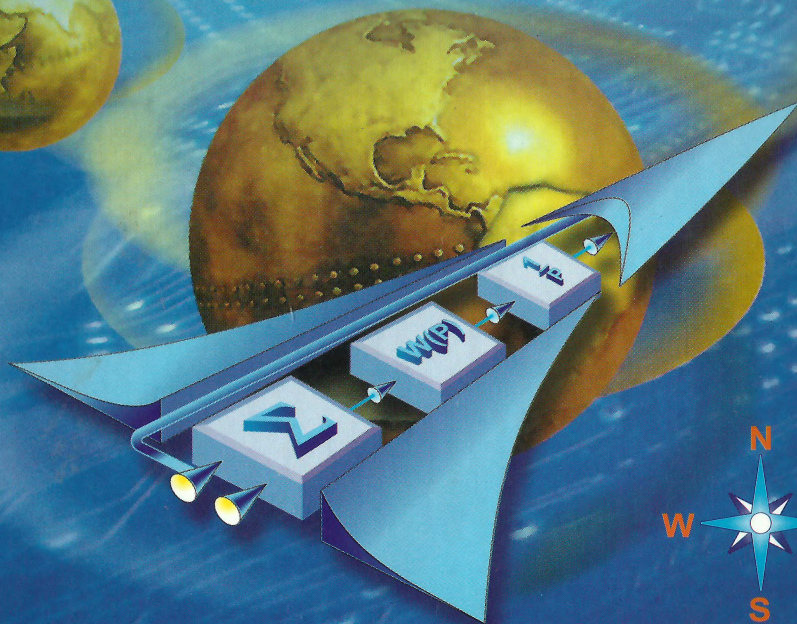




В. О. Рогожин, В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін

Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден

Підручник



МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

В. О. Рогожин, В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін

ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНІ КОМПЛЕКСИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Підручник

*Затверджено
Міністерством освіти і науки України
як підручник для студентів вищих навчальних закладів*

Київ
Книжкове видавництво НАУ
2005

*Розповсюджувати та тиражувати
без офіційного дозволу НАУ забороняється*

Рецензенти

А. В. Луговой, д-р техн. наук, проф.
(Кременчуцький державний політехнічний університет)

Л. М. Рижков, д-р техн. наук, проф.
(Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»)

*Гриф надано Міністерством освіти і науки України
(Лист № 14/18.2-1560 від 08.07.04)*

Рогожин В. О., Синеглазов В. М., Філяшкін М. К.
Р 598 Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден:
Підручник. — К.: Книжкове вид-во НАУ, 2005. — 316 с.
ISBN 966–598–221–4

Систематизовано викладено теорію побудови пілотажно-навігаційних комплексів повітряних суден і методи обробки інформації, включаючи методи оптимальної обробки, наведено типові алгоритми функціонування пілотажно-навігаційних комплексів на основних етапах польоту повітряного судна, починаючи зі зльоту та набору висоти і закінчуючи етапом посадки.

Докладно розглянуті тактико-технічні вимоги до пілотажно-навігаційних комплексів, наведена стисла характеристика підсистем, що входять до складу пілотажно-навігаційних комплексів, розглядаються питання підготовки комплексів до польотів з використанням геодезичної та картографічної інформації.

Для студентів вищих навчальних закладів, може бути корисним інженерно-технічному складу авіаційних підприємств, а також інженерам у галузі розробки та досліджень пілотажно-навігаційних комплексів літальних апаратів.

УДК 629.735.054.07(075.8)
ББК 0571.5-5я7

ISBN 966–598–221–4

© В. О. Рогожин, В. М. Синеглазов,
М. К. Філяшкін, 2005
© НАУ, 2005

Незважаючи на те, що пілотажно-навігаційне обладнання повітряних суден (ПС) безперервно розвивалося й удосконалювалося разом із розвитком авіації, поняття пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК) з'явилося тільки після впровадження обчислювальної техніки на борті літальних апаратів (ЛА).

Відповідно до існуючої нормативно-технічної документації під ПНК розуміється сукупність бортових функціонально об'єднаних інформаційних засобів (датчиків), обчислювально-програмуючих систем, систем автоматичного управління, систем індикації і сигналізації, призначених для розв'язання задач літаководіння і забезпечення роботи інших бортових систем літальних апаратів.

З цього визначення випливає, що ПНК містить у своєму складі пілотажний і навігаційний комплекси. При цьому під *пілотажним комплексом* розуміється сукупність системи автоматичного управління, системи відображення пілотажної інформації, а також системи ручного управління, включаючи автомати завантаження, обмеження і зміни передаточних чисел. Під *навігаційним комплексом* розуміється сукупність бортових систем і пристроїв, призначених для розв'язання задач навігації. Самий ПНК може бути складовою інших структур бортового обладнання.

ПНК є логічним наслідком еволюції систем навігації й управління і являє собою якісно новий ступінь в автоматизації літаководіння. Оснащення літаків цивільної авіації ПНК дозволило підвищити надійність і точність навігації і пілотування за рахунок підвищення кратності резервування і комплексної обробки пілотажно-навігаційної інформації з використанням ЦОМ, а це, у свою чергу, дозволяє істотно підвищити ефективність бортових авіаційних комплексів і безпеку польотів. При цьому треба мати на увазі, що комплексна обробка пілотажно-навігаційної інформації дозволяє істотно підвищити ефективність праці членів екіпажу при значному обсязі наочної інформації, за рахунок всебічної автоматизації вимірювальних, обчислювальних і логічних операцій.

Доцільно коротко розглянути історію і перспективи розвитку ПНК та їх складових частин.

На перших стадіях розвитку навігаційне обладнання ПС являло собою *неавтоматизовані навігаційні комплекси*, які й до теперіш-

нього часу встановлені на літаках типу Ан-24, Як-40 місцевих (регіональних) авіаліній. Характерною рисою цих комплексів є відсутність у складі бортового обладнання навігаційного обчислювача, тому всі навігаційні та штурманські розрахунки здійснюються вручну за допомогою найпростіших пристосувань.

Основними навігаційними засобами в таких комплексах є гіропівкомпас, гіроіндукційний компас або курсова система. Як радіонавігаційні засоби використовуються радіокомпас і бортовий локатор. Просторово-часова програма польоту задається у вигляді координат пунктів маршруту на польотній карті та розрахункового часу їхнього прольоту. Вибір навігаційного режиму, що забезпечує збіг поточних координат місцеположення літака з програмними, здійснюється емпіричним шляхом. Визначення координат місцеположення літака виконується вручну — шляхом пеленгування наземних радіостанцій або за допомогою локатора вимірюється дальність і курсовий кут обраного наземного орієнтира.

Дотримання заданого напрямку та висоти польоту здійснюється за допомогою автопілота, а часова програма польоту виконується пілотами шляхом зміни швидкості польоту літака.

Розширення й ускладнення завдань, які повинні вирішуватися цивільною авіацією, призвели до збільшення номенклатури бортового обладнання, але точності ізольованих один від одного вимірників виявилися недостатніми для розв'язання деяких задач пілотування і навігації.

Ці обставини і привели до необхідності об'єднання окремих пілотажних і навігаційних приладів і пристроїв у функціонально повні бортові комплексні пілотажні та навігаційні системи. Кожна з таких систем повинна була розв'язувати до кінця хоча б одну задачу пілотування або навігації.

Прообразами сучасних ПНК можна вважати *частково автоматизовані навігаційні комплекси* магістральних літаків типу Ту-154. Центральним ядром таких комплексів стають системи автоматичного числення шляху типу АНУ, НВУ, ЦНВУ, в яких використовується повітряно-доплерівський метод числення шляху. Для визначення координат місцезнаходження літака використовується інформація від точної курсової системи (ТКС), системи повітряних сигналів, доплерівського вимірника швидкості та кута знесення. Корекція обчислених координат в таких комплексах здійснюється за допомогою радіонавігаційних систем ближньої навігації. Для розв'язання навігаційних задач застосовуються виключно аналогові обчислювачі. Індикатори пілотажних і навігаційних систем утворюють інформаційну модель польоту.

Управління заданою просторово-часовою траєкторією здійснюється через пілотажний комплекс (автоматичну бортову систему управління типу АБСУ-154) шляхом стабілізації бічного відхилення літака від заданої лінії шляху або заданого шляхового кута з урахуванням кута знесення, а також видержуванням заданої висоти польоту та заданої швидкості або числа Маха. Для стабілізації швидкості або числа Маха до складу пілотажного комплексу входить автомат керування тягою авіаційних двигунів (автомат тяги).

Бортові частково автоматизовані навігаційні та пілотажні комплекси, хоча і були суттєвим кроком на шляху технічного прогресу бортового обладнання літальних апаратів, але не могли задовольнити безперервно зростаючим вимогам до точності, багатофункціональності, надійності і безпеки польотів, особливо поза зоною дії наземних радіонавігаційних засобів, тобто без використання так званого методу зональної навігації. Для того, щоб задовольнити вимогам забезпечення автономного автоматичного польоту (особливо це стосується дальніх магістральних літаків), виникає необхідність створення структурного об'єднання пілотажно-навігаційного обладнання, центральним ядром якого повинна стати коректована інерціальна система навігації. Певні досягнення в електроніці та цифровій техніці 80-х років створили умови для впровадження на борт ПС спеціалізованих цифрових обчислювачів, що, у свою чергу, прискорило розвиток інерціальних систем навігації, номенклатури інших навігаційних систем, а також вдосконалення існуючих систем навігації (наприклад, перехід систем повітряних сигналів на цифрові обчислювачі) та систем автоматичного управління (САУ) польотом (у складі деяких САУ з'являються цифрові обчислювачі траєкторного управління).

Подальше збільшення обсягу та рівня автоматизації процесу обробки пілотажно-навігаційної інформації окремих приладів і систем стає неможливим без центральних бортових цифрових обчислювальних машин (БЦОМ). Інтеграція пілотажно-навігаційного обладнання за функціональним призначенням на базі БЦОМ сприяла появі *повністю автоматизованих* сучасних ПНК.

Сучасні ПНК увібрали в себе останні досягнення науково-технічного прогресу і стали значним кроком у розвитку авіації. Подальше вдосконалювання ПНК буде проходити шляхом удосконалювання алгоритмічного забезпечення на базі оптимального оцінювання, ідентифікації й управління із застосуванням високопродуктивних, високонадійних мультимікропроцесорних БЦОМ. У БЦОМ таких ПНК реалізується самоконтроль. Використовувані при цьому алгоритми оптимального оцінювання й ідентифікації дозволять ви-

являти відмови первинних вимірників і обмежити їх вплив на характеристики ПНК.

Зростає складність алгоритмів управління пілотажних комплексів ПС, автоматизуються етапи польоту, починаючи зі зльоту й закінчуючи безпосередньо посадкою. Система автоматичного управління звільняється від надмірних датчиків інформації, якщо її можна отримати від зовнішніх систем. У ПНК наступних поколінь автоматичне управління літаком буде формуватися на основі певних критеріїв оптимальності.

У перспективних ПНК передбачається застосування систем управління, які виконують функції електродистанційної системи керування рульовими поверхнями, комплексної корекції характеристик стійкості та керованості літака, обмеження граничних режимів польоту, поліпшення пілотажних характеристик літака з адаптацією при широких діапазонах зміни висоти, швидкості, конфігурації літального апарата й інших умов польоту.

Оптимальне алгоритмічне забезпечення ПНК дозволить використовувати нові принципи корекції систем числення шляху, наприклад, за допомогою глобальних радіонавігаційних супутникових систем або природних геофізичних полів Землі.

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

Експлуатація та розробка таких комплексів потребує глибокого знання призначення, складу, принципів побудови і технічних характеристик, функціональних зв'язків, алгоритмів, засобів контролю та застосування ПНК. У даному підручнику викладаються саме ці питання.



ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ Й АЛГОРИТМІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ

1.1. Інтеграція та комплексна обробка інформації як засіб підвищення ефективності та безпеки польотів

Численні задачі, що вирішують сучасні літаки, у різних метеорологічних умовах, в будь-яку пору доби і в різних районах Землі, забезпечуються польотом літака за заданою траєкторією при реалізації вказаного часового режиму проходження окремих ділянок траєкторії і виходу ЛА у задані точки маршруту.

Траєкторія польоту — це просторова крива руху центра мас ЛА. Забезпечення польоту за заданою траєкторією — складний технологічний процес, що об'єднує навігацію й пілотування. Просторово-часове завдання траєкторії є навігаційна програма польоту. Навігаційна програма польоту залежить від функціонального призначення літака та від задачі, яку він вирішує. Як правило, екіпажу вказується часовий графік польоту, графік витрати палива, послідовність виконання окремих елементів польоту, в тому числі умови виходу в точки повітряного простору або на певні траєкторії, де буде виконуватися головна задача польоту, наприклад, скидання вантажу, точки початку фотографування, аеродром посадки та ін.

Зазвичай траєкторія польоту подається маршрутом (лінією заданого шляху (ЛЗШ)) і профілем польоту. Маршрут задається у вигляді проекції траєкторії на карту (на земну поверхню); профіль польоту визначає зміну висоти й може подаватися у вигляді траєкторії або схеми польоту у вертикальній площині. До маршрутної частини польоту відносять політ від вихідного пункту маршруту (ВПМ), що розташовується на межі аеродрому зльоту, до кінцевого пункту маршруту (КПМ), який знаходиться в районі аеродрому посадки. Між ВПМ і КПМ можуть розташовуватися цілі і проміжні пункти маршруту (ППМ), в яких відбуваються зміни напрямку ЛЗШ. Чергові пункти маршруту з'єднуються відрізками окремих ортодромій. Точки зміни режиму польоту визна-

чаються як рубіжні точки маршруту (РТМ): точки початку та закінчення виконання певного польотного завдання, початку та закінчення набору висоти.

У теперішній час траєкторія польоту ПС реалізується шляхом двовимірної, тривимірної або чотиривимірної навігації. При двовимірній навігації розв'язується задача управління горизонтальною проекцією траєкторії польоту літального апарата. У тривимірній навігації додатково задається й контролюється профіль польоту. При чотиривимірній навігації забезпечується не тільки витримування траєкторії в тривимірному реальному просторі, але і виведення літального апарата в певні навігаційні точки в заданий час.

Навігаційна програма польоту складається екіпажем ПС перед польотом. При реалізації навігаційної програми безпосередньо в польоті екіпаж на основі аналізу та переробки інформації, що надходить від численних датчиків і навігаційних систем, визначає фактичне місцеположення ПС у просторі, порівнює його з програмним й на цій основі формує керуючі впливи для забезпечення виконання маршруту на заданій висоті польоту (ешелоні), прибуття ЛА в пункт призначення й посадки в заданий час. Розв'язання цієї задачі, особливо у випадку чотиривимірної навігації, на маршрутах значної тривалості навіть при сприятливих умовах польоту вимагає від екіпажу великих нервово-психічних і фізичних зусиль. До того ж слід мати на увазі, що людина має потребу у відпочинку через кожні 30...40 хвилин після сприйняття й обробки інформації. Тому виникає напелеглива необхідність автоматизації основних процесів отримання, обробки та використання інформації для цілей навігації й управління польотом.

Сучасні літаки дуже чутливі до неекономічних висот і швидкостей польоту, що призводить до збільшення щільності руху на економічно вигідних ешелонах. Це потребує скорочення норм вертикального та горизонтального ешелонування, але визначальні вимоги до літаководіння — це забезпечення певного рівня безпеки незалежно від умов польоту. Ось чому різко зросли вимоги до точності навігаційних систем літаків цивільної авіації, які з урахуванням усіх похибок, включаючи помилки пілотування, повинні відповідати нормам ешелонування.

У зв'язку з підвищенням щільності повітряного руху, а також зниженням рівня метеорологічних умов виконання польотів і посадки (сучасні ПС у змозі виконувати захід на посадку та посадку навіть при нульовій видимості) зросли вимоги до інформаційного забезпечення так званих крайових областей польоту: обліт зустрічних літаків і грозових фронтів, політ у горах, посадка літака.

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

Розв'язання задачі інтеграції навігаційних систем й автоматизації основних процесів отримання, обробки та використання інформації дозволило на базі БЦОМ і спеціалізованих обчислювачів об'єднати різноманітне навігаційне обладнання в єдиний навігаційний комплекс, який сумісно з автоматичними системами управління польотом і створює ПНК. ПНК сучасних ПС за складністю та багатфункціональністю можна віднести до категорії великих інформаційно-керуючих систем.

До складу навіть найпростіших ПНК входить більше десяти функціонально зв'язаних систем. Кількість зв'язків і взаємозв'язків у ПНК досягає тисяч, а у сучасних ПНК — десятків тисяч. Сучасні ПНК — це системи з високим ступенем автоматизації розв'язання всіх навігаційно-пілотажних задач і задач контролю функціонування підсистем і комплексу в цілому. Всі ПНК проектуються з урахуванням психофізіологічних здібностей людини в складних умовах польоту.

Якісними особливостями ПНК слід вважати:

- комплексування бортових навігаційних систем і засобів, яке здійснюється за допомогою БЦОМ;
- поширення кола задач, які вирішуються ПС;
- можливість використання більш складних алгоритмів розв'язання навігаційних задач з метою забезпечення більш високої точності та надійності навігації;
- широке дублювання систем, засобів і методів визначення основних пілотажно-навігаційних параметрів польоту, датчиків-коректорів, обчислювачів;
- максимальне використання переваги присутності в контурах управління ПС людини, зниження фізичного та психологічного навантаження членів екіпажу за рахунок автоматизації вимірювальних, обчислювальних, простих логічних операцій та процесу управління ПС і бортовими системами;
- можливість організації автоматичного контролю правильності функціонування окремих систем і комплексу в цілому;
- уніфікація та стандартизація елементів і систем;
- підвищення надійності роботи ПНК і безпеки польоту.

1.2. Призначення та задачі, що вирішують ПНК

Призначення ПНК визначається, в першу чергу, призначенням літального апарата. При цьому, внаслідок усе більш тісного зв'язку процесів функціонування літального апарата з автоматичним управлінням, взаємозалежність призначення і вимог до літальних апаратів і ПНК стає все більш органічною. Узагальнене призначення ПНК пілотованих ЛА можна сформулювати таким чином:

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

Характер і склад задач, що вирішують ПНК конкретного типу ЛА, визначаються призначенням ЛА. Природно, що кожному конкретному ПНК притаманні свої специфічні задачі й режими функціонування, що обумовлюється призначенням ЛА.

