РВ. На практиці використовується гармонійний закон, закон симетричної і несиметричної пилки. У разі гармонійного закону частотної модуляції мірою висоти служить середня різницева частота.

При використанні ЧМ за законом симетричної пилки (рис. 9.6) закон зміни частоти відбитого сигналу показаний пунктирною лінією. Якщо взяти пропорцію

$$\frac{4\Delta f}{T_m} = \frac{F_p}{\tau}, \quad (9.8)$$

де $\tau = 2H/c$ – час на поширення радіосигналу до земної поверхні і назад, то отримаємо вираз для визначення висоти польоту через значення різницевої частоти:

$$H = \frac{cT_m}{8\Delta f} F_p. \quad (9.9)$$

Таким чином, вимірявши різницеву частоту F_p , можна визначити висоту H .

Рівність не виконується для проміжків часу між моментами, коли змінюється напрямок зміни частоти прямого і відбитого сигналів. Однак, з

огляду на те, що $\tau \ll T_M$, цим можна знехтувати і вважати, що формула досить точно описує принцип роботи РВ з ЧМ.

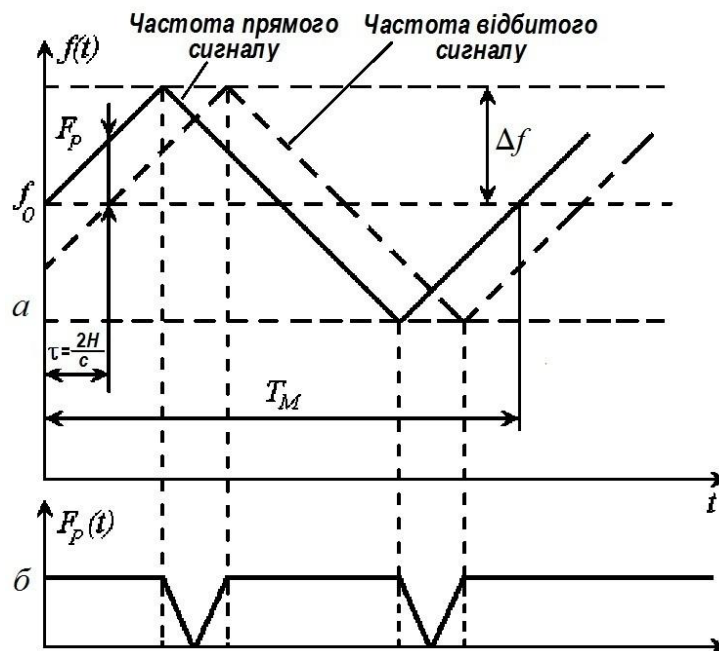


Рис. 9.6. Частотна модуляція за законом симетричної пилки

9.2. Імпульсний радіовисотомір

9.2.1. Часовий метод радіодалекометрії

Часовий (імпульсний) метод вимірювання дальності є методом безпосереднього вимірювання дальності R за часом запізнювання відповідного (відбитого) імпульсу по відношенню до прямого (зондуючого).

Спрощена схема такого радіодалекоміра показана на рис. 9.7. У радіодалекомірі передавач $Прд$ і блок вимірювання та індикації дальності $БІД$ синхронізуються послідовністю відеоімпульсів, що виробляються синхронізатором (діаграма 1, рис. 9.7, б). Передавач формує імпульсні високочастотні коливання, які можуть бути модульовані або маніпульовані за фазою або за частотою за певним законом в межах кожного імпульсу (діаграма 2, рис. 9.7, б).

З виходу передавача радіоімпульси через антенний перемикач $АП$ надходять до антени і випромінюються в простір.

На вхід приймача $Прм$ далекоміра надходять сигнали, відбиті від будь-яких об'єктів (літак $Л$) або від земної поверхні. З виходу приймача відеоімпульси подаються в $БІД$, де вимірюється час τ запізнювання цих імпульсів відносно зондуючих сигналів передавача (діаграма 3 на рис. 9.7, б).

Антенний перемикач служить для замикання приймача під час випромінювання передавачем зондуючих імпульсів і для блокування вихідних ланцюгів *Прд* під час прийому сигналів. Таким чином, часове запізнювання τ при проходженні сигналів до об'єкту, що відбиває, і назад пов'язане з відстанню до об'єкта R співвідношенням

$$R = \frac{c\tau}{2}. \quad (9.10)$$

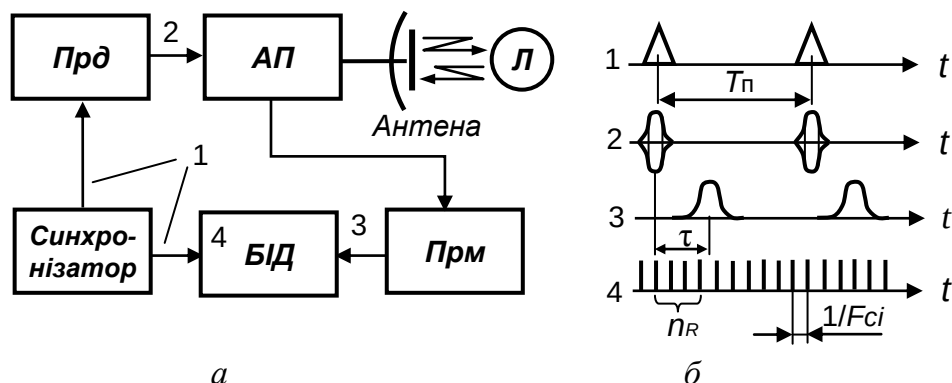


Рис. 9.7. Спрощена схема радіодалекоміра за відбитим сигналом

При одночасному вимірі відстані до декількох об'єктів за допомогою імпульсного далекоміра необхідно, щоб прийняті сигнали не перекривалися в часі на вході приймача. Якщо, наприклад, R_1 і R_2 – відстані до двох об'єктів, то відбиті від об'єктів сигнали не перекриваються за умови

$$|2R_2 / c - 2R_1 / c| \geq \tau_i, \quad (9.11)$$

де τ_i – тривалість імпульсу на виході приймача.

Зі співвідношень (9.10) і (9.11) випливає, що мінімальна відстань $\Delta R_{\min}$, для якої можливо роздільне вимірювання дальності до двох об'єктів,

$$\Delta R_{\min} \geq c\tau_i / 2. \quad (9.12)$$

Ця відстань також визначає величину мінімальної вимірюваної дальності за допомогою імпульсного далекоміра.

При заданій максимальній дальності дії далекоміра $R_{\max}$ період випромінюваних імпульсів T_n вибирається за умови забезпечення однозначності виміру відстані, згідно з яким максимальний час запізнювання $\tau_{\max}$ не повинен перевищувати період проходження T_n , тобто

$$\tau_{\max} = 2R_{\max} / c \leq T_{\Pi}. \quad (9.13)$$

При порушенні умови (9.13) і $R > cT_{\Pi}/2$ виникає похибка вимірювання кратна величині $cT_{\Pi}/2$.

В якості індикаторних пристроїв імпульсного далекоміра застосовують візуальні індикатори або автоматичні вимірювачі компенсаційного типу, які перетворюють вимірюваний часовий інтервал в цифровий код. В останньому варіанті здійснюється підрахунок в *БІД* числа вимірювальних імпульсів (міток) від спеціального генератора, який «запускається» зондуючим імпульсом далекоміра і зупиняється відбитим імпульсом.

Число підрахованих імпульсів, що надійшли на лічильник дальності в момент приходу відбитого імпульсу (діаграма 4 на рис. 9.7, б),

$$n_R = 2T_{\text{лч}}R / c, \quad (9.14)$$

де $T_{\text{лч}}$ – період проходження рахункових імпульсів, а число n_R відображає вимірювану дальність в двійковому (двійково-десятковому і т.і.) коді.

Перевагою розглянутої схеми далекоміра є можливість вимірювання дальності до багатьох об'єктів при використанні порівняно простої апаратури. До недоліків далекоміра відноситься неможливість вимірювання дуже малих відстаней (під час випромінювання зондуючого сигналу приймач замкнений), а також необхідність використання для вимірювання великих відстаней потужних передавачів.

9.2.2. Схема імпульсного радіовисотоміра

Імпульсний радіовисотомір (ІРВ) представляє собою імпульсну радіолокаційну станцію, що працює в діапазоні частот близько 4300 МГц. Принцип дії ІРВ (рис. 9.8) заснований на точному вимірі часу, необхідного для проходження імпульсу електромагнітної енергії від ЛА до землі і назад, і перетворенні його в інформацію про висоту в цифровій і аналоговій формі. Часовий інтервал між імпульсами, що випромінюється і відбивається, пропорційний вимірюваній висоті.

Вимірювання часового інтервалу відбувається шляхом підрахунку двійковим лічильником вимірювальних імпульсів, що заповнюють цей інтервал. Для збільшення точності вимірювань використовується кварцова стабілізація генератора вимірювальних імпульсів.

Імпульсні радіовисотоміри застосовувалися для вимірювання великих висот від 300 до 30000 м. Тому їх називали радіовисотомірами великих висот. В

даний час ІРВ можуть вимірювати весь діапазон використовуваних висот від 0 до 30000 м і можуть використовуватися як для вирішення спеціальних завдань (бомбометання, десантування, аерофотозйомки і т.і.), так і для вирішення завдань посадки і рельєфного польоту.

Висотомір видає звуковий і світловий сигнали при досягненні небезпечної висоти при зниженні, яка попередньо встановлюється екіпажем на показчику висоти. Крім того, він видає разові сигнали в пілотажно-навігаційний комплекс (ПНК) при досягненні заздалегідь заданих висот.

Імпульсні РВ мають ряд переваг. Зокрема, імпульсний режим роботи знімає проблему розв'язки між приймальним і передавальним трактами на великій висоті, отже, немає принципових обмежень за вистотою. Вони добре поєднуються з бортовою цифровою обчислювальною машиною. Тому ІРВ є найкращім для використання їх на ЛА.

Недоліком ІРВ можна вважати поки що більш низьку точність вимірювання малої висоти в порівнянні з РВ з частотною модуляцією.

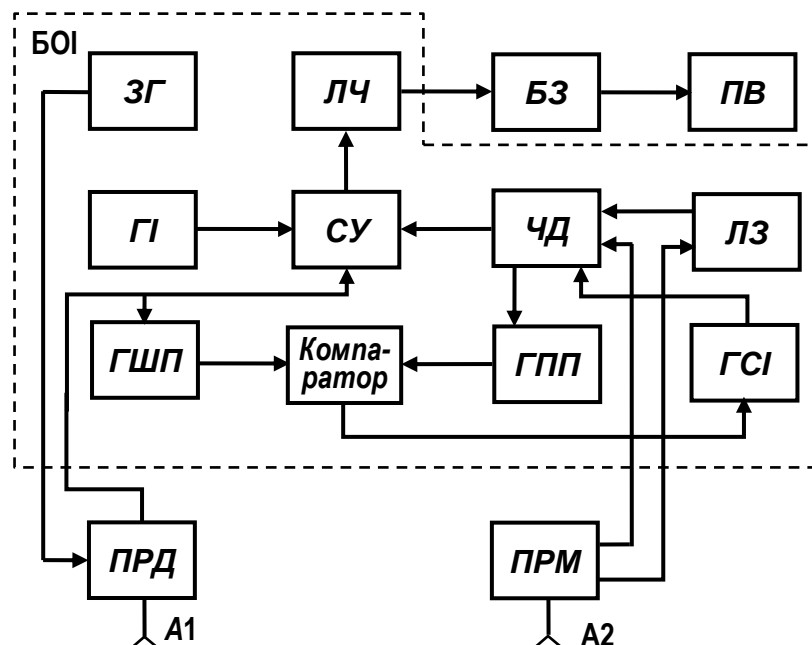


Рис. 9.8. Спрощена функціональна схема імпульсного радіовисотоміра

Для підвищення завадозахищеності в ІРВ застосовується часове стробування відбитого сигналу, коли приймач відкривається тільки в момент приходу відбитого від землі імпульсу. В інший час приймач закритий і випадкові імпульсні завади не можуть вплинути на його роботу. Щоб забезпечити часове стробування, ІРВ має два основні режими роботи: пошук відбитого сигналу і вимірювання висоти (режим стеження).

Висотомір включає такі складові: БОІ – блок обробки інформації; ГШП – генератор швидкої пилки; ГПП – генератор повільної пилки; ЧД – часовий дискримінатор; СУ – схему управління; ГІ – генератор імпульсів; ГСІ – генератор селекторних імпульсів; ЛЗ – лінію затримки; ЛЧ – лічильник; БЗ – блок зв’язку; ПВ – показчик висоти.

Виділення інформації про поточну висоті забезпечується в блоці обробки інформації (БОІ), який може працювати в трьох режимах: пошук, вимір (стеження) і контроль.

Режим пошуку служить для пошуку відбитого від земної поверхні імпульсу. Одночасно з випромінюванням зондуєчого імпульсу в БОІ запускається генератор швидкої пилки, який формує імпульси пилкоподібної форми, миттєве значення амплітуди яких пропорційно часу з моменту випромінювання імпульсу передавача (рис. 9.9).

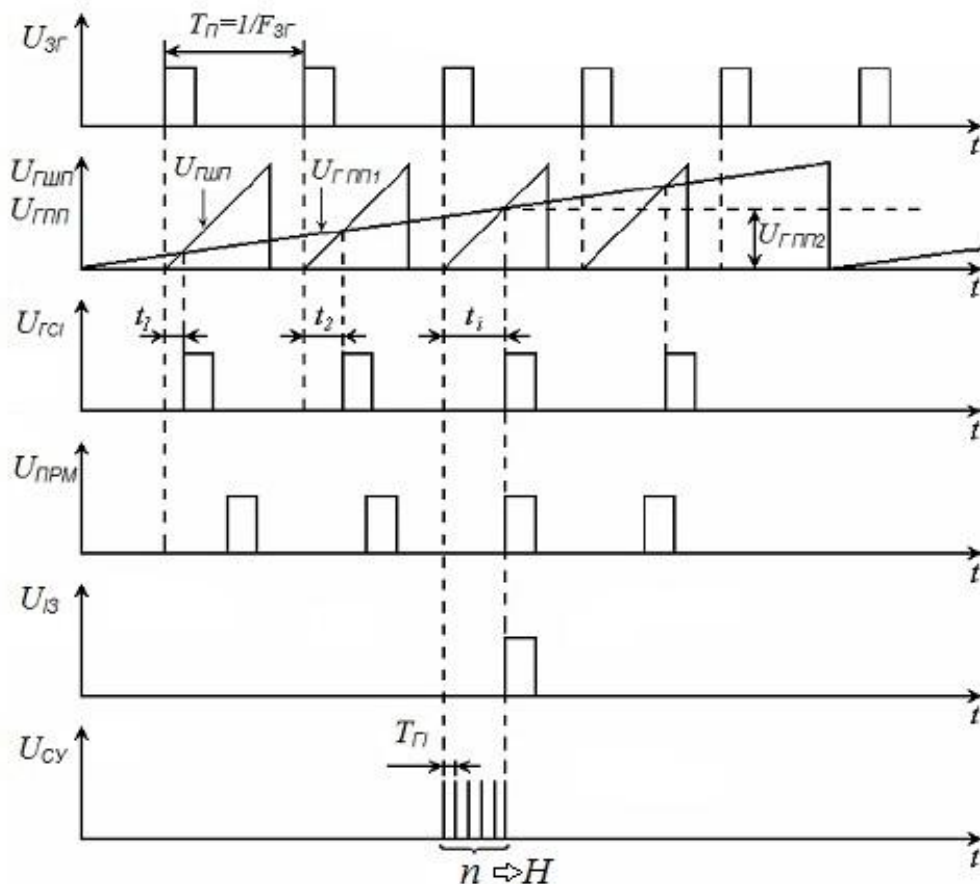


Рис. 9.9.. Часові діаграми імпульсного радіовисотоміра

Сигнал з виходу ГШП надходить на компаратор. На другий вхід компаратора подається напруга з генератора повільної пилки (ГПП).

Компаратор формує імпульс запуску генератора селекторних імпульсів (ГСІ) в момент, коли напруги збігаються $U_{гшп} = U_{гпп}$. Селекторний імпульс

(СІ) надходить на часовий дискримінатор (ЧД), на другий вхід якого надходить імпульс з виходу приймача.

Якщо час приходу селекторного імпульсу не збігається з сигналом на виході приймача, то відбувається переміщення селекторної імпульсу на певний часовий інтервал з періодичністю, яка дорівнює періоду проходження імпульсів ГПП. Селекторний імпульс рухається в діапазоні часу, кратному діапазону вимірюваних висот. При досягненні селекторним імпульсом кінця діапазону пошуку відбувається повернення ГПП в початковий стан (нуль висоти).

Режим вимірювання настає в той момент, коли в часовому дискримінаторі відбувається збіг селекторної імпульсу з імпульсом, відбитим від земної поверхні. Часовий дискримінатор формує імпульс збігу ($U_{IЗ}$), який надходить на схему управління (СУ). Крім цього ЧД подає сигнал на ГПП. ГПП переходить в режим «запам'ятовування» напруги (U_{II}), відповідної моменту формування імпульсу збігу.

У режимі вимірювання ЧД формує також керуючу напругу, яка пропорційна уходу часу перекриття селекторного і відбитого від земної поверхні імпульсів від заданого значення. За рахунок цього відбувається збільшення або зменшення амплітуди постійної напруги на виході ГПП і відповідно переміщення селекторної імпульсу на необхідний часовий інтервал.

У режимі вимірювання запускається схема управління СУ, через яку на вхід лічильника ЛЧ починають надходити вимірювальні імпульси з виходу генератора рахункових імпульсів ГІ. Схема управління запускається імпульсом, що співпадає за часом з зондуючим імпульсом. Відлік імпульсів ГІ припиняється в момент формування імпульсу збігу в часовому дискримінаторі.

Для підвищення точності вимірювань дані лічильника усереднюються за $n=1024$ вимірюваннями. В результаті середньоквадратична похибка вимірювань часового інтервалу зменшиться в $\sqrt{n}$ разів. Інформація про поточну висоту надходить на показник висоти а також іншим споживачам через блок зв'язку (БЗ), що забезпечує перекодування вихідної інформації з урахуванням можливостей споживачів.

У БОІ передбачено збереження інформації протягом 0,2 с. При зникненні відбитих сигналів на час менше 0,2 с зберігається незмінним положення селекторного імпульсу. Якщо протягом зазначеного часу з'являється відбитий від земної поверхні імпульс, то супровід відновлюється.

Література до лекції 9: [1–3], [8], [17].

Питання для самоперевірки

1. Поясніть фізичні основи частотного методу виміру висоти.
2. Які види частотної модуляції використовуються в радіовисотомірах?
3. Що означає частота биття?
4. Як частота биття пов'язана з визначенням висоти?
5. Опишіть роботу радіовисотоміра з частотною модуляцією.
6. Поясніть фізичні основи часового методу виміру висоти.
7. Опишіть роботу імпульсного радіовисотоміра.
8. Які блоки входять до складу імпульсного радіовисотоміра?
9. Опишіть функціональну схему імпульсного радіовисотоміра.
10. За часовими діаграмами опишіть роботу імпульсного радіовисотоміра.
11. Зробіть порівняння частотного і імпульсного радіовисотомірів.

Лекція 10. Радіосистеми вимірювання швидкості і кута зносу

10.1. Доплерівський метод визначення шляхової швидкості і кута зносу

Доплерівський метод вимірювання шляхової швидкості на борту літака полягає у наступному. На борту літака, що рухається зі шляховою швидкістю W , встановлені радіопередавальні і приймальні пристрої. Якщо на землі встановлений точковий радіолокаційний відбивач, здатний відбивати сигнал бортового передавача, в тому числі і у бік приймача літака, то при випромінюванні передавачем літака сигналу $e_{\text{вип}} = E_{\text{вип}_m} \cos \omega t$, сигнал в точці відбиття з урахуванням запізнювання на час R/c , де R – відстань між літаком і відбивачем, буде

$$e_{\text{в}} = E_{\text{в}} \cos \omega(t - R/c). \quad (10.1)$$

Відбитий сигнал буде прийнятий на борту літака вже з більшим часом запізнювання $2R/c$, тобто

$$e_{\text{пр}} = E_{\text{пр}_m} \cos \omega(t - 2R/c). \quad (10.2)$$

З огляду на відоме співвідношення між частотою і фазою $\omega = d\phi/dt$, частота сигналу, що випромінюється, і сигналу, що приймається, запишуться як

$$\omega_{\text{вип}} = \frac{d\phi_{\text{вип}}}{dt} = \omega; \quad \omega_{\text{пр}} = \frac{d\phi_{\text{пр}}}{dt} = \omega - \frac{2\omega}{c} \frac{dR}{dt}.$$

Різниця частот випроміненого і прийнятого сигналів

$$\Delta\omega = \omega_{\text{пр}} - \omega_{\text{вип}} = -\frac{2\omega}{c} \frac{dR}{dt} = -2\frac{\omega}{c} W. \quad (10.3)$$

буде доплерівським зміщенням частоти, або частотою Доплера.

Суть ефекту Доплера – зміна частоти сигналу через швидкість W переміщення джерела випромінювання.

Для заданих умов частота Доплера визначається як

$$\Omega_{\text{д}} = -\left(\frac{2\omega}{c}\right)W \quad (10.4)$$

або

$$F_d = \frac{2W}{\lambda},$$

де $\lambda = c / f$ – довжина хвилі випромінюваних коливань.

Ефект зсуву частоти при переміщенні джерела радіовипромінювання покладено в основу радіонавігаційних методів вимірювання шляхової швидкості і кута зносу ЛА.

При опроміненні ділянки земної поверхні S під кутом γ і при наявності кута θ між проекцією вектора шляхової швидкості і площиною випромінювання радіохвиль (рис. 10.1) значення доплерівської частоти буде пропорційне радіальної складової W_r шляховий швидкості W , яка дорівнює $W_r = W \cos \gamma \cos \theta$,

$$F_d = 2W\lambda^{-1} \cos \gamma \cos \theta. \quad (10.5)$$

За виміром доплерівської частоти визначається швидкість руху

$$W = F_d \lambda / (2 \cos \gamma \cos \theta). \quad (10.6)$$

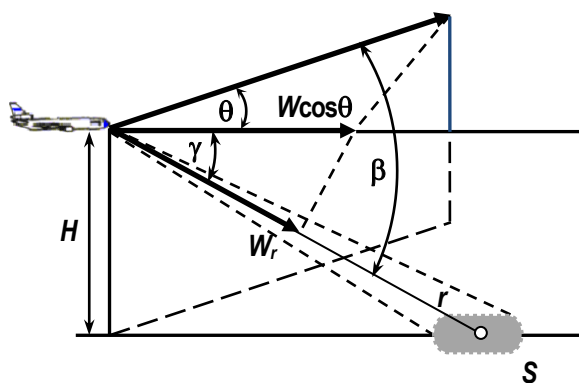


Рис. 10.1. Просторове співвідношення між шляхової швидкості і її радіальною складовою

Якщо забезпечити незмінним кут нахилу γ , то максимальному значенню доплерівської частоти $F_{d \max}$ буде відповідати кут руху $\theta=0$, що реалізується при суміщенні площини поширення радіохвиль з вертикальною площиною, в якій рухається ЛА.

Значення шляховий швидкості для цього випадку дорівнює

$$W = F_{d \max} \lambda / (2 \cos \gamma). \quad (10.7)$$

На основі цього виразу може бути реалізований принцип визначення шляховий швидкості за допомогою доплерівського вимірювача.

Визначення кута зносу α між вектором шляховий швидкості W і вектором повітряної швидкості V при випромінюванні радіохвиль в напрямку відбивача здійснюється таким чином.

Оскільки $\theta = \alpha - \psi$, значення доплерівської частоти запишеться

$$F_d = 2W\lambda^{-1}\cos\gamma\cos(\alpha - \psi). \quad (10.8)$$

При незмінному нахилу променя до земної поверхні максимальному значенню доплерівської частоти відповідає кут $\theta = 0$, тобто $F_{d\max} = 2W\lambda^{-1}\cos\gamma$ при $\alpha = \psi$.

Якщо повертати антену в горизонтальній площині до положення, яке відповідає максимальному значенню доплерівської частоти, то на основі виразу (10.8) можна визначити значення шляховий швидкості, а значення кута повороту антени дорівнюватиме куту зносу α (рис. 10.2).

Шляхова швидкість і кут зносу можуть бути виміряні апаратурою, яка має в своєму складі приймально-передавальний пристрій і пристрій для випромінювання вузьконаправленого променя. Такі вимірювачі називають однопроменевими доплерівськими вимірювачами шляховий швидкості і кута зносу (ДВШЗ).

Через обмежену точність і незначні функціональні можливості однопроменеві ДВШЗ не мають великого поширення.

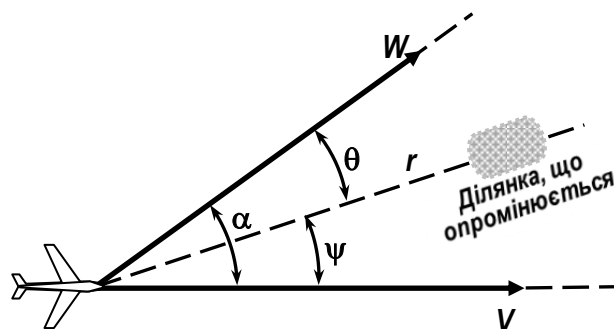


Рис. 10.2. Визначення кута зносу однопроменевим ДВШЗ

На точність визначення шляхової швидкості суттєво впливають нестабільність положення антени і наявність кута тангажу.

Якщо платформа, на якій встановлюється антена однопроменевого ДВШЗ, відхиляється від горизонтальної площини на кут $\Delta\gamma$ (рис. 10.3), то це відповідно до виразу (10.7) $W = F_{д\max} \lambda / (2 \cos \gamma)$ призведе до похибки у визначенні шляхової швидкості. Диференціюючи вираз (10.7) отримаємо

$$dW = \frac{F_{д\max} \lambda}{2} \frac{\sin \gamma}{\cos^2 \gamma} d\gamma = W \operatorname{tg} \gamma d\gamma. \quad (10.9)$$

Звідси

$$\frac{\Delta W}{W} = \operatorname{tg} \gamma \Delta\gamma. \quad (10.10)$$

Отже, похибка у визначенні шляховий швидкості пропорційна нестабільності положення антени $\Delta\gamma$. Основним способом зменшення похибок такого виду є застосування стабілізованих платформ, на яких розміщується антенна система.

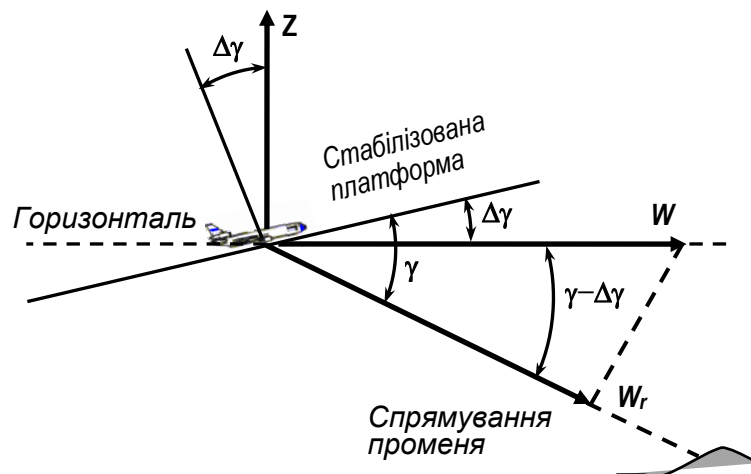


Рис. 10.3. Вплив нестабільності положення антени на похибку ДВШЗ

При зміні кута тангажу η , наприклад при наборі висоти (рис. 10.4), за умови, що напрямок випромінювання збігається з напрямком шляховий швидкості, відповідно до виразу (10.7) $W = F_{д\max} \lambda / (2 \cos \gamma)$ маємо $F_{д\max} = 2W\lambda^{-1} \cos(\gamma + \eta)$, або

$$F_{д\max} = 2W\lambda^{-1} \cos \gamma \cos \eta - 2W\lambda^{-1} \sin \gamma \sin \eta. \quad (10.11)$$

Для горизонтальної і вертикальної складових шляхової швидкості відповідно $W_r = W \cos \eta$, $W_b = W \sin \eta$, і вираз (10.11) запишеться

$$F_{d \max} = 2W_r \lambda^{-1} \cos \gamma - 2W_b \lambda^{-1} \sin \gamma. \quad (10.12)$$

З (10.12) випливає, що причиною похибки $\Delta F_d = 2W_b \lambda^{-1} \sin \gamma$ є наявність вертикальної складової шляхової швидкості, при цьому відносна похибка

$$\frac{\Delta W}{W} = \frac{\Delta F_d}{F_d} = \frac{W_b}{W_r} \operatorname{tg} \gamma \quad (10.13)$$

зростає при збільшенні вертикальної складової швидкості.

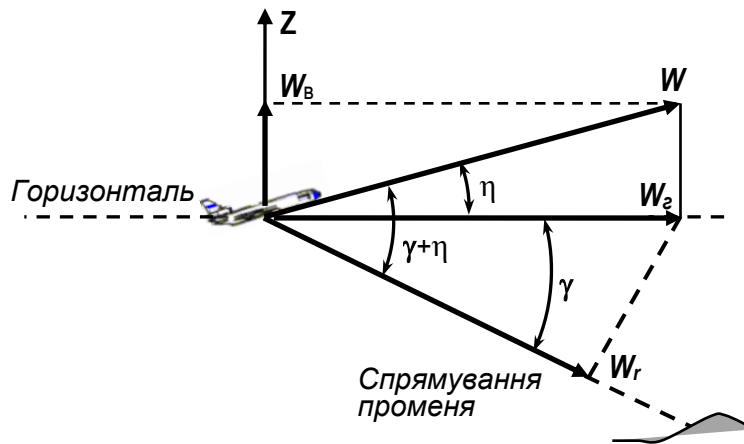


Рис. 10.4. Вплив кута тангажу на похибку ДВШЗ

Похибки однопроменевих ДВШЗ у визначенні кута зносу може з'являтися при повороті антени. При вимірі α передбачається поворот антени в горизонтальній площині до отримання максимального значення доплерівської частоти у відповідності до виразу (10.7) $F_{d \max} = 2W \lambda^{-1} \cos \gamma$. Однак, якщо при цьому ця умова не виконана і $(\alpha - \psi) = \delta \neq 0$, то значення доплерівської частоти у відповідності до (10.8) буде

$$F_d = F_{d \max} \cos \delta. \quad (10.14)$$

Після розкладання (10.14) в ряд Тейлора і обмеження ряду першими двома членами (при $\delta_0 = 0$) отримаємо

$$F_d = F_{d \max} (1 - \delta^2 / 2),$$

а також

$$F_{\text{д}} = F_{\text{д max}} - \Delta F_{\text{д}}, \quad (10.15)$$

де $\Delta F_{\text{д}} = F_{\text{д max}} \delta^2 / 2$.

Звідси вираз, що пов'язує значення похибки у визначенні кута зносу з доплерівською частотою, має вигляд:

$$\delta = \sqrt{\frac{2\Delta F_{\text{д}}}{F_{\text{д max}}}}. \quad (10.16)$$

Таким чином, однопроменеві ДВШЗ мають істотні похибки при визначенні шляхової швидкості і кута зносу.

10.2. Двопроменева система визначення швидкості і кута зносу

Деякі види похибок можна зменшити, перейшовши до використання двопроменевої ДВШЗ. Для двопроменевої ДВШЗ при спрямуванні променів вперед і назад відносно поздовжньої осі ЛА (рис. 10.5) при польоті з кутом тангажу η і з похибкою витримування вертикалі $\Delta\gamma$ доплерівські частоти у променях 1 і 2 будуть дорівнювати:

$$F_{\text{д1}} = 2W\lambda^{-1}\cos[\gamma + (\eta - \Delta\gamma)]; \quad (10.17)$$

$$F_{\text{д2}} = 2W\lambda^{-1}\cos[\gamma - (\eta - \Delta\gamma)].$$

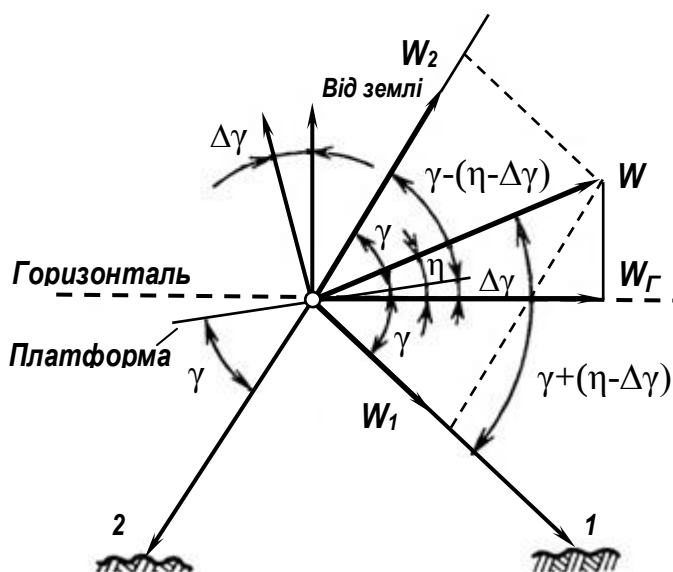


Рис. 10.5. Аналіз похибок у двопроменевої ДВШЗ

Оскільки промінь 1 спрямований вперед в напрямку руху ЛА, а промінь 2 – назад, то частоти відбитих сигналів (при випромінюванні частоті f_0) запишуться:

$$f_1 = f_0 + F_{д1} \quad \text{і} \quad f_2 = f_0 - F_{д2},$$

а різниця частот на вході приймального пристрою буде

$$\begin{aligned} \Delta F = f_1 - f_2 &= F_{д1} + F_{д2} = 2W\lambda^{-1}\{\cos[\gamma + (\eta - \Delta\gamma)] + \cos[\gamma - (\eta - \Delta\gamma)]\} = \\ &= 4W\lambda^{-1}\cos\gamma\cos(\eta - \Delta\gamma). \end{aligned} \quad (10.18)$$

Практичне використання знайшли трьохпроменеві і чотирьохпроменеві ДВШЗ з жорстко закріпленими або стабілізованими антенами. Внаслідок більш значного впливу тангажу на похибку вимірювання, а також з метою спрощення системи стабілізації антени обмежуються стабілізацією антени тільки за тангажем, а при польотах з великим кутом крену застосовують автоматичне відключення ДВШЗ.

10.3. Чотирьохпроменева система визначення швидкості і кута зносу

Якщо сформувати почергове випромінювання сигналів парами променів 1–3 і 2–4, розташованих симетрично відносно поздовжньої осі ЛА, то отримаємо чотирьохпроменевий ДВШЗ (рис. 10.6). В цьому випадку частоти прийнятих сигналів дорівнюють:

$$f_1 = f_0 + F_{д1}; \quad f_2 = f_0 - F_{д2}; \quad f_3 = f_0 + F_{д3}; \quad f_4 = f_0 - F_{д4}. \quad (10.19)$$

Проекції вектора шляхової швидкості в площинах променів 1–3 і 2–4:

$$W_{1,3} = W \cos(\theta - \alpha); \quad W_{2,4} = W \cos(\theta + \alpha), \quad (10.20)$$

їх радіальні складові дорівнюють:

$$W_{r1,3} = W_{1,3} \cos\gamma; \quad W_{r2,4} = W_{2,4} \cos\gamma, \quad (10.21)$$

а значення доплерівських частот:

$$\begin{aligned} F_{д1,3} &= 2W\lambda^{-1}\cos\gamma\cos(\theta - \alpha); \\ F_{д2,4} &= 2W\lambda^{-1}\cos\gamma\cos(\theta + \alpha). \end{aligned} \quad (10.22)$$

Для визначення навігаційних параметрів формуються напівсума і напіврізниця:

$$\frac{F_{д1,3} + F_{д2,4}}{2} = \frac{W}{\lambda} \cos \gamma [\cos(\theta - \alpha) + \cos(\theta + \alpha)] = \frac{2W}{\lambda} \cos \gamma \cos \theta \cos \alpha; \quad (10.23)$$

$$\frac{F_{д1,3} - F_{д2,4}}{2} = \frac{W}{\lambda} \cos \gamma [\cos(\theta - \alpha) - \cos(\theta + \alpha)] = \frac{2W}{\lambda} \cos \gamma \sin \theta \sin \alpha.$$

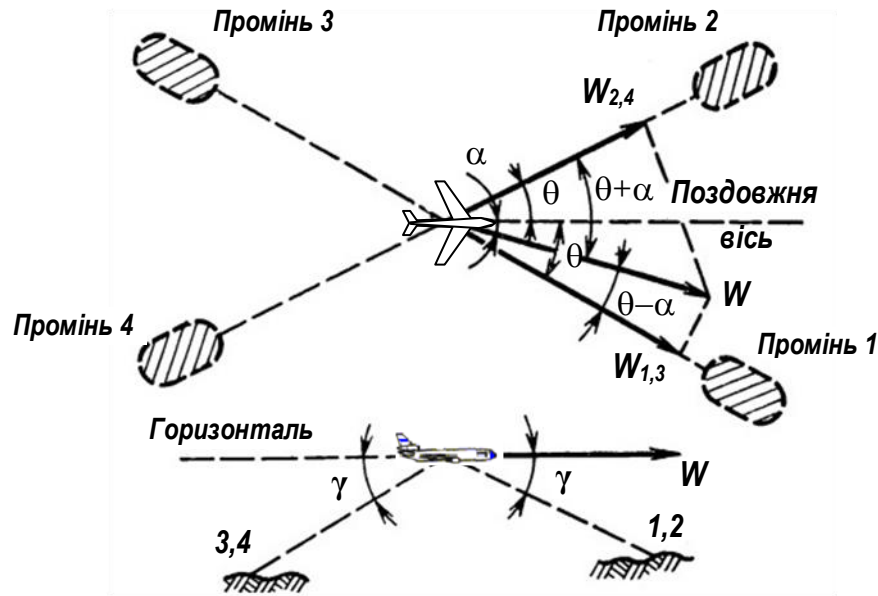


Рис. 10.6. Чотирьохпроменева система ДВШЗ

Якщо пари променів працюють за чергою, то при рівності амплітуд відбитих сигналів від променів 1 і 3 на вхід приймального пристрою в певний момент часу надійдуть сигнали:

$$e_1 = e_m \cos (\omega_0 + \Omega_{д1,3})t; \quad e_3 = e_m \cos (\omega_0 - \Omega_{д1,3})t, \quad (10.24)$$

і при додаванні з сигналом гетеродина $e_r = \varepsilon_{гм} \cos \omega_0 t$ сумарний сигнал буде мати вигляд

$$e_c = e_r + (e_1 + e_3) = \varepsilon_{гм} \cos \omega_0 t + 2e_m \cos (\omega_0 t) \cos (\Omega_{д1,3} t) =$$

$$= \varepsilon_{гм} [1 + (2e_m / \varepsilon_{гм}) \cos (\Omega_{д1,3} t)] \cos \omega_0 t. \quad (10.25)$$

Отже, сумарний сигнал являє собою амплітудно-модульований сигнал з частотою модуляції $\Omega_{д1,3} = 2\pi F_{д1,3}$ і коефіцієнтом глибини модуляції $m = 2e_m / \varepsilon_{гм}$.