Разом з цим є ціла низка задач, однакових для ЛА різного призначення. ПНК разом з іншими бортовими комплексами (системами, засобами) повинні забезпечувати розв'язання таких задач:

1. Задача побудови навігаційної програми польоту:

- автоматичний ввід вихідних даних і програми польоту при підготовці до вильоту;
- розрахунок даних, що визначають заданий маршрут і профіль польоту (довжина навігаційних етапів, шляхові кути етапів ЛЗШ, параметри етапу набору висоти та зниження, лінійні упередження розворотів та ін.).

2. Навігаційні задачі:

- визначення параметрів польоту ЛА в системі координат, яка характерна для відповідного датчика первісної навігаційної інформації;
- здійснення координатних перетворень — перехід від системи координат датчиків первісної навігаційної інформації до системи координат, в якій розв'язуються задачі в БЦОМ, і до навігаційних систем координат;
- комплексна оптимальна обробка навігаційної інформації;
- визначення координат місцеположення ЛА методом числення шляху;
- визначення поточного часу та контроль просторово-часового графіка польоту;

- корекція координат місцеположення;
- обчислення параметрів вектора вітру;
- оперативне перенацілювання в польоті (зміна маршруту польоту, цілі, аеродрому посадки);
- навігаційне забезпечення передпосадочного маневрування та заходу на посадку;
- індикація пілотажно-навігаційних параметрів й елементів навігаційного оточення, управління роботою навігаційних планшетів й індикаторів.

3. Пілотажні задачі:

- автоматизація управління при зльоті та наборі висоти;
- автоматична стабілізація кутових положень ЛА, швидкості та висоти польоту;
- автоматизація управління при польоті за маршрутом;
- автоматизація групового польоту ЛА;
- автоматизація режиму перепосадочного маневрування та заходу на посадку;
- автоматизація безпосередньо посадки ЛА.

4. Задачі контролю роботи ПНК і режимів польоту:

- безперервний контроль працездатності підсистем ПНК у польоті й автоматичне відключення підсистеми, що відмовила, із видачею інформації в систему індикації і на бортові реєстратори;
- забезпечення реконфігурації структури ПНК при відмовах окремих підсистем ПНК;
- запобігання неприпустимим режимам польоту і сигналізація про наближення до них;
- попередження екіпажу про аварійні ситуації і про загрозу зіткнення з іншими літальними апаратами і землею.

Повний перелік задач, що розв'язуються ПНК, визначається окремими тактико-технічними вимогами (ОТТВ) або тактико-технічним завданням (ТТЗ) на ПНК конкретного ЛА.

1.3. Тактико-технічні вимоги до ПНК

Технічні вимоги до ПНК конкретного ЛА розробляються на основі проведення широких наукових досліджень, наукових прогнозів і узагальнення наявного досвіду й залежать, в основному, від призначення ЛА. При цьому треба мати на увазі, що крім окремих вимог, викладених у ОТТВ або ТТЗ до ПНК, він повинен відповідати загальним технічним вимогам (ЗТВ), що у технічній літературі іноді називають глобальними вимогами.

ЗТВ — це нормативно-технічний документ, що визначає загальні технічні вимоги до зразків авіаційної техніки і який є обов'язковим як для замовника, так і для розробника. Він стає керівним документом при упорядкуванні ТТЗ на розробку, модернізацію або модифікацію конкретних зразків авіаційної техніки, а також при проектуванні та виготовленні цих зразків.

ЗТВ суворо ув'язані з державною системою стандартів і інших нормативно-технічних документів. ЗТВ є програмним нормативно-технічним документом, що віддзеркалює рівень стану авіаційної техніки і перспективу її розвитку на певний період. Розробка ЗТВ, як правило, пов'язана зі створенням нового покоління літальних апаратів і їх бортового обладнання. ЗТВ формують вимоги не до одного, а до декількох етапів або режимів польоту.

Найбільші труднощі викликає завдання ЗТВ ефективності ПНК у кількісній формі. Ці вимоги формуються, як правило, у вигляді заданої ймовірності виконання авіаційним комплексом певної задачі в конкретних умовах. Такими задачами можуть бути:

- забезпечення основної цільової задачі — перевезення певної кількості пасажирів і вантажу в заданий пункт маршруту за заданим часовим графіком (розкладом);
- забезпечення певного рівня безпеки польотів;
- забезпечення регулярності польотів;
- економічна ефективність тощо.

Ступінь пристосованості ПНК до виконання основної цільової задачі може бути оцінений ймовірністю P виконання цієї задачі. Повна ймовірність P виражається через ймовірність виконання окремих задач, які складають основну задачу. При цьому повинні враховуватися обмеження, що накладаються на ПНК. Так, задане число пасажирів і вантажу, що має перевезти літак, визначають його корисне комерційне навантаження. Причому, цей показник збільшується при зменшенні об'єму та маси бортового обладнання, зокрема, ПНК. Вимоги до виведення ПС в заданий пункт маршруту при заданих умовах польоту (метеорологічні умови, умови навігаційного (радіотехнічного) забезпечення та ін.) визначають можливу область відхилення поточного вектора стану навігаційних координат, а це, у свою чергу, накладає певні вимоги на склад ПНК. Очевидно, що повна ймовірність виконання основної задачі може бути подана добутком ймовірностей виконання всіх обмежень, від яких залежить основна задача польоту.

Якщо врахувати, що часовий графік польоту ПС на дальність L для кожної поточної точки маршруту обумовлює обмеження відношення пройденого шляху $L(t)$ до середньої швидкості польоту $V_{\text{ср}}$,

то умови, що відповідають виконанню основної задачі, можна подати у вигляді:

$$\Delta x_i(t) < \Delta_{i\text{гр}}(t) \quad (i = \overline{1, n});$$

$$t_\Phi = \frac{L(t)}{V_{\text{сп}}} \leq t_3,$$

де $\Delta x_i(t) = x_{i3}(t) - x_i(t)$ — відхилення координат вектора стану $x_i(t)$ від програмних $x_{i3}(t)$; $\Delta_{i\text{гр}}$ — гранично припустимі відхилення за i -тою координатою; t_3 — заданий час досягнення дальності L ; t_Φ — фактичний час досягнення дальності L .

З урахуванням введених позначень повну імовірність виконання основної цільової задачі можна записати у вигляді:

$$P = \prod_{i=1}^n P_i.$$

Тут $P = P(\Delta x_i < \Delta_{i\text{гр}}) \quad (i = \overline{1, n})$; $P_2 = P(t_\Phi < t_3)$; $P_i = P(a_i < a_{i\text{гр}})$, де a_i — деякі параметри ПНК (маса, вартість, ін.); $a_{i\text{гр}}$ — їх гранично припустимі значення.

Інші ЗТВ, наприклад, пристосування ПНК до забезпечення певного рівня безпеки польотів можна сформулювати за вищенаведеним принципом, тільки склад вектора стану може бути іншим.

ОТТВ містять у собі вимоги до точнісних характеристик ПНК, вимоги до його надійності, ергономічні й експлуатаційні вимоги, а також вимоги до маси, габаритів, вартості, енергоспоживання й інші вимоги, що стосуються якостей ПНК конкретного літального апарата.

Зупинимося на розгляді окремих вимог, що пред'являють до ПНК, докладніше.

Точнісні вимоги до ПНК

Вектор пілотажно-навігаційних параметрів, що визначається за допомогою ПНК — $X_{\text{ПНК}}$, містить у собі величини, які характеризують положення і рух центра мас літального апарата, а також його положення і рух відносно центра мас.

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

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

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

Припустимі значення складових вектора похибок задаються в ОТТВ у вигляді середньоквадратичних, подвоєних середньоквадратичних або гранично припустимих похибок. За останні, як правило, приймають потроєні значення середньоквадратичних похибок.

Розмірність вектора похибок ПНК багато в чому визначається типом і призначенням літального апарата, на якому він установлюється. Нижче викладаються вимоги до основних складових цього вектора з урахуванням можливості успішного розв'язання авіаційним комплексом навігаційно-пілотажних задач.

Головною задачею навігації є визначення горизонтальних координат місцеположення літального апарата. При цьому основним методом їх визначення є числення шляху в інерціальному, інерціально-доплерівському, курсо-доплерівському або курсо-аерометричному режимах із корекцією на окремих ділянках маршруту. У режимі числення шляху похибки нарастають з часом. І хоча закони зростання середньоквадратичних похибок у зазначених чотирьох режимах різноманітні, для всіх режимів числення шляху задають вимоги у вигляді $\sigma_{\Delta Z} (\sigma_{\Delta x})$ за певний інтервал часу.

Приклад вимог до точності навігації в різних режимах числення шляху наведений у табл. 1.1.

Таблиця 1.1

Режим числення шляху	Вимоги до точності
Інерціальний	$\sigma_{\Delta Z} \leq 5$ км за 1 год.
Інерціально-доплерівський	$\sigma_{\Delta Z} \leq 3$ км за 1 год.
Курсо-доплерівський	$\sigma_{\Delta Z} \leq 3$ км за 20 хв.
Курсо-аерометричний	$\sigma_{\Delta Z} \leq 10$ км за 20 хв.

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

Вимоги табл. 1.2 супроводжуються вказівкою часу корекції. Це пов'язане з тим, що при оптимальних алгоритмах корекції точність корекції істотно залежить від часу, тому що зі збільшенням часу корекції збільшується накопичення інформації й усереднення знакозмінних помилок. Характер зміни похибок навігації при численні шляху й епізодичній корекції пояснюється рис. 1.1.

Таблиця 1.2

Коригувальна система	Умови корекції	Час корекції	Точність корекції
РСБН	Пряма видимість	Практично миттєво	$\leq 0,2$ км
		100 с	$\leq 0,1$ км
РСДН	Зона дії наземних радіомаяків	Практично миттєво	$\leq 2...3$ км
		100 с	$\leq 1...2$ км
Оптичні, електронно-оптичні візери	Дальність до орієнтира 10 км	Практично миттєво	$\leq 0,2$ км
		10 с	$\leq 0,15$ км
РЛС	Дальність до орієнтира 50 км	Практично миттєво	≤ 1 км
		30 с	$\leq 0,5$ км
КЕНС (по полю рельєфу)	Середньопересічена (пагориста місцевість)	100 с	$\leq 0,15$ км
КЕНС (по аномальному полю Землі)	Висота польоту 15 км	300 с	$\leq 0,1$ км
Супутникові системи навігації	В перспективі без обмежень		$\leq 0,1$ км

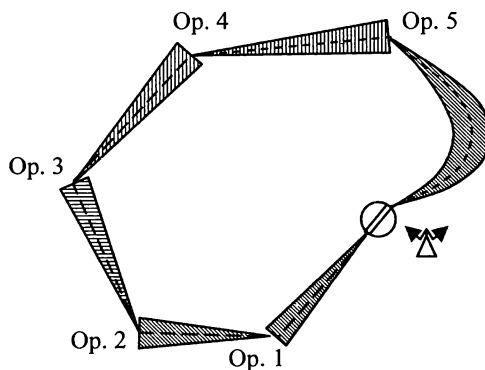


Рис. 1.1

Похибки списуються на інтервалах корекції з точністю, обумовленою засобом корекції й умовами його роботи і плавно зростають між цими інтервалами. На рис. 1.1 ці похибки зображені у вигляді заштрихованих секторів. Інтервали корекції обираються при штурманській підготовці до польоту з урахуванням багатьох чинників, таких, як наявність радіонавігаційних полів, можливість радіопротидії радіотехнічним і радіолокаційним засобами корекції, характер географічних навігаційних полів для кореляційно-екстремальних навігаційних систем, наявність орієнтирів для візирних і радіолокаційних засобів корекції. Інтервал корекції залежить від необхідної точності навігації на кожному черговому етапі польоту.

Очевидно, що, чим вище точність числення шляху, тим рідше корекція, вище завадозахищеність і надійність навігації, тим простіше штурманська підготовка польоту. З подібних міркувань і з урахуванням технічних можливостей формуються тактико-технічні вимоги до точності числення координат в автономному режимі, типу зазначених у табл. 1.1.

Крім визначення координат місцеположення літального апарата, задачею ПНК є забезпечення точного літаководіння і, зокрема, витримування ПС заданої траєкторії польоту. Нормованими показниками точності витримування заданої траєкторії для двовимірної і тривимірної навігації є горизонтальне ешелонування і витримування висоти заданого ешелону.

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

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

Бічне відхилення — найкоротша відстань точки, що відповідає положенню центра мас літального апарата до заданої лінії шляху, встановлюється для повітряних судів усіх відомств рівним 10 км (по 5 км у кожную сторону від осі повітряної траси). Це також враховується під час визначення точнісних вимог до автономних засобів навігації і способів корекції.

Похибки з висоти в маршрутних польотах визначають (з урахуванням додаткових чинників, зокрема, помилок пілотування) ешелони висот. Вертикальні ешелони розподіляються залежно від географічного напрямку польоту (від магнітного курсу (МК)) — $МК = 0...179^\circ$ і $МК = 180...359^\circ$. Схема ешелонування наведена на рис. 1.2. Інтервали з висот між зустрічними маршрутами на малих і середніх висотах (до 6000 м) становлять 300 м, а між побіжними — 600 м. На висотах до 12 000 м ці інтервали подвоюються. Інтервали на висотах понад 12 000 м становлять 1000 м між зустрічними маршрутами і 2000 м — між побіжними.

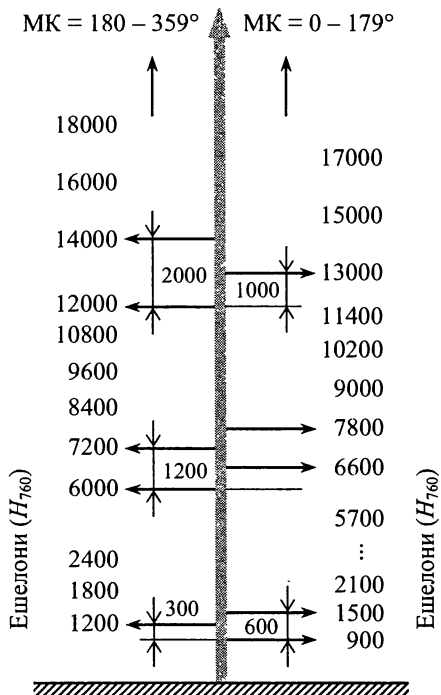


Рис. 1.2

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

Визначаючи мінімальну висоту ешелону, необхідно враховувати рельєф місцевості. Безпечна істинна висота польоту встановлюється

виходячи з досвіду виконання польотів у різних умовах і залежить від рельєфу місцевості.

Нижній безпечний ешелон визначається округленням безпечної істинної висоти польоту до найближчого верхнього ешелону. Смуга врахування перевищень рельєфу місцевості і штучних перешкод при розрахунку нижнього ешелону і безпечної висоти приймається у межах ширини повітряної траси. Вибір мінімальної істинної висоти польоту $H_{i \min}$ залежно від висоти рельєфу H_p пояснюється рис. 1.3.

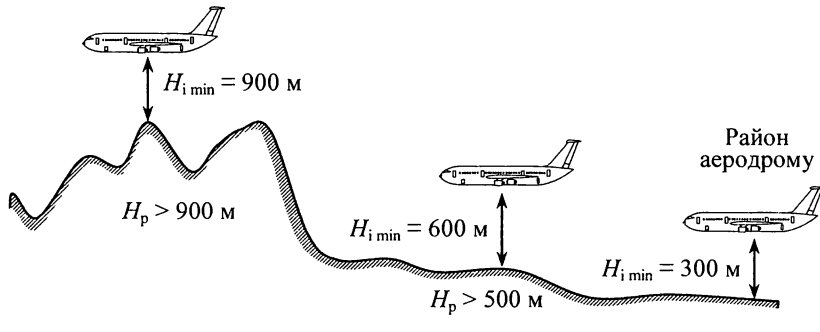


Рис. 1.3

Вимоги до надійності і безпеки

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

Надійність навігації визначається точністю та надійністю роботи ПНК. При цьому, вимоги до точності встановлюються такими, щоб можливість навігаційних подій завдяки природним викидам випадкових процесів була б мінімальною. Проте, відмова навіть самого точного ПНК може призвести до навігаційної події. Тому до його надійності пред'являються підвищені вимоги.

Висока надійність одержання достовірної пілотажно-навігаційної інформації забезпечується за рахунок функціональної надмірності та розвиненого контролю ПНК. Так у сучасних пілотажно-навігаційних комплексах працездатність у режимі числення шляху, як правило, зберігається, принаймні, у разі двох відмов. Багатократне резервування передбачається й при роботі ПНК у режимі «корекція координат».

Все це враховується в ТТЗ до надійності та безпеки навігації. Враховується також і наявність такої системи контролю, яка забезпечує надійне виявлення зіпсованої підсистеми й автоматично її викликає або сигналізує про відмову.

Ергономічні вимоги

Однією з основних ергономічних вимог до ПНК є простота керування всіма його режимами роботи в сполученні зі зручністю відображення пілотажно-навігаційної інформації. Докладно ці питання будуть розглянуті при викладанні принципів побудови систем відображення інформації.

Ергономічні вимоги передбачають оптимальне сполучення автоматичного, директорного і ручного управління літальним апаратом. При розробці таких вимог до ПНК доцільно виходити з максимального ступеня автоматизації, зберігання за людиною старшого рівня управління, використання ручного управління як резервного і, якщо це можливо, виключення ситуацій, коли льотчик відіграє роль пасивного спостерігача.

Вимоги до експлуатаційної технологічності ПНК

Більшість систем і пристроїв, що входять до складу ПНК, для досягнення своїх максимально можливих точностей потребують проведення тарувальних робіт, юстування, виставлення, метрологічного забезпечення, пов'язаних зі значними часовими витратами. Тим часом про ефективність ПНК можна говорити лише у випадку забезпечення малої тривалості всіх видів підготовок, виконання умов зручного застосування ПНК у польоті, а також при достатньо високій експлуатаційній технологічності. Однією із важливих експлуатаційних вимог до ПНК є зручність і порівняно малий час виставлення інерціальних систем. У перспективі виставлення ІНС в азимуті може провадитися як за рахунок гірокомпасування, так і за рахунок дрібноструктурних геофізичних полів (КЕНС) і орієнтирів (у тому числі на етапах рулювання і розбігу).

1.4. Загальна структура ПНК

ПНК являє собою раціональне цільове і конструктивне об'єднання окремих пристроїв, приладів і систем, керованих одним або декількома бортовими обчислювачами і призначений для розв'язання взаємозалежних задач автоматизованого водіння літальних апаратів. Він включає два взаємозалежних комплекси: навігаційний (НК) і пілотажний (ПК).