За аналогією під час прийому відбитих сигналів від променів 2 і 4 $\Omega_{д2,4} = 2\pi F_{д2,4}$ і сумарний сигнал буде мати вигляд

$$e_c = \varepsilon_{гм} (1 + m \cos \Omega_{д2,4} t) \cos \omega_0 t. \quad (10.26)$$

Після детектування отриманих сигналів виділяються напруги з доплерівськими частотами $\Omega_{д1,3}$ і $\Omega_{д2,4}$, які використовуються для визначення навігаційних параметрів відповідно до виразів:

$$\begin{aligned}\frac{F_{д1,3} + F_{д2,4}}{2} &= \frac{2W}{\lambda} \cos \gamma \cos \theta \cos \alpha; \\ \frac{F_{д1,3} - F_{д2,4}}{2} &= \frac{2W}{\lambda} \cos \gamma \sin \theta \sin \alpha.\end{aligned}\tag{10.27}$$

Спільним рішенням рівнянь визначаються шляхова швидкість і кут зносу.

10.4. Кореляційний метод вимірювання шляхової швидкості

Цей метод заснований на вимірюванні кореляційних характеристик сигналів, відбитих при опроміненні поверхні і прийнятих рознесеними антенами, встановленими на борту літака.

Сигнал, відбитий від протяжних відбивачів, якими є поверхні суші, моря, атмосферні опади, шари іоносфери і т. д., і прийнятий антеною ЛА є результатом накладення безлічі сигналів. Внаслідок цього, а також через вплив ряду інших факторів (нестабільність частоти передавача, еволюції ЛА і т. д.), сигнал, прийнятий антеною ЛА, флюктує і його характеристики можуть бути описані методами теорії випадкових процесів.

Для радіонавігаційних вимірів можна скористатися взаємною кореляційною функцією сигналів, прийнятих на рознесених антенах на борту ЛА. Якщо сигнали, прийняті двома антенами, позначити $u_1(t)$ і $u_2(t)$, то їх взаємна кореляційна функція визначається як математичне сподівання добутку випадкових величин u_1 і u_2 для фіксованих моментів часу t_1 і t_2

$$K(t_1, t_2) = M[u_1(t_1), u_2(t_2)].$$

Результати дослідження статистичних властивостей відбитих сигналів $u_1(t)$ і $u_2(t)$ показують, що на певній ділянці польоту вони є стаціонарними випадковими величинами, тому кореляційна функція залежить лише від різниці моментів часу $\tau = t_2 - t_1$

$$K(\tau) = M[u_1(t), u_2(t + \tau)].$$

В даному випадку взаємна кореляційна функція може визначатися інтегруванням

$$K(\tau) = \int u_1(t)u_2(t + \tau)dt . \quad (10.28)$$

Нормована кореляційна функція визначається як $\rho(\tau) = K(\tau)/D_u$, де D_u – дисперсія випадкового сигналу.

Функція $\rho(\tau)$ – це коефіцієнт взаємної кореляції між часовими перерізами сигналів $u_1(t)$ і $u_2(t)$, розділених інтервалом часу τ . Максимальне значення цей коефіцієнт набуває при $\tau = 0$ і дорівнює $\rho(\tau = 0) = 1$.

Наведене є підставою для застосування кореляційного методу вимірювання шляхової швидкості польоту літака

Якщо приймальні антени розмістити уздовж будівельної осі літака на відстані d , то прийняті відбиті сигнали $u_1(t)$ і $u_2(t)$ будуть ідентичні, але зміщені на час $\tau_0 = d/W$, де W – швидкість літака.

Принцип кореляційного методу вимірювання шляховий швидкості полягає у визначенні часу затримки між сигналами, прийнятими рознесеними антенами. Значення цієї часової затримки τ_0 пропорційно значенню шляховий швидкості ЛА в момент найбільшого значення коефіцієнта взаємної кореляції

$$\tau_0 = d/W . \quad (10.29)$$

Якщо в канал прийому одного з прийнятих сигналів ввести пристрій регульованої затримки, то при зміні часу затримки на величину τ_0 функція взаємної кореляції прийме максимальне значення.

Процес вимірювання в такій системі полягає в тому, що шляхом зміни затримки сигналу $u_1(t)$ домагаються максимального його значення на виході корелометра (при цьому пристрій регульованої затримки градується в одиницях швидкості).

Розглянемо ЛА, що рухається паралельно поверхні Землі з вектором шляховий швидкості W , напрямком якого збігається з будівельною віссю літака (рис. 10.7). На борту ЛА уздовж будівельної осі встановлені на рівній відстані d три антени: A_v – випромінююча і A_1 , A_2 – приймальні. Антени спрямовані вертикально вниз і «висвічують» на поверхні ділянки S_v , S_1 і S_2 відповідно.

В деякий момент часу t_1 сигнал u_1 в антені A_1 формується областю S , яка є перетином S_v і S_1 . Через проміжок часу $\Delta t = d/W$ антена A_v займе положення антени A_1 , а антена A_2 опиниться на місці A_v . Тому в силу теореми взаємності (якщо поміняти місцями приймач і передавач, то сигнал, що приймається, не зміниться) в момент часу $t_2 = t_1 + \Delta t$ сигнал u_2 антени A_2 стане рівним сигналу антени A_1 , який спостерігався раніше в момент t_1 . Внаслідок впливу різних

Однак, якщо розглянути кореляцію цих сигналів (10.28), то максимум функції $K(\tau)$ буде спостерігатися в точці $\tau = \Delta t = d/W$. Таким чином, вимірюючи положення максимуму функції $K(\tau)$, можна визначити швидкість руху ЛА за формулою

де $\tau_{\max}$ – точка, де спостерігається максимум $K(\tau)$.



161

Пристрій працює наступним чином. Безперервний гармонійний сигнал від генератора високої частоти ГВЧ випромінюється антеною A_B . Сигнал, прийнятий антеною A_1 , після фільтрації та посилення в приймачі ПРМ1 надходить на схему затримки СЗ, де затримується на час τ і надходить на корелятор. На другий вхід корелятора подається фільтрований і посилений в приймачу ПРМ2 сигнал антени A_2 . На виході інтегратора корелятора сигнал дорівнює значенню кореляційної функції $K(\tau)$. Цей сигнал надходить на блок стеження за максимумом БСМ. Цей блок управляє схемою затримки таким чином, щоб підтримувати сигнал на виході корелятора максимальним. При цьому значення шляховий швидкості обчислюється на підставі (10.30) за часом затримки τ .

Для визначення повного вектора швидкості на борту встановлюється додаткова пара антен уздовж напрямку ортогонально будівельної осі літака, як показано на рис. 10.9.

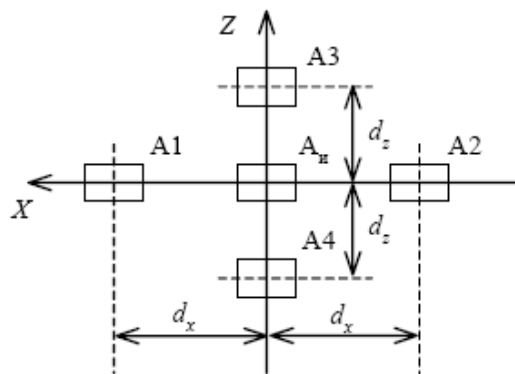


Рис. 10.9. Схема розміщення антен для визначення повного вектора швидкості

При цьому за допомогою пари антен A_1, A_2 вимірюється поздовжня складова швидкості $W_x = d_x / \tau_x$, а за допомогою пари антен A_3, A_4 – поперечна складова $W_z = d_z / \tau_z$, де τ_x, τ_z – часи затримки, що відповідають максимальної кореляції сигналів u_1, u_2 і u_3, u_4 .

Кореляційні вимірювачі швидкості можуть бути надзвичайно перспективними в силу їх високої точності, простоти і надійності.

У певних умовах кореляційні вимірювачі мають ряд переваг перед доплерівськими. У них більш прості і менш габаритні антени, що дозволяє використовувати їх на ЛА малих розмірів. Це пов'язано з тим, що в кореляційних вимірниках використовуються антени зі значно ширшими діаграмами направленості ($20 \dots 25^\circ$ при $5 \dots 8^\circ$ у доплерівських).

Істотною перевагою кореляційних вимірників є достатньо висока точність визначення навігаційних параметрів при роботі над водною поверхнею, де вони стійко працюють практично при будь-якому стані водної поверхні. Це пов'язано з тим, що при вертикальному випромінюванні сигналу в кореляційних вимірниках зростає інтенсивність відбитих сигналів. Перевагою є також стабільність показань при зміні властивостей поверхні, що відбиває.

Література до лекції 10: [1–3], [8], [17].

Питання для самоперевірки

1. Поясніть принцип виміру швидкості за доплерівським методом.
2. Покажіть на рисунку просторове співвідношення між шляховою швидкістю і її радіальною складовою.
3. Наведіть формулу, що зв'язує значення шляхової швидкості з доплерівським зсувом частоти.
4. Як визначається курс зносу в однопроменевому доплерівському вимірювачі?
5. Поясніть, які фактори призводять до помилок у визначенні шляхової швидкості і кута зносу.
6. Вкажіть переваги двопроменевих доплерівських вимірювачів швидкості над однопроменевими.
7. Спільним рішенням яких рівнянь визначаються шляхова швидкість і кут зносу?
8. На чому полягає кореляційний метод вимірювання шляхової швидкості і кута зносу?
9. Дайте графічне пояснення кореляційному методу вимірювання шляхової швидкості.

Розділ 5. Багатопозиційні радіонавігаційні системи

Лекція 11. Далекомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи

Далекомірні системи визначення координат рухомих об'єктів широко застосовуються в сучасних багатопозиційних радіолокаційних та радіонавігаційних системах різного призначення. Для отримання первинних вимірюваних параметрів сигналів в них, зазвичай, застосовуються імпульсні і фазові радіодалекоміри. Високу точність виміру дальності забезпечує малі похибки позиціонування, а також меншу, ніж у системах іншого типу, їх залежність від геометричних чинників. У далекомірних багатопозиційних радіонавігаційних системах (БРНС) з двох етапною обробкою первинними геометричними параметрами є дальності R_i від об'єкта до рознесених пунктів прийому. В електричних параметрах радіосигналів при цьому вимірюють час їх поширення $\lambda_i = \tau_i = 2R_i/c$. Число цих параметрів має бути, як мінімум, дорівнювати двом для вимірювання на площині, або трьом для вимірювання в просторі. За умови надмірності ця кількість може бути перевищена.

11.1. Далекомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи місцевизначення об'єктів

Розглянемо геометрію однобазової **багатопозиційної радіонавігаційної системи**. Така БРНС (рис. 11.1) включає, як мінімум, два приймально-передавальні пункти, положення яких відомо точно. На об'єкті спостереження M також є приймальне та передавальне обладнання, параметри яких узгоджені з показниками наземної апаратури.

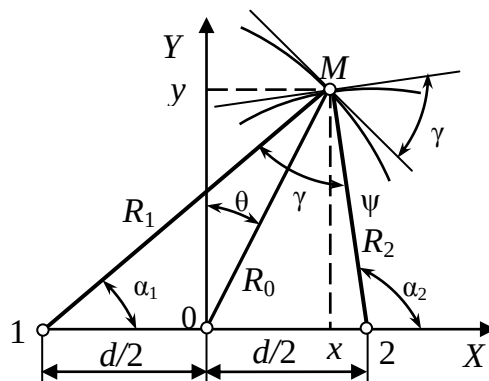


Рис. 11.1. Двопозиційна далекомірна РНС

Можливі два варіанти роботи системи. У першому варіанті сигнали запиту надсилаються з об'єкта спостереження. У пунктах 1 і 2 ці сигнали приймаються і автоматично випромінюються відповідні сигнали. Обробка сигналів відповіді апаратурою об'єкта спостереження M дозволяє визначити дві дальності R_1 і R_2 від об'єкта до пунктів БРНС. У такій системі пункт обробки інформації знаходиться на об'єкті спостереження. При використанні другого варіанту запитні сигнали посилають за допомогою наземної апаратури, а приймально-передавальний пристрій об'єкта створює відповідні сигнали, за допомогою яких також вимірюють дальності R_1 і R_2 . У цьому випадку пункт обробки інформації розташовується на земній поверхні.

У далекомірних БРНС можуть бути використані як імпульсні, так і безперервні радіосигнали. Подібні БРНС, що характеризуються дальністю дії 50 ... 100 км, знаходять застосування для високоточної ближньої радіонавігації. Для роботи БРНС літальний апарат забезпечують радіовідповідачем.

Рівняння зв'язку. Запишемо рівняння зв'язку між параметрами R_1 , R_2 і координатами положення об'єкта x , y в прямокутній системі координат X , Y .

Рівняння прямого зв'язку:

$$\begin{aligned} x &= \frac{1}{2d}(R_1^2 - R_2^2); \\ y &= \frac{1}{2d}(3R_1^2 d^2 + R_2^2 d^2 + R_1^2 R_2^2 - R_1^4 - R_2^4 - d^4)^{1/2}. \end{aligned} \quad (11.1)$$

Рівняння зворотного зв'язку:

$$\begin{aligned} R_1 &= \sqrt{(x + d)^2 + y^2}; \\ R_2 &= \sqrt{(d - x)^2 + y^2}. \end{aligned} \quad (11.2)$$

Точність місцевизначення. Робоча зона

Для аналізу точності далекомірної багатопозиційної системи можна скористатися виразом (4.22) для оцінки середньоквадратичної помилки, отриманої з помилок визначення ліній положення

$$\sigma_r^2 = \frac{1}{\sin^2 \gamma} (\sigma_{n1}^2 + \sigma_{n2}^2 + 2\rho \sigma_{n1} \sigma_{n2} \cos \gamma), \quad (11.3)$$

де σ_{n1} , σ_{n2} – дисперсії похибок визначення ліній положення n_1 , n_2 ;

γ – кут перетину ліній положення; ρ – коефіцієнт кореляції, що характеризує ступінь взаємозв'язку похибок.

Якщо точність вимірювання дальності радіодалекомірів однакова $\sigma_{R1} = \sigma_{R2} = \sigma_R$ і виміри незалежні, то

$$\sigma_r = \frac{\sigma_R}{\sin \gamma} \sqrt{2} . \quad (11.4)$$

Робочою зоною називається область, в якій точність визначення положення об'єкта буде не менш від заданої (допустимої) $\sigma_{r \text{ доп}}$, тобто

$$\sigma_r = \frac{\sigma_R}{\sin \gamma} \sqrt{2} \leq \sigma_{\text{доп}} . \quad (11.5)$$

Постійної точності σ_r відповідають криві, в кожній точці яких кут між напрямками на радіодалекоміри в точках A і B є величиною постійною, тоді

$$\sin \gamma = \frac{\sigma_R}{\sigma_{r \text{ доп}}} \sqrt{2} = \text{const.} \quad (11.6)$$

Такими лініями буде сімейство кіл, що спираються на базу d як на хорду (рис. 11.2).

Мінімальне значення σ_r досягається на окружності 1, для якої база d є діаметром і $\sin \gamma = 1$. При видаленні об'єкта від бази кут γ зменшується і похибка оцінки місцеположення збільшується.

На окружності 2 похибка досягає допустимого значення $\sigma_{r \text{ доп}}$, а при подальшому видаленні від бази перевершує це значення.

При наближенні об'єкту до бази величина $\sin \gamma$ зменшується, що призводить до зростання похибки. При досягненні окружності 3 умова $\sigma_r = \sigma_{r \text{ доп}}$ знову виконується, а при подальшому зменшенні відстані до бази похибка буде перевищувати допустиму.

Таким чином, робочою зоною далекомірної РНС буде частина площини (заштрихована) з обох боків від бази, яка знаходиться між колами 2 і 3.

Зауважимо, що область простору, обмежена лініями максимальної дальності дії радіодалекомірів, зазвичай більше робочої зони РНС. Однак необхідна точність оцінки місцезнаходження об'єкта за допомогою РНС гарантується лише в межах робочої зони.

Зі співвідношення (11.6) слідує, що збільшення похибки σ_R при заданому значенні $\sigma_{r \text{ доп}}$ призводить до скорочення розмірів робочої зони (пунктирна

лінія всередині робочої зони). Звідси можна зробити важливий висновок про вплив зменшення точності радіодалекомірної РНС на розміри її робочих зон, що справедливо для будь-якого типу РНС внаслідок узагальненості вихідних передумов аналізу геометрії їх робочих зон. Зменшення точності РНС, викликане будь-яким зовнішнім і внутрішнім фактором і, зокрема, недостатністю контролю параметрів в процесі експлуатації РНС, може привести до значного скорочення їх робочих зон.

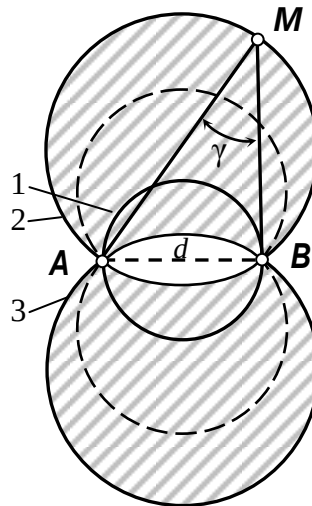


Рис. 11.2. Робоча зона двопозиційної далекомірної системи

Кут перетину ліній положення визначається виразом

$$\gamma = \arctg \left[\frac{(d/2 - R_0)}{(d/2 + R_0)} \operatorname{ctg} \left(\frac{\theta}{2} + 45^\circ \right) \right] + \\ + \arctg \left[\frac{(d/2 - R_0)}{(d/2 + R_0)} \operatorname{ctg} \left(45^\circ - \frac{\theta}{2} \right) \right] + 90^\circ,$$

де R_0 , θ – полярні координати об'єкта (рис. 11.1).

Найменша помилка $\sigma_{r_{\min}} = \sigma_R / \sqrt{2}$ має місце при $\gamma = 90^\circ$, що відповідає віддаленню об'єкта на $R_0 = d/2$. При $R_0 > d$ помилка зростає приблизно пропорційно відношенню R_0/d . Для підвищення точності системи базу слід збільшувати, наближаючи її до необхідної дальності дії системи.

11.2. Далекомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи місцевизначення об'єктів у поверхні Землі

У радіонавігації використовують далекомірні БРНС, що дозволяють визначати положення об'єктів (літаків) на віддаленні на сотні та тисячі кілометрів від бази. В цьому випадку значення висоти польоту у порівнянні з відстанню літака від пунктів БРНС дуже мале і тому зазвичай просторове положення літака ототожнюють з положенням його проекції на земну поверхню. БРНС включає два (або більше) наземних радіомаяків, положення яких, а також вид радіосигналів, що випромінюються ними, відомі точно. На літаку вимірюють час поширення τ_1 і τ_2 сигналів від наземних радіомаяків (їм відповідають дуги $\cup R_1$ і $\cup R_2$ на земній поверхні (рис. 11.3, а) та розраховують власне положення. У такій БРНС пункти прийому радіосигналів і центральний пункт обробки інформації розташовують на тому об'єкті, положення якого треба визначити.

Положення маяків і літаків зручно визначати в географічній системі координат: довгота λ і широта φ ; поверхня Землі приймається сферичною з радіусом R_3 . Положення першого радіомаяка в точці 1 (рис. 11.3, а) характеризується координатами λ_1, φ_1 , а дальність від нього до літака по поверхні Землі дорівнює $\cup R_1$. На поверхні Землі відповідною лінією положення є коло, що утворюється при перетині сфери з круглим конусом, вісь якого проходить через точку 1 і центр Землі, а половинний кут при вершині $\alpha_i = \cup R_1 / R_3$. Координати довільної точки i цього кола пов'язані з λ_1, φ_1 наступними співвідношеннями:

$$\lambda_i = \lambda_1 + \alpha_1 \sec \varphi_1 \cos \Delta_1, \quad \varphi_i = \varphi_1 + \alpha_1 \sin \Delta_1. \quad (11.7)$$

Тут кут Δ_1 укладений між паралеллю, що проходить через точку 1, та частиною дуги великого кола, що з'єднує точки 1 та i . За допомогою другого радіомаяка аналогічним чином створюється друге коло (друга лінія положення) з центром у другій точці; значення кута α_2 дорівнює відношенню $\cup R_2 / R_3$. Координати поточної точки другого кола:

$$\lambda_j = \lambda_2 + \alpha_2 \sec \varphi_2 \cos \Delta_2, \quad \varphi_j = \varphi_2 + \alpha_2 \sin \Delta_2. \quad (11.8)$$

Кут Δ_2 утворений паралеллю, що проходить через точку 2 і дугою, що з'єднує точки 2 і j . Для точки, в якій розташований літак, справедливо $\lambda_i = \lambda_j$ та $\varphi_i = \varphi_j$. Знаючи коріння Δ_{01} та Δ_{02} системи рівнянь

$$\begin{aligned}\lambda_1 + \alpha_1 \sec \varphi_1 \cos \Delta_1 &= \lambda_2 + \alpha_2 \sec \varphi_2 \cos \Delta_2, \\ \varphi_1 + \alpha_1 \sin \Delta_1 &= \varphi_2 + \alpha_2 \sin \Delta_2,\end{aligned}\quad (11.9)$$

в якій невідомі Δ_1 та Δ_2 , можна визначити сферичні координати літака:

$$\lambda_c = \lambda_1 + (\cup R_1 / R_3) \sec \varphi_1 \cos \Delta_{01}, \quad \varphi_c = \varphi_1 + (\cup R_1 / R_3) \sin \Delta_{01}, \quad (11.10)$$

або

$$\lambda_c = \lambda_2 + (\cup R_2 / R_3) \sec \varphi_2 \cos \Delta_{02}, \quad \varphi_c = \varphi_2 + (\cup R_2 / R_3) \sin \Delta_{02}. \quad (11.11)$$

В обох варіантах визначення координат літака λ_c , φ_c їх значення залежать і від $\cup R_1$, і від $\cup R_2$, але в (11.10) $\cup R_2$ у неявній формі входить до Δ_{01} , а в (11.11) $\cup R_1$ у неявній формі входить в Δ_{02} . У загальному випадку система рівнянь (11.9) не має аналітичного рішення і її корені можуть бути знайдені методом ітерацій за допомогою обчислювача. Обчислювач координат літака повинен мати відповідну програму.

Залежність $\cup R_1$ від координат літака λ_c , φ_c може бути отримана з розгляду прямокутного сферичного трикутника 1СЗ (рис.11.3, б).

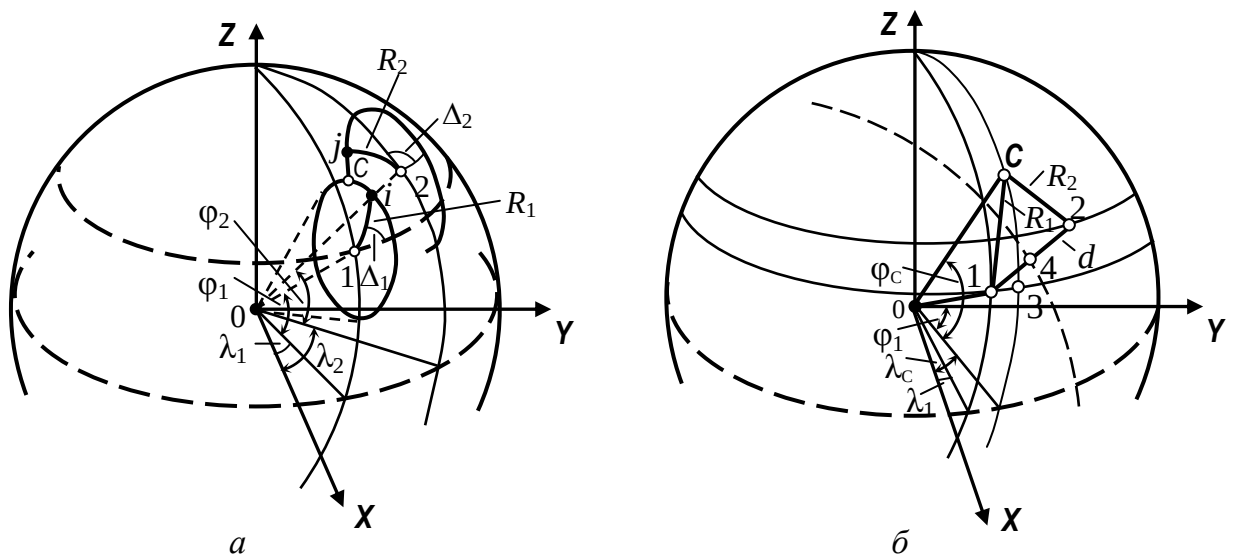


Рис. 11.3. Взаємозв'язок координат об'єкта та ліній положення у поверхні Землі

Сторона 1-3 цього трикутника лежить на паралелі, що проходить через точку 1; сторона 3С розташовується на меридіані, що відповідає положенню точки С; кут при вершині 3 є прямий. Дуга $\cup R_1$ стягує центральний кут $\alpha_1 = \cup R_1 / R_3$, дуга $\cup 13$ стягує центральний кут $(\lambda_1 - \lambda_c) \sec \varphi_1$; дуга $\cup 3C$ відповідає

центральному куту $(\varphi_1 - \varphi_c)$. Для прямокутного сферичного трикутника справедливо

$$\cos \alpha_1 = \cos[(\lambda_1 - \lambda_c) \sec \varphi_1] \cos(\varphi_1 - \varphi_c). \quad (11.12)$$

Отже

$$\cup R_1 = R_3 \arccos[(\lambda_1 - \lambda_c) \sec \varphi_1] \cos(\varphi_1 - \varphi_c). \quad (11.13)$$

Аналогічно для $\cup R_2$:

$$\cup R_2 = R_3 \arccos[(\lambda_2 - \lambda_c) \sec \varphi_2] \cos(\varphi_2 - \varphi_c). \quad (11.14)$$

Точність місцевизначення. Дані про точність та робочу зону системи визначаються аналогічно тому, що було сказано у п. 11.1. Необхідно лише розглядати не плоскі, а сферичні трикутники і враховувати відповідні співвідношення бази і дальності (вимірювані на поверхні Землі). У системі координат осям X і Y на площині відповідають дуги великого кола – одна, що проходить через точки 1 і 2, і друга – перпендикулярна першій і проходить через точку 4, що є серединою бази d .

11.3. Далекомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи місцевизначення об'єктів у просторі

На Землі розташовуються три імпульсні радіолокаційні станції, координати яких точно відомі, а керовані літаки забезпечуються радіовідповідачами. Вимірюється час поширення сигналів τ_1 , τ_2 та τ_3 між наземними станціями та літаком (і відповідні відстані R_1 , R_2 та R_3) і в пункті обробки визначаються координати літаків у прямокутній декартовій системі координат (рис. 11.4).

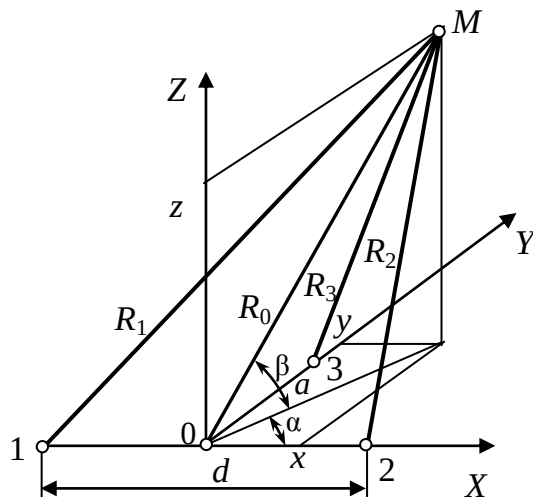


Рис. 11.4. Визначення положення об'єкта в просторі

Прийнято наступне розташування пунктів системи: точки 1, 2, 3 – у вершинах рівностороннього трикутника зі стороною, що дорівнює d , точки 1 і 2 – на осі X симетрично щодо початку, точка 3 – на осі Y на відстані a від початку координат ($a = d\sqrt{3}/2$). Кутове положення об'єктів спостереження визначається азимутом α і кутом місця β .

Для прийнятих даних система рівнянь, що зв'язує виміри відстаней з прямокутними координатами, має такий вигляд:

$$\begin{aligned} x &= \frac{1}{2d}(2R_1^2 - R_2^2); \quad y = \frac{1}{2d}[R_1^2 + R_2^2 - 2R_3^2 + 2(a^2 - d^2/4)]^{1/2}; \\ z &= [R_1^2 - (x - d/2)^2]^{1/2}. \end{aligned} \quad (11.15)$$

Точність місцевизначення. Середньоквадратична помилка визначення місцезнаходження знаходиться з виразу

$$\sigma_r = \left[\frac{\sigma_R^2}{2} \operatorname{cosec}^2 \gamma + \sigma_R^2 / 4 \right] \operatorname{cosec} \gamma. \quad (11.16)$$

Мінімальне значення помилки, що відповідає $\gamma = \gamma_1 = 90^\circ$, дорівнює $\sigma_{r \min} = \sigma_R \sqrt{3}/2$. Значення кута γ визначається формулою

$$\begin{aligned} \gamma &= \arctg \left[\frac{(d/2 - R_0 \cos \beta)}{(d/2 + R_0 \cos \beta)} \operatorname{ctg} \frac{\alpha}{2} \right] + \\ &+ \arctg \left[\frac{(d/2 - R_0 \cos \beta)}{(d/2 + R_0 \cos \beta)} \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} \right] + 90^\circ. \end{aligned} \quad (11.17)$$

При визначенні кута γ_1 слід взяти до уваги, що лінія перетину двох поверхонь положення (сфери з центрами у точках 1 та 2) – це коло з радіусом R_x , розташоване на площині, яка перпендикулярна до осі X і проходить через об'єкт спостереження, а центр цього кола лежить на осі X . Третя поверхня положення – сфера з центром у точці 3 та радіусом R_3 . Шуканий кут γ_1 укладений між радіусами R_x і R_3 , загальною точкою яких є об'єкт спостереження. У загальному випадку

$$\gamma_1 = \arccos(l_x l_3 + m_x m_3 + n_x n_3), \quad (11.18)$$

де l_x, m_x, n_x і l_3, m_3, n_3 – косинуси напрямків відрізків R_x та R_3 . Так як $l_x = 0$, то

$$\gamma_1 = \arccos(m_x m_3 + n_x n_3). \quad (11.19)$$

Значення косинусів напрямків виражаються так:

$$\begin{aligned}
 m_x &= \cos \beta \sin \alpha / (\cos^2 \beta \sin^2 \alpha + \sin^2 \beta)^{1/2}; \\
 m_3 &= R_0 / d (\cos \beta \sin \alpha - 0,866) \left[\left(\frac{R_0}{d} \right)^2 \cos^2 \beta \cos^2 \alpha + \right. \\
 &\quad \left. + \left(\frac{R_0}{d} \cos \beta \sin \alpha - 0,866 \right)^2 + \left(\frac{R_0}{d} \right)^2 \sin^2 \beta \right]^{-1/2}; \\
 n_3 &= R_0 / d \sin \beta \left[\left(\frac{R_0}{d} \right)^2 \cos^2 \beta \cos^2 \alpha + \right. \\
 &\quad \left. + \left(\frac{R_0}{d} \cos \beta \sin \alpha - 0,866 \right)^2 + \left(\frac{R_0}{d} \right)^2 \sin^2 \beta \right]^{-1/2}.
 \end{aligned}
 \tag{11.20}$$

Помилка σ_r змінюється у широких межах залежно від азимуту об'єкта спостереження. Вона різко зростає і система стає практично непрацездатною при значеннях кутів, близьких до 0, - 90 і 180°. Зміни кута місця в межах від 5° до 45° мало впливають на помилку. Помилка зростає приблизно пропорційно збільшенню відношення дальності до бази.

Аналіз залежності відносної помилки $\sigma_r / \sigma_{r \min}$ від значень кутів α і β для $R_0/d=1$ дає такий висновок. Якщо $R_0/d \approx 1$, а значення кута α лежать у межах 15...70° та -15...- 5°, то помилка мінімальна і не перевищує $\sqrt{3}\sigma_R$.

11.4. Синтез алгоритму оптимальної оцінки місцеположення об'єкта в багатопозиційній далекомірній радіонавігаційній системі

Найбільш важливою характеристикою точності радіонавігаційних систем є похибка визначення місцеположення об'єкта.

Для підвищення точності визначення параметрів траєкторій руху застосовуються статистичні методи оцінки.

Всі статистичні методи базуються на математичних моделях динамічних систем (об'єктів навігації та керування), сигналів, завад, інформаційних та супутніх процесів.

Для реалізації методу оптимальної стохастичної оцінки важливе значення має математична модель, що описує зв'язок вимірюваних і оцінюваних траєкторних параметрів (модель вимірювань). Специфічною особливістю задачі

траєкторної оцінки є те, що цей зв'язок, як правило, нелінійний і, отже, постановка задачі вимагає застосування нелінійних методів оцінки, що негативно позначається на точності.

Серед усіх методів синтезу оптимальних систем оцінки найбільш загальним і прийнятним до радіонавігаційним систем є методи марківської теорії оптимального нелінійного оцінювання.

Марківська теорія оптимального нелінійного оцінювання охоплює як окремий випадок оптимальну лінійну фільтрацію Калмана.

Розглянемо один з можливих способів підвищення точності визначення параметрів траєкторії польоту повітряного судна (ПС) за результатами вимірювань багатопозиційної далекомірної системи спостереження з одноетапною обробкою даних.

Завдання зводиться до задачі статистичного синтезу оптимального алгоритму оцінки параметрів траєкторії руху ПС в рамках теорії оптимальної нелінійної фільтрації. Покажемо умови, при яких можливе застосування лінійного фільтра Калмана.

Використовуючи комп'ютерне моделювання, досліджуємо властивості запропонованого методу і дамо порівняльну оцінку точності траєкторних параметрів.

Постановка завдання

Розглянемо двопозиційну систему спостереження, що складається з двох далекомірних радіонавігаційних станцій, віддалених одна від другої на відстань d (рис. 11.5).

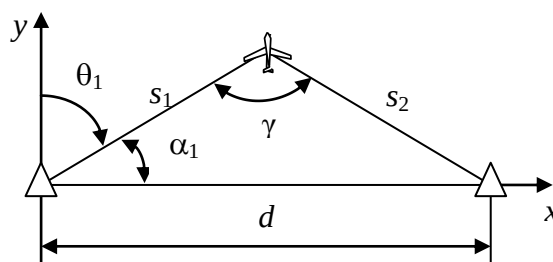


Рис. 11.5. Взаємне положення ПС і далекомірних систем

Уявімо цю систему як деякий далекомірно-кутомірний вимірник s, α , розташований в точці місцезнаходження однієї зі станцій (наприклад, це буде перший далекомір (рис.11.5), який вимірює дальність до ПС s_1^* – результат вимірювання першого далекоміра, й азимут α_1^* , який обчислюється за

результатами вимірювань s_1^* і s_2^* обох далекомірів з використанням теореми косинусів

$$\alpha_1 = \arccos\left(\frac{s_1^2 - s_2^2 + d^2}{2s_1d}\right), \quad (11.21)$$

де d – відстань між далекомірними станціями.

Прийmemo таку математичну модель вимірника з адитивними похибками вимірів:

$$\alpha_1^* = \alpha_1 + n_{\alpha 1}, \quad (11.22)$$

$$s_1^* = s_1 + n_{s1}, \quad (11.23)$$

де $n_{\alpha 1}$ – похибка визначення кута α_1 за даними вимірювань дальності s_1 і s_2 ; n_{s1} – похибка вимірювання дальності першого далекоміра.

Похибки вимірювання дальності прийmemo адитивними випадковими величинами типу «білий шум» з інтенсивностями, що дорівнюють σ_{s1}^2 і σ_{s2}^2 відповідно для першого і другого далекоміра.

Синтезуємо оптимальний алгоритм оцінки параметрів траєкторії руху ПС з використанням теорії оптимальної нелінійної фільтрації.

Математична модель вимірів

Первісним завданням статистичного аналізу радіонавігаційного пристрою є визначення його характеристик на підставі відомих статистичних описів сигналів і завад, а також при відомому законі перетворення вхідних впливів у вихідні процеси, тобто складання математичної моделі функціонування радіонавігаційного пристрою.

Щоб запис математичної моделі віртуального вимірювача (11.22) була коректною, виконуємо лінеаризацію шляхом розкладання виразу (11.21) в ряд Тейлора щодо значень дальності, які відповідають місцеположенню ПС на траєкторії його польоту, залишаючи елементи розкладу тільки першого порядку.

В результаті отримаємо

$$n_{\alpha 1} = -\frac{1}{s_1d\sqrt{1-z^2}}\left(\frac{s_1^2 + s_2^2 - d^2}{2s_1}n_{s1} + s_2n_{s2}\right), \quad (11.24)$$

$$\text{де } z = \frac{s_1^2 - s_2^2 + d^2}{2s_1d}.$$

Визначимо дисперсію лінеаризованої похибки обчисленого кута α_1

$$\sigma_{\alpha_1}^2 = M[n_{\alpha_1}^2] = \frac{1}{1-z^2} \left(\frac{s_1^2 + s_2^2 - d^2}{2s_1^2 d} \right)^2 \sigma_{s_1}^2 + \frac{1}{1-z^2} \frac{s_2^2}{s_1^2 d^2} \sigma_{s_2}^2$$

або

$$\sigma_{\alpha_1}^2 = \frac{1}{s_1^2 d^2 (1-z^2)} \times \left(\left(\frac{s_1^2 + s_2^2 - d^2}{2s_1} \right)^2 \sigma_{s_1}^2 + s_2^2 \sigma_{s_2}^2 \right). \quad (11.25)$$

Визначимо взаємну кореляцію для вимірної дальності s_1 та обчисленого кута α_1

$$r_{\alpha_1 s_1} = M[n_{\alpha_1} n_{s_1}] = -\frac{1}{\sqrt{1-z^2}} \left(\frac{s_1^2 + s_2^2 - d^2}{2s_1^2 d} \right) \sigma_{s_1}^2. \quad (11.26)$$

В результаті запишемо матрицю дисперсій похибок вимірювань як

$$R = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} \\ r_{21} & r_{22} \end{bmatrix}, \quad (11.27)$$

де $r_{11} = \sigma_{\alpha_1}^2$, $r_{22} = \sigma_{s_1}^2$, $r_{11} = r_{21} = r_{\alpha_1 s_1}$.

Вибір методу оптимальної оцінки траєкторних параметрів

Для вирішення задачі автоматизації процесів обробки і відображення траєкторної інформації перевагу слід віддати рекурентним алгоритмам траєкторної оцінки як найбільш швидкодіючим і економічним за обсягом використовуваної пам'яті комп'ютера. Крім того, такі алгоритми найкращим чином відповідають вимогам, що пред'являються до алгоритмів автосупроводження об'єктів, що базуються на процедурі прогнозу і подальшої корекції координат місцезнаходження ПС за результатами траєкторних вимірювань. Таким рекурентним алгоритмом траєкторної оцінки може бути відомий фільтр Калмана.

Потенційна точність, з якою може бути виконана оцінка траєкторних параметрів із застосуванням фільтра Калмана, визначається рішенням рівняння Ріккати, що описує розвиток дисперсії похибки оцінки. У дискретному вигляді для k -го моменту часу це

$$P_k = P'_k - KHP'_k, \quad (11.28)$$

де $P'_k = \Phi P_{k-1} \Phi^T,$

$$K = P'_k H^T (HP'_k H^T + R)^{-1},$$

P – матриця дисперсій похибок оцінки траєкторних параметрів; K – матриця коефіцієнтів підсилення фільтра; Φ – перехідна матриця, що описує рух об'єкта; H – матриця спостережень, що встановлює зв'язок між вимірами і елементами вектора станів; R – матриця дисперсій похибок вимірів; знак «'» – означає екстрапольоване значення.

Безпосередньо оцінка вектора станів за фільтром Калмана виконується рекурентне в два етапи:

$$\mathbf{X}'_k = \Phi \hat{\mathbf{X}}_{k-1} - \text{прогноз вектора стану}; \quad (11.29)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \mathbf{X}'_k + K(\mathbf{Z}_k - H\mathbf{X}'_k) - \text{корекція (оцінка)}.$$

Умови застосування лінійного фільтра

Для реалізації рекурентного лінійного фільтра необхідно спочатку визначити в просторі станів перехідну матрицю процесу, що описує рух ПС, параметри траєкторії якого оцінюються за даними двох далекомірних систем.

Прийmemo, що на обмеженій ділянці спостереження ПС здійснює політ з постійною швидкістю і курсом. Тоді, якщо взяти в якості вектора станів вектор

$$\mathbf{X} = [\alpha, s, \dot{\alpha}, \dot{s}]^T, \quad (11.30)$$

перехідна матриця Φ процесу $\mathbf{X}_i$, що описує рух ПС, буде складатися з наступних елементів

$$\Phi(T) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & T & 0 \\ 0 & 1 & 0 & T \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (11.31)$$

де $T = t_i - t_{i-1}$ – період надходження вимірювань.

Для математичної моделі вимірювача (11.22), (11.23) і прийнятого вектора станів (11.30) при зазначених вище припущеннях матриця спостережень для вектора перерахованих вимірювань $\mathbf{Z} = [\alpha^*, s^*]^T$ має вигляд

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (11.32)$$

Для розв'язання рівняння (11.28) треба на кожному кроку дискретизації обчислювати матрицю дисперсій похибок вимірювань R (11.27), тому що її елементи r_{11} (11.25), r_{12} і r_{21} (11.26) нестационарні. Треба також задати початкові дані для матриці коваріацій P .

Моделювання та аналіз результатів

Особливістю фільтра Калмана є те, що у рівняннях для матриці коваріацій відсутні виміри, і для розв'язання рівнянь не треба виконувати саму процедуру фільтрації. Тому для оцінки точності запропонованого алгоритму обробки даних далекомірних систем достатньо розв'язати рівняння Ріккаті, що описує розвиток дисперсій похибок оцінки траєкторних параметрів.

Оцінка точності визначення місцезнаходження ПС за результатами вимірів двох далекомірних систем з застосуванням фільтра Калмана проводилася з використанням програмного пакета MatLab.

Результат комп'ютерного моделювання наведено на рис. 11.6, де показані криві зміни середньоквадратичного значення радіальної похибки визначення місцеположення ПС у залежності від віддалення (координата y) ПС від бази $d = 50$ км для заданих похибок вимірів дальності $\sigma_{s1} = \sigma_{s2} = \sigma_s = 100$ м. Крива 1 – результат розв'язку рівняння (11.28). Для порівняння (крива 2) показана зміна радіальної похибки обчислення положення ПС за даними вимірів двох далекомірних систем без оптимальної обробки, значення якої визначається виразом $\sigma_r = \sqrt{2} \sigma_s \cos \gamma$.

Особливістю постановки задачі є те, що математична модель вимірювань зводиться до деякого далекомірно-кутомірного вимірювача, розташованого в точці розташування одного з далекомірів. Це дозволило отримати просту лінійну модель спостереження, що зв'язує вимірювання віртуальної далекомірно-кутомірної станції з вектором станів, що описує рух літака, і використати лінійний рекурентний фільтр Калмана для оцінки параметрів траєкторії.

Результати моделювання показують, що точність визначення параметрів траєкторії руху літака при використанні інформації багатопозиційних далекомірних систем спостереження може бути істотно підвищена при застосуванні запропонованого алгоритму оптимальної обробки.

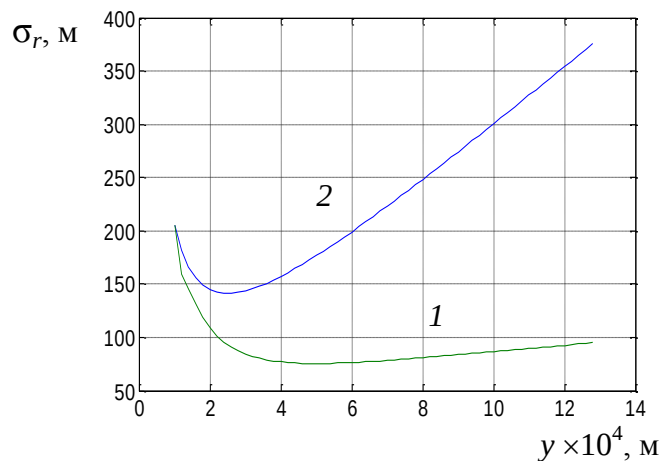


Рис. 11.6. Середньоквадратична похибка визначення місцеположення

Запропонований підхід дає просту структуру алгоритму траєкторної оцінки і допускає лінійне рішення, що дає передумову його практичного впровадження.

Література до лекції 11: [1–4], [8], [10], [14].

Питання для самоперевірки

1. Запишіть рівняння прямого та зворотного зв'язку параметрів, що вимірюються, та координатами об'єкта в далекомірній БРНС.
2. Як оцінити точність далекомірної багатопозиційної системи?
3. Як визначити робочу зону далекомірної багатопозиційної системи?
4. Як визначається місцеположення об'єкта в просторі в далекомірній БРНС?
5. Як оцінити точність визначення місцеположення об'єкта в просторі в далекомірній БРНС?
6. Надайте процедуру синтезу алгоритму оптимальної оцінки місцеположення об'єкта в далекомірній БРНС.
7. Поясніть застосування оптимальної статистичної оцінки місцеположення в далекомірній багатопозиційній системі.
8. Надайте приклад формування математичної моделі вимірів для застосування фільтра Калмана в далекомірній БРНС.
9. Прокоментуйте результати комп'ютерного моделювання застосування оптимальної фільтрації в далекомірній БРНС.

Лекція 12. Різницево-далекомірні та кутомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи

12.1. Різницево-далекомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи

Різницево-далекомірний метод визначення положення об'єкта заснований на визначенні в приймачу об'єкта різниці часу надходження сигналу від двох рознесених випромінювачів A і B з відомими координатами. Ця різниця часу між часом приходу сигналів $\tau = \tau_A - \tau_B$ виявляється пропорційний вимірюваній різниці відстаней $\Delta R = R_A - R_B$ від приймача до випромінювачів (рис. 12.1).

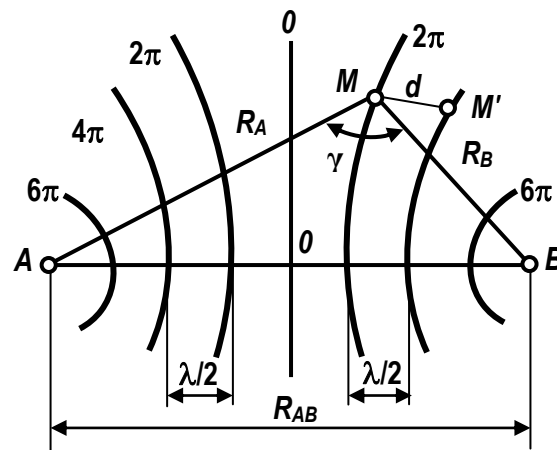


Рис. 12.1. Різницево-далекомірний метод визначення положення об'єкта

Однак, отриманої різниці відстаней відповідає безліч точок, які математично описуються гіперболою. Для однозначного визначення місцеположення об'єкта необхідно мати як мінімум ще один випромінювач, щоб сформувати другу гіперболу і обчислити координати точки їх перетину.

Визначення робочої зони різницево-далекомірної РНС

При побудові робочої зони для різницево-далекомірної системи треба скористатися співвідношенням (4.23), яке з урахуванням похибки визначення лінії положення $\sigma_{\Pi} = \sigma_{\Delta r} / 2 \sin 0,5\varphi$ запишеться у вигляді

$$\sigma_r = \frac{\sqrt{\left(\frac{\sigma_1}{\sin^2 0,5\varphi_1}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sin^2 0,5\varphi_2}\right)^2 + \frac{2\rho\sigma_1\sigma_2}{\sin 0,5\varphi_1 \sin 0,5\varphi_2}}}{2 \sin \gamma}, \quad (12.1)$$

де σ_1, σ_2 – середньоквадратичні похибки визначення різниці для 1-ої і 2-ої бази; φ_1, φ_2 – кути між радіальними напрямками на наземні станції (для кожної бази) з точки можливого місцеположення об'єкта.

Якщо похибки визначення різниці відстаней для двох баз системи однакові і незалежні, тобто $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$ і $\rho = 0$, то з (12.1) отримаємо

$$\sigma_r = \frac{\sigma}{2 \sin \frac{\varphi_1 + \varphi_2}{2}} \sqrt{\frac{1}{\sin^2 0,5\varphi_1} + \frac{1}{\sin^2 0,5\varphi_2}}. \quad (12.2)$$

З аналізу кривих постійної точності і співвідношень (12.1), (12.2) випливає, що найбільша точність оцінки місцезнаходження досягається на базах системи (рис. 12.2).

У напрямку перпендикуляра із середини бази похибки виявляються меншими, ніж в інших напрямках, а в напрямку бази за її межами, коли $\varphi = 0$ (або 360°), похибки стають нескінченно великими.

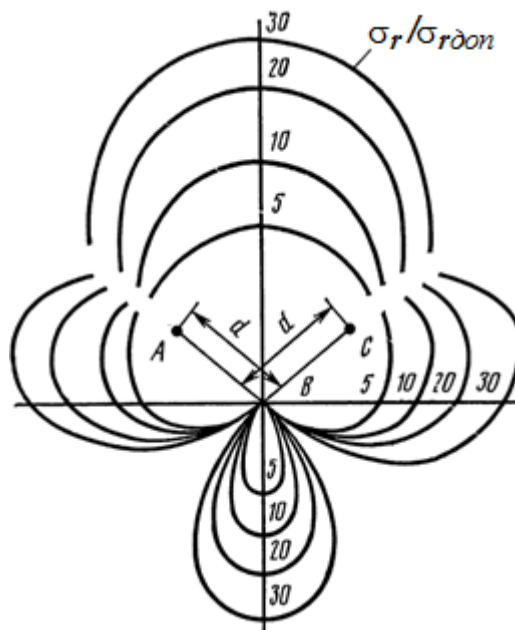


Рис. 12.2. Криві рівної точності для різницево-далекомірної системи

Мультилатераційна система

Останнім часом для визначення місцеположення об'єктів широко використовуються багатопозиційні системи спостереження, які базуються на різницево-далекомірному методі – методі диференціальної **мультилатерації (Multilateration)** для оцінки точного положення об'єктів, що мають приймач-

відповідач режиму-S і режиму 3A/C (літальні апарати або транспортні засоби, оснащені оперативним транспондером або еквівалентним йому).

Мультилатераційна система (MLAT) складається з декількох приймаючих і передаючих станцій, розміщених в точно визначених позиціях в аеропорту або за його межами, і визначає місце розташування цілі за різницею часу прийому (Time Difference Of Arrival – TDOA), тобто TDOA між часом «приходу» сигналу від відповідача, який приймається різними приймачами (TOA), один з яких приймається в якості опорного (відносного).

Мультилатерація, також відома як гіперболічне позиціонування, являє собою процес визначення місця розташування об'єкта шляхом точного обчислення різниці часу прибуття (TDOA) сигналу, що випромінюється об'єктом, на три або більше приймачів. Це також відноситься до випадку знаходження приймача шляхом вимірювання TDOA сигналу, що передається від трьох або більше синхронізованих передавачів.

TDOA між двома прийомними датчиками RX_1 і RX_2 відповідає, математично кажучи, гіперболі (в 2D), на якій може знаходитися об'єкт (рис. 12.3).

Розглянемо тепер третій датчик приймача на третій позиції RX_3 . Це дає другий вимір TDOA і, отже, визначає об'єкт на другій гіперболі. Перетин цих двох гіпербол дає точку, де знаходиться об'єкт (рис. 12.4).

У двовимірному випадку, як показано на рисунку, кількість датчиків приймача (їх 3) достатньо для визначення місця розташування цілі на перетині двох гіпербол, в той час як в тривимірному випадку потрібен додатковий 4-й датчик приймача для знаходження точки перетину гіперболоїдів TDOA.

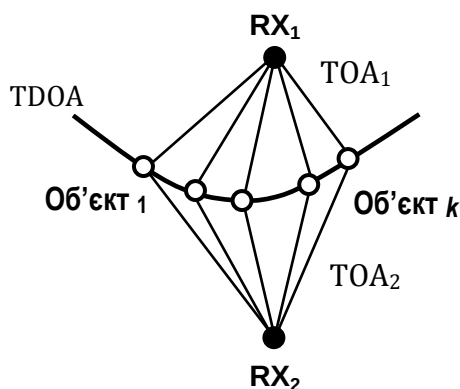


Рис. 12.3. Формування лінії рівних різностей відстаней

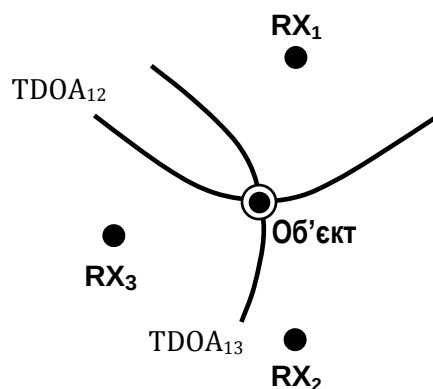


Рис. 12.4. Визначення положення об'єкта на площині

Час проходження (T) імпульсів від джерела випромінювання із точки (x, y, z) до кожного приймача – це відстань D , поділена на швидкість c поширення імпульсу

$$T_i = D_i / c, \quad (12.3)$$

де i – номер приймача; c – швидкість поширення імпульсу.

Відстань від літака до i -го приймача визначається виразом

$$D_i(x, y) = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2}, \quad (12.4)$$

де x, y – невідомі координати положення об'єкта; x_i, y_i – відомі координати положення приймача.

Розглянемо випромінювач (літак) у невідомому місці, координати (x, y, z) якого ми хочемо знайти. Розглянемо також багатопозиційну систему, що включає в себе чотири приймача, розміщених у місцях з відомими координатами (x_i, y_i, z_i) : центральна позиція – 2, ліва – 1, права – 3 і четверта – 4 (рис. 12.5).

Визначимо час T_i проходження імпульсів від емітера (x, y, z) до кожного приймача:

$$\begin{aligned} T_1 &= D_1/c = \sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} / c; \\ T_2 &= D_2/c = \sqrt{(x - x_2)^2 + (y - y_2)^2 + (z - z_2)^2} / c; \\ T_3 &= D_3/c = \sqrt{(x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 + (z - z_3)^2} / c; \\ T_4 &= D_4/c = \sqrt{(x - x_4)^2 + (y - y_4)^2 + (z - z_4)^2} / c. \end{aligned} \quad (12.5)$$

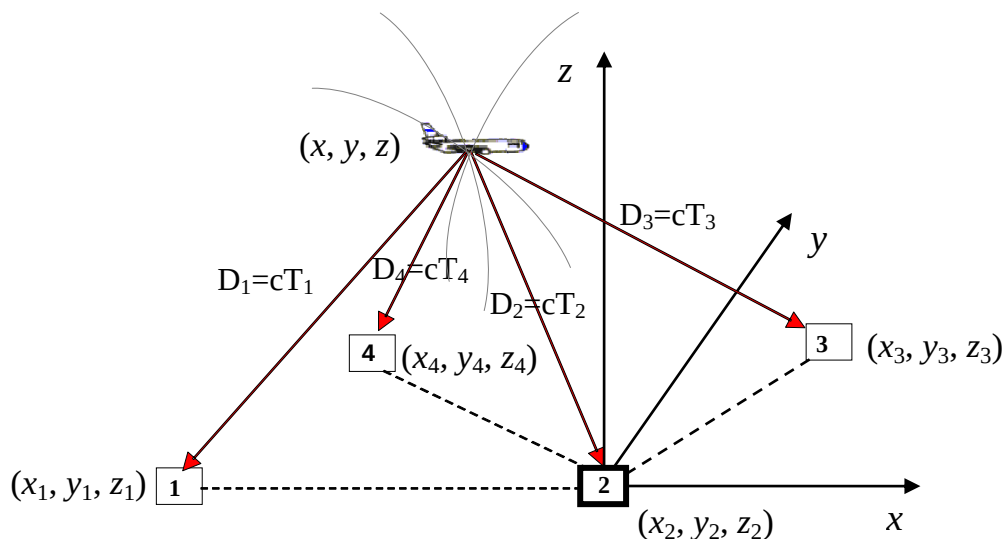


Рис. 12.5. Багатопозиційна різницево-daleкомірна система

Якщо прийняти позицію другого приймача 2 за початок координат, то $x_2 = 0$, $y_2 = 0$, $z_2 = 0$ і

$$T_2 = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} / c. \quad (12.6)$$

Різниці в часі прибуття між імпульсами, які надходять безпосередньо на центральну позицію, і тими, які надходять на інші позиції, записуються як:

$$\begin{aligned} \tau_{12} &= T_1 - T_2 = [\sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} - \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}] / c; \\ \tau_{32} &= T_3 - T_2 = [\sqrt{(x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 + (z - z_3)^2} - \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}] / c; \\ \tau_{42} &= T_4 - T_2 = [\sqrt{(x - x_4)^2 + (y - y_4)^2 + (z - z_4)^2} - \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}] / c. \end{aligned} \quad (12.7)$$

Кожне рівняння визначає окремий гіперболоїд. Ця система рівнянь повинна вирішуватися для невідомого місця розташування об'єкту (x, y, z) в реальному часі.

Знаходження місцеположення за методом найменших квадратів

Процедура застосування МНК така.

У загальному вигляді для двох змінних x, y маємо систему рівнянь

$$F(x, y) = T, \quad (12.8)$$

де

$$X = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}; \quad F(x, y) = \begin{bmatrix} f_1(x, y) \\ f_2(x, y) \end{bmatrix}; \quad T = \begin{bmatrix} c\tau_1 \\ c\tau_3 \end{bmatrix}.$$

Виконується лінеаризація розкладанням (12.8) в ряд Тейлора відносно x_0, y_0

$$F(x, y) = F(x_0, y_0) + \frac{\partial F}{\partial X} \bigg|_{X=X_0} (X - X_0), \quad (12.9)$$

або

$$F(X_0) + J(X_0)\Delta X = T,$$

де

$$\Delta X = X - X_0; \quad J(X_0) = \frac{\partial F}{\partial X} \bigg|_{X=X_0},$$

або

$$J(X_0) \cdot \Delta X = T - F(X_0).$$

Позначаємо $A = J(X_0)$, $B = T - F(X_0)$.

Маємо рівняння

$$A \cdot \Delta X = B.$$

Знаходимо

$$\Delta X = (A^T \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot B. \quad (12.10)$$

За рішенням цього рівняння визначається вектор

$$X = X_0 + \Delta X, \quad (12.11)$$

що включає координати об'єкта x, y .

Для системи з 3 станцій:

$$\begin{aligned} f_1(x, y) &= D_1(x, y) - D_2(x, y) - c\tau_1 = 0, \\ f_2(x, y) &= D_3(x, y) - D_2(x, y) - c\tau_3 = 0, \end{aligned} \quad (12.12)$$

$$J(X_0) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(x_0, y_0)}{\partial x} & \frac{\partial f_1(x_0, y_0)}{\partial y} \\ \frac{\partial f_2(x_0, y_0)}{\partial x} & \frac{\partial f_2(x_0, y_0)}{\partial y} \end{bmatrix}, \quad (12.13)$$

$$\left. \frac{\partial f_1(x, y)}{\partial x} \right|_{\substack{x=x_0 \\ y=y_0}} = \frac{x_0 - x_1}{D_1(x_0, y_0)} - \frac{x_0 - x_2}{D_2(x_0, y_0)};$$

$$\left. \frac{\partial f_1(x, y)}{\partial y} \right|_{\substack{x=x_0 \\ y=y_0}} = \frac{y_0 - y_1}{D_1(x_0, y_0)} - \frac{y_0 - y_2}{D_2(x_0, y_0)};$$

$$\left. \frac{\partial f_2(x, y)}{\partial x} \right|_{\substack{x=x_0 \\ y=y_0}} = \frac{x_0 - x_3}{D_3(x_0, y_0)} - \frac{x_0 - x_2}{D_2(x_0, y_0)};$$

$$\left. \frac{\partial f_2(x, y)}{\partial y} \right|_{\substack{x=x_0 \\ y=y_0}} = \frac{y_0 - y_3}{D_3(x_0, y_0)} - \frac{y_0 - y_2}{D_2(x_0, y_0)}.$$

12.2. Кутомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи

Кутомірні багатопозиційні радіонавігаційні системи застосовуються для цілей навігації літаків та кораблів, в геодезії, астрономії, радіорозвідці та ін.

В основі визначення координат місця розташування об'єктів за даними багатопозиційної радіопеленгаційної системи спостереження лежать триангуляційні методи розрахунку. Триангуляція – метод геодезичних

вимірювань на місцевості за допомогою побудови системи трикутників та вимірювання всіх їхніх кутів.

Місцезнаходження літака в плані однозначно визначається як точка перетину мінімум двох ліній положення, визначених кутами θ_1 і θ_2 (рис.12.6).

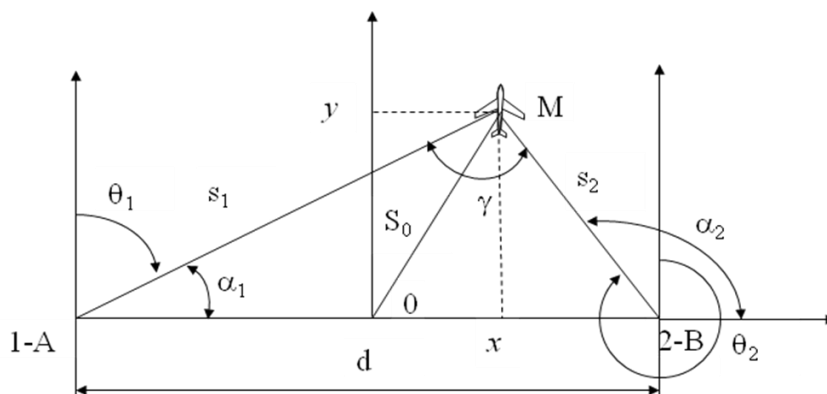


Рис. 12.6. Взаємне положення об'єкта і кутомірних систем

В кутомірних БРНС на периферійних прийомних пунктах здійснюються вимірювання кутових координат об'єктів спостереження і результати вимірювань передаються на ЦПО (центральный пункт обработки).

Кутومیрні БРНС прийнято розглядати як асимптотичний випадок різницево-далекомірних систем, коли відстань до об'єкту значно більша ніж розміри бази, разом з тим в ряді випадків кутомірні БРНС внаслідок простоти геометрії розглядають окремо.

Кутومیрна двобазова БРНС місцевизначення на площині

Розглядаючи геометрію БРНС (рис. 12.6) для кутомірної БРНС, що вимірює як первинні параметри кути α_1 , α_2 , запишемо прямі та зворотні рівняння зв'язку

$$\alpha_1 = \arctg\left(\frac{y}{d/2 + x}\right), \quad \alpha_2 = \pi - \arctg\left(\frac{y}{d/2 - x}\right), \quad (12.14)$$

$$x = -\frac{d}{2} \sin(\alpha_1 + \alpha_2) / \sin(\alpha_2 - \alpha_1), \quad y = d \sin \alpha_1 \sin \alpha_2 / \sin(\alpha_2 - \alpha_1), \quad (12.15)$$

тут d – база системи.

Точність визначення місцеположення за двома радіокутомірами

Середньоквадратична похибка визначення місцеположення об'єкта за даними двох радіокутомірів (рис.12.7) визначається зі співвідношення (4.23), і за умови незалежності вимірів пеленгів запишеться в градусному вимірі як

$$\sigma_r = \frac{0,017}{\sin \gamma} \sqrt{D_1^2 \sigma_{\alpha 1}^2 + D_2^2 \sigma_{\alpha 2}^2}, \quad (12.16)$$

де D_1, D_2 – відстані від ЛА до радіонавігаційних точок A і B ; $\sigma_{\alpha 1}$ і $\sigma_{\alpha 2}$ – середньоквадратичні похибки радіопеленгів.

В окремому випадку, коли $\sigma_{\alpha 1} = \sigma_{\alpha 2} = \sigma_\alpha$

$$\sigma_r = \frac{0,017 \sigma_\alpha}{\sin \gamma} \sqrt{D_1^2 + D_2^2}. \quad (12.17)$$

Для визначення границь робочої зони необхідно побудувати криву рівної точності, в будь-якій точці якої $\sigma_r = \sigma_{r\text{доп}}$.

Перетворимо вираз (12.16). З урахуванням того, що $\gamma = 180^\circ - (\alpha_1 + \alpha_2)$,

$$D_1 = \frac{d \sin \alpha_2}{\sin(\alpha_1 + \alpha_2)}; \quad D_2 = \frac{d \sin \alpha_1}{\sin(\alpha_1 + \alpha_2)}. \quad (12.18)$$

Підставивши D_1 і D_2 (12.18) в (12.16), отримаємо

$$\sigma_r = kd\sigma_\alpha, \quad k_1 = 0,017 \frac{\sqrt{\sin^2 \alpha_1 + \sin^2 \alpha_2}}{\sin^2(\alpha_1 + \alpha_2)}. \quad (12.19)$$

Побудова робочих зон РНС проводиться виходячи із заданих значень d, σ_α і σ_r , згідно з якими із (12.19) $\sigma_r = kd\sigma_\alpha$, знаходять коефіцієнт k , а потім – відповідні значення α_1 і α_2 . Перетин допоміжних ліній, проведених під кутами α_1 і α_2 , дає точки $M_1, M_2, M_3, \dots, M_n$, що належать кривій заданої точності (рис. 12.7).

Для визначення мінімального значення похибки оцінки місцезнаходження в межах розглянутої робочої зони покладемо в співвідношенні (12.17) однакові дальності $D_1 = D_2 = D$, а замість D запишемо його значення у вигляді $D = d / 2 \sin 0,5\gamma$, тоді

$$\sigma_r = \frac{0,017\sigma_\alpha}{\sin \gamma \sin \gamma / 2} (d / 2). \quad (12.20)$$

Для визначення мінімального значення σ_r прирівнюємо нулю його похідну за кутом γ , тобто

$$\frac{d\sigma_r}{d\gamma} = -0,5 \cos(\gamma / 2) \sin \gamma - \cos \gamma \sin(\gamma / 2) = 0, \quad (12.21)$$

звідси $\operatorname{tg} \gamma = -2 \operatorname{tg} (\gamma / 2)$ і $\gamma = 109^\circ 28'$.

Знайденому значенню кута γ відповідають дві точки в робочій області кутомірної РНС, що розташовані симетрично на перпендикулярі, проведеному через середину бази і на відстані $0,35 d$ від неї.

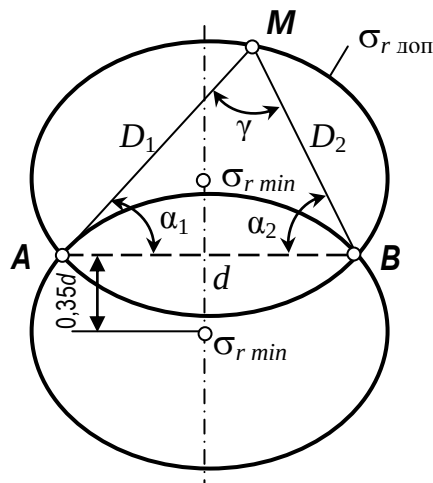


Рис. 12.7. Робоча зона для двох кутомірів

Приклад сімейства кривих рівної точності для заданих σ_r , σ_α і d показано на рис. 12.8.

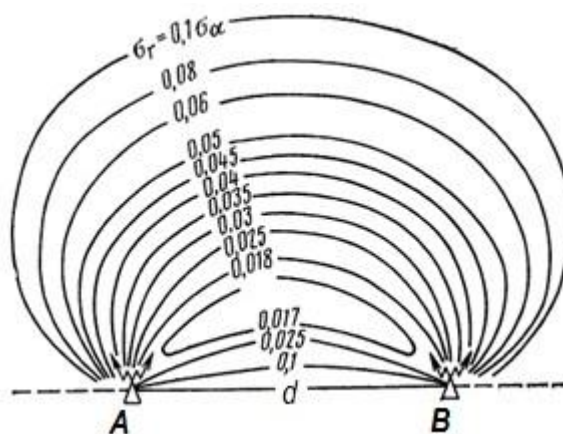


Рис. 12.8. Криві рівної точності для двох радіокутомірів

Запишемо помилку визначення місцеположення (12.17) у вигляді

$$\sigma_r = \sigma_\alpha \operatorname{cosec} \gamma \sqrt{R_1^2 + R_2^2}. \quad (12.22)$$

Представивши σ_r як функцію кутової координати θ та відношення $k = 2R_0/d$, отримуємо

$$\begin{aligned} [\Delta r_R^2]^{1/2} = \sigma_r = \frac{1}{\sqrt{2}} d \sqrt{1+k^2} \left\{ \cos \left[\arctg \left(\frac{1-k}{1+k} \operatorname{ctg} \left(\frac{\pi}{4} + \frac{\theta}{2} \right) \right) + \right. \right. \\ \left. \left. + \arctg \left(\frac{1-k}{1+k} \operatorname{ctg} \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\theta}{2} \right) \right) \right] \right\}^{-1}. \end{aligned} \quad (12.23)$$

При розташуванні об'єкта на осі y ($\theta = 0$) мінімальне значення помилки позиціонування $\sigma_{r \min}$ відповідає $R_0 = 0,365d$ і дорівнює $0,91d\sigma_\alpha$. Для $R_0/d > 1$ відносна помилка $\sigma_r/\sigma_{r \min}$ зростає приблизно пропорційно квадрату відношення R_0/d , тобто змінюється так само, як і в різницево-далекомірних системах.

12.3. Кутомірні БРНС місцевизначення об'єктів у просторі

Кутомірні БРНС можуть знайти застосування для визначення розташування об'єктів у просторі. При цьому необхідно вимірювати, наприклад, два азимути об'єкта спостереження та його кут місця. Припустимо, що у пункті прийому 1 (рис. 12.9) вимірюють азимут α_1 об'єкта та його кут місця β_1 , а пункті 2 – лише азимут α_2 . Поверхнями положення будуть дві площини P_1 і P_2 (положення яких характеризується кутами α_1 і α_2) та конус з кутом при вершині $180^\circ - 2\beta_1$; α_1 , α_2 , x , y визначають за формулами (12.14), (12.15), а

$$\beta_1 = \arctg z / \sqrt{(d/2 + x)^2 + y^2}, \quad (12.24)$$

$$z = d \sin \alpha_2 \operatorname{tg} \beta_1 \sin(\alpha_2 - \alpha_1). \quad (12.25)$$

Точність просторової кутомірної системи оцінюють за формулою

$$\sigma_r = (\sigma_{rR}^2 + \sigma_{\text{пн3}}^2)^{1/2} \operatorname{cosec} \gamma_1,$$

де кут γ_1 укладений між вертикальною лінією перетину площин P_1 і P_2 і утворювальної конуса $\beta_1 = \text{const}$:

$$\gamma_1 = 90^\circ - \beta_1, \quad (12.26)$$

$\sigma_{\text{пп3}}$ – середньоквадратичне відхилення помилки визначення третьої поверхні
положення

$$\sigma_{\text{III}3} = R_3 \sigma_\alpha, \quad (12.27)$$

де R_3 – видалення об'єкта від першого пункту прийому.

Таким чином,

$$\sigma_r = \sec \beta_1 \sqrt{\sigma_{rR}^2 + \sigma_\alpha^2 R_3^2}. \quad (12.28)$$

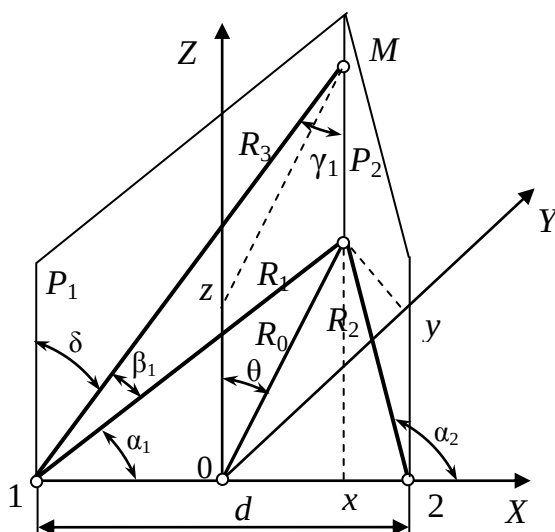


Рис. 12.9. Схема визначення об'єкта у просторі

Далі, виразивши R_3 через полярні координати R_0 та θ і кут місця β_1 об'єкта спостереження у вигляді

$$R_3 = \frac{d}{2} \cos \theta \cos \beta_1 / \sin \left[\arctg \frac{(1-k^2)}{(1+k^2)} \operatorname{ctg} \left(\frac{\pi}{4} + \frac{\theta}{2} \right) + \frac{\pi}{4} - \frac{\theta}{2} \right], \quad (12.29)$$

де $k = 2R_0/d$, отримаємо

$$\sigma_r = \frac{d}{2} \sigma_\alpha \sec \beta_1 \left\{ \frac{2(1+k^2)}{\cos^2 \left(\arctg \left[\frac{(1-k^2)}{(1+k^2)} \operatorname{ctg} \left(\frac{\pi}{4} + \frac{\theta}{2} \right) \right] \right) + \arctg \left[\frac{(1-k^2)}{(1+k^2)} \operatorname{ctg} \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\theta}{2} \right) \right]} + \frac{\cos^2 \theta \cos_2 \beta_1}{\sin^2 \left[\arctg \frac{(1-k^2)}{(1+k^2)} \operatorname{ctg} \left(\frac{\pi}{4} + \frac{\theta}{2} \right) + \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\theta}{2} \right) \right]} \right\}^{1/2}. \quad (12.30)$$

Формула (12.30) дозволяє розраховувати помилку визначення розташування об'єкта, що характеризується координатами R_0 , θ і β_1 .