На даний час розроблено декілька вітчизняних і закордонних структур НК і ПК, що відрізняються складом, характером обчислювачів, навігаційними можливостями й іншими ознаками. В останні роки для скорочення багатотиповості розробляються базові ПНК трьох типів:

БПНК-1 для регіональних літаків цивільної авіації;

БПНК-2 для середньомагістральних літаків;

БПНК-3 для магістральних літаків.

Їх побудова здійснюється за функціонально-блоковим принципом, перевага якого полягає в можливості комплексування окремих підсистем ПНК, використання уніфікованих базових блоків, забезпечення високої надійності.

До складу ПНК, узагальнену структуру якого показано на рис. 1.4, входять датчики навігаційно-пілотажної інформації, навігаційні обчислювачі пристрою керування, індикації і сигналізації.

Датчики *навігаційної інформації* служать для виміру параметрів різноманітних фізичних полів, на основі яких визначаються навігаційні елементи польоту. Докладно про характеристики географічних полів, а також земної атмосфери викладено в дод. 1. Датчики навігаційної інформації умовно можна поділити на дві групи. До першої групи відносять датчики *навігаційних параметрів положення*, які визначають координати місцезнаходження літака відносно опорних ліній і навігаційних точок або положення об'єктів відносно літака, до другої — датчики *навігаційних параметрів руху*, які вимірюють параметри вектора швидкості літака та його складові: шляхову швидкість, вертикальну швидкість, напрямок польоту.

Датчики *пілотажної інформації* вимірюють параметри польоту, які характеризують кутовий рух літака: кути крену, тангажа, ристання, а також їхні похідні — кутові швидкості обертання літака. До датчиків пілотажної інформації також необхідно віднести датчики, що характеризують положення та рух літака відносно набігаючого повітряного потоку: кути атаки та ковзання; повітряну швидкість і число Маха. Докладно інформація про пілотажно-навігаційні параметри польоту наведена в дод. 2.

Найважливішими з пілотажно-навігаційних датчиків є: інерціальна навігаційна система (ІНС), інерціальна курсовертикаль (ІКВ), система курсу та вертикалі (СКВ), доплерівський вимірник швидкості та кута знесення типу ДИСС, інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів типу ІК ВСП або система повітряних сигналів типу СВС.

Найбільш інформативною з даної групи датчиків є інерціальна навігаційна система. Вона дозволяє автономно визначати складові прискорення і швидкості польоту літального апарата (шляхової або абсолютної), гіроскопічний або ортодромічний курс, кути крену

і тангажа. У деяких ІНС здійснюється автономне обчислення координат місцеположення літака.

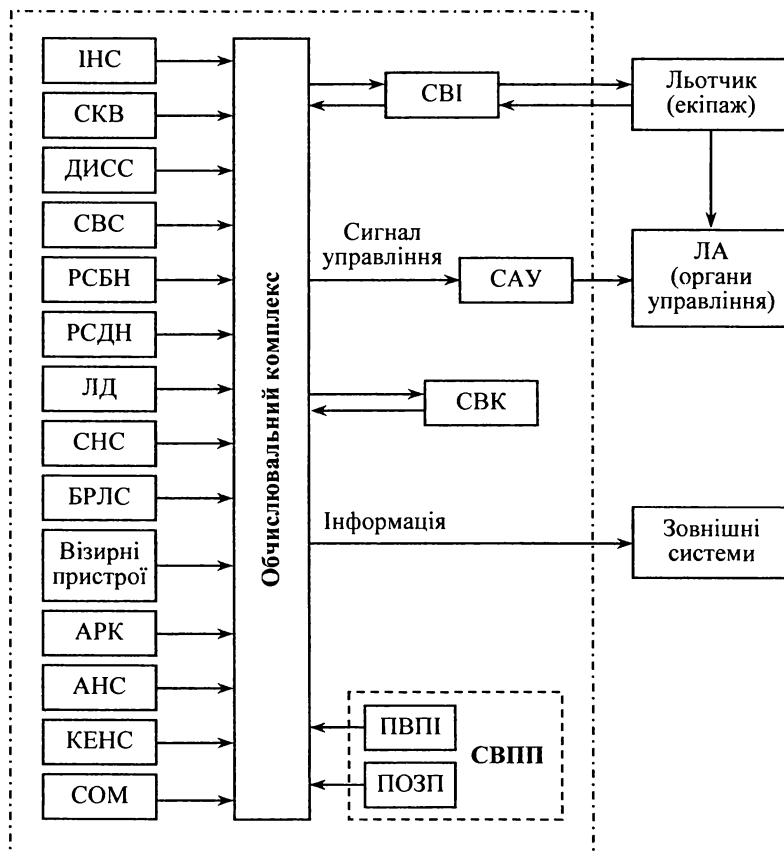


Рис. 1.4

Основними датчиками кутового положення літального апарата, не обладнаного інерціальною системою навігації, можуть бути:

- гіроскопічні датчики вертикалі типу АГД (авіагоризонт дистанційний), ЦГВ (центральна гіровертикаль), МГВ (малогабаритна гіровертикаль), інші;
- датчики курсу типу ГПК (гіропівкомпас), ГПК (гіроіндукційний компас), а також курсові системи, в яких формування сигналів курсу здійснюється за даними гіропівкомпаса і магнітного коректора;
- інерціальні курсовертикалі, а також системи курсовертикалі.

Причому, інерціальні курсовертикалі, крім інформації про кути крену, тангажа та курсу, видають інформацію про складові абсолютної швидкості літального апарата.

Доплерівські вимірники швидкості та кута знесення вимірюють доплерівський зсув частот і на цій основі визначають складові шляхової швидкості, які надходять в обчислювач ПНК для реалізації алгоритму числення координат місцеположення ЛА. Практично в усіх ПНК, до складу яких входять ДИСС, реалізується інерціально-доплерівський режим числення, який об'єднує у собі переваги інерціальних і доплерівських систем навігації. Таке комплексування забезпечує більш високу точність і надійність одержання пілотажно-навігаційної інформації.

У сучасних ПНК як основні датчики істинної повітряної швидкості, барометричної висоти польоту, числа М, відхилення від заданої висоти польоту і числа М використовуються або інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів типу ІК ВСП, або різноманітні модифікації системи повітряних сигналів типу СВС. Значення істинної повітряної швидкості використовується при численні координат місцеположення ЛА за відсутності інформації про швидкість польоту від ІНС і ДИСС, при розрахунках параметрів, що характеризують вектор швидкості вітру, а також при визначенні кута знесення. Висота польоту ЛА використовується в алгоритмах формування сигналів управління при вертикальному маневруванні ЛА, а також у режимах корекції координат місцеположення ЛА.

До навігаційних датчиків, що визначають положення літального апарата відносно навігаційних точок (ППМ, орієнтирів і т. д.) і базових ліній, а також положення об'єктів відносно літака, необхідно віднести радіотехнічні системи ближньої (РСБН) і дальньої (РСДН) навігації, літаковий далекомір (ЛД), супутникову навігаційну систему (СНС), бортову радіолокаційну станцію (БРЛС), різноманітні візирні пристрої, автоматичний радіокомпас (АРК), астрономічну навігаційну систему (АНС), кореляційно-екстремальну навігаційну систему (КЕНС), а також літакові відповідачі типу СО і СОМ.

Радіотехнічна система ближньої навігації в межах дальності дії дозволяє визначати на борту літального апарата його полярні координати: азимут (істинний пеленг літака) і дальність відносно наземного маяка, координати якого заздалегідь відомі. РСБН дозволяє також одержати на наземному індикаторі кругового огляду позначки всіх літаків й обчислити їхні координати.

Радіотехнічна система дальньої навігації дає змогу визначати на борту літака його гіперболічні координати (у вигляді часових затримок надходження сигналів або різниць фаз, відносно наземних

станцій із відомими координатами). Ці дані в БЦОМ перетворюються в систему координат, в якій здійснюється автоматизоване літаководіння або задається програма польоту.

Як найсучасніші слід розглядати супутникові навігаційні системи та кореляційно-екстремальні навігаційні системи. Вони забезпечують екіпаж інформацією про координати місцеположення літака, про напрямок і швидкість його руху в будь-якій точці земної кулі, на всіх висотах і швидкостях польоту. При цьому КЕНС потребує попереднього картографування фізичного поля Землі в районі польотів ЛА і «запам'ятовування» його в пам'яті ПНК.

Бортова радіолокаційна система в межах дальності дії дозволяє на борту літака визначити положення повітряних і наземних об'єктів відносно літака, вимірюючи курсові кути та дальності до них. Ця інформація може бути використана в навігаційних обчислювачах для визначення фактичних координат місцеположення ЛА і потім для корекції обчислених координат місцеположення літака.

Для виміру курсових кутів приводних і широкомовних радіостанцій при польоті за маршрутом і під час передпосадочного маневрування використовується автоматичний радіокомпас.

Візорні пристрої забезпечують виявлення, розпізнавання і визначення координат орієнтирів відносно системи координат, зв'язаної з ЛА. Оптичні, електронно-оптичні, інфрачервоні, телевізійні пристрої визначають кутові координати орієнтира, тобто вимірюють кут місця і курсовий кут орієнтира, який використовується для розв'язання задач корекції поточних координат місцеположення літака. При розв'язанні задач корекції координат у «пам'ять» ПНК повинні бути введені координати орієнтирів на земній поверхні або відносно точки вильоту.

У ПНК як астрономічні навігаційні системи застосовуються автоматичні секстанти, які вимірюють висоти і курсові кути навігаційних зірок, Місяця та Сонця. Ця інформація використовується в ЦОМ для розрахунку поправок до обчислених координат місцеположення ЛА і поточного курсу.

Підвищенню ефективності керування повітряним рухом і безпеки польотів сприяє застосування літакових відповідачів СО або СОМ (міжнародний), які в автоматичному режимі передають наземним радіолокаційним станціям служби керування повітряним рухом інформацію про номер літака, висоту польоту, запас палива й інші параметри.

З'єднуючою ланкою всіх засобів, що входять до складу ПНК, є навігаційний обчислювач. Навігаційний обчислювач може бути центральним і спеціалізованим. У сучасних ПНК як центральний

обчислювач використовують БЦОМ. Спеціалізовані обчислювачі можуть бути цифровими й аналоговими. Вони входять до складу окремих систем комплексу.

Важливим елементом ПНК є система введення програми польоту (СВПП). Вона являє собою пристрій, за допомогою якого в пам'ять ПНК вводяться параметри, що характеризують задану траєкторію польоту, та інші параметри, необхідні для виконання даного польоту. Такі параметри можуть вводитися як під час підготовки літака до польоту за допомогою спеціального пристрою вводу програми й індикації (ПВП), так і в польоті за допомогою пульта оперативної зміни програми польоту (ПОЗП), якщо виникає задача зміни програми польоту.

Для індикації екіпажу навігаційних параметрів служить система відображення індикації (СВІ), до складу якої входять: пілотажно-навігаційні прилади, індикатор навігаційного оточення, індикатори (показчики) навігаційних елементів руху, табло навігаційної сигналізації, картографічні планшети. Використовуючи цю інформацію, льотчик виконує задачу управління літаком за заданою траєкторією польоту.

Цю саму задачу може виконувати система автоматичного управління (САУ), в яку надходить інформація про відхилення параметрів польоту від заданої траєкторії. САУ забезпечує управління польотом в автоматичному або півавтоматичному (директорному) режимі. В останньому випадку сформовані в САУ сигнали управління надходять на командно-пілотажні індикатори, за інформацією яких пілот може виконувати складні траєкторні маневри, наприклад при заході на посадку.

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



Контрольні запитання

1. Перелічіть задачі, які вирішують ПНК сучасних літаків.
2. Перелічіть основні етапи розвитку ПНК.
3. Який принцип побудови ПНК?
4. Які типи базових ПНК Ви знаєте?
5. Які основні точнісні вимоги пред'являються до ПНК?
6. Які основні вимоги пред'являються до ПНК з точки зору надійності та безпеки польотів?

7. Які основні ергономічні вимоги пред'являються до ПНК?
 8. Перелічіть вимоги експлуатаційної технологічності ПНК.
 9. Як виконується поздовжнє та бічне ешелонування, які вимоги ІКАО пред'являються до точності поздовжнього та бічного ешелонування?
 10. Зобразіть загальну структурну схему ПНК сучасного літака.
 11. Перелічіть автономні датчики навігаційної та пілотажної інформації, що входять до складу ПНК.
 12. Перелічіть радіотехнічні та радіолокаційні системи ПНК, які відносяться до складу коректорів.
 13. Який з автономних датчиків пілотажно-навігаційної інформації є найбільш важливими, які параметри він вимірює?
 14. Які типи навігаційних обчислювачів сучасних ПНК Ви знаєте?
 15. Які функції виконує САУ при розв'язанні пілотажно-навігаційних задач?
 16. З якою метою застосовуються діагностичні комплекси у складі ПНК?
 17. Що є центральним ядром частково автоматизованих навігаційних комплексів?
 18. Що є центральним ядром повністю автоматизованих сучасних ПНК?
-
-
-



ПРИЗНАЧЕННЯ ТА ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ ОСНОВНИХ ПІДСИСТЕМ ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ

2.1. Бортовий обчислювальний комплекс — центральна з'єднувальна частина ПНК

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

На відміну від обчислювальних пристроїв аналогового типу бортові цифрові обчислювальні пристрої (БЦОП) мають цілий ряд переваг, ось чому їх використання в складі ПНК стає переважним.

Достоїнством БЦОП при їхньому застосуванні в складі ПНК стають:

- можливість розв'язання не тільки математичних, але і логічних задач, що дозволяє у більш повній мірі автоматизувати процес літаководіння;
- можливість отримання високої точності розв'язання задач навігації й управління. Точність рішення обумовлена розрядністю БЦОП і похибками вихідної інформації, яка використовується для розв'язання відповідної задачі;
- можливість використання для розв'язання основних задач комплексу сучасних методів оптимального управління, ідентифікації та оцінювання;
- значна гнучкість при зміні задач, які розв'язуються комплексом, оскільки зміна складу та кількості вирішуваних задач здійснюється лише перебудовою програми й не вимагає внесення конструктивних змін у БЦОП;
- забезпечення можливості виконання глибокого автоматизованого контролю окремих систем комплексу та комплексу в цілому як в процесі наземної підготовки, так само й у польоті.

У процесі розв'язання задач ПНК БЦОП забезпечує:

- перетворення пілотажно-навігаційної інформації, яка надходить від датчиків і систем, до виду, зручного для її обробки в обчислювальному пристрої;

➤ обробку вихідної інформації з метою підвищення її точності й отримання додаткової інформації про пілотажно-навігаційні параметри польоту, які безпосередньо не вимірюються датчиками;

➤ управління роботою датчиків і пристроїв відображення інформації;

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

Для реалізації перелічених вище задач до БЦОП ставляться такі вимоги:

♦ відповідність функціональних можливостей БЦОП об'єму вирішуваних задач;

♦ висока точність обчислень;

♦ достатня швидкодія;

♦ зручність спілкування з БЦОП;

♦ живучість та ремонтпридатність;

♦ припустимі вага та габарити.

Наявність у складі ПНК БЦОП, з достатньо високими обчислювальними можливостями, дає змогу значною мірою підвищити ступінь автоматизації розв'язання основних задач. При цьому з урахуванням правильного розподілу функцій між БЦОП й екіпажем може бути досягнута оптимальна взаємодія екіпажу з БЦОП, а також в цілому з елементами комплексу.

У принципі, можлива повна автоматизація виконання більшості задач, що вирішуються комплексом. Але існує ряд факторів, які не дозволяють здійснити повну автоматизацію розв'язання усіх задач без участі екіпажу.

До цих факторів відносяться:

✓ наявність низки задач, порядок розв'язання яких не може бути описаний доступними математичними методами, а існуючі технічні засоби не дозволяють ефективно їх вирішувати апаратними засобами;

✓ деякі точнісні характеристики та характеристики надійності окремих систем автоматичного управління в теперішній час гірші за аналогічні характеристики екіпажу.

Справа в тому, що людина володіє цілим рядом психофізіологічних властивостей, що дозволяють розв'язувати складні задачі навігації та керування в умовах, коли машина виявляється нездатною їх розв'язати або малоефективною.

До таких властивостей відносяться:

• достатньо великий діапазон вхідних сигналів;

• здатність до ініціативи у випадках створення обставин, що вимагають творчого розв'язання задачі та прийняття рішення в умовах недостатньої інформації;

- тривала пам'ять людини, що дозволяє врахувати накопичений досвід.

Під час побудови БЦОП у ПНК можуть застосовуватись такі структурні варіанти:

- ♦ бортові спеціалізовані цифрові обчислювачі (БСЦО);
- ♦ бортові цифрові обчислювальні машини (БЦОМ);
- ♦ бортові цифрові обчислювальні системи (БЦОС) або бортові цифрові обчислювальні комплекси (БЦОК).

БСЦО використовуються, частіше всього, як обчислювальні пристрої окремих систем комплексу (ІНС, СВС, САУ та ін.). Для таких БСЦО характерні постійність й однорідність інформаційних зв'язків і жорстка послідовність розв'язання задач. Керування такими обчислювачами здійснюється за допомогою невеликої кількості сигналів і команд.

БСЦО можуть бути зроблені як за принципом універсальних цифрових машин, так і у вигляді цифрових диференціальних аналізаторів (ЦДА).

ЦДА — це обчислювальні пристрої, які займають проміжне положення між універсальними ЦОМ і аналоговими обчислювальними пристроями.

Структурна схема ЦДА подібна до структури аналогових обчислювачів. Він складається із ряду вузлів, які виконують певні математичні операції: додавання (віднімання), множення, інтегрування тощо.

БЦОМ забезпечують розв'язання, більшості основних задач комплексу. Залежно від типу ЛА та характеру задач, для яких він призначений, розв'язання задач навігації, управління й спеціального застосування може забезпечуватись однією або декількома БЦОМ.

Розв'язання задач у БЦОМ здійснюється відповідно до алгоритмів, що реалізують математичні та логічні операції за певними програмами. Зазвичай обмін інформацією між окремими машинами не здійснюється, оскільки кожна БЦОМ вирішує свої задачі.

У міру поширення кола задач, що вирішуються ЛА, росту ступеня автоматизації їх розв'язання та підвищення вимог до надійності ПНК з'являється необхідність об'єднання в одне ціле всієї сукупності бортового обладнання, тобто створення інтегрованих ПНК.

Складність розв'язання задач цього класу вимагає великого обсягу обчислювальних і логічних операцій. Зробити такий обсяг обчислень стає можливим лише завдяки використанню БЦОС.

БЦОС можуть бути двох основних класів: багатомашинні й мультипроцесорні.

Багатомашинні БЦОС складаються з кількох окремих БЦОМ. При цьому зберігається структура та спосіб функціонування кож-

ної з цих машин. Обмін вихідною інформацією між окремими БЦОМ здійснюється за допомогою ліній і пристроїв міжмашинного зв'язку.

При побудові багатомашинних БЦОС знайшли застосування дуплексні, триплексні та дуальні схеми об'єднання БЦОМ.

Дуплексні та триплексні обчислювальні системи складаються, відповідно, з 2-х і 3-х однакових БЦОМ. Кожна з машин розв'язує одночасно одні й ті самі задачі. Для підвищення надійності розв'язання задач здійснюється перевірка достовірності вхідної інформації.

У дуплексних БЦОС достовірність результату обчислення перевіряється за допомогою спеціальних машинних тестів.

У триплексних БЦОС це забезпечується послідовним порівнянням результатів рішення задачі в двох БЦОМ за мажоритарним правилом. Рішення вважається вірним, якщо співпадають результати хоча б двох БЦОМ.

У дуальних БЦОС набір вирішуваних задач розподіляється між двома БЦОМ. Розв'язання цих задач здійснюється одночасно. Для досягнення високої надійності та безпеки польотів окремі, найбільш важливі задачі, можуть розв'язуватися одночасно обома БЦОМ, що забезпечує розв'язання цих задач у випадку виходу зі строю якої-небудь із машин.

У мультипроцесорних БЦОС є кілька окремих процесорів, які вирішують різні задачі паралельно. Роботою процесорів керує один загальний пристрій керування.

Характерною особливістю роботи БЦОМ є ітеративність розв'язання задач, при цьому частота ітерацій визначається точністю розв'язання конкретної задачі та частотою видачі керуючих сигналів у інші системи комплексу.

Окрему ітерацію алгоритму прийнято називати *циклом роботи алгоритму*, а час ітерації — *тривалістю циклу*. Залежно від характеру вирішуваних задач в один цикл можуть поєднуватися кілька окремих алгоритмів.

Час, протягом якого в БЦОМ виконується обчислення всіх задач комплексу, називають *опорним або повільним циклом*. Час, протягом якого вирішується одна або кілька окремих задач, називають *швидким циклом*.

Іноді повне розв'язання однієї задачі, наприклад, задачі визначення координат місцезнаходження ЛА, яка виконується на протязі одного повільного циклу, здійснюється шляхом багатократного розв'язання частини задачі в швидкому циклі й однократного розв'язання залишеної частини задачі в повільному циклі.

У швидкому циклі розв'язуються задачі обчислення координат місцезнаходження ЛА в ортодромічній системі координат, корекція обчислених координат, задачі формування керуючих параметрів для автоматичного управління польотом ЛА з видачею їх в САУ та деякі інші задачі.

У повільному циклі вирішуються задачі перетворення обчислених координат місцезнаходження ЛА в інші навігаційні системи координат, розв'язується задача вибору координат точок корекцій, формуються та видаються на індикацію екіпажу значення пілотажно-навігаційних параметрів, що обчислені в БЦОМ, перевіряється виконання умов заданого режиму польоту, розраховуються параметри ортодромії й умови переходу на нову ортодромію.

У сучасних ПНК найбільшого розповсюдження набули одноадресні БЦОМ послідовної або паралельної дії над числами, які подані у формі з фіксованою комою та при постійній розрядній сітці.

БЦОМ має у своєму складі: запам'ятовуючі пристрої, арифметичний пристрій та пристрій управління. Два останніх пристрої об'єднані в процесор.

У свою чергу, запам'ятовуючий пристрій складається з таких елементів:

- довгочасового запам'ятовуючого пристрою (ДЗП);
- оперативного запам'ятовуючого пристрою (ОЗП);
- тимчасового (ТЗП) або півпостійного (ППЗП) запам'ятовуючого пристрою.

При цьому ДЗП забезпечує постійне зберігання необхідних констант і програми розрахунків. В ДЗП прошитий алгоритм рішення задач. Під час роботи БЦОМ із ДЗП можна тільки читати збережену інформацію. У ТЗП зберігається вхідна інформація про програму польоту, яка може програмуватися перед кожним новим вильотом ЛА. ОЗП призначений для зберігання поточної інформації, яка змінюється в процесі розв'язання задач.

Запам'ятовуючий пристрій у складі БЦОМ забезпечує:

- запам'ятовування введеної інформації та програми розрахунків до того часу, поки це необхідно;
- знаходження за вказаною адресою необхідної комірки пам'яті, де записана або куди необхідно записати потрібну інформацію;
- читання інформації, записаної у вказану комірку.

Найбільше розповсюдження в БЦОМ мають запам'ятовуючі пристрої з елементами пам'яті, що виконані на феритових кільцях або осердях малого діаметра, а в останній час — на циліндричних магнітних плівках і транзисторах.

Процесор у складі БЦОМ виконує такі основні функції:

- ♦ багатократне добування команд з пристрою пам'яті;
- ♦ декодування добутих команд та їх компонування відповідно до структури функціональних вузлів БЦОМ;
- ♦ організацію виконання команд;
- ♦ виконання арифметичних і логічних операцій відповідно до виконуваної команди та структури БЦОМ;
- ♦ розподіл результатів обчислень;
- ♦ формування чергових команд для пошуку комірок пам'яті, в яких вона записана.

Головна якість процесора — це швидкість виконання операцій або швидкодія БЦОМ, яка виражається співвідношенням

$$v = \left[N^{-1} \sum_{i=1}^N P_i T_i \right]^{-1},$$

де P_i — частота виконання операцій i -го типу; T_i — час на виконання i -ї операції; N — загальна кількість операцій.

Однією з головних характеристик БЦОМ є число двійкових розрядів, що визначають довжину машинного слова.

При виборі цієї характеристики необхідно враховувати:

- кількість двійкових розрядів має забезпечувати всі адреси пам'яті, наприклад, для забезпечення ємності 4096 слів необхідно 12 двійкових розрядів, 14 розрядів забезпечують адреси 16384 слів;
- кількість двійкових розрядів має забезпечити перелік усіх операцій, які виконуються в БЦОМ, наприклад, для 64 операцій необхідно 6 розрядів;
- кількість двійкових розрядів має забезпечувати необхідну точність подання даних або точність обчислень (наприклад, для подання кутової величини в діапазоні $0...360^\circ$ з точністю $0,01^\circ$ необхідно 12 двійкових розрядів).

2.2. Інерціальні навігаційні системи

Принцип дії інерціальних систем навігації заснований на використанні механічних явищ, що виникають при русі тіл у гравітаційному полі, і полягає у вимірі прискорень ЛА. Вимір прискорень здійснюється за допомогою спеціальних приладів, що одержали назву акселерометрів, розташованих на платформі, яка утримується у визначеному положенні відносно інерціальної системи координат. Пе-

ревага інерціальних систем перед іншими системами навігації — це їх повна автономність, абсолютна завадозахищеність, а також висока інформативність. Вони забезпечують можливість визначення великого числа навігаційних і пілотажних параметрів, таких як: складові прискорень і швидкості польоту ЛА; його місцезнаходження; а також курс, крен і тангаж.

Теорія інерціальних систем докладно викладається в спеціальних дисциплінах, у дод. 4 стисло наведені основи побудови ІНС, а у цьому розділі ми обмежимося лише тими положеннями, які мають принципове значення при розгляді ІНС у складі пілотажно-навігаційного комплексу. При вивченні алгоритмів опрацювання пілотажно-навігаційної інформації в обчислювальному пристрої ПНК важливо знати, який засіб орієнтації гіроплатформи застосований у конкретній ІНС. Особливо це є важливим при вивченні ПНК, що включають у свій склад інерціальні системи з різним видом стабілізації гіроплатформи.

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

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

де $\bar{a}$ — вимірюваний вектор прискорення; $\bar{W}$ — вектор абсолютного прискорення ЛА; $\bar{g}$ — вектор гравітаційного прискорення.

При ортогональному розташуванні осей чутливості акселерометрів вздовж прямокутної системи координат $O\xi\eta\zeta$, зв'язаної з гіроплатформою, вимірювані акселерометрами a_ξ , a_η , a_ζ прискорення будуть дорівнювати:

$$a_\xi = w_\xi - g_\xi;$$

$$a_\eta = w_\eta - g_\eta;$$

$$a_\zeta = w_\zeta - g_\zeta,$$

де w_ξ , w_η , w_ζ — складові вектора абсолютного прискорення ЛА вздовж осей $O\xi$, $O\eta$, $O\zeta$; g_ξ , g_η , g_ζ — складові гравітаційного прискорення вздовж цих же осей.

Оскільки складові гравітаційного прискорення вносять похибки у вимір складових абсолютного прискорення ЛА, то є необхідним прийняття спеціальних заходів для їх компенсації. Компенсація гравітаційних складових по осях $O\xi$, $O\eta$ здійснюється за рахунок розташування гіроплатформи в площині горизонту, а компенсація гра-

вітаційної складової вздовж вертикальній осі О ζ здійснюється алгоритмічно. Природно, що точність компенсації цих складових буде визначатися точністю стабілізації гіроплатформи. Гіроскопічна вертикаль створюється методом моделювання незбуреного фізичного маятника з періодом власних коливань $T = 84,4$ хв. Схема моделювання являє собою динамічну систему, що складається з гіроскопів, акселерометрів й інтеграторів. У такій схемі прискорення вимірювані акселерометрами, осі чутливості яких збігаються з осями О ξ і О η гіроплатформи, інтегруються й відповідні сигнали надходять на датчики моментів гіростабілізованої платформи, завдяки чому вона прецесує вслід за вертикаллю місця, зберігаючи горизонтальне положення. Такий спосіб корекції називається інтегральним.

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

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

$$\omega_\zeta = -\left(\Omega_3 \sin \varphi + \frac{V_E}{R} \operatorname{tg} \varphi \right), \quad (2.1)$$

де Ω_3 — кутова швидкість обертання Землі; φ — географічна широта місцеположення ЛА; V_E — східна складової лінійної швидкості ЛА; R — радіус Землі.

Відмінності в орієнтації осей чутливості акселерометрів (гіроплатформ різних типів ІНС) визначають відміни в системі відліку швидкостей, які видаються інерціальною системою в обчислювач ПНК.

ІНС з ортодромічною орієнтацією осей чутливості акселерометрів видають складові шляхової швидкості за осями ортодромічної системи координат й ортодромічний курс ЛА, а також ортодромічні координати ξ , η , які отримують у результаті інтегрування складових швидкості. Складові шляхової швидкості $V_{\text{ш}\xi}$ і $V_{\text{ш}\eta}$ отримують у результаті інтегрування складових прискорень $\dot{V}_{\text{ш}\xi}$ і $\dot{V}_{\text{ш}\eta}$, які мають вигляд:

$$\begin{aligned}\dot{V}_{\text{ш}\xi} &= a_{\xi} - \Delta\dot{V}_{\text{ш}\xi}; \\ \dot{V}_{\text{ш}\eta} &= a_{\eta} - \Delta\dot{V}_{\text{ш}\eta},\end{aligned}\quad (2.2)$$

де a_{ξ} , a_{η} — горизонтальні складові абсолютного прискорення, що вимірюють акселерометри; $\Delta\dot{V}_{\text{ш}\xi}$, $\Delta\dot{V}_{\text{ш}\eta}$ — поправки, які враховують переносне та кореолісове прискорення.

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

$$\begin{aligned}\Delta\dot{V}_{\text{ш}\xi} &= -2\dot{V}_{\text{ш}\xi}\Omega_3 \sin \xi \cos \eta + \frac{V_{\text{ш}\xi}V_{\text{ш}\eta}}{R} \operatorname{tg} \eta; \\ \Delta\dot{V}_{\text{ш}\eta} &= -2\dot{V}_{\text{ш}\eta}\Omega_3 \sin \xi \cos \eta + \frac{V_{\text{ш}\eta}^2}{R} \operatorname{tg} \eta,\end{aligned}\quad (2.3)$$

де ξ , η — кутові ортодромічні координати місцезнаходження ЛА в градусному вимірі.

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

$$\begin{aligned}V_{a\xi}(t) &= \int_0^t a_{\xi}(t) dt; \\ V_{a\eta}(t) &= \int_0^t a_{\eta}(t) dt.\end{aligned}\quad (2.4)$$

Рівняння (2.1)...(2.4) справедливі лише у випадку ідеальної роботи ІНС, коли її елементи та пристрої не мають інструментальних похибок, а початкові умови роботи системи точно відповідають дійсним початковим умовам стану ЛА. У протилежному випадку навігаційні параметри визначаються інерціальною системою з похибками. Джерелом інструментальних похибок ІНС є:

- неточне початкове виставлення гіроплатформи в площині горизонту;
- неточна азимутальна стабілізація гіроплатформи;
- похибки акселерометрів;
- похибки гіроскопів;
- похибки завдання початкових умов, зокрема навігаційних параметрів, що визначають ІНС.

Крім інструментальних похибок інерціальним системам властиві методичні похибки і, зокрема, похибки, пов'язані з тим, що при розв'язанні рівнянь (2.1), (2.3) не враховується фактична форма земної поверхні.

Основні характеристики деяких інерціальних систем навігації приведені в табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Тип ІСН	Метод виставлення	Час виставлення, хв.	Похибки (σ)			
			Координати за 1 год. польоту	Швидкість за 1 год. польоту	Кути крену та тангажа	Курс
МИС-45	ОГП ДГП ЗК	30 50 15	7 км	3 м/с	6'	15'
И-11	ОГП ДГП ЗК	30 70 15	3 км		2'	
ИС-1-72А	ГК МГК ОПТ	20 5 3	5 км	3 м/с	(3-4)'	
AN/ASN-109 (США, F-15)		10	1,85 км			
AN/ANP-185 (США, B-1A)			1,85 км			

2.3. Аерометричні пілотажно-навігаційні системи

Аерометричні прилади забезпечують автономний безперервний вимір аерометричних параметрів для забезпечення заданих режимів пілотування та навігації. Принципи побудови механічних аерометричних вимірників: висотомірів, показчиків швидкості польоту та числа M , варіометрів — докладно викладаються в інших дисциплінах. Але більш раціональним вважається отримання великого числа аерометричних параметрів у рамках єдиної системи, яка здатна як забезпечувати роботу індикаторів, так і видавати електричні сигнали, що несуть інформацію про значення аерометричних параметрів, у різноманітні бортові системи та комплекси, у тому числі в ПНК. Прикладами аерометричних систем є системи типу ЦСВ (централі швидкості і висоти), СВС (системи повітряних сигналів) і ИК ВСП (інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів).

В основі роботи обчислювачів таких систем лежать залежності, що визначають стандартну атмосферу (див. дод. 1), а також досліджувані в аеродинаміці функціональні залежності між вимірюваними й обчисленими параметрами. Усі аерометричні системи обчислюють число M польоту, істинну повітряну швидкість V , барометричну висоту (абсолютну $H_{\text{абс}}$ та відносну $H_{\text{від}}$), а також приладну швидкість $V_{\text{пр}}$ і температуру атмосферного повітря T .

Для обчислення вказаних параметрів (крім T), використовуються градуйовочні формули окремих аерометричних приладів, причому формула для обчислення істинної повітряної швидкості V перетворюється до вигляду

$$V = aM,$$

де a — швидкість звуку на даній висоті, що дає змогу спростити обчислювальні операції.

Для обчислення числа M польоту використовують залежність

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_d}{P_H} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = f_M \left(\frac{P_d}{P_H} \right),$$

де $k = 1,4$ — стала адіабати; P_d, P_H — динамічний та статичний тиски.

Швидкість звуку $a = \sqrt{kRT}$ залежить від температури повітря T ($R = 287,053 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}$ — питома газова стала повітря). Оскільки в польоті температура повітря не може бути безпосередньо виміряна з причини аеродинамічного нагрівання приймача, то вона обчислюється за допомогою співвідношення

$$T = \frac{T_r}{1 + 0,2M^2},$$

де T_r — так звана температура повного гальмування повітряного потоку, яка вимірюється за допомогою приймача температури типу П-69 достатньо точно. Знаменник формули відображає фактор аеродинамічного нагрівання повітря при його гальмуванні.

Таким чином, при обчисленні істинної повітряної швидкості використовується залежність

$$V = M\sqrt{kRT} = K_R\sqrt{T_r} f_V(M),$$

де $K_R = \sqrt{kR}$; $f_V = \frac{M}{\sqrt{1 + 0,2M^2}}$ — функція, що формується схемою обчислення числа M .

Приладну швидкість $V_{\text{пр}} = f(P_d)$ отримують як функцію тільки динамічного тиску P_d .

Абсолютна барометрична висота $H_{\text{абс}}$ обчислюється за гіпсометричною формулою

$$H_{\text{абс}} = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{R\tau} \right],$$

де $T_0 = 288 \text{ K}$ (15°C) — середнє значення температури на рівні моря; $\tau = 6,5 \cdot 10^{-3} \text{ град/м}$ — температурний градієнт; $P_0 = 101,3 \text{ кПа}$ (760 мм рт. ст.) — середнє значення тиску на рівні моря.

Відносну барометричну висоту $H_{\text{від}}$ розраховують як

$$H_{\text{від}} = H_{\text{абс}} - H_{\text{абс. зад}},$$

де $H_{\text{абс. зад}} = f(P_3)$ — абсолютна барометрична висота заданої точки на поверхні Землі, що має тиск P_3 .

Таким чином, для обчислення всіх вихідних величин достатньо вимірювати тільки три вхідні величини: P_H , P_d та температуру гальмування повітря T_r . Динамічний тиск P_d отримують шляхом віднімання від повного тиску P_n статичного P_H .

В аерометричних системах застосовуються електромеханічні, аналогові, а останнім часом — цифрові обчислювальні пристрої. Принцип побудови електромеханічних СВС наведено на рис. 2.1.