12.4. Статистичне оптимальна обробка кутомірної інформації

Точність визначення параметрів траєкторії руху літака при використанні інформації багатопозиційних кутомірних систем може бути істотно підвищена шляхом застосування алгоритмів статистичної обробки пеленгаційної інформації.

Розглянемо взаємне положення двох автоматичних радіопеленгаторів (АРП) і літака в прямокутній системі координат x, y з центром в точці розташування $АРП_1$, як показано на рис. 12.10.

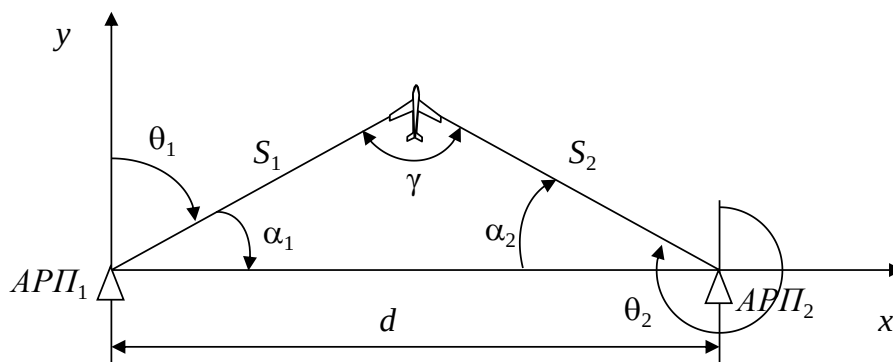


Рис. 12.10 Взаємне положення літака і радіопеленгаторів

Прийmemo наступну математичну модель вимірювача:

$$\begin{aligned}\alpha_1^* &= \alpha_1 + n_\alpha; \\ S_1^* &= S_1 + n_s,\end{aligned}\tag{12.31}$$

де S_1 – значення дальності, обчислене за даними вимірювання двох азимутів

$$S_1 = \frac{d \sin \alpha_2}{\sin(\alpha_1 + \alpha_2)},\tag{12.32}$$

$n_\alpha = n_\theta$ – випадкові похибки вимірювання пеленга типу «білий шум» з дисперсією, яка дорівнює σ_θ^2 ; n_s – лінеаризована похибка «вимірів» дальності.

Похибка «вимірювання» дальності визначається в результаті лінеаризації виразу (12.32) розкладанням в ряд Тейлора, що дає

$$n_s = S_1^* - S_1 = -\frac{d \cos(\alpha_1 + \alpha_2) \sin \alpha_2}{\sin^2(\alpha_1 + \alpha_2)} n_{\alpha_1} + \frac{d \sin \alpha_1}{\sin^2(\alpha_1 + \alpha_2)} n_{\alpha_2}.\tag{12.33}$$

Дисперсія вимірів дальності за визначенням дорівнює

$$\sigma_{s1}^2 = M\{n_s^2\} = \frac{d^2 \sigma_\theta^2}{\sin^4(\alpha_1 + \alpha_2)} [\cos^2(\alpha_1 + \alpha_2) \sin^2 \alpha_2 + \sin^2 \alpha_2]. \quad (12.34)$$

Застосування фільтра Калмана

Для вирішення завдання автоматизації процесів обробки і відображення траєкторій інформації перевагу слід віддати рекурентним алгоритмам траєкторної оцінки як найбільш швидкодіючим і економічним за обсягом пам'яті обчислювача.

Крім того, такі алгоритми найкращим чином відповідають вимогам, що пред'являються до алгоритмів автосупроводження, що базуються на процедурі прогнозу і подальшої корекції координат місця розташування літака за результатами вимірювань.

Таким рекурентним алгоритмом траєкторної оцінки може бути фільтр Калмана.

Основні співвідношення оптимального алгоритму послідовного згладжування параметрів траєкторії записані в порядку виконання операцій:

– прогноз на крок дискретизації

$$\mathbf{X}'_k = \Phi \hat{\mathbf{X}}_{k-1}, \quad (12.35)$$

$$\mathbf{P}'_k = \Phi \mathbf{P}_{k-1} \Phi^T, \quad (12.36)$$

– оцінка (корекція прогнозу)

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}'_k \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \mathbf{P}'_k \mathbf{H}^T + \mathbf{R})^{-1}, \quad (12.37)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \mathbf{X}'_k + \mathbf{K} (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H} \mathbf{X}'_k), \quad (12.38)$$

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}'_k - \mathbf{K} \mathbf{H} \mathbf{P}'_k, \quad (12.39)$$

де Φ – перехідна матриця; $\mathbf{P}$ – матриця дисперсій похибок оцінки; $\mathbf{R}$ – матриця дисперсій похибок вимірювань; $\mathbf{H}$ – матриця спостережень; $\mathbf{Z}$ – вектор вимірюваних параметрів; знак « ' » – означає екстрапольоване значення.

Для використання рівнянь оптимальної оцінки визначимо перехідну матрицю процесу, що описує рух об'єкта, параметри траєкторії якого оцінюються за даними двох кутомірних систем.

Прийmemo, що на обмеженій ділянці спостереження об'єкт здійснює рух з постійною швидкістю і постійним курсом.

Прийmemo в якості вектора станів вектор

$$\mathbf{X} = [\alpha, S, \dot{\alpha}, \dot{S}]^T, \quad (12.40)$$

тоді перехідна матриця процесу, що описує рух об'єкта, буде складатися з наступних елементів

$$\Phi(T) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & T & 0 \\ 0 & 1 & 0 & T \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (12.41)$$

де T – період надходження вимірювань.

Визначимо модель вимірювань у формі

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{v}, \quad (12.42)$$

де

$$\mathbf{Z} = [\alpha^*, S^*]^T,$$

$$\mathbf{v} = [n_\theta, n_s]^T.$$

Для моделі вимірювача (12.31) і прийнятого векторі станів (12.40) при зазначених вище припущеннях матриця спостережень має вигляд

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (12.43)$$

Матриця дисперсій похибок вимірювань $\mathbf{R}$ містить наступні елементи

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} \\ r_{21} & r_{22} \end{bmatrix}, \quad (12.44)$$

$$r_{11} = \sigma_\theta^2,$$

$$r_{22} = \sigma_{s1}^2 = \frac{d^2 \sigma_\theta^2}{\sin^4(\alpha_1 + \alpha_2)} [\cos^2(\alpha_1 + \alpha_2) \sin^2 \alpha_2 + \sin^2 \alpha_2],$$

$$r_{12} = r_{21} = M[n_{\theta} n_{s1}] = -\frac{d\sigma_{\theta}^2 \cos(\alpha_1 + \alpha_2) \sin \alpha_2}{\sin^2(\alpha_1 + \alpha_2)}.$$

Потенційна точність, з якою може бути проведена оцінка траєкторних параметрів фільтром Калмана, визначається рішенням рівняння Ріккати (12.36, 12.37, 12.39) для матриці коваріацій P , що описує розвиток дисперсій похибок оцінки.

Для прийнятих позначень векторів і матриць та їх складових матриця коваріацій P має структуру

$$P = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & p_{13} & p_{14} \\ p_{21} & p_{22} & p_{23} & p_{24} \\ p_{31} & p_{32} & p_{33} & p_{34} \\ p_{41} & p_{42} & p_{43} & p_{44} \end{bmatrix}, \quad (12.45)$$

де

p_{11} – дисперсія похибки оцінки пеленга α ;

p_{22} – дисперсія похибки оцінки дальності S ;

Оцінки пеленга та дальності відповідно – $\hat{\alpha}$, $\hat{S}$;

Похибки оцінки пеленга та дальності відповідно – $\tilde{\alpha} = \hat{\alpha} - \alpha$, $\tilde{S} = \hat{S} - S$;

$$p_{11} = \sigma_{\tilde{\alpha}}^2 = D[\tilde{\alpha}] = M[\tilde{\alpha}^2]; \quad p_{22} = \sigma_{\tilde{S}}^2 = D[\tilde{S}] = M[\tilde{S}^2]. \quad (12.46)$$

При цьому дисперсія радіальної похибки оцінки визначається виразом

$$\sigma_r^2 = \sigma_s^2 + \hat{S}^2 \sigma_{\theta}^2 = p_{22} + \hat{S}^2 p_{11}. \quad (12.47)$$

Моделювання оптимальної оцінки параметрів траєкторії польоту ПС за результатами вимірів двох кутомірних систем проводилося з використанням програмного пакета MatLab. Потенційна точність оцінювалась розв'язком рівняння Ріккати і визначенням її елементів p_{11} і p_{22} , що описують розвиток дисперсій відповідних похибок оцінки.

На рис. 12.11 показані криві зміни середньоквадратичного значення радіальної похибки визначення місця розташування ПС у залежності від віддалення об'єкта від бази $d = 50$ км для заданої похибки виміру пеленга $\sigma_{\theta} = 0,25^{\circ}$. Крива 1 – результат розв'язку рівняння Ріккати. Для порівняння (крива 2) показана зміна радіальної похибки розрахунку положення об'єкта за

даними вимірів двох кутомірних систем без оптимальної обробки, значення якої визначається виразом

$$\sigma_r = \sigma_\theta \operatorname{cosec} \gamma \sqrt{S_1^2 + S_2^2}. \quad (12.48)$$

Розглянутий підхід дозволив одержати конструктивний розв'язок задачі підвищення точності траєкторної оцінки при використанні оптимальної фільтрації в багатопозиційних системах спостереження.

Запропоноване рішення серед всіх оптимальних лінійних і нелінійних фільтрів, що оцінюють сигнали з нескінченним числом станів, має найпростішу структуру й допускає лінійне рішення. Отримані результати моделювання показують істотне підвищення точності визначення місця розташування літака при застосуванні запропонованого методу оптимальної обробки даних вимірів багатопозиційних кутомірних систем спостереження, що дає передумову його практичного впровадження.

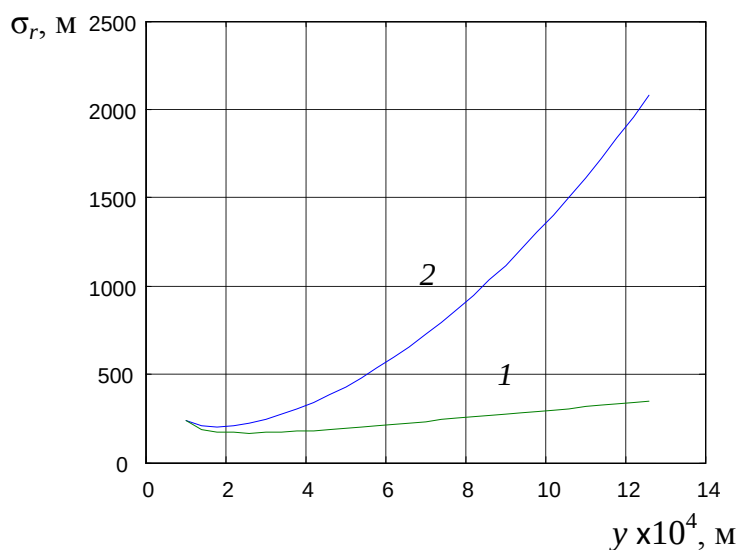


Рис. 12.11. Середньоквадратична похибка визначення місцеположення

Література до лекції 12: [1–4], [8], [10], [14–15].

Питання для самоперевірки

1. Поясніть різницево-далекомірний метод визначення положення об'єкта.
2. Як оцінити точність і визначити робочу зону різницево-далекомірної РНС?
3. Опишіть принцип роботи багатопозиційної мультилатераційної системи.

4. Як формується система рівнянь для визначення координат об'єкта в багатопозиційній мультилатераційній системі?
5. Як оцінити точність кутомірної багатопозиційної системи?
6. Як визначити робочу зону кутомірної багатопозиційної системи?
7. Як визначається місцеположення об'єкта в просторі в кутомірній БРНС?
8. Як оцінити точність визначення місцеположення об'єкта в просторі в кутомірній БРНС?
9. Надайте процедуру синтезу алгоритму оптимальної оцінки місцеположення об'єкта в далекомірній БРНС.
10. Поясніть застосування оптимальної статистичної оцінки місцеположення у кутомірній багатопозиційній системі.
11. Надайте приклад формування математичної моделі вимірів для застосування фільтра Калмана в кутомірній багатопозиційній системі.
12. Прокоментуйте результати комп'ютерного моделювання застосування оптимальної фільтрації в кутомірній багатопозиційній системі.

Розділ 6. Системи супутникової радіонавігації

Лекція 13. Загальні принципи супутникової радіонавігації

13.1. Роль супутникових систем в сучасній навігації

Супутниковими радіонавігаційними системами (СРНС) називаються радіонавігаційні системи, у яких радіонавігаційні точки (позиції) розташовані на штучних супутниках Землі (ШСЗ). Визначення навігаційних параметрів з використанням СРНС проводиться шляхом визначення положення і швидкості переміщення об'єкта відносно кількох ШСЗ при відомому положенні і швидкості переміщення цих супутників відносно Землі.

СРНС мають ряд переваг перед традиційними радіонавігаційними системам (РНС):

- висока точність визначення координат;
- створення глобальної, що охоплює всю земну кулю, зони дії при використанні досить простих антенних пристроїв як на супутнику, так і на об'єкті;
- використання найбільш завадостійких діапазонів радіохвиль і передача сигналів з найменшими спотвореннями при знаходженні супутника в межах прямої видимості;
- практично необмежена пропускна здатність СРНС;
- відносна простота і дешевизна бортового обладнання СРНС на об'єкті, обумовлена відсутністю передавача і сучасними технологіями обробки сигналів;
- можливість при подальшому розвитку СРНС комплексного використання СРНС для вирішення завдань навігації, зв'язку і спостереження.

При використанні СРНС для забезпечення повітряного руху найбільш важливими є:

- підвищення рівня безпеки польотів;
- підвищення точності навігації, особливо в районах зі слаборозвиненою структурою наземних радіонавігаційних систем і над водними просторами;
- зменшення інтервалів ешелонування літаків і збільшення пропускної спроможності повітряного простору;
- випрямлення повітряних трас.

До характеристик СРНС відносяться такі показники.

Точність – характеризується величиною можливої похибки, що відповідає ймовірності $P = 0,95$.

Цілісність – характеризує здатність системи видавати користувачу своєчасне попередження в тих випадках, коли система не може забезпечити точність, необхідну в даному регіоні або на даному етапі польоту.

Безперервність обслуговування – характеризує здатність СРНС обслуговувати споживачів протягом заданого інтервалу часу без відмов і перерв.

Експлуатаційна готовність – це здатність СРНС забезпечити рішення навігаційних задач в заданий момент часу.

13.2. Спостереження на основі глобальної системи позиціонування

Під глобальною навігаційною супутниковою системою GNSS (*Global Navigation Satellite System*) розуміється глобальна система позиціонування і часу, що включає в себе одне або кілька сузір'їв супутників (зараз це GPS (*Global Positioning System* (США)), ГЛОНАСС (*ГЛобальна Навігаційна Супутникова Система* (Росія)), Galileo (Європейський союз), BeiDou (Китай)), бортові приймачі і систему контролю цілісності, а при необхідності функціональні доповнення для виконання певних вимог.

Період обертання супутників і нахил площин орбіт до екватора в NAVSTAR (*NAVigation Satellite providing Time And Range*) дорівнює відповідно 11 год 58 хв і 55° , а в ГЛОНАСС – 11 год 16 хв і $64,8^\circ$, Орбіти практично кругові. Швидкість переміщення супутників уздовж орбіти близько 3,9 км/с. Середня висота над Землею супутників NAVSTAR близько 20200 км, а супутників ГЛОНАСС – близько 19150 км. На кожному супутнику встановлені сонячні батареї живлення, двигуни коректування орбіт, кілька дорогих атомних еталонів частоти – часу, апаратура для прийому і передачі радіосигналів, бортові комп'ютери. В ГЛОНАСС до того ж супутники обладнані відбивачами, а наземні станції стеження – лазерними далекомірами.

GNSS забезпечує навігаційне обслуговування у всіх регіонах земної кулі, включаючи океанічні райони, маршрути і райони аеродромів, і на всіх етапах польоту, включаючи захід на посадку аж до III категорії.

В даний час вимоги до якості навігації літаків пред'являються на основі концепції PBN (*Performance Based Navigation* – Навігація, заснована на характеристиках). В рамках цієї концепції розглядається застосування різних навігаційних засобів, але в якості основного – саме СРНС, оскільки тільки вони

здатні забезпечити високі вимоги до точності, що пред'являються на деяких етапах польоту.

Глобальний аеронавігаційний план стосовно систем CNS/ATM (зв'язок, навігація і спостереження/організація повітряного руху) визначає GNSS як ключовий елемент, а також як основу, на якій держави можуть надавати покращене аеронавігаційного обслуговування і впроваджувати процедури зональної навігації.

В системі CNS/ATM супутникова навігація має такі складові.

1. Супутникові навігаційні приймачі, що встановлюються на борту повітряного судна.
2. Супутникові системи функціонального доповнення наземного і космічного базування.
3. Радіоканали передачі даних між бортовими навігаційними приймачами і функціональними доповненнями.

Використання вказаних апаратурних засобів дозволяє реалізувати такі основні навігаційні функції:

1. Навігація на маршруті.
2. Посадка повітряного судна.
3. Спостереження за льотним полем.

GNSS використовується для забезпечення польотів за методом зональної навігації на маршруті, при виконанні схем стандартного вильоту за приладами (SID), схем стандартного підходу за приладами (STAR), неточного заходу на посадку (NPA) і точного заходу на посадку.

Роль CPHC в системі CNS/ATM полягає не тільки в навігації, але і в поєднанні з системами передачі даних «повітря-земля». CPHC дозволяє здійснювати автоматичне залежне спостереження в будь-якому районі повітряного простору. Автоматичне залежне спостереження ADS (*Automatic Dependent Surveillance*) – це метод спостереження, відповідно до якого повітряні судна автоматично надають за лінією передачі даних інформацію, отриману від бортових навігаційних систем і систем визначення місцезнаходження, включаючи розпізнавальний індекс повітряного судна, дані про його місцезнаходження в чотирьох вимірах і, при необхідності, інші дані. Це означає, що інформація, отримана на борту ПС за допомогою CPHC, може автоматично передаватися на землю. Таким чином, диспетчер безперервно матиме інформацію про точне місцезнаходження кожного ПС.

Переваги використання GNSS в рамках CNS/ATM обумовлені тим, що вона забезпечує:

- високоцілісне, високонадійне, всепогодне навігаційне обслуговування на глобальній основі;
- підвищену точність визначення місцезнаходження при чотиривимірній навігації;
- економію коштів за рахунок зняття з експлуатації застарілих наземних радіонавігаційних систем;
- більш ефективне використання аеропортів і ЗПС;
- забезпечення поліпшених можливостей заходу на посадку;
- зменшення навантаження на пілота;
- можливість зменшення впливу на навколишнє середовище при виборі гнучких маршрутів.

13.3. Системи координат, що використовуються для вирішення навігаційних задач

Для визначення положення об'єктів і траєкторій їх руху при польоті на будь-яких відстанях поблизу земної поверхні і в навколосемному просторі використовується геоцентрична координатна система у трьох її варіантах: географічна, геосферична та ортодромічна.

Якщо в якості моделі, що характеризує форму Землі, прийнятий еліпсоїд обертання (референц-еліпсоїд Ф.Н. Красовського, у якого велика піввісь $a = 6\,378\,245$ м, мала піввісь $b = 6\,356\,863$ м а полярне стиснення $c = (a-b) / a = 0,00335$), для навігаційних визначень використовується **географічна система координат** (рис. 13.1). Координати об'єкта в цій системі визначаються географічною довготою λ і географічною широтою φ . Довгота λ – кут, укладений між площинами початкового (за Гринвічем) меридіана і меридіана точки M , а широта φ – кут між нормаллю до поверхні еліпсоїда в даній точці і екваторіальною площиною.

Геосферична система координат ґрунтується на сферичній моделі форми Землі з радіусом r (рис. 13.2). Геосферична довгота λ_c збігається з географічної, а геосферична широта φ_c відрізняється від географічної на кут $\Delta\varphi$ між напрямком до центру Землі і нормаллю до її поверхні, MO – місцезнаходження об'єкта з урахуванням його висоти H .

Перехід від сферичних координат λ_c, φ_c, r до прямокутних геоцентричних координат x, y, z здійснюється з використанням виразів:

$$x = r \cos \varphi \cos \lambda; \quad y = r \cos \varphi \sin \lambda; \quad z = r \sin \varphi.$$

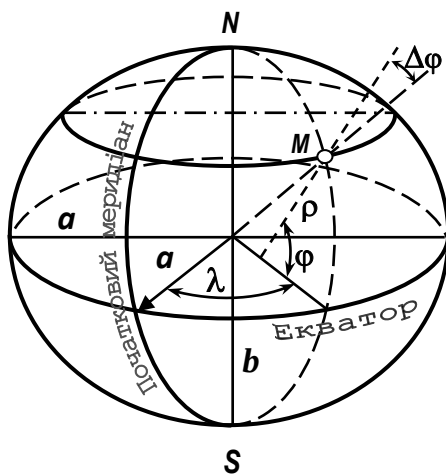


Рис. 13.1. Географічна система координат

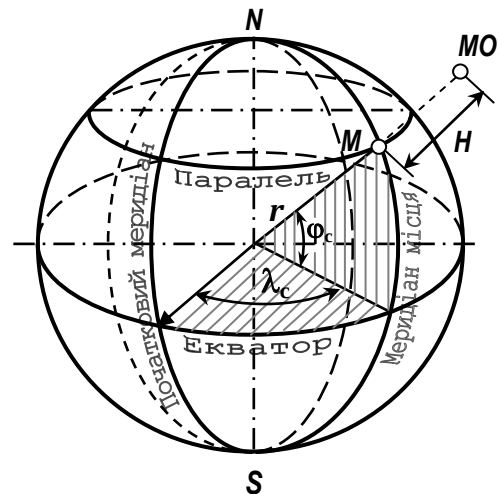


Рис. 13.2. Геосферична система координат

В просторовій еліпсоїдній системі координат (рис. 13.3) додатково до широти та довготи визначається висота об'єкта над еліпсоїдом h . Будь-яка точка в просторі задається координатами φ , λ , h і формою еліпсоїда (a , f). Висота h над еліпсоїдом вимірюється уздовж нормалі до його поверхні.

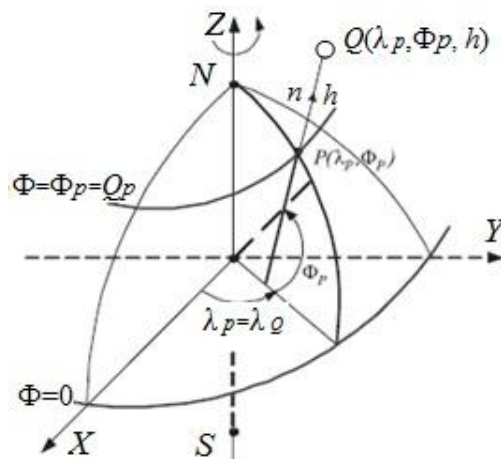


Рис. 13.3. Просторова еліпсоїдна система координат

В супутниковій навігаційній апаратурі споживача при вирішенні задач визначення видимих супутників і виборі оптимального сузір'я супутників застосовується топоцентрична система координат (рис. 13.4).

У топоцентричній системі координат:

- початок координат – точка положення споживача (P);
- вісь Z_T проходить через початок координат перпендикулярно місцевому горизонту спостерігача (місцевий зеніт);
- вісь S_T лежить в площині місцевого горизонту і спрямована на південь;
- вісь E_T лежить в площині місцевого горизонту і спрямована на схід.

Місцевий горизонт – це площина, дотична до еліпсоїда в точці розташування спостерігача (площина, в якій лежать осі S_T , E_T і точка P).

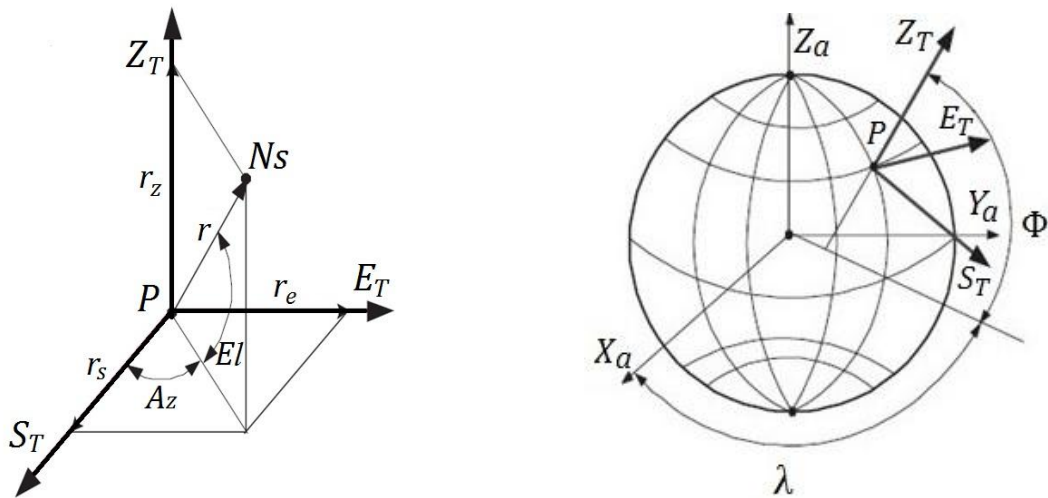


Рис. 13.4. Топоцентрична система координат

Системи координат в супутникових радіонавігаційних технологіях

Основним завданням технології супутникової радіонавігації є визначення координат, швидкості і прискорення об'єктів на поверхні Землі і в навколоземному просторі в заданий момент часу. Для визначення положення об'єкта в просторі потрібно задати систему координат (початок, опорні напрямки, основні площини) і час.

У СРНС використовуються відносні геоцентричні системи координат WGS-84 і ПЗ-90, інерційна (абсолютна, нерухома) геоцентрична система координат, топоцентрична система координат, географічна і просторова еліпсоїдна системи координат.

Початки, опорні напрямки та основні площини систем координат пов'язані з уявними лініями і точками на поверхні Землі і небесній сфері. Початки координат можуть бути в центрі мас Землі, а також в будь-якій точці на поверхні Землі або в навколоземному просторі.

Опорні напрямки вибираються: на точки Півночі або Півдня і поєднуються з віссю обертання Землі; на точку весняного рівнодення γ ; на Гринвіцький меридіан; на точки Північного і / або Південного полюса Землі.

За опорні площини приймають площину екватора, що проходить через центр мас Землі і нормаль до площини екватора, що збігається з віссю обертання Землі; площину Гринвіцького меридіана; орбітальні площини навігаційних супутників; площині, перпендикулярні до нормалям відносно поверхні еліпсоїда, що апроксимує геоїд.

Відносна геоцентрична система координат WGS-84 (World Geodetic System, 1984) застосовується в супутниковій системі GPS, космічному та наземному функціональних доповнень SBAS і GBAS, її параметри використовуються в алгоритмах обробки інформації в супутникових навігаційних приймачах споживачів.

В системі координат WGS-84 початок та осі задаються наступним чином:

- початок координат – центр мас Землі;
- вісь Z спрямована в бік звичайного земного полюса (*CTP – Conventional Terrestrial Pole*), як це визначено Міжнародним бюро часу (*BIH – Bureau International de l'Heure*) на основі координат для пунктів *BIH*;
- вісь X спрямована в точку перетину вихідного меридіана WGS-84 і площині екватора, в якості вихідного меридіана приймається нульовий меридіан, визначений на основі координат для пунктів *BIH*;
- вісь Y доповнює ортогональну правосторонню систему координат з початком в центрі мас Землі, тобто розташовану в площині екватора під кутом 90° на схід від осі X.

Відносна геоцентрична система координат ПЗ-90 (Параметри Землі, 1990 р.) застосовується в супутниковій системі ГЛОНАСС, наземному функціональному доповненні GBAS, в супутникових навігаційних приймачах споживачів. Остання її версія ПЗ-90.02 незначно відрізняється від WGS-84.

Зв'язок між системами WGS-84 і ПЗ-90 встановлюється співвідношенням

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{WGS-84}} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} mm & ez & -ey \\ -ez & mm & ex \\ ey & -ex & mm \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{PZ-90}} + \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{PZ-90}}, \quad (13.1)$$

де $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ – зсув початку координат; mm – масштабний коефіцієнт; ex, ey, ez – кути обертання навколо осей (розмірність радіани).

Перехід від системи координат ПЗ-90 до WGS-84 виконується за виразом

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{PZ-90}} = \frac{1}{(1+mm)} \begin{bmatrix} 1 & -ez1 & ey1 \\ ez1 & 1 & -ex1 \\ -ey1 & ex1 & 1 \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{WGS-84}} - \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} \right), \quad (13.2)$$

$$\text{де } ex1 = \frac{ex}{1+mm}; \quad ey1 = \frac{ey}{1+mm}; \quad ez1 = \frac{ez}{1+mm}.$$

13.4. Опис руху навігаційних супутників

Незбурений рух навігаційних супутників в поле тяжіння Землі також, як і рух планет, підпорядковується законам механіки.

У першому наближенні можна вважати, що траєкторія руху ШСЗ являє собою нерухому відносно віддалених зірок плоску еліптичну орбіту (рис. 13.5), один з фокусів якої збігається з центром мас Землі. Параметрами такої орбіти є величини великої a і малої b півосей. Замість цих параметрів розміри і форму еліпса можна характеризувати рівноцінною їм іншою парою величин: довжиною великої півосі a і ексцентриситетом

$$e = \sqrt{a^2 - b^2} / a. \quad (13.3)$$

Положення супутника на орбіті характеризується довжиною *радіус-вектора* r і *істинною аномалією* ϑ . Рівняння еліпса в полярних координатах має вигляд

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \vartheta}.$$

Точка Π орбіти з найменшим видаленням ШСЗ від фокуса називається перигеєм, а точка A орбіти, що найбільш віддалена від фокусу, називається апогеєм орбіти. Період обертання ШСЗ визначається довжиною великий півосі.

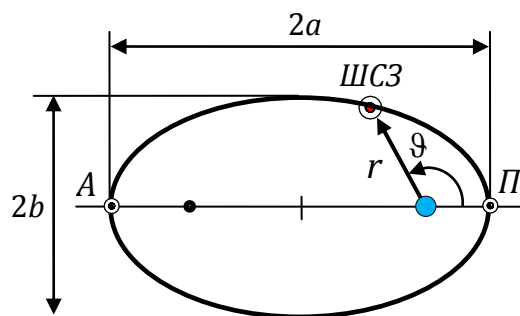


Рис. 13.5. Еліптична орбіта руху супутника

Просторове положення орбіти відносно Землі розглядається в нерухомій (відносно віддалених зірок) прямокутній геоцентричній екваторіальній системі координат $OXYZ$, площина XOY якої поєднана з площиною екватора, а вісь X спрямована в точку *весняного рівнодення* γ (рис. 13.6). Площина орбіти становить з площиною екватора кут β , званий *нахиленням орбіти*. Лінія перетину цих площин називається *лінією вузлів*. Точка перетину площини

орбіти з екватором, в якій супутник переходить з південної півкулі в північну, називається *висхідним вузлом* Ω .

Положення висхідного вузла в просторі, що характеризується кутом між ліній вузлів і віссю OX , називається *довготою висхідного вузла* і позначається тим же знаком Ω , що і сам вузол. Так як вісь OX поєднана з точкою весняного рівнодення, то довгота висхідного вузла дорівнює його *прямому схищенню*.

Отже, просторова орієнтація площини орбіти визначається *кутом нахилу орбіти* β та *довготою висхідного вузла* Ω . Орієнтація великої осі еліпса в просторі визначається кутом ω - *аргументом перигею*, що представляє собою кут між висхідним вузлом і перигеєм. Положення супутника, що розташований в точці C орбіти, відносно великої осі характеризується *істинною аномалією* ϑ . Кут u дорівнює сумі аргументу перигею ω і істинної аномалії ϑ .

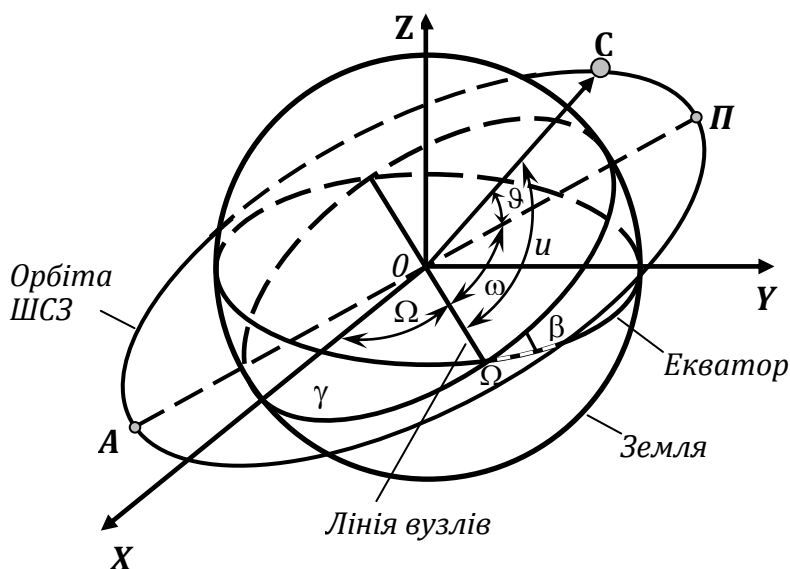


Рис. 13.6. Просторове положення орбіти відносно Землі

Система параметрів, що включає велику піввісь, ексцентриситет, нахил орбіти, довготу висхідного вузла, аргумент перигею і час проходження ШСЗ через перигей, називається *системою кеплерових елементів орбіти*. Ці елементи визначають закон руху ШСЗ. Цей закон може задаватися і за допомогою інших величин, наприклад прямокутними координатами ШСЗ x_{co}, y_{co}, z_{co} і їх похідними $x'_{co}, y'_{co}, z'_{co}$, що відносяться до деякого певного моменту часу t_0 . Прямокутні координати ШСЗ і відповідні складові швидкості можуть розглядатися в якості початкових умов руху ШСЗ. Інтегруючи рівняння руху при цих початкових умовах і відомих силах, що діють на ШСЗ, можна встановити закон руху супутника в будь-який наступний момент часу, тобто визначити його координати x_c, y_c, z_c та їх похідні x'_c, y'_c, z'_c для будь-якого заданого моменту часу.

Швидкість руху ШСЗ є функцією висоти і істинної аномалії ϑ . Вона максимальна в перигеї і мінімальна в апогеї. Для кругової орбіти вона постійна і виражається формулою

$$V_S = \sqrt{\frac{\mu}{r}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + H_S}},$$

де R_3 – радіус Землі; H_S – висота ШСЗ; $\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – геоцентрична гравітаційна стала Землі.

З формули випливає, що на висоті 300 км швидкість ШСЗ близька до 8 км/с і зменшується в міру підйому над Землею. Якщо ШСЗ рухається по круговій орбіті на висоті 35 810 км в напрямку обертання Землі, то його швидкість виявляється такою, що при нахилі орбіти $\beta = 0^\circ$ супутник «зависає» над певною точкою екватора. Кутова швидкість руху такого ШСЗ виявляється рівною кутовій швидкості обертання Землі. Супутники, які обертаються по орбітах, період яких дорівнює зоряним добам, називаються добовими або синхронними, а при $\beta = 0^\circ$ – стаціонарними.

Система рівнянь, що описує просторову траєкторію незбуреного руху НШСЗ (при відомих початкових значеннях), представляється наступними диференціальними рівняннями:

$$\ddot{X} = -\frac{\mu}{r^3} X; \quad \ddot{Y} = -\frac{\mu}{r^3} Y; \quad \ddot{Z} = -\frac{\mu}{r^3} Z, \quad (13.4)$$

де X, Y, Z – поточні координати НШСЗ; $\ddot{X}, \ddot{Y}, \ddot{Z}$ – їх прискорення; $r = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}$ – радіус-вектор; $\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – геоцентрична гравітаційна стала Землі.

Розв’язавши відповідні рівняння незбуреного НШСЗ, можна визначити просторове положення площини НШСЗ, положення і форму орбіти, місцезнаходження НШСЗ на ній. Положення орбітальної площини щодо екваторіальній площині XOY зручно характеризувати за допомогою двох орбітальних елементів – довготи висхідного вузла Ω і нахилення β орбіти. При $\beta = 90^\circ$ орбіта називається полярною (як, наприклад, в СРНС «Транзит»); при $\beta \approx 90^\circ$ – приполярною (в СРНС «Цикада» $\beta = 83^\circ$); при $\beta = 0^\circ$ – екваторіальною (у геостаціонарних НШСЗ СРНС NAVSAT, GEOSTAR і т.д.); при $0^\circ < \beta < 90^\circ$ – похилою (в СРНС «ГЛОНАСС» $\beta = 65^\circ$, в СРНС «NAVSTAR» $\beta = 55^\circ$).

13.5. Загальні принципи функціонування СРНС

Принцип дії СРНС полягає в тому, що навігаційні супутники випромінюють спеціальні електромагнітні сигнали. Апаратура споживачів, розташована на об'єктах, що знаходяться на поверхні Землі або в навколоземному просторі, приймає інформацію, закладену в ці сигнали, вимірює відстані до супутників, доплерівську частоту та час і після спеціальної обробки видає дані про місцезнаходження, швидкість об'єкту і час. СРНС можна розглядати як високотехнологічну інформаційну систему, що складається з п'яти основних сегментів (рис. 13.7):

1. Космічний сегмент.
2. Наземний керуючий сегмент.
3. Сегмент користувачів.
4. Сегмент наземних функціональних доповнень.
5. Сегмент космічних функціональних доповнень.