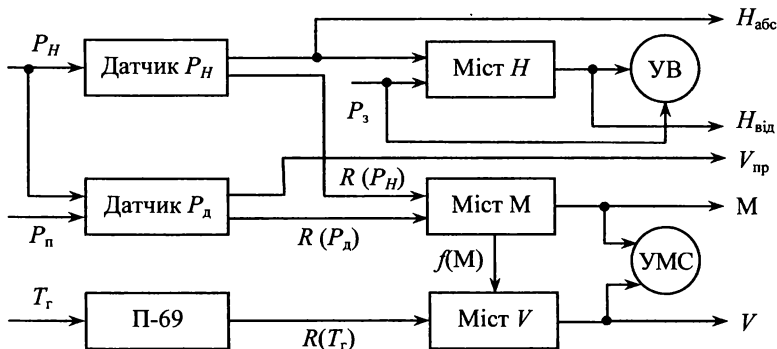


Рис. 2.1

Вхідні величини вимірюються датчиками тисків і приймачем температура П-69. Параметри H , V , M обчислюються за допомогою трьох потенціометричних мостів, які самобалансуються системами стеження, і потім видаються для індикації в показник висоти типу УВ

і в комбінований показчик УМС (V і M). Для обчислення відносної висоти $H_{\text{від}}$ в УВ вводиться тиск P_3 , який характеризує рівень початку відліку $H_{\text{від}}$.

Для відтворення нелінійних функціональних залежностей в замкнені контури мостових схем обчислення включаються, крім підсилювачів і двигунів відпрацювання, функціональні потенціометри або профільовані кулачки.

У більш розвинутих аналогових СВС типу СВС-ПН-5 для обчислення використовуються масштабні підсилювачі, для ділення та множення застосовують трансформатори, розв'язання градуировочних залежностей здійснюється на безконтактних функціональних перетворювачах напруги, які відтворюють нелінійні функціональні залежності шляхом їхньої частково-лінійної апроксимації.

Для підвищення точності обчислень функціональні залежності перетворюються до логарифмічних, у цьому випадку операції множення замінюються додаванням (додавання реалізується точніше ніж множення). З цією ж метою датчики статичного та динамічного тисків в таких СВС також мають нелінійні залежності, які близькі до логарифмічних.

Цифрові системи повітряних сигналів типу СВС-2Ц являють собою нове покоління СВС. Застосування в них спеціалізованих цифрових обчислювачів і прецизійних первинних вимірювальних перетворювачів повітряних тисків підвищило точність вимірювання аеродинамічних параметрів польоту.

Важливою якістю цифрових обчислювачів є стабільність їх характеристик, яка виключає необхідність експлуатаційного регулювання, а також зручність узгодження їх вихідних сигналів з БЦОМ ПНК.

Цифрові СВС входять до складу інформаційних комплексів висотно-швидкісних параметрів і навігаційних комплексів ЛА. Вони призначені для обчислювання і видачі в бортові системи таких висотно-швидкісних параметрів:

- абсолютної барометричної висоти;
- відносної барометричної висоти ;
- істинної повітряної швидкості та числа M польоту;
- приладної швидкості;
- вертикальної швидкості;
- температури зовнішнього повітря.

Крім перелічених, залежно від модифікації системи, можуть також видаватися такі параметри:

- ♦ швидкісний напір;
- ♦ температура повного гальмування потоку;
- ♦ атмосферний тиск;

- ♦ динамічний тиск;
- ♦ тиск на рівні Землі;
- ♦ відхилення геометричної та барометричної висот, числа М польоту та приладної швидкості від значень, які були запам'ятовані в момент вмикання САУ ЛА в режим автоматичної стабілізації певних параметрів польоту;
- ♦ геометричну висоту, як задану, що була запам'ятована в момент вмикання режиму стабілізації геометричної висоти;
- ♦ одноразові сигнали при досягненні деяких параметрів польоту певних фіксованих значень;
- ♦ кути атаки та ковзання;
- ♦ критичні значення кута атаки та ковзання для поточного режиму польоту.

У таких системах аеродинамічні параметри польоту обчислюються в бортових спеціалізованих цифрових обчислювачах за алгоритмами, які оперують відомими градуївовочними залежностями, перетвореними до логарифмічних з метою підвищення точності обчислень. Нелінійні градуївовочні залежності зберігаються в довгочасовому запам'ятовуючому пристрої обчислювача.

Первинна інформація про статичний і повний тиск від бортового приймача повітряного тиску подається в датчики статичного та повного тиску. Вони перетворюють повітряні тиски в електричні сигнали у вигляді послідовності прямокутних імпульсів позитивної полярності. Перетворювачі повітряного тиску являють собою об'ємні вібруючі резонатори, у внутрішню порожнину яких підводиться статичний або повний тиск. Частота вібрацій певного резонатора, тобто частота прямування імпульсів залежить від величини тиску повітря в середині резонатора.

Для компенсації температурних погіршень з датчиків видаються сигнали про температуру їх чутливих елементів, а для забезпечення нормальної роботи обчислювача в ньому за допомогою системи обігрівання та термостатування підтримується постійна температура.

У пристрій вводу також подається сигнал вертикального акселерометра, який сумісно з інформацією про зміну барометричної висоти використовується для обчислення інформації про вертикальну швидкість, кодова інформація від радіовисотоміра й одноразові команди від САУ про вмикання режимів стабілізації.

Вхідні аеродинамічні та додаткові параметри в пристрої вводу перетворюються в коди чисел. Коди чисел за командами опитування вхідних перетворювачів поступають у процесор. Процесор обчислює аеродинамічні параметри відповідно з алгоритмом, який реалізується у вигляді програми в кодах машинних операцій типу складання, віднімання та ін.

По закінченні обчислення інформація передається до пристрою виводу, який формує та видає споживачам кодові, аналогові й одно-разові сигнали.

Обчислені параметри можуть видаватися на окремі стрілочні індикатори, а також на інтегровані (узагальнені) індикатори на лобовому склі або на електронно-променевих трубках.

Системам повітряних сигналів (інформаційним комплексам висотно-швидкісних параметрів) властиві методичні й інструментальні похибки.

Методичні похибки обумовлені неповнотою врахування функціональних зв'язків, зв'язків між аерометричними й іншими фізичними параметрами, зневагою деякими факторами. При створенні аерометричних пілотажно-навігаційних систем свідомо йдуть на деякі спрощення алгоритмів їхньої роботи, що у свою чергу впливає на величину методичної похибки.

Інструментальні похибки СВС за величиною менше, ніж у відокремлених аерометричних приладах. Зменшення інструментальних похибок досягається застосуванням систем стеження, коригувальних лекальних пристроїв, спеціальних додаткових обчислювачів поправок, термостатуванням найбільше відповідальних елементів.

Похибки обчислювання аеродинамічних параметрів залежать не тільки від інструментальних похибок системи, але й від точності сприйняття статичного та повного тиску бортовим приймачем повітряного тиску типу ПВД. Похибка сприйняття тисків приймачем ПВД залежить від кутів атаки, ковзання, числа M , висоти польоту. Не дивлячись на використання в ПВД аеродинамічного способу компенсації, ця похибка значно впливає на точність обчислювання. Тому для підвищення точності обчислювання аеродинамічних параметрів в деяких цифрових системах (наприклад, в СВС-2Ц-2) може використовуватися алгоритм компенсації систематичних складових помилок приймача ПВД. Закони формування алгоритмів компенсації залежать від типу літака та типу ПВД і визначаються експериментально.

2.4. Астрономічні засоби навігації

Сучасні астрономічні засоби навігації використовуються для визначення курсу польоту, ліній положення та координат літака. Астрономічні засоби мають низку переваг порівняно з іншими. Основна з них — автономність, тобто незалежність від наземного обладнання. Тому вони можуть бути використані на маршрутах

будь-якої довжини й при польоті в будь-яку точку земної кулі. Похибки визначення напрямку польоту літака і його координат практично не залежать від тривалості польоту.

Астрономічні системи навігації — це єдині з існуючого набору курсових пристроїв системи, за допомогою яких можна визначити курс польоту ЛА у високоширотних районах польоту. У той час, як магнітні та гіроскопічні курсові прилади в цих районах мають дуже значні похибки, що виключає можливість використання їхньої інформації, за допомогою астрономічних засобів навігації курс ЛА у високоширотних районах польоту може бути визначений з точністю до одиниць кутових хвилин.

Обмежене застосування астрономічних засобів навігації на повітряних судах пов'язане з наявністю в них певних недоліків. По-перше, їх не можна застосовувати під хмарами й у хмарах, через відсутність видимості небесних світил. Певні труднощі становить виявлення навігаційних зірок у денний час. По-друге, застосовувані в даний час радіотехнічні й інерціальні засоби навігації дозволяють визначати поточні координати ЛА з більш високою точністю, ніж астрономічні засоби.

Найближчим часом зазначені недоліки можуть бути усунені, тому що створення радіосекстантів дозволить застосовувати астронавігаційні засоби незалежні від метеорологічних умов і часу доби. Вони будуть завадозахищені. Тому для певної астронавігаційної обстановки перспективні астрономічні засоби навігації можуть бути в числі основних, особливо при польотах в Арктиці й Антарктиці.

Автоматичні астронавігаційні системи прийнято називати астроорієнтаторами. Їхні основні елементи — це секстанти, що автоматично пеленгують світила, й обчислювальні пристрої.

Усі астроорієнтатори потребують інформації про положення вертикалі. Спочатку ці дані надходили від гіровертикалей з позиційною маятниковою корекцією. У зв'язку із широким застосуванням інерціальних навігаційних систем і БЦОМ істотно змінилося компонування астроінерціальних систем: на базі ІНС і астропеленгаторів (автоматичних секстантів) були створені високоточні астроінерціальні навігаційні системи.

Методи авіаційної астронавігації базуються на взаємозв'язку навігаційних та астрономічних систем координат, що детально проаналізовано в дод. 2. Практично всі методи астронавігації зводяться до різних способів моделювання сферичних трикутників.

Найбільше практичне застосування одержав метод вимірювання висот h (кутів між горизонтальною площиною та напрямком на світила) двох світил C_1, C_2 (рис. 2.2).

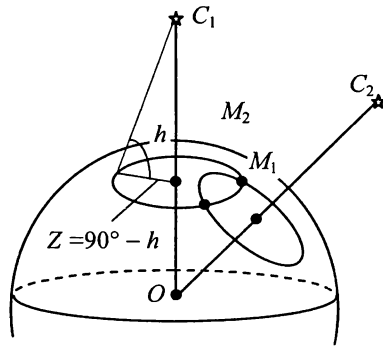


Рис. 2.2

Це відома задача визначення місця ЛА за рівняннями двох кіл рівних висот h_1, h_2

$$\begin{aligned}\sin h_1 &= \sin \varphi \sin \delta_1 + \cos \varphi \cos \delta_1 \cos(S_{\text{ГР}} + \lambda - \alpha_1); \\ \sin h_2 &= \sin \varphi \sin \delta_2 + \cos \varphi \cos \delta_2 \cos(S_{\text{ГР}} + \lambda - \alpha_2),\end{aligned}$$

розв'язання, яких забезпечує знаходження координат ЛА (географічної широти φ і географічної довготи λ) за заздалегідь відомими (для певного гринвіцького зіркового часу $S_{\text{ГР}}$) екваторіальними координатами (схиленням δ_i та прямим сходом α_i) обраних для пеленгування світил.

Підкреслимо, що їхнє рішення не є однозначним, як це наочно ілюструється геометричною інтерпретацією методу висот, що пояснюється рис. 2.2. У основі методу висот лежить той факт, що на сферичній Землі спостерігач, що знаходиться в будь-якій точці кола із «центром» у географічному місці світила (ГМС) вимірює одну й ту саму висоту світила h . Сферична відстань від ГМС до кола дорівнює зенітній відстані Z

$$Z = 90^\circ - h.$$

Таким чином, вимірюваним значенням висот двох світил відповідають на Землі дві лінії положення (кола), що у загальному випадку перетинаються в точках M_1 і M_2 — можливих місцях розташування спостерігача. Неоднозначність визначення координат спостерігача виключається наближеною вказівкою його місцеположення.

Точність методу двох висот істотно залежить від різниці $\Delta A = A_1 - A_2$ азимутів світил (кутів між північним напрямком і горизонтальними проекціями напрямків на світила). Максимальна точність визначення координат досягається при ΔA , що дорівнює 90° або 270° , а мінімальна при ΔA , що дорівнює 0° або 180° .

З погляду технічної реалізації астронавігаційних систем певний інтерес являють собою також методи астроорієнтування за одним світилом, наприклад, метод висоти й азимута одного світила. Координати місця ЛА визначають як точку перетину кола рівних висот і лінії рівних азимутів. Однак лінія рівних азимутів $A = \text{const}$ не може бути побудована досить точно, оскільки для безпосереднього виміру азимута потрібно знати істинний курс об'єкта, що на відміну від висот світил вимірюється бортовими курсовими системами зі значними похибками. Через низьку точність даний метод, так само, як і інші можливі способи визначення координат за одним світилом, які використовують, наприклад, інформацію про висоту світила та швидкість її зміни (лінію положення $\text{const} = h$), не одержали широкого розповсюдження.

У разі аналітичного розв'язання астронавігаційної задачі вихідні дані, як правило, вимірюються в горизонтальній системі координат, зокрема, висоти та курсові кути світил. Астроорієнтатори, що використовують такі вхідні величини, називають горизонтальними, площинами пеленгації в них служать вертикалі світил (площини відліку висот світил).

Інша група методів астронавігації, що іменовані геометричними, заснована на безпосередньому моделюванні за допомогою астроблока взаємного розташування екваторіальної та горизонтальної систем астрономічних координат — подібно до того, як це здійснюється в екваторіальних астрокомпасах. Астроорієнтатори, що реалізують такі методи, називаються екваторіальними, тому що їхніми площинами пеленгації служать кола схилень світил. Перевагою таких астронавігаційних систем стає можливість безпосереднього виміру координат місця та курсу без обчислювальних пристроїв. Однак такі системи мають більш складну кінематику.

Найбільш поширений принцип побудови бортових автономних астроорієнтаторів впроваджений в горизонтальному зірково-сонячному орієнтаторі типу ЗСО, що призначений для визначення за двома зірками в нічний час геодезичних й ортодромічних координат. Удень за Сонцем визначається істинний або ортодромічний курс.

Розв'язувані в ЗСО рівняння методу двох висот записуються у вигляді:

$$\begin{aligned} \cosh_1 \cos A_1 &= \cos B \sin \delta_1 - \sin B \cos \delta_1 \cos(S_{\text{rp}} + L - \alpha_1); \\ \cosh_2 \cos A_2 &= \cos B \sin \delta_2 - \sin B \cos \delta_2 \cos(S_{\text{rp}} + L - \alpha_2); \\ \cosh_1 \sin A_1 &= -\cos \delta_1 \sin(S_{\text{rp}} + L - \alpha_1); \\ \cosh_2 \sin A_2 &= -\cos \delta_2 \sin(S_{\text{rp}} + L - \alpha_2). \end{aligned} \quad (2.5)$$

Унаслідок розв'язання системи рівнянь (2.5) при відомих значеннях $S_{\text{г}}$ і екваторіальних координатах світил $\alpha_1, \alpha_2, \delta_1, \delta_2$, а також обмірюваних висотах h_1, h_2 отримують азимути A_1, A_2 світил і геодезичні координати B, L літака. Геодезичні координати — координати на еліпсоїді ($L = \lambda + B = \varphi + \mu$, де μ — поправка на стиснення еліпсоїда) отримують тому, що реальні астрономічні виміри базуються на істинній (геодезичній) вертикалі.

Одне з отриманих значень азимута A використовується для визначення істинного курсу

$$\psi = A - \beta,$$

де ψ — істинний курс ЛА; β — курсовий кут світила (кут між горизонтальними проєкціями поздовжньої осі ЛА та напрямку на світило).

Геодезичні координати B, L перетворюються в ортодромічні за формулами сферичної тригонометрії. При цьому обчислюється також кут β_0 між географічним меридіаном і ортодромічною паралеллю, необхідний для перетворення істинного курсу ψ в ортодромічний ψ_0 , який відлічується від ортодромічної паралелі

$$\psi_0 = \psi - \beta_0 = A_i - \beta_i - \beta_0. \quad (2.6)$$

Ортодромічна система координат задається геодезичними координатами B_p, L_p її «північного» полюса P_0 . Ортодромічний екватор зазвичай проходить через вихідний та кінцевий пункти маршруту.

Спрощена структурна схема ЗСО показана на рис. 2.3. Його основними блоками є електромеханічний обчислювач, що вирішує рівняння (2.5) і перетворення координат, і два автоматичних секстанти (АС), що вимірюють висоти h_i і курсові кути β_i світил. Горизонтальна стабілізація платформ оптичних систем секстантів забезпечується сигналами крену γ та тангажа ϑ від вимірника вертикалі, наприклад, від ЦГВ.

Для попереднього наведення секстантів на обрані світила, а також для виключення неоднозначності рішення рівнянь (2.5) передбачено режим настроювання (на рис. 2.3 проходження сигналів показано для робочого режиму).

В обчислювач з пульта управління (ПУ) вводяться координати місця розташування B_0, L_0 ; полюса ортодромії B_p, L_p ; пряме сходження α_i та схилання δ_i світил і початкове значення $S_{p0} S_{\text{г}0}$. Подальше обрахування $S_{\text{г}}$ забезпечується годинниковим механізмом.

Обчислювач видає величини h_{i0}, A_{i0} і β_{00} . Якщо відомий початковий курс ψ або ψ_0 згідно з (2.6) знаходяться курсові кути світил. Отримані сигнали h_{i0}, β_{i0} надходять у секстанти. Для захоплення світил із урахуванням величини кута поля зору оптичних систем (його

половинне значення дорівнює $1,5^\circ$) координати B_0 , L_0 і курс повинні бути відомі з точністю порядку 1° .

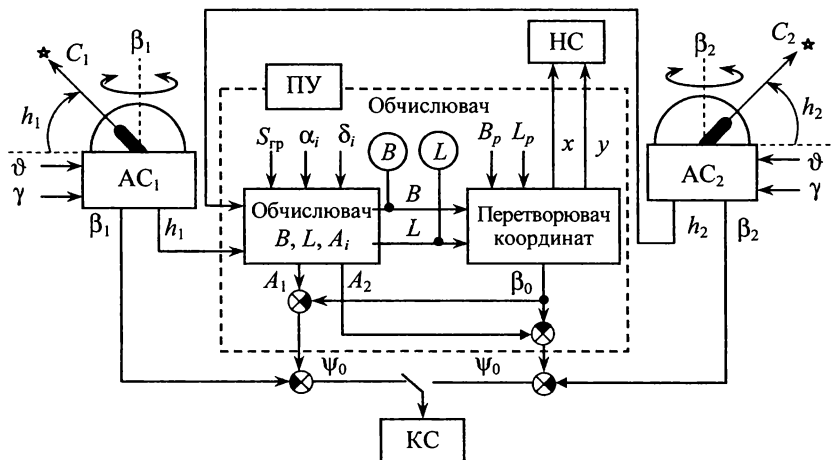


Рис. 2.3

У польоті для настроювання ЗСО можна використовувати ортодромічні координати x , y від навігаційної системи (НС) числення шляху, які в обчислювачі ЗСО перетворюються в B_0 , L_0 .