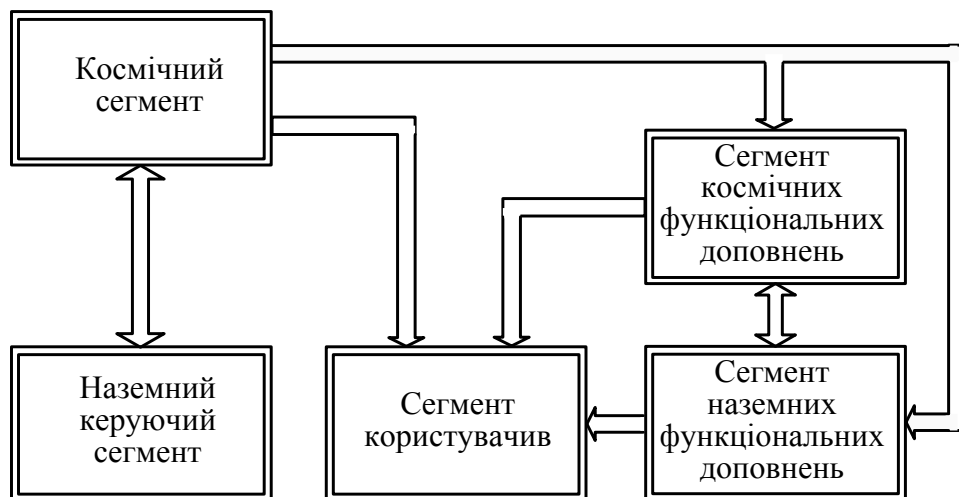


Рис. 13.7. Основні сегменти супутникової навігаційної системи

Космічний сегмент являє собою системи навігаційних і геостаціонарних супутників, що обертаються за еліптичними орбітами навколо Землі. На кожній орбіті перебувають кілька супутників. Навігаційний супутник має на борту радіоелектронну апаратуру і безперервно випромінює в напрямку Землі шумоподібні радіосигнали, що містять інформацію, необхідну для проведення навігаційних розрахунків за допомогою апаратури споживача.

Наземний керуючий сегмент включає в себе: центр управління космічним сегментом, станції стеження за навігаційними супутниками (радіолокаційні та оптичні), апаратуру контролю стану навігаційних супутників. Керуючий

сегмент вирішує завдання визначення, прогнозування та уточнення параметрів руху супутників, формування та передачі в бортову апаратуру супутників цифрової інформації, а також ряд контрольних і профілактичних функцій.

Синхронізація еталонів часу на супутниках забезпечується головною станцією управління шляхом передачі параметрів корекції годинників.

Сегмент користувачів потенційно може складатися з необмеженої кількості супутникових навігаційних приймачів, які приймають сигнали навігаційних супутників і проводять розрахунки поточного місцезнаходження, швидкості і часу з похибками, які визначаються СРНС і апаратурою споживача.

Сегменти наземних і космічних функціональних доповнень представляють собою апаратно-програмні комплекси, призначені для забезпечення точності навігаційних визначень, цілісності, безперервності, доступності та експлуатаційної готовності системи у вигляді бортової системи функціонального доповнення ABAS (*Aircraft-based augmentation system*), а також супутникової системи функціонального доповнення SBAS (*Satellite-Based Augmentation System*), наземної системи функціонального доповнення GBAS (*Ground-based Augmentation System*) і наземної регіональної системи функціонального доповнення GRAS (*Ground-based Regional Augmentation System*).

Організація роботи супутникових радіонавігаційних систем є схожою. СРНС складаються з трьох основних сегментів (рис. 13.8):

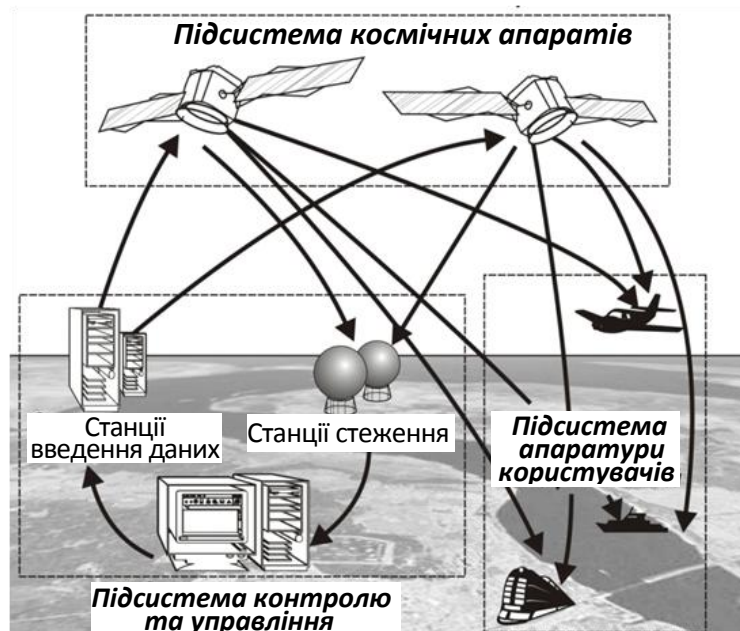


Рис. 13.8. Головні підсистеми СРНС та їх взаємодія

- підсистеми космічних апаратів, тобто супутників;
- підсистеми контролю та управління, що включає в себе наземні станції;

- навігаційної апаратури споживачів, що включає бортові приймачі.

До складу підсистеми контролю та управління входять центр управління та мережа станцій вимірювання, управління і контролю. Наземні станції вирішують такі основні завдання:

- визначення і прогнозування координат супутників (ефемерид) і параметрів їх орбіт;
- синхронізацію шкал часу кожного супутника з системним часом;
- передачу масиву службової інформації на супутники;
- контроль, діагностику стану і управління роботою бортових систем супутників.

Ефемеридами називаються наперед вираховані значення координат і швидкості ШСЗ. При навігаційних визначеннях на борту об'єкта бажано мати всю необхідну ефемеридну інформацію без залучення засобів зв'язку з наземними центрами управління. Однак термін дії прогнозу обмежений, тому виявляється необхідною оперативна доставка на борт інформації про ефемериди, що відповідають часу вимірювань. В даний час ефемериди передаються за допомогою самого навігаційного ШСЗ, який виконує запам'ятовування ефемерид, що відносяться до певних моментів часу, і їх видачу в період проведення навігаційних вимірювань.

13.6. Формування супутникової інформації та її отримання

Передана супутником інформація включає в себе дві складові:

- псевдовипадковий далекомірний код («відмітка дальності»), за допомогою якого вимірюється дальність до супутника;
- навігаційне повідомлення, що містить необхідну споживачеві інформацію.

Навігаційне повідомлення (його структура і склад дещо відрізняються для різних СРНС) включає в себе поточні координати супутника (ефемериди), дані про стан (справність) і елементи орбіт всіх супутників (так званий альманах), зсув шкал часу супутника від системного часу і системного часу від UTC, відміну випромінюваної частоти від номінальної і т. і.

Псевдовипадковий далекомірний код являє собою дуже довгу послідовність «імпульсів». Ця послідовність виглядає зовсім випадковою, але насправді формується за цілком певним законом. Цей закон і є кодом, без знання якого отримати інформацію зі супутника неможливо.

Навігаційна апаратура споживачів складається з навігаційних приймачів і обчислювальних пристроїв, призначених для обробки навігаційних сигналів.

Цією апаратурою виконуються беззапитні вимірювання псевдодальностей і радіальних швидкостей супутників, а також розрахунки, необхідні для отримання навігаційної інформації користувачами.

13.6.1. Формування на супутнику послідовності імпульсів

Всі супутники в GNSS є рівноправними в своїй системі. Кожен супутник через передавальну антену випромінює кодований сигнал на двох несучих частотах ($L1$; $L2$), який може бути прийнятий відповідним приймачем користувача, що знаходиться в зоні дії супутника.

Структура випромінюваного супутником навігаційного сигналу досить складна. Випромінювання здійснюється у вигляді безперервного синусоїдального сигналу з частотою близько 1,6 ГГц. Корисна інформація накладається на це синусоїдальне коливання в цифровому (двійковому) вигляді шляхом інверсії (перевороту) його фази на 180° . Таким чином, сигнали, передані супутником, являють собою не імпульси, а безперервні коливання. Роль «імпульсів» грають інверсії фази цих коливань (рис. 13.9).

Принцип формування послідовності імпульсів можна пояснити на наступному спрощеному прикладі (рис. 13.10).

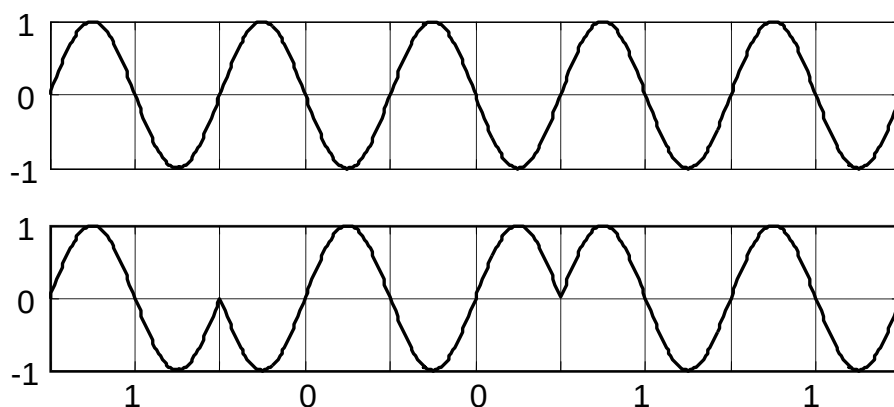


Рис. 13.9. Принцип кодування даних СРНС

Нехай є шестизначний двійковий регістр (в GPS він 10-ти або 12-ти значний), в комірках якого знаходяться нулі або одиниці. Припустимо, що поточні значення 4-ої і 6-ої комірок підсумовуються за модулем 2 (тобто, $0 + 0 = 0$; $0 + 1 = 1$; $1 + 1 = 0$) і результат подається на вхід регістра, тобто займає першу комірку регістра. При цьому весь вміст регістра зсувається: зміст першої комірки переходить в другу, з другої в третю і т.д. І цей процес підсумовування і зсуву повторюється нескінченно.

Якщо прийняти, що, наприклад, зміст 5 комірки призначається в якості «виходу» регістра, то вона і формує псевдовипадкову послідовність, в якій одиниця відповідає наявності «імпульсу», а нуль – його відсутності. Тому послідовність імпульсів виглядає абсолютно безладної. Знати код – це значить знати початкове значення регістра і закон, за яким формуються його вхід і вихід.

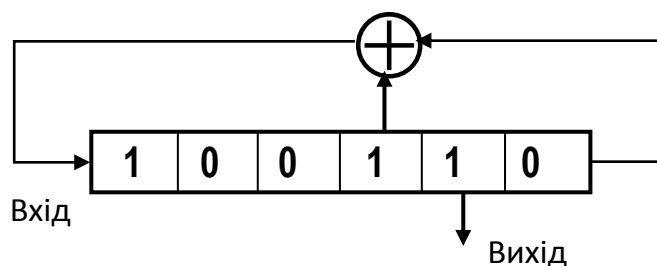


Рис. 13.10. Принцип формування послідовності імпульсів СРНС

Послідовність імпульсів, що випромінюється кожним супутником, є дуже довгою, але вона періодично повторюється.

Коди всіх супутників системи відомі приймачу бортового обладнання. У ньому також генерується код (послідовність імпульсів), ідентичний прийнятому зі супутника.

13.6.2. Процес отримання супутникової інформації

При включенні приймача він починає генерувати код, що відповідає першому за списком супутнику, і оцінює збіг «імпульсів», що генеруються, з «імпульсами» в прийнятому радіосигналі (рис. 13.11).

Послідовності імпульсів відразу не співпадуть, тому що вони зсунуті один щодо одного на величину t , що відповідає часу проходження сигналу від супутника до приймача. Якщо вони не співпали, то приймач зсуває за часом на невелику величину послідовність, що генерується, і знову намагається знайти збіг. Такі зсуви тривають, поки послідовності не співпадуть. Якщо ж вони так і не співпали, то це може означати, що супутник знаходиться поза межами видимості. Тоді приймач починає генерувати код наступного супутника, здійснює його зсув, і вся процедура повторюється. Цей процес може зайняти кілька хвилин.

Коли сигнал хоча б від одного супутника прийнятий, процес йде швидше. За величиною, на яку довелося зсунути послідовності, щоб вони співпали, визначається **псевдодальність**. Потім приймається навігаційне повідомлення, що містить **альманах** (параметри орбіт всіх супутників). За цими параметрами

приймач вже може оцінити, які супутники знаходяться в межах видимості, і починає «ловити» цілеспрямовано саме їх сигнали. Після прийому сигналу від чотирьох супутників можна визначити просторове місцезнаходження літака і інші необхідні параметри.

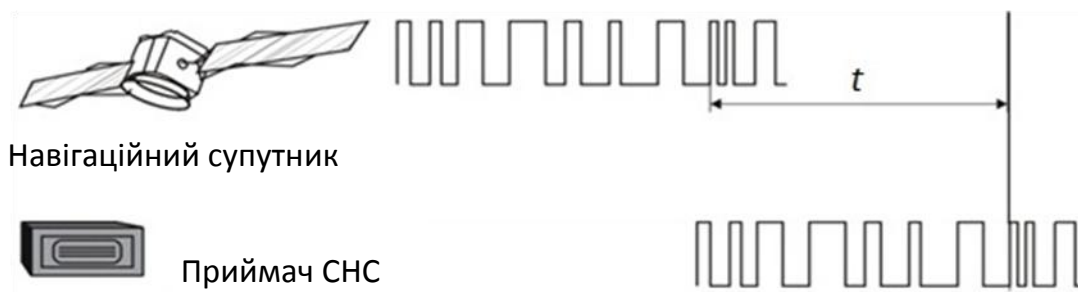


Рис. 13.11. Визначення псевдовипадкової кодової послідовності

Потужність радіосигналу супутника дуже мала. Сигнали настільки слабкі, що просто губляться на тлі природного радіовипромінювання Землі, атмосферних завад і теплового шуму приймача.

Але оскільки псевдовипадкова кодова послідовність періодично повторюється, то за допомогою швидкодіючого комп'ютера виявляється можливим виконувати багаторазове порівняння прийнятих сигналів і виділяти псевдовипадковий код на тлі природного радіошуму Землі. Щоб виділити його, бортовий приймач безперервно розраховує за складними математичними алгоритмами ступінь кореляції (ймовірнісного взаємозв'язку) послідовності, що генерується, і прийнятого сигналу. Коли ця кореляція при черговому зсуві досягає заданої величини, фіксується, що сигнал прийнятий.

В результаті приймач СРНС може мати дуже маленьку антену, а в цілому апаратура споживача може мати порівняно невеликі габарити, вагу і відносно невисоку вартість. Це сприяє широкому масовому використанню СРНС.

Одна з найважливіших причин застосування псевдовипадкового коду в СРНС – це можливість використання всіма супутниками однієї і тієї ж несучої частоти в своїх передавачах. Але, так як кожен супутник передає властивий тільки йому код, приймач легко може відрізнити сигнали конкретного супутника, тому супутники не «забивають» один одного, працюючи на одній і тій же частоті. Крім того, застосування псевдовипадкового коду в СРНС дозволяє власнику системи контролювати режим доступу до неї.

13.6.3. Кодування навігаційних повідомлень

Інтерфейс обміну даними більшості GPS приймачів реалізований відповідно до NMEA (*National Marine Electronics Association*) специфікацією. Ці дані містять повні навігаційні вимірювання GPS приймача – позицію, швидкість і час.

Все NMEA повідомлення складаються з послідовного набору даних, розділених комами. Кожне окреме повідомлення не залежить від інших і є повністю «завершеним».

NMEA повідомлення включає заголовок, набір даних, представлених ASCII символами, і поле «чексума» для перевірки достовірності переданої інформації.

Заголовок стандартних NMEA повідомлень складається з 5 символів, з яких два перших визначають тип повідомлення, а решта три – його назву. Наприклад, всі GPS NMEA повідомлення мають префікс «GP». Повідомлення, які не описані в специфікації NMEA, але реалізовані в GPS приймачах відповідно до загальних правил, мають префікс «P», доповнений трьома символами, унікальними для кожної компанії. Наприклад, «власні» NMEA повідомлення Trimble мають префікс «PGPPADV». Кожне NMEA повідомлення починається з символу «\$», закінчується «\n» («новий рядок») і не може бути довшим 80 символів. Всі дані міститися в одному рядку і відокремлені один від одного комами.

Інформація представлена у вигляді ASCII тексту і не вимагає спеціального декодування. Якщо дані не вміщаються в 80 символів, то вони «розбиваються» на кілька NMEA повідомлень. Такий формат дозволяє не обмежувати точність і кількість символів в окремих полях даних.

Наприклад, дрібна частина значення координат може бути представлена 3 або 4 знаками після коми, але це ніяк не повинно вплинути на роботу програмного забезпечення, яке виділяє потрібні дані з повідомлення за номером поля. В кінці кожного NMEA повідомлення міститься поле «чексума» (контрольна сума), відокремлене від даних символом «*».

Приклад змісту NMEA повідомлення GGA

GGA – інформація про фіксоване рішення.

Найпопулярніше і найбільш використовуване NMEA повідомлення з інформацією про поточне фіксоване рішення – горизонтальні координати, значення висоти, кількість використовуваних супутників і тип рішення. Наприклад,

\$ GPGGA, 123519,4807.038, N, 01131.000, E, 1,08,0.9,545.4, M, 46.9, M,, * 47

Тут:

GGA – NMEA Заголовок

123519 –UTC час 12:35:19

4807.038, N – Широта, 48 градусів 7,038 хвилин північної широти

01131.000, E – Довгота, 11 градусів 31,000 хвилин східної довготи

1 – тип рішення (для даного прикладу – це StandAlone), можливі варіанти:

0 – немає рішення,

1 – StandAlone,

2 – DGPS,

3 – PPS,

4 – фіксований RTK,

5 – не фіксований RTK,

6 – використання даних інерційних систем,

7 – ручний режим,

8 – режим симуляції

08 – кількість використовуваних супутників

0.9 – геометричний фактор, HDOP

545.4, M – висота над рівнем моря в метрах

46.9, M – висота геоїда над еліпсоїдом WGS 84

[порожнє поле] – час, що минув з моменту отримання останньої DGPS поправки. Заповнюється при активізації DGPS режиму

[порожнє поле] – ідентифікаційний номер базової станції. Заповнюється при активізації DGPS режиму.

Література до лекції 13: [1–4], [7–8], [17].

Питання для самоперевірки

1. Які переваги мають супутникові радіонавігаційні системи?
2. Що означає глобальна навігаційна супутникова система?
3. Вкажіть головні складові СРНС та їх взаємодію.
4. Опишіть загальні принципи функціонування СРНС.
5. Які системи координат використовуються для вирішення навігаційних задач?
6. Які системи координат використовуються в супутникових технологіях?
7. Як описується рух супутника?
8. Вкажіть принцип кодування даних СРНС.
9. Опишіть процес отримання супутникової інформації.
10. Як виконується кодування інформації в протоколі NMEA?

Лекція 14. Позиціонування об'єктів в супутникових радіонавігаційних системах

14.1. Псевдодалекомірний метод визначення координат

В супутникових радіонавігаційних системах для визначення місця положення об'єктів використовується псевдодалекомірний метод визначення координат.

Для визначення просторового положення об'єкту (M) необхідно виміряти три навігаційних параметра – дальності D_1 , D_2 і D_3 до трьох супутників. Виміряна дальність до кожного супутника визначає поверхню положення у вигляді сфери з радіусом, рівним виміряної дальності.

Дальності D_1 і D_2 до двох супутників визначають дві поверхні положення, які перетинаються за окружністю. Поверхня положення, отримана за допомогою третього супутника у вигляді сфери з радіусом D_3 , перетинає цю окружність в двох точках M_1 і M_2 . В одній з цих двох точок і знаходиться об'єкт, оскільки тільки в цих точках дальності до всіх трьох супутників збігаються з виміряними значеннями (рис. 14.1).

У комп'ютери бортової апаратури закладено кілька алгоритмів, що дозволяють відрізнити правильне розташування від помилкового.

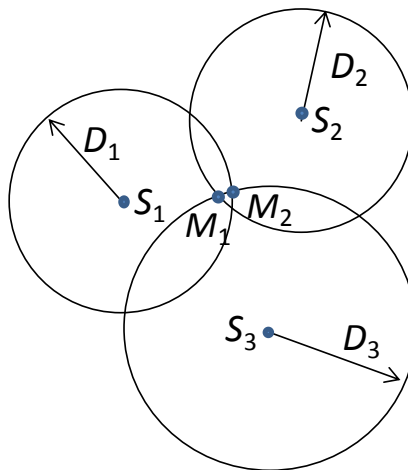


Рис. 14.1. Далекомірний метод визначення положення об'єкта в просторі

В існуючих GNSS застосовується **беззапитний** принцип визначення дальності. Бортові приймачі нічого не випромінюють, а тільки приймають сигнали зі супутників. А щоб дізнатися, скільки часу йшов сигнал від супутника до літака, потрібно точно знати, в який саме момент сигнал був випромінений. Порівнявши моменти випромінювання і прийому сигналу, можна визначити час його проходження, а, отже, і дальність до супутника:

$$D = ct, \quad (14.1)$$

де c – швидкість поширення радіосигналу (приблизно 300000 км/с); t – час проходження радіосигналу.

Якщо між шкалами часу супутникових і бортових годинників є зсув Δt , то вимірний час проходження сигналу буде визначено з похибкою на цю величину. Відповідно і похибка визначення дальності до супутника складе

$$\Delta D = c \Delta t. \quad (14.2)$$

Псевдодальність – це виміряна дальність, що включає в себе похибку через розбіжність ходу годинників.

Ідея псевдодалекомірного способу полягає у використанні додатково ще одного супутника. На площині цей супутник буде третім, а в просторі – четвертим.

Три лінії положення (позначені пунктиром) **не перетнуться** в одній точці, тому де реально знаходиться об'єкт залишається **невідомим** (рис. 14.2). Однак, легко зрозуміти, що величина ΔD однакова для всіх вимірних відстаней. Адже вона викликана загальною причиною – похибкою годинника Δt .

Тому бортовий приймач може змінити одночасно всі виміряні дальності на одну і ту ж величину і виконувати це до тих пір, поки неточні (пунктирні) лінії положення не зійдуться в одній точці. Зрозуміло, що зійдуться вони в точці фактичного місцезнаходження об'єкта. При цьому величина, на яку довелося змінити дальності, це і є ΔD . З її допомогою можна визначити також і похибку бортового годинника Δt . Таким чином, псевдодалекомірним способом можуть бути визначені не тільки координати об'єкта, а й більш точний час.

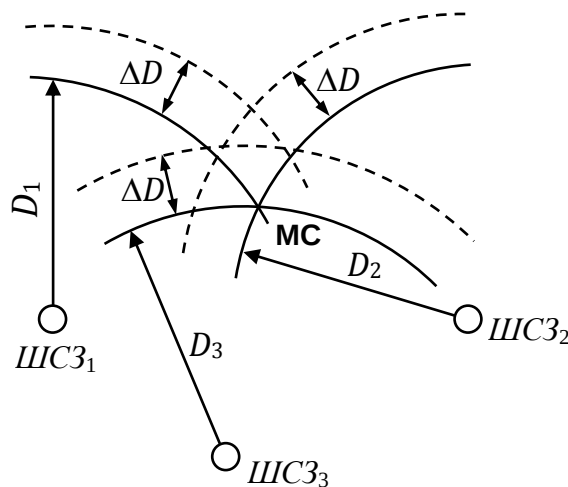


Рис. 14.2. Похибка визначення дальності до супутника

14.2. Визначення координат навігаційним приймачем

Загальний принцип визначення координат навігаційним приймачем полягає в наступному.

Навігаційні супутники безперервно випромінюють в напрямку до земної поверхні електромагнітні сигнали. Сигнали закодовані спеціальним кодом, і в них методами модуляції закладена певна інформація. У приймачу здійснюється пошук сигналів всіх «видимих» супутників, виявлення сигналів і їх безперервний супровід. Для більш швидкого пошуку і виявлення сигналів супутників використовуються дані альманаху.

Якщо в пам'яті приймача є альманах і відомо приблизне місце розташування, то в приймачі визначаються «видимі» супутники, а отже, їх коди та грубі значення доплерівської частоти. За цими даними канали приймача автоматично налаштовуються на відповідні супутники і здійснюється швидкий перехід в режим супроводу. Далі виконується процедура зчитування, декодування і запис в пам'ять приймача даних, закладених в сигнали.

Для визначення координат необхідно мати дані про ефемериди, час і час застосування даних.

Приймач на поточний момент часу вимірює час передачі сигналів від кожного супутника до фазового центру антени приймача і доплерівську частоту.

До поточного моменту часу, за допомогою коефіцієнтів, що корегують час, наводиться час кожного супутника і розраховуються часові, іоносферні і тропосферні поправки.

За даними про ефемериди визначаються координати супутників на поточний момент часу і враховуються зміни положень супутників за час проходження сигналу від супутника до приймача.

Розрахунок координат псевдодалекомірним методом

В сучасних навігаційних приймачах задача визначення координат об'єкту вирішується наближеними методами.

Сутність псевдодалекомірного методу полягає у визначенні відстаней між навігаційними супутниками і споживачем з подальшим розрахунком координат споживача. Якщо координати споживача оцінюються за допомогою однієї супутникової навігаційної системи, то при одномоментних розрахунках трьох координат і оцінки розбіжності шкал часу супутника і приймача псевдодалекомірним методом необхідно знати відстані між споживачем і

мінімум чотирма навігаційними супутниками. Ці відстані вимірюються між фазовими центрами передавальної антени навігаційного супутника і приймальної антени споживача і застосовуються для формування чотирьох рівнянь, вирішення яких дає оцінку значень трьох координат і розбіжності шкал часу.

Виміряна відстань між *i-тим* навігаційним супутником і споживачем називається псевдодальністю до *i-го* супутника. Псевдодальність також є розрахунковою величиною і обчислюється як добуток швидкості поширення електромагнітних коливань і часу, протягом якого сигнал супутника за лінією «супутник-споживач» досягне споживача. Цей час вимірюється в апаратурі споживача.

Вимірне значення псевдодальності від споживача до *i-го* навігаційного супутника дорівнює

$$D_{i\text{вим}} = c \cdot t_i,$$

де t_i – час поширення сигналу за лінією «*i-тий* супутник-споживач» на момент проведення навігаційних визначень; c – швидкість поширення електромагнітних хвиль в просторі.

Це рівняння можна записати через координати *i-го* супутника (x_i, y_i, z_i) і координати споживача (x, y, z) :

$$D_{i\text{вим}} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2}, \quad (14.3)$$

де x, y, z – невідомі координати, які потрібно визначити.

Координати споживача x, y, z знаходяться шляхом розв’язання системи з мінімум трьох рівнянь (14.3) для трьох супутників при їхніх відомих координатах і вимірних псевдодальностях.

Оскільки шкали часу навігаційних супутників і шкала часу споживача несинхронізовані, то при визначенні псевдодальностей буде похибка через розбіжності шкал часу. З урахуванням одномоментності вимірювання псевдодальностей, а також синхронізації шкал часу навігаційних супутників між собою, розбіжність шкали часу супутників і споживача в момент визначення псевдодальностей можна вважати величиною постійною, але невідомою.

З урахуванням розбіжності шкали часу, що призводить до помилки h_τ , виміряну дальність можна записати як

$$D_{i\text{вим}} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + h_\tau. \quad (14.4)$$

У цій системі чотири невідомих x, y, z, h_t і для її вирішення вже необхідно мати чотири рівняння, тобто потрібно визначення псевдодальностей, принаймні, до 4-х навігаційних супутників.

Розбіжність шкал часу мережі навігаційних супутників і апаратури споживача не є єдиним джерелом помилок при визначенні псевдодальностей. Тому у загальному вигляді система рівнянь псевдодальностей запишеться

$$D_{i\text{вим}} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + h_t + \Delta_i, \quad (14.5)$$

де Δ_i – похибки визначення псевдодальності до i -го супутника через похибки прогнозування ефемерид, похибок частотно-часового забезпечення, похибок швидкості поширення радіохвиль в тропосфері та іоносфері на шляху « i -тий навігаційний супутник - споживач», похибок через багатопроменеве поширення сигналів навігаційних супутників в місці прийому, шумів приймального каналу апаратури споживача і похибок через природні та навмисні завади.

Обчислювач бортового приймача безперервно чисельно вирішує дану систему рівнянь, визначаючи прямокутні координати і поправку до бортових годинників. В результаті цього на борту об'єкта завжди відомий точний час.

Однак користувачам СРНС зазвичай потрібні не прямокутні, а геодезичні координати – широта, довгота і висота. Зв'язок декартових координат x, y, z з широтою, довготою і висотою виражається співвідношеннями для перетворення просторових еліпсоїдних координат Φ, λ, h (рис. 13.3) в декартову систему координат (X, Y, Z)

$$\begin{aligned} X &= (v + h) \cos \Phi \cos \lambda, \\ Y &= (v + h) \cos \Phi \sin \lambda, \\ Z &= (v(1 - e^2) + h) \sin \Phi, \\ v &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \Phi}}, \\ e^2 &= 2f - f_2, \\ f &= \frac{a - b}{a}, \end{aligned} \quad (14.6)$$

де a, b, e, f – велика піввісь, мала піввісь, ексцентриситет і сплюснутість земного еліпсоїда відповідно; v – відрізок нормалі до еліпса між точкою P і точкою перетину нормалі з віссю OZ (радіус головного вертикала).

Обчислювач бортового приймача вирішує зворотну по відношенню до приведених формул задачу – за вже відомими прямокутними координатами розраховує широту, довготу і висоту над поверхнею еліпсоїда.

В системі WGS-84 перехід в просторову еліпсоїдну систему координат «широта, довгота, висота» Φ, λ, h (рис. 13.3), (рис. 14.3) визначається через координати X, Y, Z відповідно до алгоритму розрахунку

$$\begin{aligned}\Phi &= \arctg\left(\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}}\right)\left(1 - e^2 \frac{v}{v+h}\right)^{-1}, \\ \lambda &= \arctg \frac{Y}{X}, \\ h &= \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{\cos \Phi} - v, \\ v &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\Phi)}},\end{aligned}\tag{14.7}$$

Якщо висота $h=0$, то формули є точними, в іншому випадку розрахунок виконується методами послідовних наближень. Зазвичай, достатньо п'яти ітерацій для отримання сантиметрової похибки визначення висоти.

Якщо X, Y, Z визначені в будь-якої місцевої системі координат, для якої відомі параметри переходу до системи WGS-84, то спочатку застосовується відповідний алгоритм WGS-84.

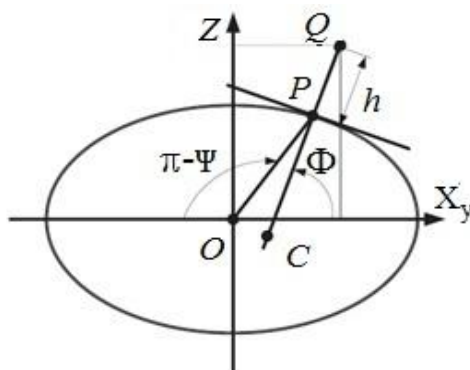


Рис. 14.3. Перетин еліпсоїда у площині меридіана

Крім координат і часу приймач СРНС визначає також *швидкість руху об'єкта відносно Землі* (шляхову швидкість). Для цього використовується доплерівський спосіб, але працюючий як би у зворотний бік.

Коли відомо і місцезнаходження супутника, і місцезнаходження об'єкта, то можна розрахувати за відомою швидкістю супутника радіальну швидкість

зближення об'єкта і супутника, і визначити, який при цьому має бути доплерівський зсув частоти, що приймається.

Але фактичний зсув, який вимірюється приймачем, буде іншим через власну швидкості об'єкта. Отже, за цієї різниці частот можна розрахувати складову власної швидкості об'єкта у напрямку на супутник. А за значеннями радіальних швидкостей за напрямками на кілька супутників, можна також розрахувати: складові шляхової швидкості об'єкта за осями системи координат $OXYZ$, модуль шляхової швидкості і фактичний шляховий кут, що характеризує напрямок руху відносно меридіана об'єкта.

В СРНС вимірюється геодезична висота, тобто висота, відрахована від поверхні прийнятого еліпсоїда (WGS-84 або ПЗ-90). Але для виконання польотів, особливо при заході літаків на посадку, необхідно знати також абсолютну висоту, яка відраховується від поверхні геоїда (середнього рівня моря). Для її розрахунку в бортовий приймач СРНС закладається математична модель геоїда. За цією моделлю і чисельними коефіцієнтами, що входять до неї, для будь-якої точки з певною широтою і довготою можна розрахувати хвилю геоїда (*undulation*), яка показує, наскільки поверхня геоїда вища над поверхнею еліпсоїда. За допомогою хвилі геоїда приймач розраховує і показує абсолютну висоту.

Таким чином, *повний алгоритм розрахунків, що виконуються приймачем СРНС*, включає наступне:

- обчислення за допомогою ефемеридної інформації розрахункових значень координат кожного з чотирьох супутників;
- вимір часу t_i проходження сигналу від кожного супутника і відповідної йому псевдодальності D_i ;
- обчислення прямокутних координат об'єкта x, y, z і похибки Δt в вимірі часу проходження сигналу через неточність годинників;
- обчислення геодезичних координат: широти, довготи і геодезичної висоти;
- обчислення шляхової швидкості і фактичного істинного шляхового кута за інформацією про виміряні доплерівські зсуви частот;
- розрахунок абсолютної висоти об'єкта з використанням моделі гравітаційного поля Землі;
- розрахунок магнітного шляхового кута з використанням моделі магнітного поля Землі.

Це основні операції, що виконуються обчислювачем бортового приймача СРНС. Насправді обчислювач запрограмований для виконання і безлічі інших операцій, необхідних для вирішення різних навігаційних задач.

14.3. Фактори, що впливають на точність супутникової навігації

Вплив системи координат на точність навігації

При супутникової навігації координати об'єкта спочатку визначаються в прямокутній системі координат, а потім перераховуються в геодезичну систему координат, задану на тому чи іншому еліпсоїді. При цьому може бути використано безліч різних як прямокутних, так і геодезичних систем координат. Початки систем координат можуть бути зміщені, а самі системи повернені один відносно одного навколо кожної з осей. Еліпсоїди, центри яких знаходяться у центрах прямокутних систем координат, можуть мати різні розміри і ступінь стиснення.

Супутникові приймачі, призначені для роботи з Navstar GPS, видають координати у всесвітній геодезичній системі координат WGS-84 (World Geodetic System), яка спочатку і створювалася саме для роботи з GPS. Багато приймачів мають меню, за допомогою якого можна вибрати і іншу систему координат. В цьому випадку приймач автоматично перерахує координати з WGS-84 в потрібну систему.

Для ГЛОНАСС основною є інша загальноземна система відліку – ПЗ-90. Остання її версія (ПЗ-90.02) незначно відрізняється від WGS-84. Напрямки осей систем координат ПЗ-90.02 і WGS-84 збігаються, зміщення їхніх початків за осями X , Y і Z є незначними і становлять відповідно 36, 8 і 18 см. Але все ж таки треба враховувати, що радіальна похибка визначення просторового місця об'єкта за рахунок відмінності систем координат може досягати 41 см.

Слід також пам'ятати, що на російських картах (а в більшості випадків і в документах аеронавігаційної інформації) координати пунктів вказуються в системі координат СК-42 на еліпсоїді Красовського. Розбіжність цих координат з тими, які видають СРНС, може досягати десятків і сотень метрів.

Крім геодезичних координат, в тому числі і геодезичної висоти (над поверхнею еліпсоїда), приймач визначає також абсолютну висоту, тобто висоту над рівнем геоїда (середнім рівнем моря). Точність її визначення залежить як від точності вимірювання геодезичної висоти, так і від точності розрахунку хвилі геоїда в даній точці за допомогою математичної моделі гравітаційного поля. Одна з останніх і найбільш точних моделей EGM 96 має порядок 360×360 і включає в себе 130317 коефіцієнтів. Але зазвичай в бортових приймачах використовуються набагато простіші моделі порядку 41 або навіть 18. З їх допомогою розрахунок проводиться швидше, але, звичайно, з більш низькою

точністю. Тому похибка визначення абсолютної висоти залежить від використовуваної моделі і може досягати величини порядку 3...6 м.

У таблиці вказано діапазон похибок, тобто $\min$ і $\max$ їх значення, що отримані на різних станціях за даними на один з днів. Похибки відповідають ймовірності $P = 0,95$.

Дані похибок СНС

Параметр	ГЛОНАСС	GPS	GPS+ГЛОНАСС
Кількість справних супутників	24	28	52
Похибка визначення широти, м	3,31...7,80	3,38...5,36	2,43...4,92
Похибка визначення довготи, м	3,27...7,20	2,71...5,85	2,32...5,54
Похибка визначення висоти, м	9,77...19,56	9,27...13,54	7,03...14,13
Середня кількість супутників в навігаційних визначеннях	8...9	10...11	18...20

Якщо в документах аеронавігаційної інформації (або в бортовому навігаційному комплексі) не використовується геодезична система WGS-84, то радіальна похибка за рахунок невідповідності систем координат може досягати 1 км. У тих випадках, коли апаратурою споживача «захоплено» тільки три супутника і, отже, висота GPS-приймача відносно середнього рівня моря вводиться вручну, то радіальна помилка визначення положення на площині може в два рази перевищувати помилку визначення висоти. Так, наприклад, якщо абсолютна висота введена з помилкою $\Delta h = 500$ м, то похибка у визначення положення може досягти величини 1 км.

Вплив взаємного положення супутників на точність навігації

Можлива точність визначення дальності до супутника оцінюється похибкою $\sigma_D = 5...10$ м. Але точність визначення координат об'єкта визначається не тільки цією похибкою, а також взаємним розташуванням супутників щодо самого об'єкта.