Робота систем фотостеження контролюється оператором за допомогою спеціального індикатора. Коли форма зображення на його екрані свідчить про те, що світила знаходяться в полі зору оптичних систем (телескопів), оператор переводить секстанти в режим стеження. Системи фотостеження сполучають оптичні осі телескопів з напрямками на світила, у результаті чого уточнюються значення h_i і β_i . Реалізується робочий режим ЗСО. За обмірюваними кутами h_i обчислюються координати B , L і азимут A_i світил. Координати B , L перетворюються в ортодромічні x , y , знаходиться кут β_0 . Сигнали x , y використовуються для корекції навігаційної системи. За обміряними кутами β_i і обчисленим A_i і β_0 визначається ортодромічний або істинний курс. Сигнали курсу можуть використовуватися для корекції курсової системи.

У випадку роботи ЗСО за одним світилом для визначення курсу (точніше кутів A_i і β_0) необхідне епізодичне ручне введення координат B , L в обчислювач або автоматичне введення координат x , y від НС.

Похибки астроорієнаторів, як вже відмічалось, істотно залежать від різниці азимутів світил. З цієї причини в ЗСО діапазон різниці азимутів світил $|\Delta A|$ обмежений величиною $90 \pm 60^\circ$.

Похибки горизонтальної стабілізації секстантів також призводять до похибок визначення координат. Причому, для горизонтальних астроорієнтаторів типу ЗСО, телескопи яких стабілізуються в горизонтальній площині за сигналами гіровертикалей з маятниковою корекцією, ця похибка є основною причиною помилок обчислення координат ЛА. Висока точність астроорієнтаторів досяжна тільки при використанні в них сигналів інерціальних гіровертикалей, незбурених прискореннями руху ЛА.

У табл. 2.2 наведені характеристики деяких астроінерціальних систем, які знаходяться в даний час в експлуатації.

Таблиця 2.2

Тип системи	Похибки (σ)	
	Координати	Курс
МАИС	3 км	6 кут. хв.
АИС-72К	2 км	3 кут. хв.
NAS-19 (США)	2 км	6 кут. хв.

2.5. Доплерівський вимірник шляхової швидкості та кута знесення

Сучасні доплерівські вимірники шляхової швидкості та кута знесення типу ДИСС — найбільш поширені датчики пілотажно-навігаційної інформації в існуючих ПНК.

ДИСС є автономною радіонавігаційною системою, яка дозволяє вимірювати шляхову швидкість і кут знесення ЛА.

Принцип дії ДИСС заснований на зміні несівної частоти джерела випромінювання електромагнітних коливань, яке рухається відносно відбиваючої поверхні. Доплерівський зсув частоти F_d пропорційний відносній швидкості ЛА вздовж напрямку променя (у ДИСС сантиметрового діапазону $F_d = 11 \dots 16$ Гц на 1 км/год) і дорівнює

$$F_d = \frac{2V_{ki}}{\lambda},$$

де V_{ki} — складова відносної (земної) швидкості ЛА уздовж напрямку променя; λ — довжина хвилі генератора ДИСС; i — число променів ДИСС, яке може бути рівним — 2, 3, 4.

Позначимо направляючі косинуси променів (антен) ДИСС відносно осей зв'язаної системи координат $OXYZ$ через d_{ij} ; де $i = 1, 2, 3$ — номери променів ДИСС, $j = 1, 2, 3$ — осі OX, OY, OZ .

Тоді доплерівські зсуви частот відповідних каналів ДИСС дорівнюватимуть

$$\begin{vmatrix} F_{д1} \\ F_{д2} \\ F_{д3} \end{vmatrix} = |d_{ij}| \begin{vmatrix} V_{kx} \\ V_{ky} \\ V_{kz} \end{vmatrix} \frac{2}{\lambda}. \quad (2.7)$$

Для трипроменевого ДИСС маємо систему трьох лінійних рівнянь із трьома невідомими V_{kx}, V_{ky}, V_{kz} , а для чотирипроменевого ДИСС систему чотирьох завжди сумісних лінійних рівнянь із тими ж невідомими.

Напрямок трьох променів вибирається так, що лінійне перетворення (2.7) є не особливим, тобто визначник направляючих косинусів d_{ij} відмінний від нуля. Для цього промені ДИСС направляються вздовж ребер правильної піраміди (рис. 2.4).

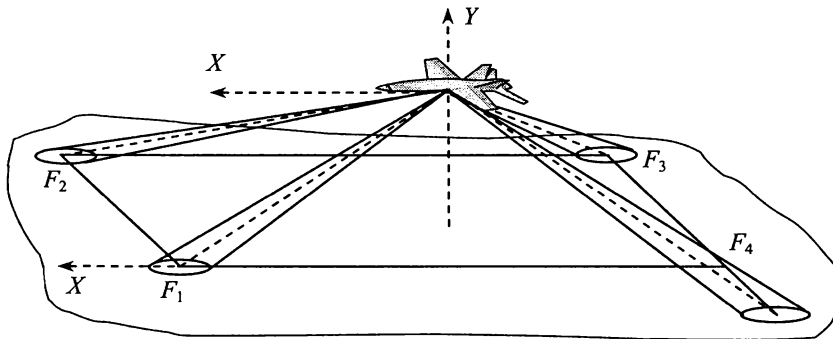


Рис. 2.4

Розв'язуючи рівняння відносно V_{kx}, V_{ky}, V_{kz} отримуємо

$$\begin{vmatrix} V_{kx} \\ V_{ky} \\ V_{kz} \end{vmatrix} = |c_{ij}| \begin{vmatrix} F_{д1} \\ F_{д2} \\ F_{д3} \end{vmatrix},$$

де $c_{11} = \frac{\lambda}{2} \frac{d_{22}d_{33} - d_{23}d_{32}}{|d_{ij}|}$ і т. п.

Коефіцієнти d_{ij} розраховуються в обчислювачі за відомими кутами розташування антен ДИСС (γ_0 і Θ_0) відносно зв'язаної з літаком системи координат за такими формулами:

$$\begin{aligned} d_{11} &= \cos \gamma_0 & d_{21} &= -\cos \gamma_0 & d_{31} &= -\cos \gamma_0 \\ d_{12} &= -\sin \gamma_0 \cos \Theta_0 & d_{22} &= -\sin \gamma_0 \cos \Theta_0 & d_{32} &= -\sin \gamma_0 \cos \Theta_0 \\ d_{13} &= -\sin \gamma_0 \sin \Theta_0 & d_{23} &= -\sin \gamma_0 \sin \Theta_0 & d_{33} &= \sin \gamma_0 \cos \Theta_0 \end{aligned}$$

Вимірювані доплерівські частоти деякою мірою залежать від характеру відбиваючої поверхні, тому одночасно з вимірюванням доплерівського зсуву частот ДИСС визначає поправку $\Delta_{\text{хвп}}$ на характер відбиваючої поверхні. Отримана інформація використовується в навігаційному обчислювачі для обчислення горизонтальної складової земної швидкості V_k (тобто для визначення шляхової швидкості ЛА – $V_{\text{ш}}$). Вектор $\vec{V}_{\text{ш}}$ визначається двома навігаційними елементами: модулем $V_{\text{ш}}$ і кутом знесення $\beta_{\text{зн}}$. Значення $V_{\text{ш}}$ характеризується його складовими $V_{\text{ш}x}$ і $V_{\text{ш}y}$, причому очевидно, що $V_{\text{ш}x} = V_{kx}$, а $V_{\text{ш}y} = V_{ky}$.

Сучасні ДИСС вимірюють шляхову швидкість у діапазоні 150...2500 км/год, кут знесення в межах $\pm 30^\circ$. Вони можуть працювати на висотах 15...21000 м. Але в процесі набору висоти та зниження, а також при маневрах літака з кутами крену та тангажа більш 5...10° точність визначення швидкості та кута знесення істотно знижується. Компенсація похибок при вимірах швидкості та кута знесення здійснюється різними шляхами.

Так у сучасних ДИСС переважно використовуються три- і чотирипроменеві антенні системи, що дозволяє значною мірою зменшити похибки вимірювань. Крім того, доплерівські вимірники зазвичай мають спеціальний пристрій, що вимикає канал виміру шляхової швидкості та кута знесення при підвищених значеннях кутів крену і тангажа. При цьому ДИСС переходить у режим «пам'ять», тобто продовжує видавати інформацію про кут знесення та шляхову швидкість, яка дорівнює величинам, обмірюваним до переходу ДИСС у цей режим.

2.6. Радіотехнічні системи ближньої навігації

Радіотехнічні системи ближньої навігації являють собою комбіновані кутомірно-далекомірні системи, що складаються з наземної та бортової підсистем. Вони забезпечують одночасний вимір пеленга (азимута) і похилої дальності літального апарата відносно радіонавігаційної точки. Це дає змогу одночасно одержати дві лінії положення — лінію рівних пеленгів літака та лінію рівних відстаней

до радіонавігаційної точки і таким чином визначити місцеположення літака в полярній системі координат.

РСБН складаються з наземного кутомірно-далекомірного радіомаяка та бортової апаратури й забезпечують безпосередній вимір на борті літального апарата пеленга і похилої дальності літака відносно місця розташування радіомаяка. Відповідно до рекомендацій ІКАО в районах підвищеної щільності повітряного руху або руху з обмеженою видимістю, тобто там, де виникає необхідність у наземних засобах ближньої радіонавігації, за стандартом повинен бути розташований всеспрямований ультракороткохвильовий (УКХ) радіомаяк, доповнений радіодалекоміром. Таке сполучення всеспрямованого радіомаяка і радіодалекоміра складає основу більшості радіосистем ближньої навігації, як у СНД, так і за кордоном: це вітчизняна система типу РСБН і закордонні *VOR/DME* і *TAKAN*. Система *VOR/DME* формується з двох радіомаяків — кутомірного *VOR* і далекомірного *DME*, які також можуть експлуатуватися як самостійні засоби навігації.

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

Вимір похилої дальності виробляється за принципом «запит—відповідь». Дальність визначається сумарним часом проходження сигналу запиту з літака на землю та відповідного сигналу з землі на літак. Вимірюваний часовий інтервал перетворюється або в інформацію приладів типу ППД, які показують дальність до радіомаяка, або використовується в алгоритмах корекції обчислених координат місцезнаходження літака.

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

Азимут літака визначається методом вимірювання часу затримки між опорним імпульсом й імпульсом відліку азимута, який формується маяком і приймається на борту літака. Радіомаяк має дві антенні системи, одна з яких забезпечує кругову (всеспрямовану) діаграму випромінювання (рис. 2.5), а інша (азимутальна) формує вузький, двопелюстковий промінь, що обертається за азимутом з фіксованою швидкістю $n = 100$ об/хв.

На осі азимутальної антени розташовані магнітоелектричні датчики опорних сигналів, які формують імпульси через кожні 10° і $10,25^\circ$ повороту антени (відповідно 36 і 35 імпульсів за один оберт). Ці імпульси випромінюються всеспрямованою антеною маяка і при-

ймаються бортовим приймачем. Збіг імпульсів «35» і «36» відбувається тільки один раз за повний оберт антени в той момент, коли вимірювальна вісь обертового радіопромменя спрямована точно на північ. У цей момент на борті літака формується імпульс початку відліку азимута (на рис. 2.5 це опорний імпульс 1).

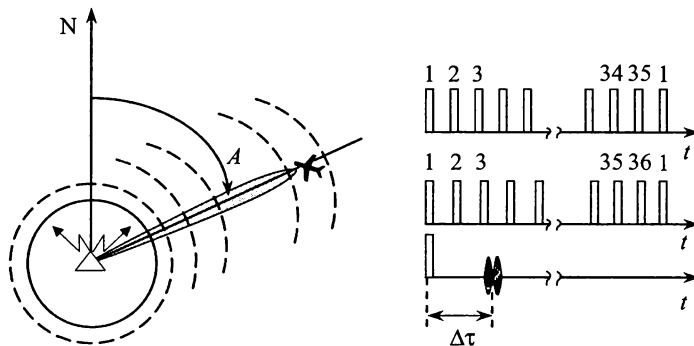


Рис. 2.5

Через час $\Delta\tau$ після утворення опорного імпульсу на вхід приймача ЛА надходить сигнал від обертової азимутальної антени, і тим самим формується імпульс відліку азимута. Часовий інтервал між опорним імпульсом й імпульсом відліку азимута характеризує азимут літака. Його безпосередній вимір бортовою схемою здійснюється шляхом підрахунку кількості імпульсів «36» за період $\Delta\tau$ і виміром часу між останнім з цих імпульсів й імпульсом відліку азимута. Період дискретності одержання інформації $\tau_n = 0,6$ с. Уточнення інформації здійснюється за часовими інтервалами між останнім із імпульсів «35» й імпульсом відліку азимута.

Принцип дії радіомаяка *VOR* заснований на фазовому методі виміру азимута. Обертова антена маяка випромінює у простір сигнал передавача з діаграмою спрямованості у вигляді кардіоїди. У точці прийому через обертання антени цей сигнал виявляється модульованим за амплітудою синусоїдальним законом частотою 30Гц. Друга частина сигналу передавача модулюється за амплітудою сигналом з оптико-механічного датчика обертової антени на частоті 9960Гц і випромінюється у простір нерухомою антеною.

Фазування опорного та азимутального сигналу здійснюється таким чином, що різниця фаз дорівнює нулю, якщо ЛА знаходиться точно на північному напрямку. На інших напрямках азимут маяка визначається за різницею фаз.

За допомогою РСБН розв'язується широке коло навігаційних задач. Обмірювані азимут літака та дальність до радіомаяка дозволяють визначити координати місцезнаходження ЛА. Знання поточних координат літака дозволяє вести контроль шляху, здійснювати корекцію обчислених координат, виконувати політ за заданим маршрутом, виводити ЛА у задану точку, визначати ряд навігаційних елементів польоту, інше. У ряді випадків кожний з обмірюваних навігаційних параметрів може використовуватися самостійно.

Усі кутомірно-далекомірні системи працюють в УКХ діапазоні, і тому дальність дії не може перевищувати дальності радіовидимості $D_{рв}$, хоча на своєму енергетичному потенціалі деякі з них здатні забезпечувати дальності, значно перевищуючі $D_{рв}$. Для збільшення радіуса дії РСБН необхідно збільшити висоту польоту ЛА.

Зазначимо, що важливою характеристикою РСБН поряд з дальністю дії та точнісними характеристиками є пропускна спроможність. Оскільки далекомірний канал РСБН працює за принципом «запит—відповідь», то пропускна спроможність РСБН завжди обмежена й для існуючих систем становить 30...100 літаків. Азимутальний канал РСБН обмежень не має.

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

- ✓ наземна апаратура РСБН, що являє собою всеспрямований азимутально-далекомірний радіомаяк із пунктом керування;
- ✓ рухлива радіомаякова група, до складу якої входять курсовий радіомаяк, глісадний радіомаяк і посадковий ретранслятор дальності.

Літакова частина РСБН складається з трьох функціонально самостійних підсистем:

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

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

2.7. Радіотехнічні системи посадки

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

До складу СП входять курсовий, глісадний і маркерні радіомаяки. Траєкторія заходу на посадку формується рівносигнальними зонами курсового (КРМ) та глісадного (ГРМ) радіомаяків, перетин яких стає траєкторією заходу на посадку. На рис. 2.6 показано розміщення радіомаяків відносно ЗПС і принцип формування траєкторії заходу на посадку.

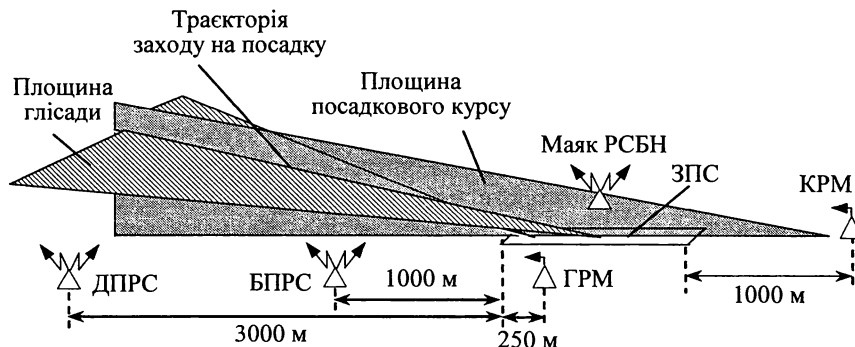


Рис. 2.6

Антену курсового радіомаяка, який складається з генератора несіншої частоти, модуляторів 90 і 150 Гц, розподільного пристрою та пристрою фазування, формує двопелюсткову діаграму спрямованості, яка перетинається в площині посадкового курсу (рис. 2.6) — вертикальній площині, що збігається з продовженням осі ЗПС. В одному пелюстку несінва частота промодульована частотою 150 Гц, а в іншому — 90 Гц. У площині посадкового курсу (рівносигнальній зоні курсового радіомаяка) глибина модуляції обох пелюстків однакова, а при відхиленні від лінії курсу (осі ЗПС) переважає та чи інша частота залежно від напрямку відхилення літака. Курсовий радіоприймач, установлений на борті літака, виділяє частоти модуляції 90 Гц і 150 Гц і порівнює глибину модуляції обох сигналів. Різниця глибин модуляції несе в собі інформацію про величину ϵ_k — відхилення літака від рівносигнальної зони курсового радіомаяка.

Антену глісадного радіомаяка також формує двопелюсткову діаграму. У верхньому пелюстку переважає модуляція 90 Гц, а в ниж-

ньому — 150 Гц. На рівносигнальному напрямку, що формує площину глісади планування літака, глибина модуляції обох сигналів однакова. Площина глісади планування перпендикулярна площині посадкового курсу й нахилена до горизонту на кут $\Theta_r \approx 2^\circ 40' \dots 3^\circ$. Глісадний радіоприймач бортової апаратури виділяє напруги різних частот, порівнює їх і, за різницею глибин модуляції, визначає величину ϵ_r — відхилення літака від глісади.

На рис. 2.7 показані статичні характеристики курсового та глісадного радіоприймачів й основні навігаційні параметри, які використовуються для будування контурів управління заходом на посадку.