Припустимо, що два супутника і об'єкт розташовані в одній площині. Обидві лінії положення визначаються з похибкою ΔD (рис. 14.4). Тоді область можливого положення об'єкта (площа «ромба») буде значно менше при кутах перетину ліній положення, що близькі 90° , ніж при кутах перетину, що близькі 180° . Похибка у визначенні місця об'єкта за рахунок «геометричного фактора» може зрости в кілька разів. При пеленгуванні чотирьох супутників похибки ΔD також визначають область можливого знаходження об'єкта і точність визначення координат знаходиться у великій залежності від взаємного

розташування супутників. Але якщо в поле зору антени приймача на борту знаходиться понад чотирьох супутників, то за певним алгоритмом можна вибрати такі супутники, взаємне розташування яких забезпечує в даний момент найбільшу точність визначення місця.

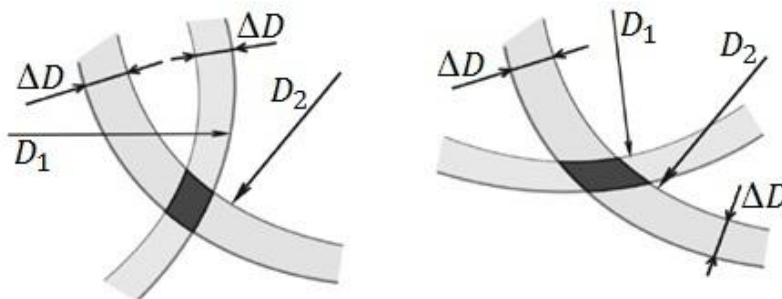


Рис. 14.4. Вплив геометричного фактора на точність визначення положення

Для оцінки впливу геометричного фактора обраний критерій геометричного зниження точності **DOP** (*Dilution of precision*). Величина критерію DOP визначається з таких міркувань.

Якщо позиції чотирьох супутників і об'єкта розглядати як вершини багатогранника, то, з'єднавши їх прямими лініями, отримаємо деякий об'єм $V_{\text{мнг}}$. Чим краще взаємне розташування супутників, тим буде більше об'єм $V_{\text{мнг}}$ такого багатогранника.

Величина критерію DOP приймається зворотно пропорційною об'єму $V_{\text{мнг}}$ з урахуванням деякого коефіцієнта пропорційності k

$$\text{DOP} = \frac{k}{V_{\text{мнг}}}. \quad (14.8)$$

Величина DOP, як правило, коливається від одиниці до 10. Вважається, що при $\text{DOP} \leq 4$ забезпечується висока точність визначення місця об'єкта. Використовуючи дані з альманаху, бортовий комп'ютер безперервно обчислює критерій DOP, визначаючи кращу четвірку супутників з усієї спостережуваної кількості на даний момент часу. Середньоквадратична радіальна похибка визначення місця об'єкта при цьому визначиться як

$$\sigma_r = \text{DOP} \cdot \sigma_r^*, \quad (14.9)$$

де σ_r^* – середньоквадратична радіальна похибка при $\text{DOP} = 1$.

За рахунок оптимального вибору для пеленгування чотирьох супутників точність визначення місця об'єкта підвищується в 4...6 разів.

Точність визначення координат

Точність визначення координат об'єкта визначається такими основними умовами:

- технічними характеристиками GPS при використанні C/A-коду, відкритого для цивільних споживачів;
- штучними похибками, введеними для цивільних споживачів в режимі S/A (обмеженого доступу);
- можливим невідповідностям геодезичних систем координат: WGS-84, що прийнята в GPS, і системи, що використовується на картах або в бортовому навігаційному комплексі.

При використанні C/A-коду середньоквадратичні похибки у визначенні позиції антени GPS-приймача складають для:

- горизонтальних координат $\sigma_r = 10 \dots 15$ м;
- абсолютної висоти $\sigma_h = 15 \dots 20$ м.

Для оцінки точності навігаційних обчислень слід приймати середньоквадратичні похибки у визначенні позиції GPS-споживача при роботі в режимі обмеженого доступу, для:

- горизонтальних координат $\sigma_r = 50$ м;
- абсолютної висоти $\sigma_h = 70 \dots 80$ м.

З урахуванням «геометричного фактора» зазначені похибки будуть визначатися як:

$$\begin{aligned}\sigma_r &= \text{DOP} \cdot \sigma_r^*, \\ \sigma_h &= \text{DOP} \cdot \sigma_h^*,\end{aligned}\tag{14.10}$$

де σ_r^* , σ_h^* – середньоквадратичні похибки відповідно для горизонтальних координатах і для висоти при $\text{DOP} = 1,0$.

Величина геометричного фактора, як правило, $\text{DOP} \leq 6 \dots 8$. Беручи для практичної навігації $\text{DOP} = 5,0$, маємо середньоквадратичні похибки:

- горизонтальних координат $\sigma_r = 250$ м;
- абсолютної висоти $\sigma_h = 350 \dots 400$ м.

Точність визначення швидкості

Точність вимірювання швидкості об'єкта доплерівським способом досить висока і оцінюється в різних джерелах від 0,05 м/с до 0,2 м/с, тобто вимірюється десятими частками кілометрів за годину. Однак, алгоритми, що використовуються в приймальнику, розробляються виробниками приймачів і

залишаються для користувачів невідомими. У деяких приймачах швидкість може визначається не доплерівським способом, а просто розраховуватися за швидкістю зміни поточних координат. Це може не тільки вплинути на точність, але і викликати додаткові обмеження. Наприклад, в одному з видів приймача фактичні шляховий кут і шляхова швидкість можуть бути визначені тільки в тих випадках, коли швидкість приймача СРНС (швидкість об'єкта) перевищує 30 вузлів (55,6 км/ч).

Література до лекції 14: [1–4], [7–8], [17].

Питання для самоперевірки

1. Вкажіть принцип визначення координат в СРНС.
2. Поясніть псевдодалекомірний метод визначення положення об'єкта.
3. Як виконується розрахунок координат псевдодалекомірним методом?
4. Які треба виконати перетворення координат для користувача СРНС?
5. Надайте алгоритм розрахунків, що виконуються приймачем СРНС.
6. Вкажіть фактори, що впливають на точність супутникової навігації.
7. Поясніть критерій геометричного фактора, що впливає на точність навігації.

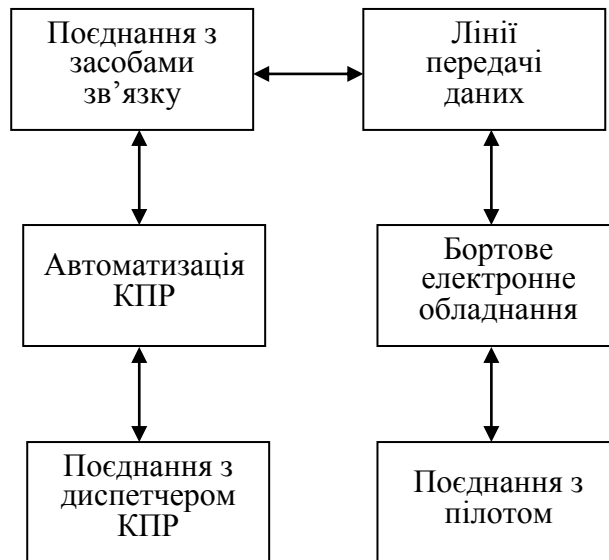


Рис. 15.2 Компоненти системи ADS

Наразі використовуються дві версії ADS:

ADS-B широкомовного типу в режимі радіомовлення;

ADS-C контрактного типу.

Автоматичне залежне спостереження в режимі радіомовлення ADS-B (Automatic Dependent Surveillance - broadcast) – це технологія кооперативного спостереження, в якій ПС визначає своє місцеположення через супутникову систему навігації та поширює його бортовим відповідачем. Цю інформацію можуть отримувати як наземні станції, так і інші ПС, що дає змогу екіпажам бути більш ситуаційно обізнаними та самоешелонуватись.

Використання системи ADS дозволяє вести спостереження і контролювати політ ПС практично на всьому його маршруті незалежно від місця зльоту і посадки без використання наземних РЛС, здійснювати дозаправку паливом в процесі польоту. Одним з переваг ADS є розширені зони спостереження поза зонами дії радіолокаційних систем, над морськими регіонами і важкодоступними ділянками Землі.

Для роботи системи ADS необхідно на борту мати високоточне і надійне радіонавігаційне обладнання, а між бортом і землею – високопродуктивну систему зв'язку «борт - земля». Функціональні можливості системи ADS можуть бути значно розширені, якщо організовані автоматичні канали зв'язку «земля - борт», а також наземні канали зв'язку між окремими пунктами системи.

Інформація системи ADS дозволяє вирішити наступні завдання:

– контроль за місцем розташування;

- контроль відповідності положення ПС з очікуваним місцем розташування, наявному в поточному плані польотів;
- визначення конфлікту, який базується на аналізі даних про ешелонування повітряних суден;
- передбачення конфлікту, який ґрунтується на визначенні потенційних порушень норм ешелонування;
- керування польотом на основі вироблення оптимальних паливозберігаючих маршрутів;
- дозаправка ПС в повітрі.

Автоматичне залежне спостереження - контракт ADS-C (Automatic Dependent Surveillance-Contract) схожа до ADS-B, але обмін даними відбувається шляхом встановлення безпосереднього адресного каналу зв'язку між наземною станцією та ПС за вимогою сторін. Такий режим зазвичай використовується у міжконтинентальних або трансокеанічних польотах, де рівень трафіку не високий. Інша сфера застосування такого режиму спостереження – передача критичної інформації або команд від диспетчера. До недоліків ADS-C слід віднести необхідність участі обох сторін для ініціації передачі даних, низька швидкість передачі даних через необхідність безпосереднього каналу зв'язку між ПС та КПП.

При контрактному ADS-C можливі наступні варіанти:

- передача регулярних повідомлень(Periodic Contract), згідно з якими на борту ПС повідомлення складаються і передаються з вказаним у контракті інтервалі;
- передача не регулярних повідомлень(Event Contract), згідно з якими на борту ПС повідомлення складаються і передаються в тих випадках, які передбачені контрактом, при зміні висоти польоту, точок польоту маршруту та ін.;
- передача повідомлень за запитом (Demand Contract), згідно з яким на борту ПС повідомлення складається і передається тільки в тому випадку, якщо надійшла команда з Землі.

Технологія ADS-C є найпростішим за структурою варіантом автоматичного залежного спостереження і являє собою узагальнення принципу вторинної радіолокації. Вторинний радіолокатор постійно посиляє запити про бортовий номер, висоту та інші параметри. Бортовий трансивер ПС, прийнявши такий запит, посиляє затребувану інформацію. Таким чином, вторинний локатор пов'язаний з ПС по низькошвидкісній цифровій лінії передача даних, яка організована за принципом запит-відповідь. Якби передавальна антена

локатора була б ненаправленою, то широкомовний процес викликав би потік відповідей від усіх ПС, які перебувають в зоні дії. Тому такий локатор повинен посылати борту не широкомовні, а адресні запити, щоб не допустити накладення відповідей. На цьому принципі і базується технологія ADS-C.

15.2. Автоматичне залежне спостереження в режимі радіомовлення (ADS-B)

Радіомовне автоматичне залежне спостереження ADS-B являє собою вдосконалений метод ADS, який передбачає періодичну радіомовну передачу даних про місцезнаходження ПС і іншої польотної інформації, наявної на борту. Будь-який користувач, що знаходиться в повітрі або на землі в межах дальності радіомовної передачі, може обробляти і використовувати цю інформацію в своїх цілях. Зокрема, інформація про ідентифікаційний номер ПС і його місцезнаходження може бути використана не тільки наземними службами КПП, а й бортовими системами попередження зіткнень ACAS (Airborne Collision Avoidance System).

ADS-B являє собою систему, в рамках якої, як і при використанні радіолокатора, повітряне судно передає наземній станції інформацію про свій розпізнавальний індекс і абсолютну висоту польоту. Однак на відміну від радіолокатора на борту повітряного судна визначається місце розташування повітряного судна та інформація про це передається наземній станції. Ці дані періодично передаються в режимі радіомовлення і будь-який приймач (на землі або на борту повітряного судна) може приймати ці дані. Крім того, в повідомлення ADS-B можуть також включатися дані про вектор лінії шляху, швидкості та попередження про відхилення від норм (рис. 15.3).



Рис. 15.3. Організація ADS-B

По суті своїй, це технологічне рішення, що визначає координати літака використовуючи для цього систему GPS, і потім, що транслює їх і інші дані (висота, швидкість, рейс тощо) про політ як в наземні центри диспетчерам, так і іншим літакам. ADS-B дозволяє пілотам і диспетчерам бачити одну і ту ж картину того, що відбувається, що підвищує взаєморозуміння між усіма учасниками руху, підвищуючи тим самим безпеку і гнучкість керування повітряним рухом.

The diagram illustrates the components and connections for an ADS-B In/Out system. It includes:

- GPS Position:** A GPS receiver unit that provides location data to the IFD.
- ADS-B OUT:** A transmitter unit that broadcasts the aircraft's position and other data.
- ADS-B In:** A receiver unit that receives data from other aircraft.
- IFD540 or IFD440:** The Integrated Flight Display, which displays the received and transmitted data.

Green arrows indicate the data flow: GPS Position to ADS-B OUT, ADS-B OUT to IFD540 or IFD440, and ADS-B In to IFD540 or IFD440.

ADS-B використовує систему GPS для визначення точних координат літака. Координати комбінуються з іншою інформацією, такою як тип літака, його швидкість, номер, рейс, курс, вертикальна швидкість і потім передається приблизно кожну секунду або за запитом з наземних радарів.

Системи ADS-B дозволяють розташувати приймач в будь-якій точці простору і отримати інформацію про повітряне судно в даному районі. Проте,

існують важкодоступні області (наприклад, океани), де забезпечення контролю за повітряним рухом передбачає установку великого числа ретрансляторів сигналів. Останнім часом ведеться робота по впровадженню ретрансляторів сигналів системи ADS-B на супутники, внаслідок чого може бути забезпечений контроль за повітряним простором в важкодоступних зонах.

Система ADS-B може використовуватися в двох варіантах (рис. 15.5):

ADS-B Out – повітряне судно відправляє інформацію наземним станціям та іншим повітряним суднам;

ADS-B In – повітряне судно приймає інформацію від наземних станцій і інших повітряних суден.

Іншою особливістю роботи системи ADS-B є можливість прямого обміну інформацією між ПС, які оснащені відповідним обладнанням та знаходяться у зоні дії сигналу через формування ADS-B In/Out повідомлень. Ця інформація може бути використана, наприклад для автоматичного попередження екіпажу про небезпечне зближення з іншим ПС без участі диспетчера.

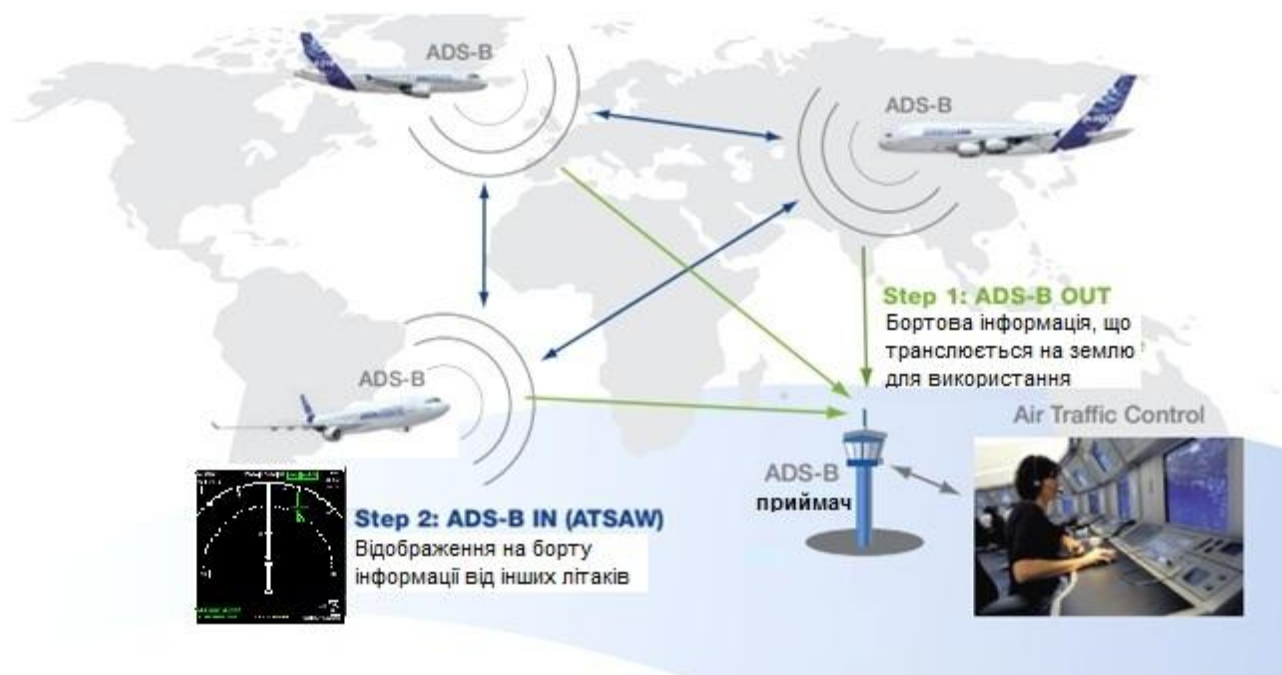


Рис. 15.5. Варіанти організації системи ADS-B

Наземна система, що приймає ADS-B сигнали від бортових транспондерів режиму S на частоті 1090 МГц, може використовуватися як віртуальний радар для створення в реальному часі картини повітряного трафіку і складається з чотирьох компонентів: антени; приймача; декодера; програмного забезпечення комп'ютера.

Координати ПС в системі WGS-84 визначаються бортовими GPS навігаторами, тобто мають суттєво вищу точність, ніж дані з радіолокаційних засобів. Дискретність передачі координатних даних (2 рази за секунду) також суттєво менше дискретності даних від радіолокаційних засобів.

Значення швидкості та курсу в більшості випадків також беруться з бортових GPS навігаторів, але можуть братись з іншого бортового обладнання. В більшості випадків значення висоти береться з барометричного висотоміру ПС.

15.3. Повідомлення ADS-B

Обладнані ADS-B повітряні судна автоматично і часто спрямовують наземній станції по лінії передачі даних повідомлення з даними спостережень. Основні елементи даних в повідомленнях, переданих в режимі радіомовлення, такі:

- розпізнавальний індекс повітряного судна і 24-бітову адресу;
- дані про місцезнаходження (і відповідна інформація про точність і цілісності);
- вектор швидкості (і вектор точності);
- барометрична висота;
- стан, індикатори аварійної ситуації і SPI.

Повітряні судна передають загальне попередження про аварійну ситуації незалежно від обраного пілотом коду. Такі повітряні судна не можуть передавати SPI (розпізнавальний сигнал відповідача) в той час, коли передається загальне повідомлення про аварійну ситуацію.

ПС повинні бути здатні передавати такі аварійні / термінові повідомлення:

- аварійна ситуація;
- відмова зв'язку;
- незаконне втручання;
- мінімальний запас палива;
- потреба в медичній допомозі.

Перелік даних, які отримує пілот в кабіні повітряного судна:

- погода;
- вибрана ціль;
- швидкість приземлення;
- позивний;
- інший рух, з вектором швидкості і висотою ;
- карта символів для злітно-посадкової смуги і розширену центральну лінію.

Повітряна ситуаційна обізнаність надає додаткові дані льотним екіпажам під час виконання польоту, що підвищує безпеку польотів та ефективність КПП. Інформація ADS-B надсилається до навігаційного дисплея (Cockpit Display of Traffic Information (CDTI)), де відображаються інші літаки з формуляром, який орієнтований для представлення напрямку руху і показує рейс, ID, висоту і вертикальний вектор, що вказує на тенденцію літака підніматися або спускатися (рис. 15.6). Також можуть відображатися інші дані, такі як шляхова швидкість та ін.

Перелік даних, які отримує КПП:

- Ідентифікація рейсу (номер польоту або позивний);
- 24-бітова адреса літака ICAO (глобальний унікальний код літака);
- Позиція (широта / довгота);
- Цілісність / точність позиції (горизонтальна межа захисту GPS);
- Барометричні та геометричні висоти;
- Вертикальна швидкість (швидкість підйому / спуску);
- Кут нахилу та шляхова швидкість;
- Індикація надзвичайних ситуацій (коли вибрано екстрений код);
- Спеціальна ідентифікація позиції (коли вибрано IDENT).

Можливість наземної станції приймати сигнал залежить від висоти, відстань від ділянки та перешкоджання місцевості. Максимальна дальність кожної наземної станції може перевищувати 250 морських миль.

Основні повідомлення, які надходять від системи ADS-B можна розділити за трьома типами:

- головне повідомлення;
- розширене повідомлення ;
- додаткове повідомлення.

В таблиці 15.1 приведені основні типи повідомлень, необхідний діапазон і роздільна здатність для змінних у повідомленнях ADS.

Таблиця 15.1

№	Головне повідомлення		Розширене повідомлення		Додаткове повідомлення	
1.	Довгота/широта	0,0125 хв	Наступна точка маршруту	0,0125 хв	Швидкість вітру	2 км/год
2.	Висота	8 фут	Розрахована висота в наступ. точки	8 фут	Напрямок вітру	0,7 град
3.	Час	0,125 с	Наступна +1 точка маршруту	0,125 с	Температура	0,25 °C
4.	Оцінка якості		Шляховий кут/курс	0,1 град		
5.	Поле активації / можливості ADS		Прилад. швидкість/число Маха	0,5 вузл./0,001		
6.	Ідентифікація ПС	8×6 біт	Вертикальна швидкість	0,08 м/с		

На навігаційному дисплеї літака показується його орієнтація відносно інформації від літаків, що знаходяться поблизу (рис. 15.6).

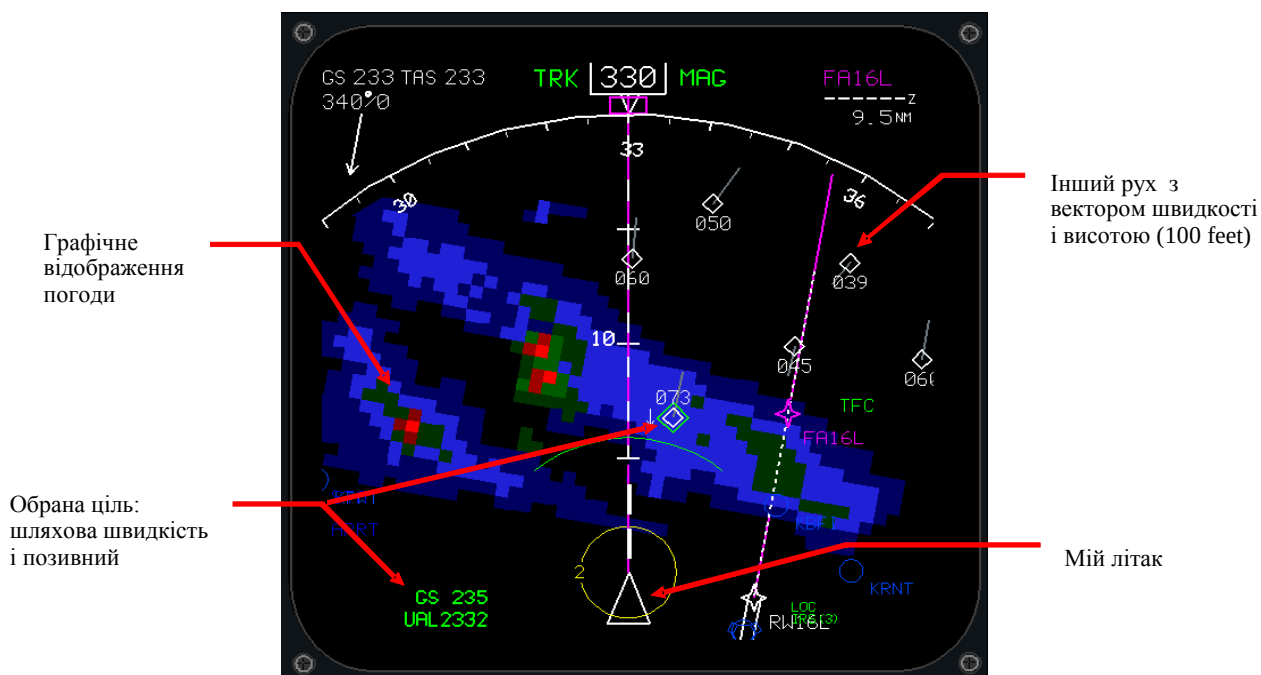


Рис. 15.6. Навігаційний дисплей в кабіні літака

Таблиця 15.2

Необхідний діапазон і роздільна здатність для змінних повідомлень ADS, що використовуються в додатках

<i>Category</i>	<i>Variables/parameters</i>	<i>Unit</i>	<i>Range</i>	<i>Resolution</i>
Aircraft identification		IA5	2 to 7 characters	N/A
Airspeed	Mach IAS (non-SI)	Mach number Knots	0.5 to 4.0 0 to 400	0.001 1
Date	Year Month Day	Year Month of year Day of month	1996 to 2095 1 to 12 1 to 31	1 1 1
Distance	Distance (non-SI)	Nautical miles	1 to 8 000	1
Extended projected profile	Time interval Number of waypoints	Minutes Integer	15 minutes to 20 hours 1 to 128	1 1
Facility designator		Character string	4 to 8	N/A
FOM (position accuracy)		Integer	0 to 7	1
Ground speed	Ground speed (non-SI)	Knots	-50 to +2 200	1
Ground speed change	Ground speed (non-SI)	Knots	0 to 300	1
Heading	—	Degrees	0.1 to 359.9	0.1

Heading change	—	Degrees	1 to 359	1
IAS		Knots	0 to 1 100	1
Lateral deviation change	Distance (non-SI)	Nautical miles	0.5 to 150	0.5
Latitude	Latitude degrees	Degrees	±90	1
	Latitude minutes	Minutes	0 to 59	1
	Latitude seconds	Seconds	0 to 59.9	0.1
Level	Level (non-SI)	Feet	-600 to+100 000	10
Level range change	Level (non-SI)	Feet	10 to 5 000	10
Longitude	Longitude degrees	Degrees	±180	1
	Longitude minutes	Minutes	0 to 59	1
	Longitude seconds	Seconds	0 to 59.9	0.1
Mach		Mach speed	0.5 to 4	0.001
Modulus		Integer	1 to 255	1
Reporting interval		Seconds	1 to 59	1
		Minutes	1 to 120	1
Temperature		Degrees Celsius	-100 to+100	1
Time	Hours	Hours of day	0 to 23	1
	Minutes	Minutes of hour	0 to 59	1
	Seconds	Seconds of minute	0 to 59	1
Track	Angle	Degrees	0.1 to 360	0.1
Track angle change		Degrees	1 to 359	1
Turbulence	Relative measure	Bit string	0 to 15*	N/A
Vertical rate	Level (non-SI)	Feet/minute	±30 000	10
Vertical rate change		Feet/minute	±30 000	10
Wind	Wind direction	Degrees True North	1 to 360	1
	Wind speed (non-SI)	Knots	0 to 300	1
* To be decided.				

15.4. Застосування ADS-B в системах керування повітряним рухом

Перш за все дані ADS використовуються для моніторингу руху, при якому здійснюється аналіз поточної траєкторії польоту і диспетчеру надається інформація про можливе або фактичне відхилення від запланованої траєкторії (рис. 15.7, 15.8). Система моніторингу також створює різного виду нагадування для виконання диспетчеру необхідних дій при обслуговуванні повітряного руху.

Існує шість основних компонентів, які об'єднуються для створення інтегрованої системи керування повітряним рухом:

– інтерфейс пілота;

- ПС (у тому числі бортова автоматика);
- комунікація каналів передачі даних повітря-земля і земля-земля;
- інтерфейс зв'язку;
- автоматизація КПР;
- інтерфейс диспетчера.

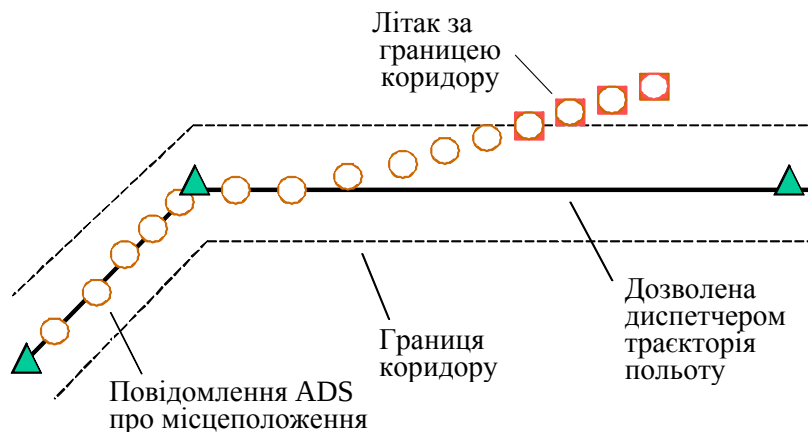


Рис. 15.7. Контроль відповідності фактичного польоту до плану

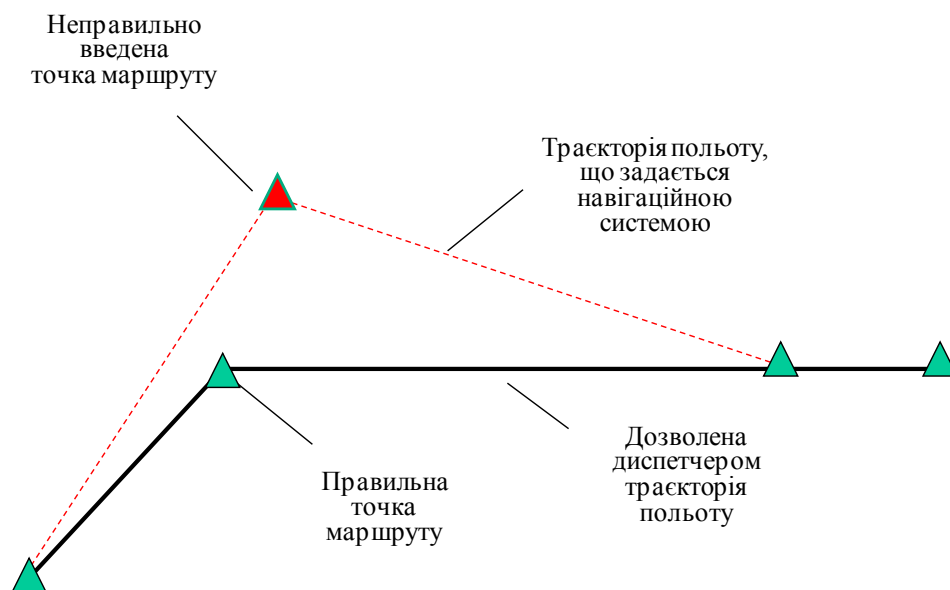


Рис. 15.8. Контроль появи помилки при введенні даних точок маршруту

Програмна обробка даних ADS-B

Програмне забезпечення (ПЗ) обробки даних ADS в АС КПР має підтримувати весь цикл взаємодії систем навігації, зв'язку, спостереження, літаководіння і управління потоками ПС. У завданнях супутникової навігації необхідно, перш за все, чітко відстежувати стан супутників, їх виміряні координати в кожен поточний момент часу, і своєчасно скласти прогноз

упереджених координат. Від точності представлених в системі даних про супутники, залежать результати всіх радіонавігаційних вимірів на ПС, оснащених апаратурою ADS. Штучні супутники Землі передають в наземні центри самостійно обчислені параметри свого руху, які зіставляються з результатами, отриманими ПЗ АС КПП. Якщо повідомлення супутника, що виміряні та розрахункові, не підтверджуються іншими джерелами, в тому числі іншими штучними супутниками Землі, або розрахункові траєкторії не вкладаються в допустимі коридори похибки, ПЗ повідомляє технічний персонал про необхідність коригування інформації, що надходить, або про припинення обміну з постачальником дезінформації з метою збереження цілісності системи. При цьому враховуються дані наземної мережі станцій диференціальних поправок розташування штучних супутників Землі.

У функції ПЗ входить також складання списку ПС, оснащених апаратурою ADS, очікуваних до обслуговування системою, та постійне відстежування даних по таких рейсах – облік телеграфних повідомлень про затримку вильоту, скасування рейсу, координації плану. За певний інтервал до розрахункового часу входу очікуваного рейсу в зону дії АС КПП, ПЗ має ініціювати вступ в контакт і вибір відповідного в районному управлінні внутрішніми правилами за ADS. Програмними засобами автоматично призначається адреса супутникового каналу передачі даних для обміну між землею і бортом. Всі повідомлення реєструються і документуються.

Обов'язковою для передачі в АС КПП є так званий базовий блок, що містить координати поточного місцезнаходження (широта і довгота), а також значення висоти польоту, моменту часу формування повідомлення (в одиницях Всесвітньо скоординованого часу UTC), ознаки наявності на борту системи попередження зіткнень і обчислену величину показника якості роботи бортового навігаційного обладнання. Решта інформаційних блоків додаються в кодограму за запитом наземної системи відповідно до назначеної угоди ADS.

Основний блок повідомлення ADS (рис. 15.9) включає в себе такі поля кодограми. У першому полі міститься ідентифікатор типу повідомлення, за значенням якого ПЗ вибирає правила обробки даних. У другому полі кодограми пересилається широта поточного місцезнаходження ПС, в третьому – довгота. Обидві координати включають в себе знаковий біт S, тобто направлення відліку щодо екватора. Четверте поле – виміряна висота польоту. П'яте поле – момент часу вимірювання координат ПС.

Значення поля «Т» встановлюється рівним нулю, якщо дані бортової системи попередження зіткнень не доступні апаратурі ADS, і рівним одиниці в

іншому випадку. Поле «R» містить інформацію про надмірності бортового навігаційного обладнання: $R = 0$, якщо ПС має один комплект і $R = 1$, якщо на борту зосереджено кілька комплектів навігаційної апаратури.

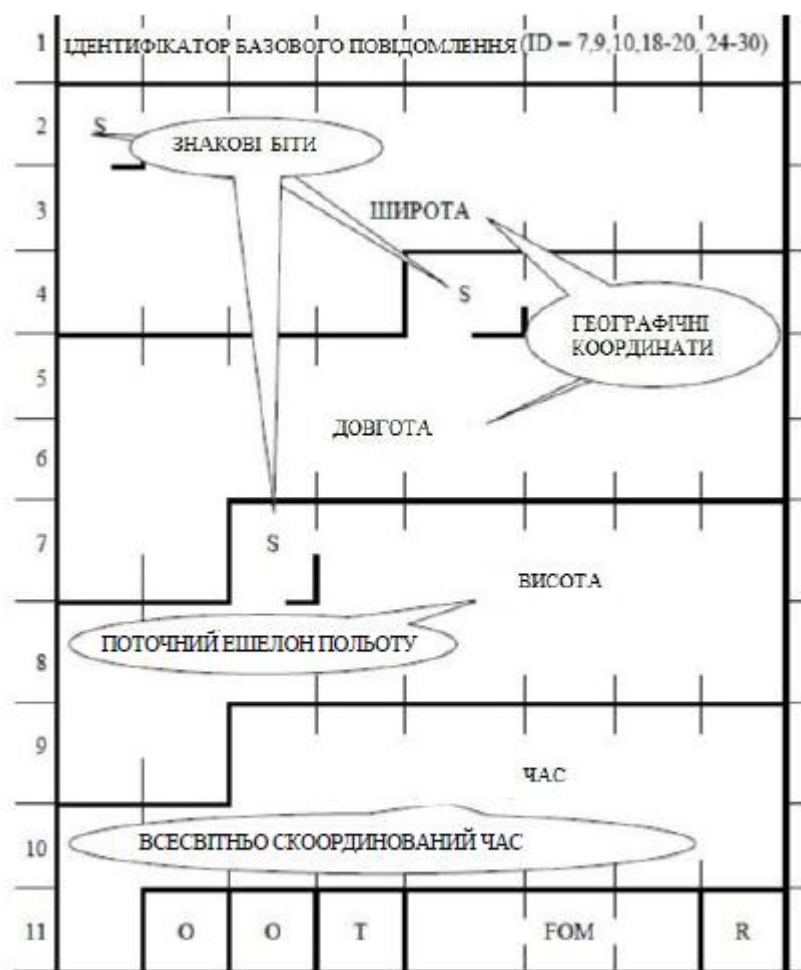


Рис. 15.9. Основний блок повідомлення ADS

Програмна підтримка технології КПП з використанням даних ADS

Експертами міжнародної організації цивільної авіації сформульовано такі завдання для програмної обробки даних ADS:

- ідентифікація можливостей лінії передачі даних та ПС, оснащеного апаратурою ADS, за інформацією, що надійшла з планом польоту;
- вибір та реєстрація в системі лінії передачі даних між бортовим обладнанням та системою планів польотів центру КПП;
- порівняння даних про чотиривимірний профіль польоту, що зберігаються в бортовій системі, з польотними даними наземної системи планування;
- призначення (надання) відповідної угоди ADS;

- контроль польоту ПС до його входу до повітряного простору (ПП) системи, яка використовує інформацію ADS;
- формування дозволу на вхід ПС у ПП системи;
- реєстрація фактичного входу ПС у ПП системи;
- підтвердження відповідності прогнозованого профілю польоту ПС даним, що зберігаються в базі даних планової системи центру КПП;
- перевірка відповідності ходу польоту (поточного місцеположення) ПС чинному дозволу центру КПП;
- надання диспетчерському персоналу оновлених даних про повітряну обстановку на основі інформації ADS;
- супровід планів при переходах ПС із сектора в сектор;
- забезпечення автоматичної передачі повідомлень про місцезнаходження ПС відповідно до угод ADS, встановлених центром КПП;
- опрацювання функцій введення диспетчерського персоналу;
- автоматизована передача керування та зв'язку між центрами КПП, що забезпечують організацію повітряного руху (ОПР) на основі ADS із цифровим обміном даними;
- автоматизована передача керування та зв'язку від центра КПП, що забезпечує ОПР на основі ADS, центру КПП, що обслуговує польоти без застосування ADS, з використанням цифрового обміну даними;
- керування зв'язком диспетчера та пілота по лінії передачі даних;
- забезпечення каналами прямого мовного зв'язку пілота та диспетчера;
- контроль та керування автоматичною передачею повідомлень з борту ПС про значні відхилення параметрів польоту від плану;
- обробка повідомлень з борту ПС про зміни можливостей позиціонування;
- підтримання аварійного режиму роботи ADS з метою виконання процедур оповіщення та пошуково-рятувальних операцій;
- взаємодія з іншими комплексами програм програмного забезпечення автоматизованої системи ОПР.



Приймач ADS-B Radarcape



Приймач ADS-B ELDIS

Література до лекції 15: [4], [7], [10], [12], [17].

Питання для самоперевірки

1. Опишіть концепцію автоматичного залежного спостереження ADS.
2. Вкажіть компоненти системи ADS.
3. Які переваги надає використання ADS?
4. Які версії систем автоматичного залежного спостереження використовуються, в чому їх відмінність?
5. Як організоване автоматичне залежне спостереження в режимі радіомовлення (ADS-B)?
6. Вкажіть типи повідомлень ADS і їх склад.
7. Вкажіть основні елементи даних ADS-B.
8. Як дані повідомлень ADS-B використовуються на борту літака?
9. Як застосовуються дані ADS-B в системах керування повітряним рухом?
10. Що включає програмна підтримка технології КІР з використанням даних ADS?

Розділ 7. Комплексна обробка інформації навігаційних систем

Одним з ефективних шляхів вдосконалення навігаційних систем є створення комплексних систем, в яких здійснюється інтегрування різних навігаційних систем з комплексною обробкою інформації. При цьому застосовуються оптимальні і субоптимальні методи обробки навігаційної інформації. Алгоритми і програми комплексної обробки інформації можуть бути реалізовані як на борту об'єкта, так і на землі.

Лекція 16. Методи комплексної обробки інформації навігаційних систем

16.1. Принципи комплексування

Сутність комплексування полягає в тому, щоб використати інформацію про одних і тих же або функціонально пов'язаних параметрах, отриманих від різних вимірників, для підвищення точності і надійності визначення параметрів. Можливість інтегрування пов'язана з потребою в одночасному вимірі одних і тих же параметрів за допомогою пристроїв і систем, що працюють на різних фізичних принципах, яка обумовлена тим, що кожен вимірювач окремо може не відповідати всім вимогам, що пред'являються до вимірювання цих параметрів.

Так радіонавігаційні системи, такі, наприклад, як VOR/DME, супутникові радіонавігаційні системи (СРНС) не відповідають вимогам завадозахищеності, доплерівські вимірники швидкості і кута зносу (ДВШЗ) не відповідають вимогам застосування їх в будь-яких умовах польоту і будь-яких районах (наприклад, при великих кутах крену і тангажу, при польоті над морем в штиль), а інерційні навігаційні системи (ІНС) можуть не відповідати вимогам точності.

Зазвичай вдається досягти великого позитивного ефекту при об'єднанні інформації радіотехнічних і нерадіотехнічних вимірників. Це обумовлено перш за все тим, що похибки таких вимірювачів мають статистичні характеристики, які сильно відрізняються один від одного, що багато в чому визначає виграш від комплексування.

Принцип комплексування двох вимірювачів, що вимірюють один і той же навігаційний параметр x , полягає у наступному. За умови адитивності похибок результати вимірів можна записати: $x_1 = x + \Delta x_1$ і $x_2 = x + \Delta x_2$. Різниця цих вимірів дає результат $(\Delta x_1 - \Delta x_2)$, в якому сам навігаційний параметр x відсутній.

Якщо прийняти, що похибка Δx_1 першого вимірювача низькочастотна, а похибка Δx_2 другого вимірювача високочастотна, то відповідні спектральні щільності S_1, S_2 цих похибок можуть мати умовний вигляд на рис. 16.1.

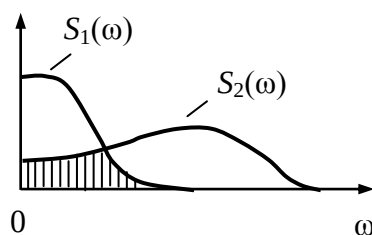


Рис. 16.1. Спектральні щільності похибок вимірювачів

Наступна задача схеми комплексуювання – відфільтрувати низькочастотну похибку Δx_1 і скоригувати виміри першого вимірника, що дасть в результаті оцінку навігаційного параметра $\hat{x} = x + \Delta x_1 - \Delta \hat{x}_1 = x + \varepsilon$, а $\varepsilon = (\Delta x_1 - \Delta \hat{x}_1) \ll \Delta x_1$.

Ідеальний результат комплексуювання можливий, коли спектральні щільності S_1 і S_2 не перекриваються. Насправді спектри S_1 і S_2 перекриваються, тому у вихідному сигналі присутня помилка ε , дисперсія якої визначається як

$$\sigma_e^2 = \frac{1}{2\pi} \int_0^\infty [S_1(\omega)|1 - F(j\omega)|^2 + S_2(\omega)|F(j\omega)|^2] d\omega. \quad (16.1)$$

де F – передатна функція фільтра.

Дисперсія σ_e^2 графічно характеризуються заштрихованою площею на рис. 16.1.

Дисперсії похибок вимірювачів Δx_1 і Δx_2 дорівнюють відповідно:

$$\sigma_1^2 = \frac{1}{2\pi} \int_0^\infty S_1(\omega) d\omega, \quad (16.2)$$

$$\sigma_2^2 = \frac{1}{2\pi} \int_0^\infty S_2(\omega) d\omega. \quad (16.3)$$

Методи комплексуювання

У найпростіших випадках на практиці комплексуювання вимірників здійснюється на основі взаємної компенсації і фільтрації похибок. Цей простий спосіб реалізується в такий спосіб. У загальну систему об'єднуються вимірювачі, функціонування яких, як правило, засноване на різних фізичних

принципах. Вони визначають один і той же навігаційний параметр, або навігаційні параметри, які пов'язані диференціальними залежностями. Зв'язок цих вимірників між собою здійснюється зазвичай за допомогою лінійних фільтрів зв'язку, які підбираються таким чином, щоб отримати мінімальні відповідно до обраного критерію помилки оцінювання навігаційного параметра.

Для простоти і наочності будемо вважати, що вихідні сигнали кожного вимірника представляються у вигляді

$$x_i(t) = x(t) + n_i(t) \quad \text{або} \quad x_i(t) = W_i(p)x(t) + n_i(t), \quad (16.4)$$

де $x_i(t)$ – сигнал на виході i -го вимірювача; $x(t)$ – дійсне значення параметра; $n_i(t)$ – помилки на виході i -го вимірювача; $W_i(p)$ – лінійний оператор; p – символ перетворення Лапласа.

Реалізація комплексування вимірників на основі взаємної компенсації і фільтрації їх похибок досить різноманітна.

16.2. Спосіб компенсації

Структурна схема способу компенсації представлена на рис. 16.2.

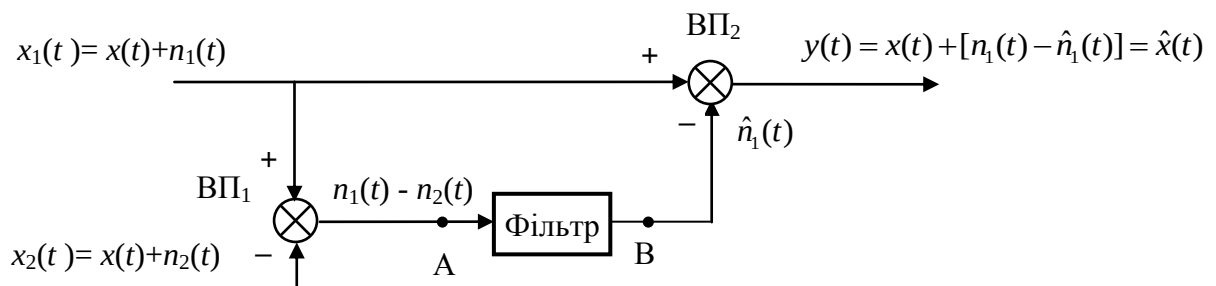


Рис. 16.2. Спосіб компенсації та фільтрації

На виході першого вимірювача є сигнал $x_1(t) = x(t) + n_1(t)$, на виході другого – сигнал $x_2(t) = x(t) + n_2(t)$. Тут $x(t)$ – вимірюваний параметр (корисний сигнал), $n_1(t)$ і $n_2(t)$ – помилки, які вважаються гауссівськими стаціонарними процесами. Спектральні щільності $S_1(\omega)$ і $S_2(\omega)$ помилок відомі. В цьому варіанті схеми більша частина енергії похибки $n_1(t)$ зосереджена в низькочастотній області, а похибки $n_2(t)$ – в високочастотній області.

При комплексній обробці інформації (КОІ) за способом компенсації сигнали $x_1(t)$ і $x_2(t)$ подаються на віднімальний пристрій ВП₁, з виходу якого сигнал $x_A(t) = n_1(t) - n_2(t)$ надходить на оптимальний лінійний фільтр. Передатна

функція цього фільтра $F(p)$ повинна бути такою, щоб він відповідно до обраного критерію найбільшою мірою придушував заваду $n_2(t)$ і в мінімальному ступені спотворював заваду $n_1(t)$.

Сигнал на виході фільтра з передатною функцією $F(p)$ має вид

$$x_B(p) = x_A(p)F(p) = [n_1(p) - n_2(p)]F(p).$$

На віднімальному пристрої ВП₂ утворюється різниця

$$\begin{aligned} y(p) &= x_1(p) - x_B(p) = x(p) + n_1(p) - [n_1(p) - n_2(p)]F(p) = \\ &= x(p) + [1 - F(p)]n_1(p) + F(p)n_2(p). \end{aligned} \quad (16.5)$$

Вихідний сигнал може бути представлений у вигляді

$$y = x + e ,$$

де $e = [1 - F]n_1 + Fn_2 = e_1 + e_2$ – результуюча помилка.

Бачимо, що $e(t)$ не залежить від $x(t)$. Такі системи, в яких помилка не залежить від корисної інформації $x(t)$, називаються інваріантними по відношенню до $x(t)$.

На практиці комплексування вимірників на основі взаємної компенсації і фільтрації їх помилок і визначення передатної функції $F(p)$ лінійного фільтра, як правило, здійснюється із застосуванням критерію мінімуму середнього квадратичного значення результуючої помилки.

16.3. Спосіб фільтрації

Такій спосіб комплексування навігаційних вимірників є об'єднання їх за схемою фільтрації. Структурна схема фільтра зв'язку при комплексуванні вимірників представлена на рис. 16.3.

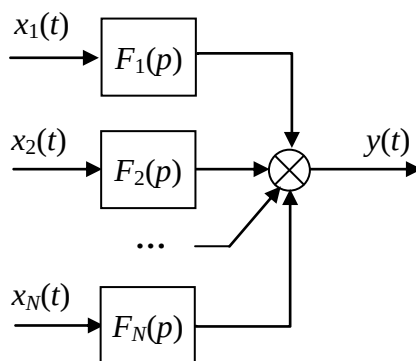


Рис. 16.3. Спосіб фільтрації

Для пояснення принципу дії фільтра зв'язку вважаємо, що сигнали на виході навігаційних вимірників мають вигляд

$$\begin{aligned}x_1(t) &= x(t) + n_1(t), \\x_2(t) &= x(t) + n_2(t), \\&\dots\dots\dots \\x_N(t) &= x(t) + n_N(t),\end{aligned}\tag{16.6}$$

де $x(t)$ – істинне значення вимірюваного параметра; $n_i(t)$ – помилка на виході i -го вимірювача; $i = 1, 2, \dots, N$.

Сигнали всіх N вимірників надходять на входи відповідних лінійних фільтрів з передатними функціями $F_1(p)$, $F_2(p)$, ..., $F_N(p)$. Сигнал на виході системи КОІ відповідно до рис. 16.3

$$y(p) = \sum_{i=1}^N F_i(p) x_i(p).\tag{16.7}$$

При реалізації систем КОІ, побудованих за способом фільтрації, необхідно, щоб фільтр зв'язку не вносив динамічних похибок в вимір $x(t)$, тобто має виконатися умова інваріантності

$$\sum_{i=1}^N F_i(p) = 1.\tag{16.8}$$

Коли ця умова виконується, з урахуванням (16.7) вихідний сигнал КОІ має вигляд

$$y(p) = x(p) + \sum_{i=1}^N F_i(p) n_i(p).\tag{16.9}$$

З (16.9) видно, що результуюча похибка вимірювання

$$e(p) = y(p) - x(p) = \sum_{i=1}^N F_i(p) n_i(p).$$

Для двох вимірювачів, що часто зустрічається на практиці, рівняння (16.9) набуває вигляду

$$y(p) = x(p) + F_1(p) n_1(p) + F_2(p) n_2(p).$$

Згідно (16.8) $F_1(p) = 1 - F_2(p)$, тоді

$$y(p) = x(p) + [1 - F_2(p)]n_1(p) + F_2(p)n_2(p). \quad (16.10)$$

Бачимо, що (16.10) збігається з (16.5), тобто способи компенсації та фільтрації в розглянутому окремому випадку еквівалентні один одному.

16.4. Спосіб введення додаткової інформації в кільце стеження

Часто застосовуються системи КОІ, в яких системи об'єднуються введенням сигналу від нерадіотехнічної системи в замкнуте кільце стеження РТС. Структурна схема такої КОІ представлена на рис. 16.4, де, як і раніше:

$x_1(p) = x(p) + n_1(p)$; $x_2(p) = W_3(p)x(p) + n_2(p)$ – вихідні сигнали вимірювачів;
 $W_1(p)$, $W_2(p)$, $W_3(p)$ і $H(p)$ – лінійні оператори.

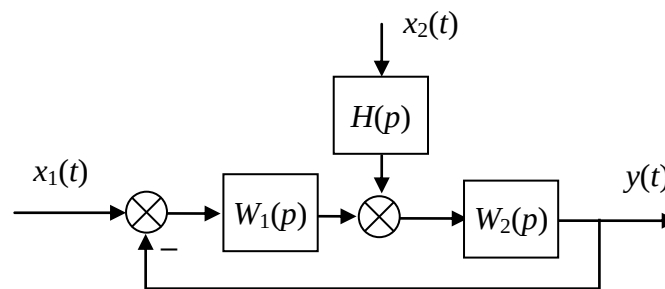


Рис. 16.4. Спосіб ведення додаткової інформації

Відзначимо, що частина системи, яка характеризується передатною функцією $W_1(p)$, містить дискримінатор РТС.

Відповідно до структурної схеми рис. 16.4 зображення сигналу на виході

$$y(p) = [(x_1(p) - y(p)W_1(p) + x_2(p)H(p)]W_2(p). \quad (16.11)$$

Перетворивши (16.11) і позначивши $W(p) = W_1(p)W_2(p)$, отримаємо

$$y(p) = \frac{W(p) + H(p)W_2(p)W_3(p)}{1 + W(p)} x(p) + \frac{W(p)}{1 + W(p)} n_1(p) + \frac{H(p)W_2(p)}{1 + W(p)} n_2(p). \quad (16.12)$$

При реалізації таких комплексних систем необхідно, щоб фільтр зв'язку не вносив динамічних похибок в виміри $x(t)$. Виконання такої умови інваріантності забезпечується відповідним вибором оператора $H(p)$ фільтра зв'язку:

$$H(p) = \frac{1}{W_2(p)W_3(p)} \quad (16.13)$$

З урахуванням виконання умови інваріантності (16.13) співвідношення (16.12) приймає вид

$$y(p) = x(p) + \frac{W(p)}{1+W(p)}n_1(p) + \frac{1}{[1+W(p)]W_3(p)}n_2(p). \quad (16.14)$$

В окремому випадку, коли $W_3(p)=1$, позначивши в (16.14)

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

отримаємо

$$y(p) = x(p) + [1-F(p)]n_1(p) + F(p)n_2(p), \quad (16.15)$$

тобто рівняння (6.15) і (16.5) збігаються. Отже, в такому випадку спосіб комплексування з введенням додаткової інформації в кільце стеження еквівалентний способу компенсації.

16.5. Способи включення фільтра в схемі комплексування

На практиці найбільш широко використовуються два методи комплексування з використанням оптимального фільтра – з фільтром в ланцюгу прямого зв'язку і з фільтром в ланцюгу зворотного зв'язку.

Схема включення оптимального фільтра в прямий ланцюг РНС представлена на рис. 16.5, де УП – узгоджувальний пристрій; КОІ – комплексна обробка інформації; ОФ – оптимальний фільтр; $N_p(t)$ і $N_I(t)$ – вектори збурень РТС і ІНС.

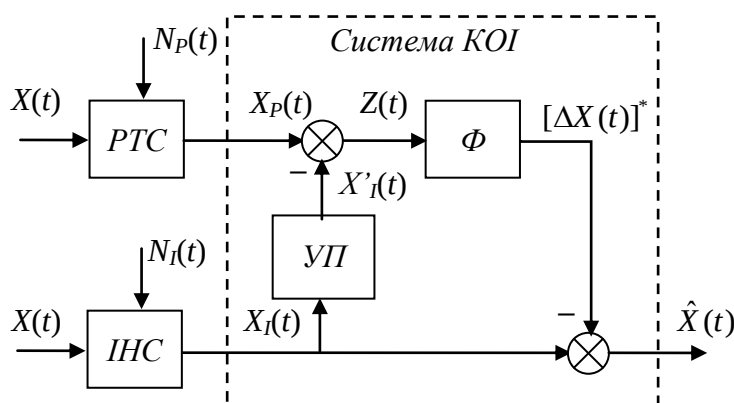


Рис. 16.5. Включення фільтра в прямий ланцюг

У найпростішому випадку після ряду припущень на виходах РТС і ІНС (малий рівень завад, робота на лінійній ділянці характеристики дискримінатора і т. і.) виміряні значення вектора стану можна записати у вигляді

$$\begin{aligned} X_p &= X + \Delta X_p, \\ X_I &= X + \Delta X_I, \end{aligned} \quad (16.16)$$

де X – вектор стану; ΔX_p і ΔX_I – похибки РТС і ІНС; УП – узгоджувальний пристрій, що виконує перетворення системи координат і масштабування.

На фільтр подається сигнал $Z = X_p - X'_I$.

На виході оптимального фільтра формується оптимальна оцінка вектора похибок $\hat{\Delta X}_I$, яка потім використовується для корекції значень вектора стану

$$\hat{X} = X + [\Delta X_I - \hat{\Delta X}_I]. \quad (16.17)$$

Як видно з рис. 16.5, недоліком цієї схеми є те, що не виконується корекція власних помилок ІНС.

Схема включення оптимального фільтра Φ в ланцюг зворотного зв'язку інерційної навігаційної системи ІНС представлена на рис. 16.6. При включенні оптимального фільтра утворюється замкнута система автоматичного регулювання. При цьому отримані оптимальні оцінки вектора помилок $[\Delta X(t)]^*$ використовуються для корекції не тільки вихідних параметрів системи КОІ, але і для корекції помилок власне ІНС. Для цього формується сигнал на виході узгоджувального пристрою УП₂, який є деякою функцією від оцінки $[\Delta X(t)]^*$.

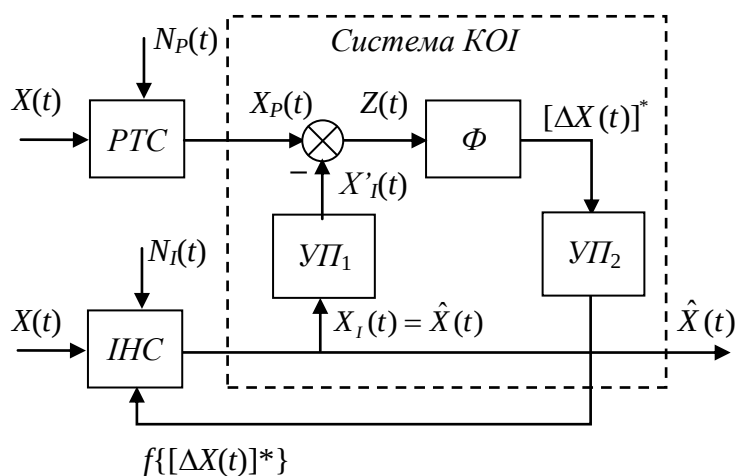


Рис. 16.6. Включення фільтра в зворотний ланцюг

Перевагою включення фільтра Калмана в ланцюг зворотного зв'язку ІНС є можливість збереження помилок на виході ІНС малими за рахунок їх корекції всередині ІНС.

Література до лекції 16: [9], [13], [16].

Питання для самоперевірки

1. Які причини вимагають інтегрування різних навігаційних систем?
2. Поясніть принцип комплексування навігаційних систем.
3. При яких відмінностях властивостей навігаційних систем можна досягти більшого ефекту при інтегруванні?
4. Яка роль фільтра в схемі комплексування?
5. На чому полягає метод компенсації і фільтрації похибок при комплексуванні?
6. Поясніть спосіб фільтрації при комплексуванні.
7. Поясніть спосіб введення додаткової інформації в кільце стеження.
8. Що означає інваріантність системи?
9. В чому відмінність включення фільтра в ланцюг прямого і зворотного зв'язку?

Лекція 17. Приклади інтегрування навігаційних системи

17.1. Інтегрування радіокомпаса і датчика курсового кута

Постановка задачі

Інформація про курс польоту літака надходить від радіокомпаса і гіроскопічного датчика кута курсу. Спектр похибок гіроскопічного датчика розташований в області низьких частот, в той час як похибка радіокомпаса – високочастотна. Задача полягає у складанні програми комплексування даних двох курсових систем.

На рис. 17.1 показано комплексування за схемою компенсації і фільтрації.

Гіроскопічний вимірювач Γ_ψ і радіокомпас P_ψ вимірюють курс польоту Ψ з похибками відповідно $\Delta\psi_\Gamma$ і $\Delta\psi_P$.

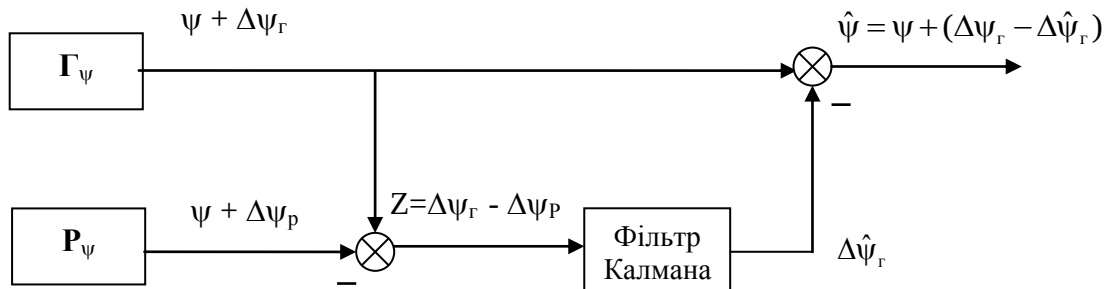


Рис. 17.1. Інтегрування двох курсових систем

В обчислювальному пристрої виключається корисний сигнал ψ і на вхід фільтра надходить різниця похибок курсових систем

$$z = \Delta\psi_\Gamma - \Delta\psi_P, \quad (17.1)$$

який для фільтра є сигналом вимірювання.

Задача фільтрації полягає у визначенні оптимальної оцінки низькочастотної похибки гіроскопічного датчика $\Delta\hat{\psi}_\Gamma$.

Після оптимальної оцінки цієї похибки вона віднімається в наступному обчислювальному пристрої з даних гіроскопічного датчика.

В результаті на виході схеми комплексування формується сигнал

$$\hat{\psi} = \psi + (\Delta\psi_\Gamma - \Delta\hat{\psi}_\Gamma) = \psi + \varepsilon, \quad (17.2)$$

що дорівнює значенню курсу з похибкою ε , яка є істотно меншою за похибки гіроскопічного датчика курсу, так як $\varepsilon = (\Delta\psi_{\Gamma} - \Delta\hat{\psi}_{\Gamma}) \ll \Delta\psi_{\Gamma}$.

Похибку радіокомпаса можна апроксимувати випадковим процесом типу «білий шум» з інтенсивністю σ_p^2 для якого кореляційна функція має вигляд

$$K_p(\tau) = \sigma_p^2 \delta(\tau), \quad (17.3)$$

а спектральна щільність відповідно

$$S_p(\omega) = \sigma_p^2. \quad (17.4)$$

Похибка гіроскопічного датчика курсу апроксимуємо випадковим процесом з кореляційної функцією

$$K_{\Gamma}(\tau) = \sigma_{\Gamma}^2 e^{-\alpha|\tau|} \left(\cos \omega_0 \tau + \frac{\alpha}{\omega_0} \sin \omega_0 |\tau| \right). \quad (17.5)$$

Рішення

Для застосування фільтра Калмана необхідно визначити математичну модель процесу, що відфільтровується, та модель вимірювача. Для даної задачі процесом є похибка гіродатчика.

Математична модель похибки гіроскопічного датчика

Використовуючи ідею формувального фільтра, запишемо математичну модель, що описує похибки гіроскопічного датчика, за заданою кореляційною функцією. Спочатку запишемо спектральну щільність, що відповідає кореляційній функції (17.5) і пов'язана з нею перетворенням Фур'є

$$S_{\Gamma}(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} K_{\Gamma}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau = 2 \int_0^{+\infty} K_{\Gamma}(\tau) \cos \omega\tau d\tau.$$

В кінцевому вигляді маємо

$$S_{\Gamma}(\omega) = \frac{4\sigma_{\Gamma}^2}{\alpha} \frac{1 + \left(\frac{\omega_0}{\alpha}\right)^2}{\left[1 + \left(\frac{\omega}{\alpha} + \frac{\omega_0}{\alpha}\right)^2\right] \left[1 + \left(\frac{\omega}{\alpha} - \frac{\omega_0}{\alpha}\right)^2\right]}. \quad (17.6)$$

Здійснімо факторизацію спектральної щільності, тобто запишемо її у

вигляді добутку комплексно спряжених функцій

$$S_{\Gamma}(\omega) = \Psi(j\omega) \cdot \bar{\Psi}(j\omega),$$

і визначимо передатну функцію формуючого фільтра

$$W_{\Phi}(j\omega) = \Psi(j\omega) = \frac{2\sigma_{\Gamma}\sqrt{\alpha(\alpha^2 + \omega_0^2)}}{p^2 + 2\alpha p + (\alpha^2 + \omega_0^2)}, \quad (17.7)$$

яка має таку властивість, що якщо на вхід подати «білий шум» q , то на виході буде формуватися процес із заданою кореляційною функцією.

В цьому випадку диференціальне рівняння зв'язку випадкового процесу, що описує похибки гіроскопічного датчика, з «білим шумом» q (рівняння формуючого фільтра) матиме вигляд

$$\Delta\ddot{\psi}_{\Gamma} + 2\alpha\Delta\dot{\psi}_{\Gamma} + (\alpha^2 + \omega_0^2)\Delta\psi_{\Gamma} = 2\sigma_{\Gamma}\sqrt{\alpha(\alpha^2 + \omega_0^2)} q. \quad (17.8)$$

Це рівняння (17.8) приведемо до системи рівнянь першого порядку, позначивши

$$\begin{cases} x_1 = \Delta\psi_{\Gamma}, \\ x_2 = \Delta\dot{\psi}_{\Gamma}. \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = -2\alpha x_2 - (\alpha^2 - \omega_0^2)x_1 + 2\sigma\sqrt{\alpha(\alpha^2 + \omega_0^2)} q. \end{cases} \quad (17.9)$$

Введемо вектор станів $\mathbf{X} = [x_1 \ x_2]^T = [\Delta\psi_{\Gamma} \ \Delta\dot{\psi}_{\Gamma}]^T$.

В результаті отримаємо опис похибок гіроскопічного датчика курсу (17.9) в векторно-матричному вигляді

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X} + \mathbf{G}q, \quad (17.10)$$

де

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -(\alpha^2 + \omega_0^2) & -2\alpha \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ 2\sigma\sqrt{\alpha(\alpha^2 + \omega_0^2)} \end{bmatrix}.$$

Математична модель вимірювань

У відповідності зі схемою компенсації (рис. 17.1) на фільтр надходить процес

$$z = \Delta = \Delta\psi_{\Gamma} - \Delta\psi_P,$$

який для фільтра є спостережуваним.

Зв'язок $\Delta\psi_{\Gamma}$ з прийнятим вектором станів встановлюється за допомогою матриці спостереження H

$$z = HX - \Delta\psi_P = HX + v, \quad (17.11)$$

де $H = [1 \ 0]$; $v = -\Delta\psi_P$.

В результаті виконаних перетворень отримані рівняння, що описують процес зміни помилки гіроскопічного датчика курсу (17.10) і рівняння спостереження (17.11), які задовольняють постановці задачі калманівської фільтрації.

Таким чином, завдання комплексування може бути вирішене з використанням лінійного фільтра Калмана після попередньої дискретизації рівнянь.

Дискретизація

Для комп'ютерної реалізації комплексування процес (17.10)

$$\dot{X}(t) = FX(t) + Gq(t)$$

треба записати у дискретній формі

$$X(i) = \Phi X(i-1) + G'q(i-1), \quad (17.12)$$

де Φ – перехідна матриця, яка знаходиться з використанням перетворення Лапласа

$$\Phi = L^{-1}[(pI - F)^{-1}]. \quad (17.13)$$

Для моделі похибки гіроскопічного датчика (17.10) у результаті отримаємо

$$\Phi = e^{-\alpha\Delta t} \begin{bmatrix} \cos(\omega_0\Delta t) + \frac{\alpha}{\omega_0}\sin(\omega_0\Delta t) & \frac{1}{\omega_0}\sin(\omega_0\Delta t) \\ -\frac{\alpha^2 + \omega_0^2}{\omega_0}\sin(\omega_0\Delta t) & \cos(\omega_0\Delta t) - \frac{\alpha}{\omega_0}\sin(\omega_0\Delta t) \end{bmatrix}. \quad (17.14)$$

Матриця G' визначається за виразом

$$G' = \int_{t_{i-1}}^{t_{i-1}+\Delta t} \Phi(t_{i-1} + \Delta t, \tau) G d\tau, \quad (17.15)$$

приймаючи, що на інтервалі часу $t_{i-1} \leq t < t_i$ значення збудження не змінюється, тобто $q(t_{i-1}) = \text{const}$.

В результаті інтегрування (17.15) отримаємо

$$G' = \frac{2\sigma\sqrt{\alpha(\alpha^2 + \omega_0^2)}}{\omega_0} \left[\frac{e^{-\alpha\Delta t} [-\alpha \sin(\omega_0\Delta t) - \omega_0 \cos(\omega_0\Delta t)] + \omega_0}{\alpha^2 + \omega^2} \right], \quad (17.16)$$

$$M\{q(i)q(j)\} = \sigma_q^2 \delta_{i,j}, \quad \sigma_q = 1, \quad \Delta t = t_i - t_{i-1}.$$

Для задачі комплексування, що розглядається, вектор станів дорівнює

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\psi_\Gamma \\ \Delta\dot{\psi}_\Gamma \end{bmatrix}. \quad (17.17)$$

Математична модель вимірювань (17.11) у дискретній формі записується як

$$z(i) = H\mathbf{X}(i) + v(i), \quad t = t_i, \quad (17.18)$$

$$z(i) = \psi_\Gamma(i) - \Delta\psi_p(i), \quad H = [1 \quad 0], \quad v(i) = -\Delta\psi_p(i), \quad M\{v(i)v(j)\} = \sigma_p^2 \delta_{i,j}.$$

Таким чином, отримані моделі в дискретному вигляді (17.12), (17.18) дозволяють вирішити задачу комплексування гіроскопічного датчика і радіокомпаса з використанням лінійного дискретного фільтра Калмана.

17.2. Інтегрування кутомірно-далекомірної системи, датчика швидкості руху і датчика курсового кута

Постановка задачі

Графічно постановка завдання показана на рис. 17.2.

Інформація надходить від кутомірно-далекомірної радіонавігаційної системи (КДС), датчика швидкості та датчика курсу польоту літака. Задача полягає у складанні програми інтегрування даних трьох навігаційних систем.

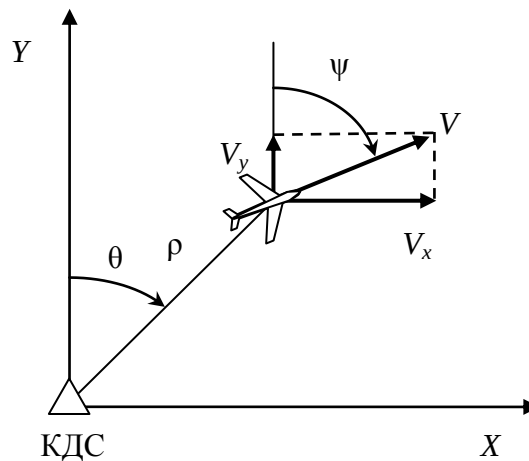


Рис. 17.2. Навігаційні параметри, що інтегруються

Для кутомірно-далекомірної системи виміри дальності ρ і кута θ записуються виразами

$$\begin{cases} \rho^* = \rho + v_\rho; \\ \theta^* = \theta + v_\theta. \end{cases} \quad (17.19)$$

Для датчика швидкості польоту V можна записати виміри як

$$V^* = V + v_V. \quad (17.20)$$

Вимірювання курсу польоту запишемо у вигляді

$$\psi^* = \psi + v_\psi. \quad (17.21)$$

Тут $v_\rho, v_\theta, v_V, v_\psi$ – відповідні похибки вимірювання, які прийmemo як випадкові процеси типу «білий шум» з інтенсивностями відповідно $\sigma_\rho^2, \sigma_\theta^2, \sigma_V^2, \sigma_\psi^2$.

Математична модель процесу, що оцінюється

Прийmemo лінійну модель прямолінійного польоту з постійною швидкістю $V=\text{const}$; $\psi=\text{const}$, тобто

$$\begin{cases} \dot{x} = V_x, \\ \dot{V}_x = 0, \\ \dot{y} = V_y, \\ \dot{V}_y = 0, \end{cases} \quad \text{або} \quad \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{V}_x \\ \dot{y} \\ \dot{V}_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ V_x \\ y \\ V_y \end{bmatrix}. \quad (17.22)$$

Прийняв за вектор станів вектор $\mathbf{X} = [x \ V_x \ y \ V_y]^T$, математична модель(17.22) записується в скороченому векторно-матричному вигляді

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X}, \quad (17.23)$$

де $\mathbf{X} = \begin{bmatrix} x \\ V_x \\ y \\ V_y \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$

Математична модель для системи вимірювань

Зв'язок вимірювань з елементами вектора станів визначається рівнянням (рис. 17.2)

$$\begin{bmatrix} \rho^* \\ \theta^* \\ V^* \\ \psi^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{x^2 + y^2} \\ \operatorname{arctg} \frac{x}{y} \\ \sqrt{V_x^2 + V_y^2} \\ \operatorname{arctg} \frac{V_x}{V_y} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_\rho \\ v_\theta \\ v_V \\ v_\psi \end{bmatrix}. \quad (17.24)$$

Якщо позначити

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \rho^* \\ \theta^* \\ V^* \\ \psi^* \end{bmatrix}, \quad \mathbf{v} = \begin{bmatrix} v_\rho \\ v_\theta \\ v_V \\ v_\psi \end{bmatrix}, \quad h(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \\ h_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{x^2 + y^2} \\ \operatorname{arctg} \frac{x}{y} \\ \sqrt{V_x^2 + V_y^2} \\ \operatorname{arctg} \frac{V_x}{V_y} \end{bmatrix}, \quad (17.25)$$

то в векторно-матричному запису будемо мати нелінійну модель вимірювань

$$\mathbf{Z} = h(\mathbf{X}) + \mathbf{v}. \quad (17.26)$$

Лінійну модель вимірювань можна отримати шляхом розкладання в ряд Тейлора нелінійної моделі (17.26) відносно оцінок складових вектора станів $\hat{\mathbf{X}}$

$$\mathbf{Z} = h(\mathbf{X}) + \mathbf{v} = h(\hat{\mathbf{X}}) + \frac{\partial h}{\partial \hat{\mathbf{X}}}(\mathbf{X} - \hat{\mathbf{X}}) + \mathbf{v} = h(\hat{\mathbf{X}}) + \frac{\partial h}{\partial \hat{\mathbf{X}}} \Delta \mathbf{X} + \mathbf{v},$$

яка у лінійному вигляді записується

$$\Delta \mathbf{Z} = H \Delta \mathbf{X} + \mathbf{v}, \quad (17.27)$$

де $\Delta \mathbf{X} = \mathbf{X} - \hat{\mathbf{X}}$,

$$H = \left. \frac{\partial h}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\hat{\mathbf{X}}} = \begin{bmatrix} \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}} & 0 & \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}} & 0 \\ \frac{y}{x^2 + y^2} & 0 & -\frac{x}{x^2 + y^2} & 0 \\ 0 & \frac{V_x}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} & 0 & \frac{V_y}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} \\ 0 & \frac{V_y}{V_x^2 + V_y^2} & 0 & -\frac{V_x}{V_x^2 + V_y^2} \end{bmatrix}_{\mathbf{X}=\hat{\mathbf{X}}}, \quad (17.28)$$

$$M\{\mathbf{v}\mathbf{v}^T\} = R\delta(\tau), \quad R = \begin{bmatrix} \sigma_p^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\theta^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_v^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_\psi^2 \end{bmatrix}.$$

В результаті виконаних перетворень отримані рівняння, що описують процес руху об'єкта (17.23) і рівняння вимірювань (17.27) у вигляді, що задовольняє постановці задачі калманівської фільтрації.