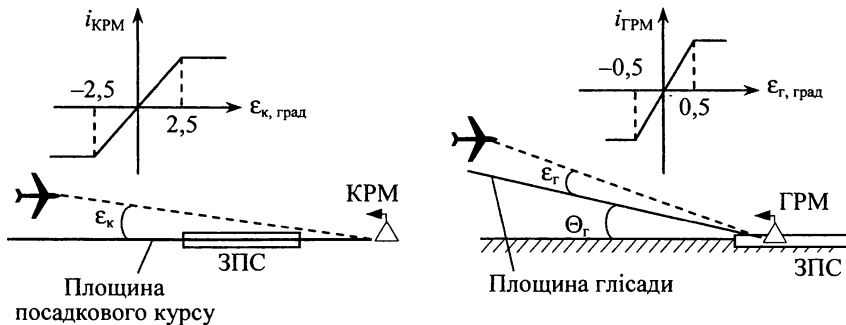


Рис. 2.7

Своєрідністю контурів управління є те, що для управління використовуються не лінійні відхилення від траєкторії, а кутові (ϵ_r кутове відхилення центра мас літака від площини глісади, ϵ_K кутове відхилення центра мас літака від площини посадкового курсу). Природно, що антена глісадного радіомаяка має більш вузькі пелюстки діаграм спрямованості та, відповідно, більш вузьку рівносигнальну зону.

Дальня приводна радіостанція (ДПРС) і ближня приводна радіостанція (БПРС) випромінюють спеціальні кодовані сигнали. За цими сигналами пілот визначає відстань до ЗПС і, використовуючи висотомір, ще раз переконується в правильності руху літака по глісаді.

Системи посадки метрового діапазону мають ряд істотних недоліків. Зокрема, лінія курсу і глісади піддана сильному впливу рельєфу земної поверхні та навколишніх місцевих предметів, дуже чутлива до настроювання апаратури й потребує періодичних льотних випробувань. Крім того, за їхньою допомогою не можна забезпечити оптимальні траєкторії посадки для літаків різних типів. Тому в практику польотів цивільної авіації інтенсивно впроваджуються мі-

крохильові системи посадки MLS, для якої ІКАО рекомендує використовувати діапазон частот 5 ГГц. Існують два принципи роботи MLS: зі скануванням діаграм спрямованості й з використанням доплерівського зсуву частоти.

Принцип дії MLS зі скануванням діаграм спрямованості ілюструється рис. 2.8 а.

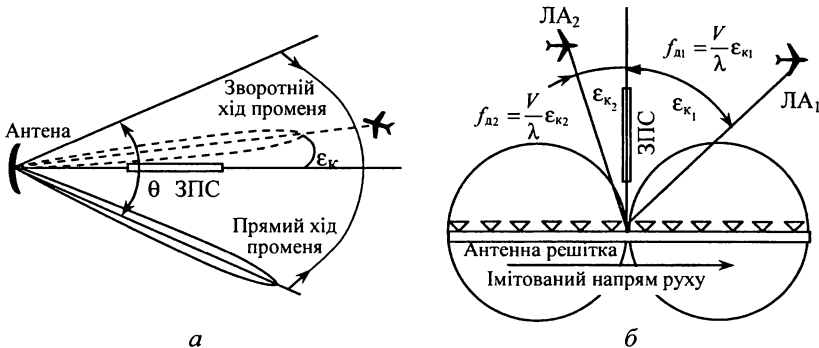


Рис. 2.8

Антенна решітка MLS має вузький промінь, який сканує в межах заданого сектора θ зі строго визначеною швидкістю. Кутове відхилення центра мас літака від площини посадкового курсу обчислюється за формулою

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

де k — коефіцієнт ($k = \theta/T_{\text{ск}}$, тут $T_{\text{ск}}$ — час сканування); t — час між опроміненням літака в моменти прямого та зворотного ходу променя; T_0 — опорний час, що визначає положення площини посадкового курсу ($T_0 = 0,5 T_{\text{ск}}$).

Доплерівські MLS використовують лінійні антенні решітки з джерелами випромінювання, що комутуються, за рахунок чого імітується рух джерела уздовж апертури (рис. 2.8 б). Залежність доплерівського зсуву частоти від напрямку на літак ϵ_k визначається за формулою

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

де V — швидкість руху випромінювача; λ — довжина хвилі випромінюваного сигналу.

Доплерівські MLS дозволяють практично виключити вплив місцевих предметів і перевипромінювання від Землі.

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

2.8. Радіотехнічні системи дальньої навігації

Радіотехнічні системи дальньої навігації (РСДН) призначені для визначення координат літака за сигналами мережі наземних спеціальних радіостанцій і є часово-імпульсними системами. На основі отриманих координат літака, можна обчислити низку навігаційних елементів польоту, необхідних для контролю шляху та реалізації заданої просторово-часової програми польоту. Обсяг розв'язуваних задач залежить від складу бортового обладнання літака й насамперед наявності в ньому ЦОМ.

РСДН працюють на середніх, довгих і наддовгих хвилях. Для перших двох з них характерне поширення поверхневої хвилі з малим згасанням, а для останньої — практично без згасання, що дозволяє одержувати великі дальності дії: на середніх хвилях до 1,5 тис. км, на довгих — 2,5 тис. км і на наддовгих — більш 9 тис. км.

У теперішній час розроблено й експлуатується значне число різних типів РСДН. Найбільш відомі системи «Лоран-А» середньохвильового діапазону, «Лоран-З» — довгохвильового й «Омега» — наддовгохвильово діапазону. Остання рекомендована ІКАО як основна система дальньої навігації для цивільної авіації. Основні характеристики названих систем наведені в табл. 2.3.

Таблиця 2.3

Показники	Тип системи		
	«Лоран-А»	«Лоран-С»	«Омега»
Діапазон частот, кГц	1850—1950	100	10—14
Дальність дії, км:			
вдень	1300—1500	2600	> 9000
вночі	1100—1300	1850	< 9000
Похибки визначення лінії положення, км:			
вдень	0,92	0,1	0,92
вночі	1,85	0,3	1,85

РСДН забезпечує вимір різниці часу поширення радіохвиль від двох синхронно працюючих наземних радіостанцій до літака. За обміркованою різницею часу визначається різниця відстаней та лінія положення (траєкторія польоту). Кожна пара радіостанцій забезпечує отримання однієї лінії положення.

Розглянемо роботу однієї пари станцій A і B , координати яких визначені з певною точністю й які розташовані на відстані B_{AB} (база) одна від одної. Станції випромінюють імпульсні сигнали зі стабільною частотою повторення й працюють суворо синхронно. На літаку приймальний засіб вимірює час між моментами надходження імпульсів від радіостанцій, який пропорційний різниці відстаней від станцій до літака. Від точки L (рис. 2.9) місцезнаходження літака різниця відстаней Δg до двох радіостанцій

$$\Delta g = D_A - D_B = c t_1 - c t_2 = c \Delta t.$$

Тут D_A , D_B — відстані до станцій A і B відповідно; t_1 , t_2 — часи прийому сигналів від станцій. Коефіцієнтом пропорційності є швидкість поширення радіохвиль $c \approx 0,3$ км/мкс = 300 м/мкс.

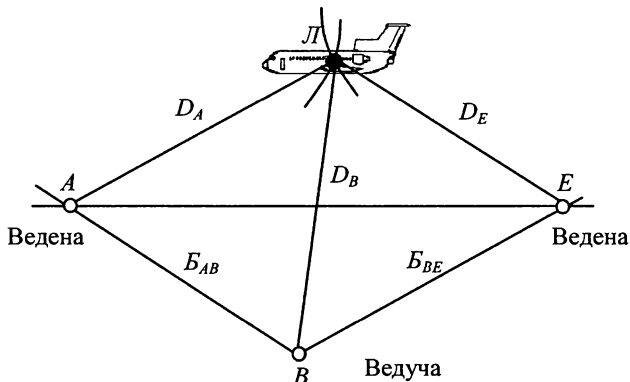


Рис. 2.9

Якщо літак буде рухатися за траєкторією, для точок якої $\Delta t = \text{const}$, то він буде описувати лінію положення (лінію рівних різниць відстаней) у вигляді гіперболи. Ось чому системи РСДН іноді називають гіперболічними системами навігації. Гіпербола — це геометричне місце точок, для кожної з яких різниця відстаней до двох заданих точок (фокусів) постійна й дорівнює $2a$, де a — відстань від центра гіперболи O до її вершини (рис. 2.10), тобто $\Delta g = c \Delta t = 2a$. Вісь Ox називається дійсною, а Oy — уявною віссю гіперболи.

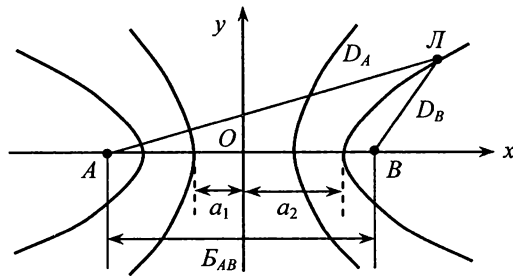


Рис. 2.10

Величина $\Delta g = 2a$ є вимірюваним навігаційним параметром. Кожній гіперболі відповідає свій параметр. Наприклад, гіперболі $\Delta g = 0$ відповідає $2a = 0$. Це буде пряма, перпендикулярна дійсній осі Ox і, яка ділить лінію бази навпіл, — уявна вісь гіперболи Oy (гіпербола вироджується в пряму). Якщо імпульси станцій A і B не відрізняються, то складно визначити, зліва чи справа від нульової гіперболи ($\Delta g = 0$) знаходиться літак. Для усунення невизначеності достатньо, щоб імпульси однієї зі станцій, наприклад, станції B випромінювалися із затримкою відносно імпульсів станції A на інтервал часу, що дорівнює часу проходження радіохвилі від станції A до станції B .

Унаслідок отримують систему гіперболічних ліній положення з фіксованими значеннями часу затримки. Лінії положення наносяться на карту з маркуванням часу затримки в мікросекундах.

Для визначення координат літака необхідно мати ще одну систему ліній положення, що перетинає першу систему ліній положення, тобто ще одну пару наземних станцій.

Для скорочення наземного обладнання системи одна з передавальних станцій стає спільною (ведучою) для двох пар. Отже, РСДН повинна мати, як мінімум, три, а для підвищення надійності чотири наземні станції. При цьому робота ведених станцій узгоджується з ведучою за синхронізуючими сигналами, які вона випромінює. Сукупність ведучої та разом із нею працюючих ведених станцій (рис. 2.9) створюють, так званий, ланцюжок наземних станцій. Постійні затримки в колах ведених станцій A , E обираються так, щоб послідовність приходу сигналів цих станцій на борт літака була цілком визначена. Приймач, що встановлений на борту літака, вимірює різницю часу між прийманням сигналів ведучої B та веденої станції A , за якою формується перша гіперболічна лінія положення. Вимір різниці часу між прийманням сигналів ведучої B та веденої станції E надає другу лінію положення, а перетин цих ліній (див. рис. 2.9) є координати місця знаходження літака.

Зона дії третьої веденої станції використовується для визначення координат місцезнаходження ЛА у випадку, коли сигнали однієї з ведених станцій *A* або *E* мають незадовільну якість або коли гіперболи близько розташовані й кути їх перетину не прийнятні для точного визначення координат ЛА. За несприятливого географічного положення число ведених станцій може бути збільшене до п'яти.

За методом виміру часової різниці Δt РСДН бувають імпульсні, фазові й імпульсно-фазові. Імпульсний метод дозволяє вимірювати Δt за різницею часу приходу імпульсів (система «Лоран-А»). При цьому бортова апаратура такої системи достатньо проста, але й точність виміру невисока. На основі фазового методу визначається Δt за різницею фаз прийнятих сигналів із високою точністю (система «Омега»). Однак фазові радіонавігаційні виміри — неоднозначні. Імпульсно-фазовий метод використовує як різницю часу приходу імпульсів, так і різницю фаз (система «Лоран-З»). При цьому забезпечується висока точність й усувається неоднозначність відліку.

Нині найбільшого застосування знайшли наддовгохвильові РСДН фазового типу, які використовують для виміру різниці фаз (і відповідних їм Δg) несівної частоти. Сучасна фазова гіперболічна система навігації «Омега», що працює в наддовгохвильовому діапазоні частот, дозволяє отримувати дальність дії до 10...14 тис. км. Зона дії системи, яка складається з вісьмох наземних станцій, охоплює всю земну кулю. Базові відстані між станціями складають 5...8 тис. км.

2.9. Бортові радіолокаційні станції

Бортові радіолокаційні станції (БРЛС) є автономними куто-мірно-далекомірними засобами й служать для одержання на екрані індикатора умовного (радіолокаційного) зображення місцевості, а також для вимірювання похилої дальності та курсового кута радіо контрастного орієнтира. Крім того, БРЛС дають змогу виявляти повітряні об'єкти (літаки, хмари, зони грозової діяльності).

Бортові радіолокатори дозволяють вирішувати такі задачі:

- орієнтування за радіолокаційним зображенням місцевості;
- здійснення польоту на радіолокаційний орієнтир;
- виведення літального апарату на лінію заданого шляху;
- визначення навігаційних елементів польоту;
- запобігання зіткненню літака з наземними перешкодами, з вершинами гір і зустрічними літаками;
- виявлення та обходження зони грозової діяльності;

- здійснення контролю траєкторії польоту літака за напрямком, дальністю та координатами місцезнаходження;

- коригування даних автоматичного числення координат ЛА.

Можливість розв'язання перелічених вище задач багато в чому визначається такими характеристиками БРЛС, як дальність дії, імовірність розпізнання виявлених об'єктів і точність виміру полярних координат радіолокаційного орієнтира.

Дальність дії БРЛС є функцією довжини робочої хвилі, випромінюваної потужності, площі розкриття антени, чутливості приймача, стану атмосфери на шляху поширення радіохвиль, висоти польоту та властивостей радіоконтрастного орієнтира. Сучасні радіолокатори виявляють великі промислові центри на відстані до 250...350 км, середні міста — до 150...200 км, берегову рису (при спостереженні з боку моря) — до 100...200 км, великі ріки — до 100...150 км, середні озера — до 80...100 км, радіолокаційні маяки-відповідачі — в межах прямої видимості. Дальність розпізнання орієнтирів нижча за дальність виявлення, тому що при розпізнанні необхідно визначати індивідуальні ознаки об'єктів (за формою, взаємним розташуванням окремих об'єктів тощо).

Точність виміру первинних навігаційних параметрів — дальності та курсового кута орієнтира залежить, крім апаратурних похибок, від багатьох факторів (досвіду оператора, характеру місцевості, відстані і розташування орієнтира відносно лінії заданого шляху й ін.). Сучасні БРЛС дають змогу вимірювати дальність до орієнтира з точністю до 0,5 км і з помилкою визначення курсових кутів орієнтирів, яка не перевищує 1,2...1,3°.

З точки зору повітряної навігації, земні об'єкти можна поділити на радіолокаційні орієнтири, тобто об'єкти на місцевості, земні координати яких заздалегідь відомі (вони можуть розпізнаватися за їхніми позначками на екрані), і радіолокаційні візирні точки — об'єкти, які формують на екрані досить контрастні позначки, але не можуть розпізнаватися і не мають прив'язки до карти.

Порівняно з іншими навігаційними засобами та системами радіолокатори володіють низкою принципових особливостей:

- ✓ багатфункціональністю. За допомогою радіолокаторів можливо вирішувати широке коло задач на всіх етапах польоту від зльоту до посадки;

- ✓ здатністю, на відміну від радіотехнічних навігаційних систем, практично одночасно визначати полярні координати кількох радіоконтрастних орієнтирів;

- ✓ відповідністю інформації, яку надає радіолокатор, суб'єктивним особливостям оператора.

Розкриваючи останню особливість радіолокатора, зауважимо, що людина, як показує дослідження, до 90 % вражень про зовнішній світ одержує за допомогою зору. Тому візуальне орієнтування при наявності сприятливих умов — найбільш надійний спосіб навігації. Радіолокатор на своєму екрані містить інформацію, близьку до інформації, яку використовують при візуальному орієнтуванні й тому зрозумілу і наочну для оператора. Оператор, знайшовши за допомогою радіолокатора орієнтир із відомими координатами, може в ручному або автоматизованому режимі роботи ПНК скоректувати обчислені координати місця розташування літака.

Але для існуючих БРЛС характерна відсутність автоматизації процесу виміру й індикації первинних навігаційних параметрів. Крім того, складний процес розпізнання радіолокаційних орієнтирів вимагає певних навичок роботи з БРЛС і частого спостереження за екраном.

2.10. Супутникові навігаційні системи

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

Перевагами СНС є можливості:

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

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

Через велику вартість СНС будуються багатоцільовими. Тільки при великому числі споживачів супутникові системи стають економічно виправданими.

Супутникова радіонавігаційна система складається з трьох основних підсистем:

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

Підсистема космічного апарата складається з декількох ШСЗ («сузір'я» ШСЗ) із радіобладнанням і забезпечує видачу сигналів, необхідних для визначення місця споживача.

Підсистема контролю та управління здійснює спостереження за супутниками, збір інформації для прогнозування параметрів руху, обчислення ефемерид (заздалегідь обчислених координат і швидкості ШСЗ) і передачу їх на супутники, формування системного часу. Підсистема містить у собі декілька пунктів, рознесених на великі відстані, один із яких — головний пункт управління.

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

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

Системи першої групи визначають місцезнаходження ЛА тільки на його борті і потребують складної бортової апаратури, включаючи ЦОМ. Система може бути як запитального, так і беззапитального типів.

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

У системах беззапитального типу радіонавігаційний параметр визначається на борті ЛА порівнянням прийнятого від ШСЗ сигналу із сигналом бортового генератора, до стабільності роботи якого пред'являються дуже жорсткі вимоги. Системи мають необмежену пропускну спроможність.

Системи другої групи використовують ЛА як ретранслятори сигналів, переданих із ШСЗ, і як джерела додаткової інформації, наприклад, про висоту польоту. Сигнали з ЛА далі перетранслюються через супутник на наземні пункти (НП), де обчислюються парамет-

ри руху ЛА, які потім через ШСЗ передаються на ЛА. Таким чином, сигнали проходять довгий шлях:

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

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

ШСЗ можуть обертатися за круговою й еліптичною орбітами. Якщо орбіта є еліптичною, Земля знаходиться в одному із фокусів еліпса. Параметрами такої орбіти є велика a і мала b півосі еліпса або велика піввісь й ексцентриситет

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

Положення площини орбіти відносно Землі (площини екватора) визначається кутом нахилу i (рис. 2.11).