Наведені моделі мають вигляд, що підходить до застосування лінійного фільтру Калмана.

Однак для розв'язання завдання на комп'ютері із застосуванням дискретного фільтру Калмана необхідно представити моделі у дискретному вигляді.

Дискретизація

Для лінеаризованої системи (17.27) модель руху об'єкту (17.23) запишеться як

$$\Delta \dot{\mathbf{X}}(t) = F \Delta \mathbf{X}(t). \quad (17.29)$$

Дискретна форма запису моделі (17.29)

$$\Delta \mathbf{X}(i) = \Phi \Delta \mathbf{X}(i-1), \quad (17.30)$$

Φ – перехідна матриця, яка визначається з використанням перетворення Лапласа

$$\Phi = L^{-1}[(pI - F)^{-1}].$$

Для дискретної моделі руху об'єкту (17.30) у результаті отримаємо

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad \Delta \mathbf{X}(i) = \mathbf{X}(i) - \mathbf{X}_0(i) = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta V_x \\ \Delta x \\ \Delta V_y \end{bmatrix}_i, \quad (17.31)$$

$$\mathbf{X}_0 = \hat{\mathbf{X}}, \quad \Delta t = t_i - t_{i-1}.$$

Для моделі вимірювань (17.27) дискретизація має вигляд

$$\Delta \mathbf{Z}(i) = H(i) \Delta \mathbf{X}(i) + \mathbf{v}(i). \quad (17.32)$$

При цьому елементи матриці H змінюються на кожному кроці t_i відповідно до (17.28),

$$\Delta \mathbf{Z}(i) = \mathbf{Z}(i) - h(\mathbf{X}_0)_i,$$

$$\mathbf{Z}(i) = \begin{bmatrix} \rho^* \\ \theta^* \\ V^* \\ \psi^* \end{bmatrix}_i; \quad h(\mathbf{X}_0)_i = \begin{bmatrix} \sqrt{x_0^2 + y_0^2} \\ \arctg \frac{x_0}{y_0} \\ \sqrt{V_{x0}^2 + V_{y0}^2} \\ \arctg \frac{V_{x0}}{V_{y0}} \end{bmatrix}_i; \quad \mathbf{v}(i) = \begin{bmatrix} v_\rho \\ v_\theta \\ v_V \\ v_\psi \end{bmatrix}_i;$$

$$M[\mathbf{v}(i)\mathbf{v}^T(j)] = R\delta_{i,j}; \quad R = \begin{bmatrix} \sigma_p^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\theta^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_v^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_\psi^2 \end{bmatrix}.$$

Отримані моделі у вигляді (17.30), (17.32) дозволяють вирішити задачу комплексної обробки даних кутомірно-далекомірної системи, датчика швидкості руху і курсового кута з використанням лінійного дискретного фільтра Калмана.

Література до лекції 17: [9], [13], [16].

Питання для самоперевірки

1. Вкажіть послідовність дій при синтезі комплексної системи для заданих статистичних характеристиках похибок складових.
2. Вкажіть умови застосування фільтра Калмана при синтезу комплексної системи.
3. У якій формі треба подати математичні моделі похибок при застосуванні фільтра Калмана?
4. Що таке факторизація спектральної щільності і формуючий фільтр?
5. Як перейти від опису процесу у вигляді диференціального рівняння n -го порядку до опису у просторі станів?
6. Як перейти від неперервної форми опису до дискретної?
7. Як виконати лінеаризацію при нелінійній математичній моделі процесу?
8. Як виконати лінеаризацію при нелінійній математичній моделі вимірів?
9. Поясніть процедуру синтезу комплексної системи визначення курсу за даними радіокомпаса і гіроскопічного датчика.
10. Поясніть процедуру синтезу інтегрованої системи визначення місцеположення об'єкта за даними кутомірно-далекомірної системи, датчика швидкості руху і курсового кута.

Лекція 18. Інтегрування радіонавігаційних систем VOR/DME та інерційної навігаційної системи

18.1. Постановка задачі та вихідні дані

Основними засобами ближньої навігації в авіації є кутомірні системи VOR і далекомірні системи DME, що дозволяють отримувати інформацію про азимут і дальність до маяка. Ці системи використовувалися головним чином для так званої радіальної навігації, коли літак летить прямо на станцію або від неї. Однак такий метод навігації вже не може задовольнити зростання інтенсивності повітряного руху, що все збільшується.

Зональна навігація – це метод навігації, який дозволяє виконувати польоти по будь-якій траєкторії в зоні дії наземних радіозасобів або інформації від бортових навігаційних систем з урахуванням їх характеристик точності, а також при об'єднанні інформації.

Для застосування зональної навігації, яка не поступається за точністю існуючій радіальній, необхідно підвищити точність навігації.

Вважається, що точність сигналів VOR і DME повинна дотримуватись у будь-якій точці траєкторії і може бути досягнута за рахунок об'єднання (комплексування) даних VOR/DME з інформацією, одержуваною шляхом числення шляху.

Необхідною умовою виграшу при комплексуванні є відмінність у статистичних характеристиках помилок вимірників. Помилки кутомірно-далекомірних станцій мають високочастотний спектр. Найбільш підходящою системою для комплексування VOR/DME може бути інерційна навігаційна система (ІНС), що має низькочастотний спектр помилок.

Об'єднання даних, що надходять від кутомірно-далекомірних станцій та ІНС, дає такі переваги:

- 1) підвищується точність позиціонування літака;
- 2) забезпечується спокійніший політ за даними кутомірної станції, яка «шумить», що дозволяє уникати нищпорення літака, коли спостерігається нестабільність радіального променя станції;
- 3) спрощується політ над «конусом» радіомаяка, усередині якого сигнал не приймається;
- 4) підвищується точність навігації між зонами дії кутомірних станцій, створюється більш рівномірний перехід роботи від однієї станції на іншу.

Для оптимальної оцінки похибок вимірювання навігаційного комплексу, що складається з ІНС та кутомірно-далекомірної системи, пропонується

використовувати дискретний варіант фільтра Калмана, що враховує апріорні знання про похибки вимірів ΔX_{INS} системи ІНС і похибки $\Delta X_{VOR/DME}$ системи VOR/DME і дозволяє отримати рекурсивний чисельний алгоритм, зручний для реалізації у бортовому обчислювачі.

При корекції ІНС фільтр Калмана включається за схемою з прямим зв'язком (рис.18.1), при цьому під корекцією розуміється установка шкали індикатора місцеположення відповідно до результату оптимальної оцінки помилки положення. Скореговані (оцінені) дані ІНС визначаються виразом

$$\hat{X} = X_{INS} - \Delta \hat{X}_{INS} = X + [\Delta X_{INS} - \Delta \hat{X}_{INS}] = X + \varepsilon. \quad (18.1)$$

При цьому $\varepsilon = [\Delta X_{INS} - \Delta \hat{X}_{INS}] \ll \Delta X_{INS}$.

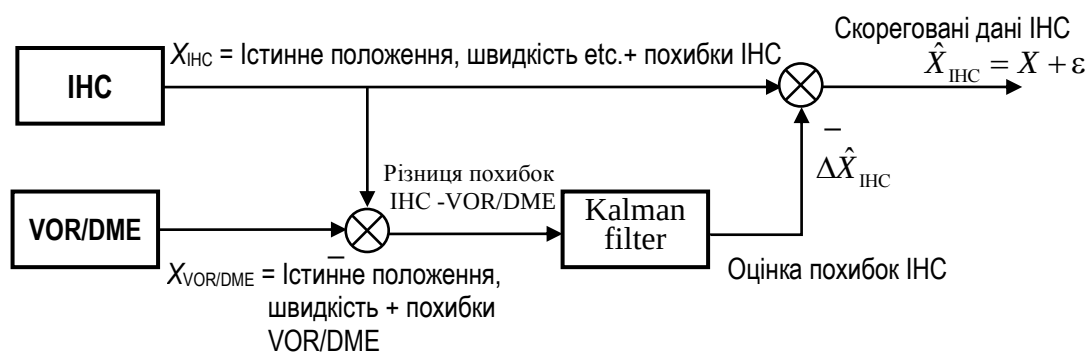


Рис. 18.1. Схема інтегрування ІНС і системи VOR/DME з оптимальним фільтром

Для роботи оптимального фільтра необхідний математичний опис та знання статистичних параметрів помилок навігаційного комплексу.

18.2. Математичні моделі похибок вимірювань VOR/DME

Помилки кутомірних та далекомірних станцій можна розділити на дві складові. Перша складова має великий час корекції (T_b) і може бути представлена як довільна систематична складова помилки (b). Друга має короткий час кореляції (T_e) і моделюється як «білий шум» (e). Середні значення цих помилок дорівнюють нулю.

Для кутомірної станції (індекс V) маємо

$$\begin{aligned} \dot{b}_V &= 0, \\ M[e_V] &= 0, \quad M[e_V(t + \tau)e_V(t)] = 2\sigma_{eV}^2 T_{eV} \delta(\tau). \end{aligned} \quad (18.2)$$

Середньоквадратичні відхилення для b_v та e_v приймаються рівними $1,0^\circ$.

Час кореляції приймаються рівними відповідно $T_{bv} =$ кілька годин, $T_{ev} = 7,2$ с.

Для далекомірної станції (індекс D) маємо

$$\begin{aligned} \dot{b}_D &= 0, \\ M[e_D] &= 0, \quad M[e_D(t + \tau)e_D(t)] = 2\sigma_{eD}^2 T_{eD} \delta(\tau). \end{aligned} \quad (18.3)$$

Середньоквадратичні відхилення для b_D і e_D приймаються рівними $\sigma_{bD} = 0,26$ км, $\sigma_{eD} = 0,85$ км, а час кореляції приймаються рівними відповідно $T_{bD} =$ кілька годин, $T_{eD} = 3,6$ с.

18.3. Математичні моделі похибок вимірювань ІНС

У ряді наукових праць показується, що математична модель помилок ІНС може бути записана у такому вигляді:

$$\begin{cases} \delta \ddot{\bar{R}} = \delta \ddot{\bar{V}} - \bar{\rho} \times \delta \ddot{\bar{R}}; \\ \delta \ddot{\bar{V}} = \bar{\alpha} - \omega_s^2 \delta \bar{R} - \bar{\Psi} \times \bar{a} - (2\bar{\Omega} + \bar{\rho}) \times \delta \bar{V} + 3 \frac{\omega_s^2}{R} \delta \bar{R} \bar{R}; \\ \ddot{\bar{\Psi}} = \bar{\varepsilon} - \bar{\omega} \times \bar{\Psi}, \end{cases} \quad (18.4)$$

де похідні за часом обчислюються в системі координат, що включає місцеву горизонталь; $\bar{R}$ – радіус-вектор, що з'єднує центр Землі з літальним апаратом; R – величина вектора $\bar{R}$; $\delta \bar{R}$ – помилка у обчисленні місцеположення; $\bar{V}$ – швидкість відносно Землі; $\delta \bar{V}$ – помилка у визначенні $\bar{V}$; $\bar{\rho}$ – кутова швидкість системи координат, що включає місцеву горизонталь, відносно Землі; $\bar{\Omega}$ – кутова швидкість Землі в інерційному просторі; $\omega_s^2 = g / R$ – квадрат кутової частоти Шулера; $\bar{g}$ – вектор гравітації (що включає доцентрове прискорення); g – величина вектора гравітації; $\bar{\alpha}$ – помилка акселерометра в результаті зсуву нуля; $\bar{\Psi}$ – кут-вектор (з трьома компонентами), що зв'язує систему координат платформи з розрахунковою системою координат; $\bar{\varepsilon}$ – швидкість відходу платформи; $\bar{\omega} = \bar{\rho} + \bar{\Omega}$; $\bar{a}$ – вихідний сигнал акселерометра.

У представленій моделі в якості сигналу $\bar{a}$ вибрано показання акселерометра, що вимірює прискорення вздовж номінальної траєкторії польоту, тобто

$$\bar{a} = \ddot{\bar{V}} + (2\bar{\Omega} + \bar{\rho}) \times \bar{V} - \bar{g}, \quad (18.5)$$

де диференціювання виконується в системі координат, що включає місцеву горизонталь та використовуються номінальні значення $\bar{V}$, $\bar{\Omega}$, $\bar{\rho}$, $\bar{g}$.

Основною помилкою акселерометрів добре вивіреної ІНС є наслідок зсуву нуля (систематична помилка). Зміна цієї помилки моделюється як процес із експоненціальною кореляційною функцією.

Формуючий фільтр у цьому випадку задається рівнянням

$$\dot{\alpha}_i = -(1/T_{ai})\alpha_i + (1/T_{ai})n_{ai}, \quad (18.6)$$

де i – номер каналу; n_{ai} – незалежні білі шуми з

$$M[n_{ai}] = 0, \quad M[n_{ai}(t + \tau)n_{ai}(t)] = 2T_{ai}\sigma_{ai}^2\delta(\tau).$$

Середньоквадратичне значення помилки приймається рівним $\sigma_{ai} = 10^{-4} g$, а середнє значення вважається рівним нулю. Час кореляції великий і приймається рівним $T_{ai} = 10$ годин.

Відхід платформи зі швидкістю ε пояснюється головним чином не скорегованим відходом гіроскопів і є процесом з експоненціальною кореляційною функцією.

Як і для помилки акселерометрів маємо

$$\dot{\varepsilon}_i = -(1/T_{ei})\varepsilon_i + (1/T_{ei})n_{ei}, \quad (18.7)$$

де i – номер каналу; n_{ei} – незалежні білі шуми з

$$M[n_{ei}] = 0, \quad M[n_{ei}(t + \tau)n_{ei}(t)] = 2T_{ei}\sigma_{ei}^2\delta(\tau).$$

Для прецизійної ІНС час кореляції становить $T_{ei} = 5$ годин. Середньоквадратичне значення приймається рівним $\sigma_{ei} = 0,01$ °/год.

При вирішенні завдання комплексування приймається, що орієнтація платформи обрана за місцевою горизонталлю (на північ), а у зв'язку з тим, що канал вимірювання по вертикалі ІНС нестійкий, вважається, що інформація береться від іншого джерела, наприклад барометричного висотоміра.

18.4. Застосування фільтра Калмана в схемі комплексування

Модель навігації (рис. 18.2), при якій використовується ІНС і інформація від двох кутомірно-далекомірних станцій (оскільки в «полі зору» літаків

потрапляє більше однієї станції, тому розглядається можливість використання цього випадку) має вигляд

$$\left\{ \begin{array}{l} \delta \dot{R}_x = \rho_z \delta R_y + \delta V_x; \\ \delta \dot{R}_y = -\rho_z \delta R_x + \delta V_y; \\ \delta \dot{V}_x = -\omega_s^2 \delta R_x + (2\Omega_z + \rho_z) \delta V_y - a_z \psi_y + a_y \psi_z + \alpha_x; \\ \delta \dot{V}_y = -\omega_s^2 \delta R_y - (2\Omega_z + \rho_z) \delta V_x + a_z \psi_x - a_x \psi_z + \alpha_y; \\ \dot{\Psi}_x = \omega_z \Psi_y - \omega_y \Psi_z + \varepsilon_x; \\ \dot{\Psi}_y = -\omega_z \Psi_x + \omega_x \Psi_z + \varepsilon_y; \\ \dot{\Psi}_z = \omega_y \Psi_x - \omega_x \Psi_y + \varepsilon_z; \\ \dot{\varepsilon}_x = -\frac{1}{T_{\varepsilon x}} (\varepsilon_x - n_{\varepsilon y}); \\ \dot{\varepsilon}_y = -\frac{1}{T_{\varepsilon y}} (\varepsilon_y - n_{\varepsilon y}); \\ \dot{\varepsilon}_z = -\frac{1}{T_{\varepsilon z}} (\varepsilon_z - n_{\varepsilon z}); \\ \dot{\alpha}_x = -\frac{1}{T_{\alpha x}} (\alpha_x - n_{\alpha x}); \\ \dot{\alpha}_y = -\frac{1}{T_{\alpha y}} (\alpha_y - n_{\alpha y}); \\ \dot{b}_{V1} = 0; \\ \dot{b}_{D1} = 0; \\ \dot{b}_{V2} = 0; \\ \dot{b}_{D2} = 0, \end{array} \right. \quad (18.8)$$

де індекси 1 та 2 вказують на номер станції.

Систему рівнянь (18.8) можна записати у векторно-матричному виді

$$\dot{\mathbf{X}} = F\mathbf{X} + \mathbf{n}, \quad (18.9)$$

де $\mathbf{X}$ – вектор стану, розширений за рахунок введення систематичних помилок VOR/DME;

F – матриця розмірністю (16×16) ; $\mathbf{n}$ – вектор «білих шумів» з

$$M[\mathbf{n}] = 0,$$

$$M[\mathbf{n}(t + \tau)\mathbf{n}^T(t)] = \bar{Q}\delta(\tau) =$$

$$= \text{diag}\{0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, \frac{2\sigma_{\varepsilon x}^2}{T_{\varepsilon x}}, \frac{2\sigma_{\varepsilon y}^2}{T_{\varepsilon y}}, \frac{2\sigma_{\varepsilon z}^2}{T_{\varepsilon z}}, \frac{2\sigma_{\alpha x}^2}{T_{\alpha x}}, \frac{2\sigma_{\alpha y}^2}{T_{\alpha y}}, 0, 0, 0, 0\}\delta(\tau).$$

Слід зазначити, що вектор стану розширено за рахунок введення систематичних помилок кутомірно-далекомірних систем. Цей прийом дозволяє помилку вимірювання, яка для даного випадку фільтрації є помилкою кутомірно-далекомірної системи, що складається, як зазначалося вище, з помилки у вигляді «білого шуму» і систематичної помилки, представити «білим шумом», що є необхідною умовою найбільш простого синтезу фільтру Калмана,

$$\begin{bmatrix} V_1 \\ D_1 \\ V_2 \\ D_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{arctg}(x_1 / y_1) + b_{V1} \\ [x_1^2 + y_1^2 + h_1^2]^{\frac{1}{2}} + b_{D1} \\ \text{arctg}[(x_1 - x_{12}) / (y_1 - y_{12})] + b_{V2} \\ [(x_1 - x_{12})^2 + (y_1 - y_{12})^2 + (h_1 - h_{12})^2]^{\frac{1}{2}} + b_{D2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_{V1} \\ e_{D1} \\ e_{V2} \\ e_{D2} \end{bmatrix}, \quad (18.10)$$

де V – значення азимуту; D – значення похилої дальності.

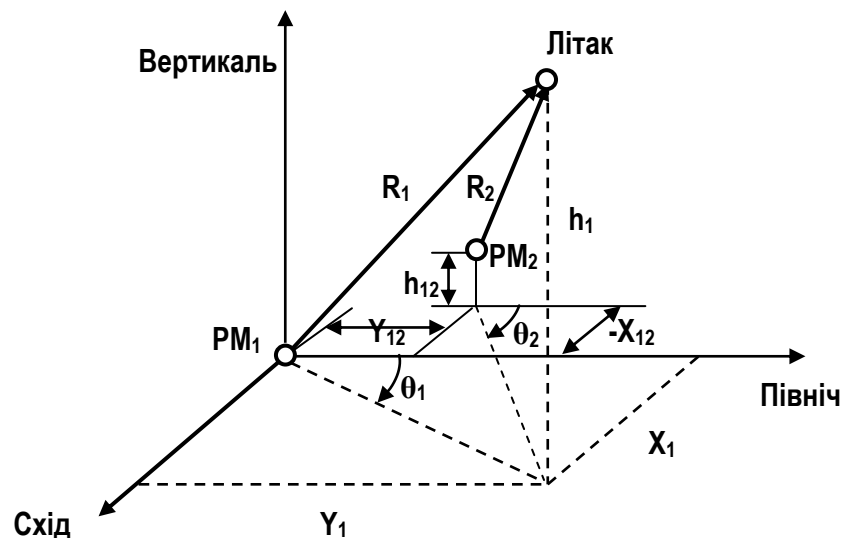


Рис. 18.2. Взаємне розташування радіомаяків та літака у земній системі координат

Припускаючи, що політ відбувається вздовж номінальної траєкторії з постійною швидкістю, лінеаризуємо рівняння вимірювання (18.10).

Розкладаючи в ряд Тейлора і обмежуючись членами першого порядку, отримаємо:

$$\begin{bmatrix} \delta V_1 \\ \delta D_1 \\ \delta V_2 \\ \delta D_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\tilde{y}_1}{A} & \frac{-\tilde{x}_1}{A} & | & | & | \\ \frac{\tilde{x}_1}{[A+h_1^2]^{\frac{1}{2}}} & \frac{\tilde{y}_1}{[A+h_1^2]^{\frac{1}{2}}} & | & 0 & | \\ & & & (4 \times 10) & I \\ \frac{\tilde{y}_1 - y_{12}}{B} & \frac{x_{12} - \tilde{x}_1}{B} & | & & | \\ \frac{\tilde{x}_1 - x_{12}}{[B+(h_1-h_{12})^2]^{\frac{1}{2}}} & \frac{\tilde{y}_1 - y_{12}}{[B+(h_1-h_{12})^2]^{\frac{1}{2}}} & | & & | \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta R_x \\ \delta R_y \\ \delta V_x \\ \delta V_y \\ \Psi_x \\ \Psi_y \\ \Psi_z \\ \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \alpha_x \\ \alpha_y \\ b_{V1} \\ b_{D1} \\ b_{V2} \\ b_{D2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_{V1} \\ e_{D1} \\ e_{V2} \\ e_{D2} \end{bmatrix}, \quad (18.11)$$

де $\tilde{x}_1$ і $\tilde{y}_1$ – номінальні значення місцеположення;

$$A = \tilde{x}_1^2 + \tilde{y}_1^2, \quad B = (\tilde{x}_1 - x_{12})^2 + (\tilde{y}_1 - y_{12})^2,$$

I – одинична матриця.

Або у векторно-матричному запису

$$\mathbf{Z} = H\mathbf{X} + \mathbf{v}, \quad (18.12)$$

де H – матриця розміром (4×16) ;

$\mathbf{v}$ – вектор похибок вимірювань у вигляді «білого шуму» з

$$M[\mathbf{v}] = 0,$$

$$M[\mathbf{v}(t + \tau)\mathbf{v}^T(t)] = R\delta(\tau) = \text{diag}\{2T_{ev1}\sigma_{ev1}^2, 2T_{eD1}\sigma_{eD1}^2, 2T_{ev2}\sigma_{ev2}^2, 2T_{eD2}\sigma_{eD2}^2\}\delta(\tau).$$

Дискретний аналог рівняння стану (18.9) має вигляд

$$\mathbf{X}_{i+1} = \Phi_i \mathbf{X}_i + \Gamma_i \mathbf{n}_i, \quad i = 0, 1, \dots, \quad t_i = t_{i-1} + \Delta T, \quad (18.13)$$

де Φ – перехідна матриця системи, яка може бути обчислена за формулою

$$\Phi_i = [I + F(t)\Delta T],$$

при цьому $M[\mathbf{n}_i \mathbf{n}_j^T] = Q' \delta_{ij} = \frac{Q}{\Delta T} \delta_{ij}$, де δ_{ij} – функція Кронекера.

Дискретний аналог рівняння виміру (18.12) має вигляд

$$\mathbf{Z}_i = H_i \mathbf{X}_i + \mathbf{v}_i, \quad i = 0, 1, \dots \quad (18.14)$$

при цьому $M[\mathbf{v}_i \mathbf{v}_j^T] = R' \delta_{ij} = \frac{R}{\Delta T} \delta_{ij}$.

Таке наближення можливе за умови, що ΔT мало у порівнянні зі значенням характеристичних часів системи.

Фільтр Калмана дозволяє визначати помилку оцінки вектора стану за обчисленням коваріаційної матриці помилок P , яка в початковий момент часу t_0 дорівнює:

$$\text{diag } P(t_0) = \{\sigma_{R_x}^2(t_0), \sigma_{R_y}^2(t_0), \sigma_{V_x}^2(t_0), \sigma_{V_y}^2(t_0), \sigma_{\psi_x}^2(t_0), \sigma_{\psi_y}^2(t_0), \sigma_{\psi_z}^2(t_0), \sigma_{\varepsilon_x}^2, \sigma_{\varepsilon_y}^2, \sigma_{\varepsilon_z}^2, \sigma_{\alpha_x}^2, \sigma_{\alpha_y}^2, \sigma_{bV1}^2, \sigma_{bD1}^2, \sigma_{bV2}^2, \sigma_{bD2}^2\}. \quad (18.15)$$

Рівняння дискретного фільтра Калмана мають такий вигляд:

– екстраполяція даних на наступний крок:

$$\hat{\mathbf{X}}_{i+1} = \Phi_i \hat{\mathbf{X}}_i, \quad (18.16)$$

$$P_{i+1} = \Phi_i P_i \Phi_i^T + \Gamma_i Q \Gamma_i^T, \quad (18.17)$$

– уточнення даних після виміру:

$$\hat{\mathbf{X}}_{i+} = \hat{\mathbf{X}}_i + K_i (\mathbf{Z}_i - H_i \hat{\mathbf{X}}_i), \quad (18.18)$$

$$P_{i+} = (I - K_i H_i) P_i, \quad (18.19)$$

$$K_i = P_i H_i^T (H_i P_i H_i^T + R_i')^{-1}, \quad (18.20)$$

де $\hat{\mathbf{X}}_i, P_i, \hat{\mathbf{X}}_{i+}, P_{i+}$ – значення параметрів вектора стану і матриці коваріації на i -му кроці до і після виконання вимірювання відповідно.

Багатокроковий фільтр, заданий рівняннями (18.18, 18.19, 18.20) оцінює: помилки східної та північної складових положення та швидкості, кути повороту, що зв'язують осі платформи з осями розрахункової системи

координат навколо осей, спрямованих на схід, північ і до гори; відхід кожного з трьох гіроскопів, систематичні помилки акселерометрів, встановлених у східному та північному напрямках; систематичні помилки в даних кожної з кутомірно-далекомірної станції.

18.5. Аналіз результатів комп'ютерного моделювання

Програма розрахунку коваріаційної матриці помилок параметрів стану дозволяє визначити значення помилок для будь-якої траєкторії польоту, що складається з прямолінійних ділянок, і будь-якого розташування наземних радіонавігаційних засобів.

Вхідними даними програми є:

- параметри моделі;
- широта, довгота та висота розташування кожної станції;
- широта та довгота кожної точки перемикавання станцій.

Вихідними даними програми є середньоквадратичні значення помилок у визначенні параметрів стану.

Розглядалися такі варіанти комплексування:

- ІНС та 2 кутомірно-далекомірні станції;
- ІНС та 2 кутомірні станції.

В обох випадках використовувався зональний метод навігації.

Корекція проводилася безперервно. Розташування станцій та середньоквадратичні помилки оцінки місцеположення наведено на рис. 18.3 та рис. 18.4.

Перший варіант (рис. 18.3) об'єднання інформації дозволяє отримати найкращу точність, що пояснюється високою точністю далекомірного каналу.

Стрибки в момент перемикавання на наступну пару станцій з'являються за рахунок перехідного процесу, що виникає при перемикаваннях, коли встановлюються нові початкові значення дисперсій систематичних помилок, та обнуляються відповідні недіагональні члени в матриці коваріацій.

Значний інтерес представляє другий варіант (рис. 18.4), оскільки найбільш простими та поширеними є кутомірні системи навігації. У цьому випадку точність позиціонування значно нижча, ніж при першому варіанті. Слід зазначити, що при застосування кутомірних систем, для яких помилки значною мірою визначаються відстанями, помилки позиціонування залежать від взаємного розташування станцій.

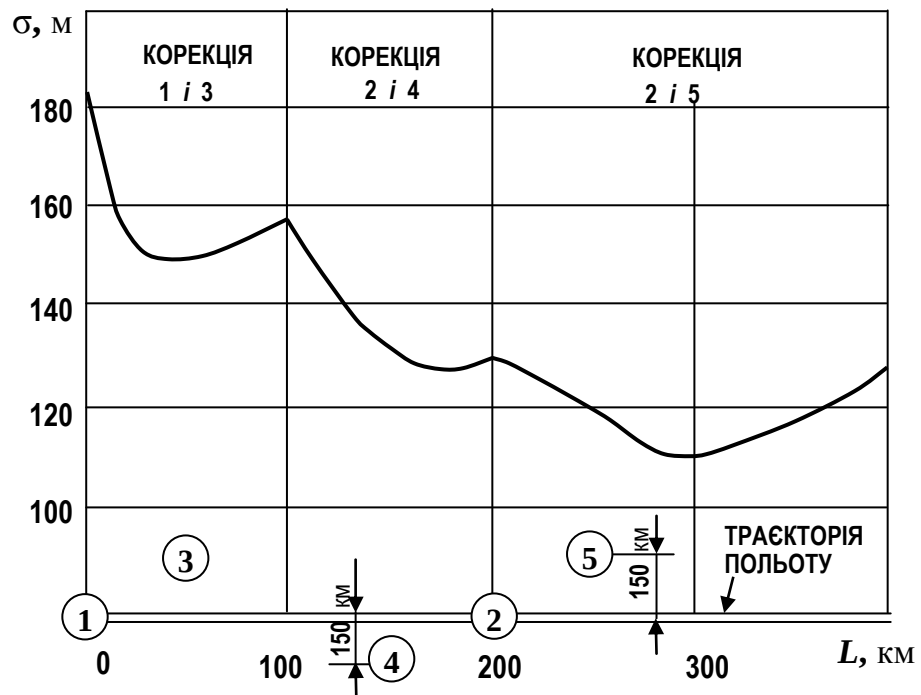


Рис. 18.3. Середньоквадратична похибка визначення місцеположення об'єкта при корекції ІНС сигналами двох VOR/DME

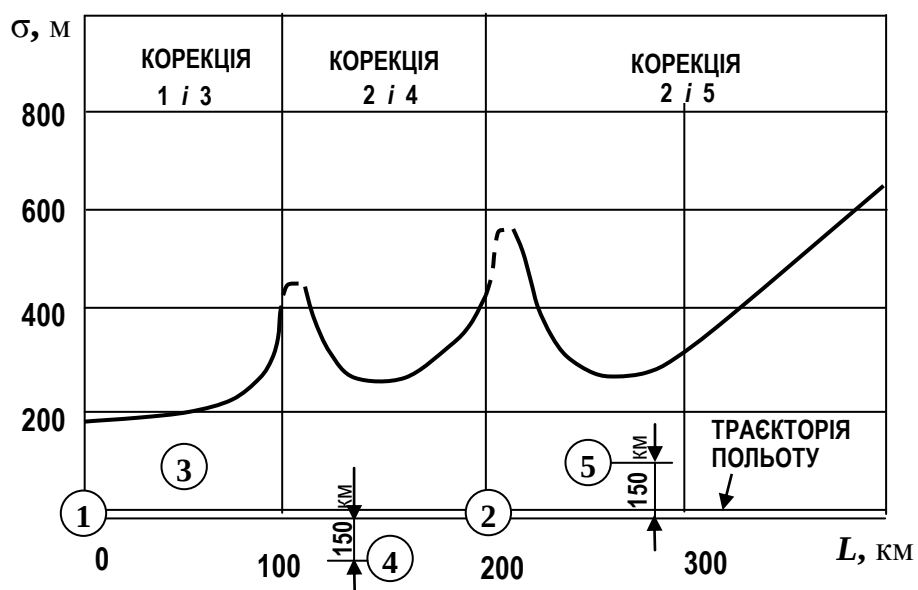


Рис. 18.4. Середньоквадратична похибка визначення місцеположення об'єкта при корекції ІНС сигналами двох VOR

Результат моделювання дозволяє стверджувати, що для методу зональної навігації в принципі може бути використаний навігаційний комплекс, що

складається з ІНС та кутомірних систем. При цьому точність позиціонування задовольняє вимогам ІСАО для запропонованої схеми розташування станцій.

Однак, слід зауважити, що для остаточного обґрунтування необхідно провести додатково цілий ряд досліджень, таких як точніший математичний опис помилок кутомірної системи, зниження впливу перехідних процесів, збереження точності оптимальної фільтрації при використанні субоптимальних фільтрів, що мають меншу розмірність вектора станів, і за рахунок цього значною мірою зменшують час обчислення та вимоги до обсягу пам'яті бортового обчислювача, а також дослідження роботи комплексу при маневруванні літака.

Література до лекції 18: [9], [13], [16].

Питання для самоперевірки

1. Покажіть потрібність комплексування радіонавігаційних систем і інерційної системи.
2. Вкажіть особливості статистичних характеристик систем VOR/DME і інерційної системи.
3. Які переваги дає комплексування систем VOR/DME і інерційної системи?
4. Покажіть включення фільтра в схему комплексування радіотехнічних систем з інерційною системою.
5. Надайте процедуру синтезу системи комплексування VOR/DME і ІНС.
6. Які статистичні дані задаються для використання фільтра Калмана в системі комплексування VOR/DME і ІНС?
7. Поясніть, як формується математична модель похибок VOR/DME?
8. Поясніть, як формується математична модель похибок ІНС?
9. Як виконується лінеаризація при синтезі системи комплексування VOR/DME і ІНС?
10. Прокоментуйте результати моделювання комплексної системи VOR/DME і ІНС.

Список літератури

1. Навігація. Основи визначення місцеположення та скеровування / Б. Гофманн-Велленгоф, К. Легат, М. Візер ; пер. з англ. за ред. : Я. С. Яцківа; літ. ред. : О. Є. Смолінська. – Л.: ЛНУ ім. І. Франка, 2006. – 449 с.
2. Васильєв В.М. Радіонавігаційні системи: підручник / В.М. Васильєв. – К.: НТУУ «КПІ», 2023. – 338 с. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/56820>
3. Васильєв В.М. Радіонавігаційні системи. Лабораторний практикум /В.М. Васильєв.– Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2023. – 78 с. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/56821>
4. Doc. 4444. Procedures For Air Navigation Services. Air Traffic Management. – Montreal: ICAO, 2016. – Sixteenth Edition. – pp 464. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://sar.mot.go.th/document/ICAO/ICAO%20Doc%204444-Pans-Air%20Traffic%20Management%2016th%20edition%202016.pdf>
5. Doc. 9613. Performance-based Navigation (PBN) Manual: ICAO, 2023. – Fifth Edition. – pp. 396. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://pbnportal.eu/dam/jcr:ca055ef7-5fa7-45e1-b4ee-7319dbc486b6/9613_unedited_en_V5.pdf
6. Doc. 9613-AN/937. Manual on Required Navigation Performance (RNP), Montreal: ICAO, 1999. – Second Edition. – pp. 44. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.wing.com.ua/images/stories/library/o vd/9613.pdf>
7. Конін В.В. Системи супутникової радіонавігації / В.В. Конін, В.П. Харченко. – К.: Холтех, 2010. – 520 с.
8. Сумик М.М. Основи теорії радіотехнічних систем: навч. посіб. для студ. вищ. навч. закл., які навчаються за напрямом «Радіотехніка». – Л.: Вид-во Нац. ун-ту «Львів. політехніка», 2005. – 240 с.
9. Захарін Ф.М. Алгоритмічне забезпечення інерціально-супутникових систем навігації: монографія / Ф.М. Захарін, В.М. Синєглазов, М.К. Філяшкін – К.: Вид-во Нац. Авіа. Ун-ту «НАУ-друк», 2011. – 320 с.
10. ICAO Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation. Aeronautical Telecommunications. Vol. I. Radio Navigational Aids, July 2018. – 7th Edition. – 658 pp. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://ffac.ch/wp-content/uploads/2020/09/ICAO-Annex-10-Aeronautical-Telecommunications-Vol-I-Radio-Navigation-Aids.pdf>

11. Впровадження навігації, заснованої на характеристиках (PBN). Дорожня карта та стратегія України на 2013–2025 р. //Державна авіаційна служба України, 2013. – 38 с. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/12/Strategiya-ta-plan-vprovadzhennya-PBN.pdf>
12. Cir. 256-AN/152. Automatic Dependent Surveillance (ADS) and Air Traffic Services (ATS) Data Link Applications. – Montreal: ICAO, 1995. – pp. 342. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://news.mcaa.gov.mn/uploads/bookSubject/2022-08/6306e9b0ba580.pdf>
13. Vasyliiev V.M.. Integration of Inertial and Satellite Navigation Systems with using Corrective Circuits and Filtering // V.M. Vasyliiev, B.I. Dolintse IEEE 4rd International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC 2016), October 18-20, 2016, Proceedings, pp. 275-278.
14. Васильєв В.М. Підвищення точності траєкторної оцінки в багатопозиційних далекомірних системах спостереження /В. М. Васильєв, К. В. Науменко //Збірник наукових праць Військового інституту телекомунікацій та інформатизації Національного технічного університету України.– К: ВІТІ НТУУ „КПІ”, 2011. – Вип. 2.– С. 6-11.
15. Мультилатераційні системи спостереження повітряного руху: навч. посіб. / О.І. Яковлєв, І.С. Биковцев, В.С. Дем’янчук та інші // Під загальною редакцією Яковлєва О.І. – К.: – ДПОПР України, 2010. – 192 с.
16. Васильєв В.М. Статистична комплексна обробка даних курсової та кутомірно-далекомірної систем /В.М. Васильєв, К.В. Науменко //Статистичні методи обробки сигналів і даних: матеріали міжнар. наук. конф., Національний авіаційний університет, 16-17 жовтня 2013 р. – К.: НАУ, 2013. – С. 55-59.
17. Instrument Flying Handbook // U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2012. – 371 pp. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/FAA-H-8083-15B.pdf