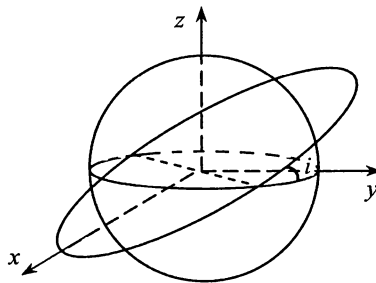


Рис. 2.11

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

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

Якщо супутник рухається за круговою орбітою, площа якої збігається з площиною екватора Землі (кут нахилу орбіти $i = 0$) у напрямку її обертання (із заходу на схід) на висоті 35810 км, то супутник зависає над певною точкою екватора. Кутова швидкість ШСЗ дорівнює кутовій швидкості обертання Землі, і він має період обертання, що дорівнює зоряній добі (23 год 56 хв 04 с). Спостерігаючи з Землі він буде здаватися нерухомим. Такі супутники називаються добовими (стаціонарними, синхронними), а їхня орбіта — стаціонарною.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Найбільшу точність забезпечують далекомірні системи. Оскільки один ШСЗ дозволяє визначити тільки одну сферичну поверхню положення, то для обчислення місцезнаходження літака необхідно одночасно вимірювати відстані до трьох супутників. Але якщо одна з координат визначається на борту ЛА, наприклад, висота польоту, тоді для обчислення місцезнаходження літака буде потрібно тільки два ШСЗ.

З погляду технічної реалізації різницево-далекомірні системи СНС аналогічні різницево-далекомірним радіонавігаційним системам, типу «Лоран-А», «Лоран-С», «Омега» тощо. Їхня перевага — це необмежена пропускна спроможність і більш проста бортова апаратура (немає радіопередавача), тому вони вважаються більш перспективними. Однак, за точнісними характеристиками ці системи дещо гірші за далекомірні. Крім того, для визначення місцеположення об'єктів різницево-далекомірні системи потребують на один супут-

ник більше, ніж далекомірні системи, тому що для одержання однієї поверхні положення необхідні дві радіонавігаційні точки.

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

Радіотехнічні засоби СНС працюють в ультракороткохвильовому діапазоні і тому радіозв'язок між наземним (навколоземним) спостерігачем можливий лише в межах радіовидимості. У зв'язку з цим існує поняття видимості наземного пункту ЛА і ШСЗ.

Зона видимості наземного пункту (спостерігача) — це область місцезнаходження ШСЗ, у межах якої здійснюється стійкий радіозв'язок між супутником C та наземним пунктом P (рис. 2.12). Геометрично — це область, що розташована над горизонтом точки спостерігача (над площиною $r'r''$). Але стійкий радіозв'язок між точками C і P забезпечується тільки на кутах місця ШСЗ, що перевищують мінімальне значення $\delta = 10^\circ$. Тому фактичною зоною видимості наземного пункту є область простору в межах конуса з утворюючої PC' і PC'' і з вершиною в точці P (заштрихована частина). Вона визначається так само, як і зона видимості наземного спостерігача, проте вважається припустимим, що радіозв'язок можливий при будь-яких кутах місця, починаючи з $\delta = 0^\circ$.

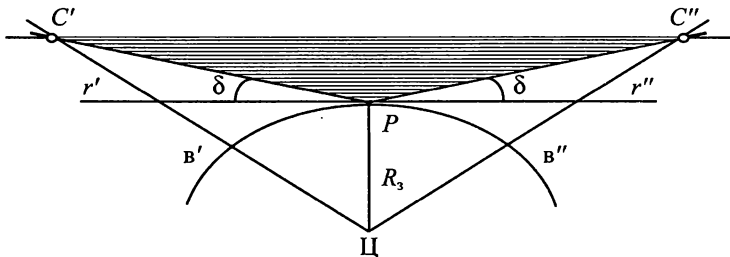


Рис. 2.12

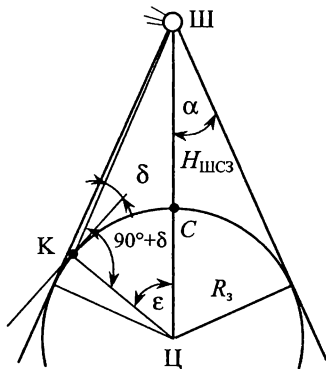


Рис. 2.13

Зоною видимості ШСЗ є сукупність наземних або приземних точок, із яких ШСЗ, розташований на висоті $H_{\text{ШСЗ}}$ над Землею, помітний під кутами місця, що перевищують δ (рис. 2.13), який вимірюється як кут між напрямком на супутник і горизонтом. У такому разі забезпечується радіозв'язок між супутником Ш і усіма зазначеними точками на земній поверхні. Ця зона однозначно визначається центральним кутом ϵ , тому що радіус Землі R_3 відомий.

За теоремою синусів із трикутника ЦКШ отримаємо

$$\frac{\sin(90^\circ + \delta)}{H_{\text{ШСЗ}} + R_3} = \frac{\sin \alpha}{R_3}, \quad \text{або} \quad \frac{\cos \delta}{H_{\text{ШСЗ}} + R_3} = \frac{\cos(\epsilon - \delta)}{R_3}.$$

Тоді

$$\epsilon = \arccos\left(\frac{R_3 \cos \delta}{H_{\text{ШСЗ}} + R_3}\right) - \delta.$$

Вважається, що з висоти польоту ЛА супутник помітний при кутах місця, починаючи з нуля (тобто $\delta = 0$). Отже, зона видимості ШСЗ із ЛА буде більшою, ніж із земної поверхні.

Очевидно, що зоною видимості супутника є сферична поверхня Землі, що перекривається одним супутником при певному його положенні. Чим більша висота польоту ШСЗ, тим більше ця зона. Вона являє собою коло наземної поверхні, центром якого є проекція супутника на Землю, і зветься підсупутниковою точкою (точка С на рис. 2.13), із радіусом (довжиною дуги центрального кута ϵ), перпендикулярним лінії горизонту

$$r = \frac{2\pi R_3 \epsilon}{360^\circ}.$$

Наприклад, для $H = 10\,000$ км радіус зони видимості дорівнюватиме 6383 км, а $\epsilon = 57,5^\circ$. Для $H = 35\,810$ км, $r = 7937$ км, а $\epsilon = 71,5^\circ$.

Для визначення місцезнаходження ЛА потрібно одночасно спостерігати кілька ШСЗ. Геометрично це буде область земної поверхні (або навколоземного простору), спільна для зон видимості всіх ШСЗ, що спостерігаються в даний момент часу.

Розв'язання задачі визначення шляхової швидкості $V_{\text{ш}}$ та шляхового кута Ψ зводиться до обчислення трьох складових радіальної швидкості зближення ЛА з ШСЗ. Для цього необхідно дворазово виміряти три дальності в обраній системі координат, за зміною яких за час Δt визначаються три складові шляхової швидкості в цій системі координат. За цими складовими визначаються шляхова швидкість і шляховий кут.

У випадку експлуатації СНС усі задачі повітряної навігації вирішуються автоматично за допомогою БЦОМ за мінімальної участі оператора. Роль екіпажа зводиться лише до вмикання апаратури та контролю за її функціонуванням. Усі обчислені величини, необхідні для літаководіння, видаються на відповідні індикатори, а частина з них надходить у САУ для автоматичного водіння ЛА за заданою просторово-часовою траєкторією польоту.

Точність визначення місцезнаходження ЛА є функцією координат супутників, відстаней між ЛА і ШСЗ і похибок обчислення навігаційних параметрів, а також взаємного положення супутників і ЛА. У свою чергу, точність даних про параметри руху ШСЗ залежить від похибок виміру та прогнозування параметрів орбіти.

Як приклад, можна привести характеристики СНС «Навстар». Сузір'я ШСЗ даної СНС складається з 24 супутників, рівномірно розподілених на трьох кругових орбітах з нахилом 63° , висотою 20 183 км і періодом 12 год. Ця система дає можливість одночасно спостерігати в будь-якій точці земної кулі не менше 6 супутників і вибирати з них 4 найбільш сприятливо розташованих.

За допомогою ШСЗ синхронізуються годинники споживачів (кораблів, ЛА й інших рухомих об'єктів), обчислюються їхні координати і швидкості. У СНС «Навстар» використовується системний час. Супутникове радіонавігаційне обладнання включає два передавача з фіксованими частотами, використання яких дозволяє на борту ЛА визначати та вводити поправку на різницю швидкості поширення радіохвиль в іоносфері та тропосфері. Фазовою модуляцією випромінюваних коливань здійснюється передача ефемеридної інформації та сигналів часу.

Бортове обладнання ЛА забезпечує прийом сигналів, вимір дальності, синхронізацію шкали часу й обчислення координат і швидкості. Бортовим обладнанням управляє БЦОМ; вона ж обирає необхідний ШСЗ із сузір'я. Точність визначення просторових координат може становити 10 м, а шляхової швидкості 0,03 м/с. Під час випробування різноманітної експериментальної бортової апаратури (вертолітної та літакової) отримані середні квадратичні похибки визначення координат від 4 до 30 м, а синхронізація часу 5...22 нс ($1 \text{ нс} = 10^{-9} \text{ с}$).

За таких точностей СНС можуть ефективно застосовуватися не тільки для польотів за повітряними трасами, за позатрасовими маршрутами та в районі аеродрому, але й для виконання заходу на посадку.

2.11. Системи відображення пілотажно-навігаційної інформації

Ефективне використання екіпажем усіх можливостей ПНК вкрай ускладнюється без наявності вдосконалених систем відображення пілотажно-навігаційної інформації. Питання раціональної побудови систем відображення інформації (СВІ) розглядає ергономіка як наука, предметом якої є вивчення й узгодження психофізіологічних характеристик оператора та технічних характеристик складного комплексу, з яким він працює, з метою одержання максимальної ефективності системи «людина — машина».

Спираючись на основні положення ергономіки, конструктор повинен задовольнити вимоги, які пред'являються до ПНК щодо узгодження динамічних характеристик ЛА, технічних характеристик СВІ, органів керування та робочих місць членів екіпажу з можливостями сприйняття екіпажем пілотажно-навігаційної інформації, її запам'ятовуванню та переробці, а також з можливостями реалізації прийнятих рішень шляхом впливу на органи управління ЛА та перемикання режимів роботи ПНК.

Для авіації узгодження технічних характеристик літака і його обладнання з можливостями екіпажу було однією з найважливіших проблем з моменту появи перших літаків. Тому гігієнічні і фізіологічні проблеми, що виникали в польоті, ретельно вивчалися авіаційною медициною задовго до появи ергономіки. Під час вивчення поведінки екіпажу в умовах «сліпого польоту» (польоту тільки за показами приладів), що почалося у 20-ті роки, вже проводилися психофізіологічні дослідження й були отримані, наприклад, рекомендації щодо боротьби з ілюзіями. Можна стверджувати, що швидкий розвиток ергономіки значною мірою пов'язаний з вимогами авіації та космонавтики.

Системи відображення пілотажно-навігаційної інформації складаються з великої кількості різних показчиків. Сприйняття й оцінка пілотажно-навігаційної інформації є основним змістом діяльності членів екіпажу і, насамперед, діяльності пілота. Особливості сприйняття інформації визначаються впливом таких факторів польоту, як перевантаження, зміни тиску, температури й освітленості у кабіні та ін., а також високим темпом надходження цієї інформації.

Найбільшу частину пілотажно-навігаційної інформації пілот одержує за допомогою візуального аналізатора. У процесі польоту він безперервно спостерігає як за позакабінним простором, так і за показами численних приладів. У відсутності видимості землі пілот звертає увагу до пілотажно-навігаційних приладів від 50 до 150 разів у хвилину, затримуючи погляд на кожному з них протягом 0,3...0,9 с. Крім того, він періодично сприймає покази інших приладів і сигналізаторів, а також візуально контролює маніпуляції органами керування. Час фіксації пілотом показів приладу в середньому становить 0,5 с. За цей час пілот лише встигає переконаватися в тому, чи знаходиться стрілка або інший показчик у заданому діапазоні шкали. В разі необхідності більш точного контролю параметрів польоту пілот затримує погляд на певному приладі більш тривалий час.

Крім візуальної інформації про просторове положення літака пілот може одержувати інформацію також через вестибулярний, руховий і тактильний аналізатори. Наприклад, через вестибулярний апарат пілот одержує інформацію про кутові прискорення в трьох взаємно перпендикулярних площинах, через тактильні сигналізатори він одержує інформацію про дію лінійних прискорень. У разі впливу на органи управління літака (штурвал, педалі), вмикається руховий аналізатор. За рахунок цих аналізаторів у пілота виникає «почуття літака», що допомагає йому виконувати правильні керуючі дії без використання інструментальної інформації.

Однак, у польоті іноді виникають ускладнення просторового орієнтування через дію на пілота прискорень. Ці ускладнення виявляються в формі ілюзій, коли пілоту здається, що літак займає у просторі деяке положення, відмінне від істинного. Ось чому для формування істинного образу польоту пілоту необхідно мати високі інформативні пілотажно-навігаційні прилади.

У разі ручного пілотування льотчик частіше за все користується такими приладами: авіагоризонтом, варіометром, висотоміром, показчиком швидкості та показчиком курсу. Відносний час і частота звертання до того або іншого приладу залежать від частотного спектра вимірюваної величини. Із числа параметрів, вимірюваних пілотажними приладами, більш високочастотними величинами є кути крену та тангажа, що вимірюються авіагоризонтом, а також вертикальна швидкість. Льотчик при пілотуванні переносить погляд з одного приладу на інший відповідно до вироблених навичок. На рис. 2.14 наведена отримана за результатами досліджень схема розподілу уваги пілота між приладами в горизонтальному польоті. Цифрами позначена послідовність переносу погляду за час одного циклу огляду приладів.

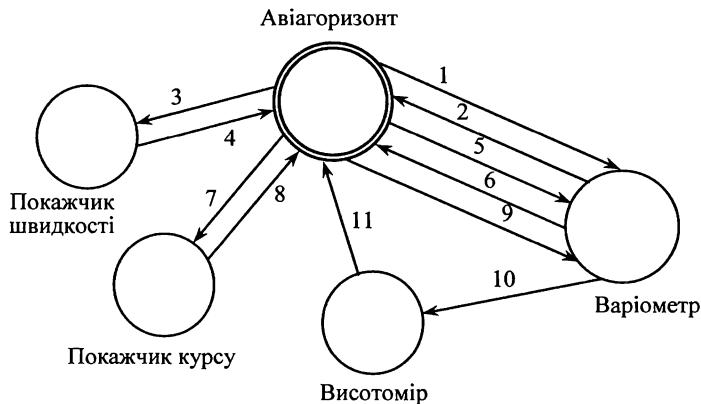


Рис. 2.14

Як впливає з цієї схеми, рекомендовані частоти звертання до авіагоризонту, варіометру, висотоміру, показникам швидкості та курсу відносяться як 5 : 3 : 1 : 1 : 1 відповідно. На непілотажні прилади при нормальній роботі обладнання пілот звертає увагу ще рідше, ніж на показники висоти, швидкості та курсу.

Частоти звертання пілота до приладів суттєво залежать від режиму польоту. Наприклад, при виході з розвороту увага показнику курсу приділяється більше, ніж варіометру, а при зниженні на задану висоту частота звертання до варіометра вдвічі перевищує частоту звертання до авіагоризонту.

Найважливішою характеристикою СБІ є надійність її сприйняття, оскільки помилки сприйняття інструментальної інформації призводять до важких льотних подій. Типові помилки екіпажу, що пов'язані з недосконалістю СБІ: неправильний відлік показів приладів із двома і більше стрілками; занадто великі перерви в знятті показів приладу, розташованого в незручному місці; неправильна інтерпретація напрямку руху індексів показника через малу наочність лицьової частини приладу; помилки у відліку, через нечітке оформлення шкал, цифр, індексів; використання зіпсованого приладу, покази якого сприймаються як правильні.

Для зменшення імовірності виникнення таких помилок при створенні СБІ, першорядну увагу звертають на забезпечення екіпажу і, насамперед, пілота надійною інструментальною інформацією. Зауважимо, що актуальність цієї проблеми зростає, оскільки через вимоги зниження метеомінімумів частина польотів «за приладами» безперервно підвищується.

За формою надання пілотажно-навігаційної інформації індикацію на лицьових частинах приладів можна поділити на зображувальну та символічну.

Зображувальна індикація дозволяє дати схематичну картину процесу, що відображається даним приладом або сигналізатором. Прикладом зображувальної індикації є добре відомий авіагоризонт АГД, у якого індикація крену відтворюється поворотом силуету літака, а тангажа — обертанням циліндричної картушки, у якої небо пофарбоване в голубий, а земля — в коричневий кольори. У вітчизняному приладобудуванні знайшли застосування авіагоризонти з іншим видом індикації, коли силует літака нерухомий, а рухається лінія горизонту.

Незважаючи на високий ступінь наочності, зображувальна індикація, однак, не дозволяє дати точне кількісне значення вимірюваного параметра. Тому в приладах зображувальна індикація, як правило, доповнюється символічною.

У випадку символічної індикації, інформація надається в абстрактному вигляді за допомогою різних покажчиків. У пілотажно-навігаційних приладах найчастіше зустрічаються круглі або прямокутні прилади з цифровими шкалами та стрілками або рухомими індексами для виміру поточного значення параметра або його відхилення від заданого значення.

Основною перевагою приладів із круглою шкалою є простота оцінки конкретного значення вимірюваної величини за кутовим положенням стрілки. Це значення визначається швидше та точніше, ніж аналогічне значення за положенням рухомого індексу на вертикальній або горизонтальній шкалах прямокутних приладів.

Однак, прилади з круглою шкалою мають обмежену довжину цієї шкали. Якщо на приладах встановлюють дві стрілки, одна з яких для підвищення точності відліку робить кілька обертів, наче подовжуючи цю шкалу, то зростає ймовірність плутання стрілок й одержання помилкових даних.

Зазначені недоліки усуваються в приладах із прямокутною рухомою (стрічковою) шкалою, в яких довжина шкали може бути досить великою. Однак, стрічкові прилади для індикації пілотажно-навігаційних параметрів не знайшли широкого застосування через труднощі пілотування за показами цих приладів.

Цифрові покажчики, що впроваджені в СБІ ПНК літаків цивільної авіації, в основному, використовуються для індикації заданих значень параметрів або величин, які змінюються порівняно повільно: координат літального апарата, дальності до певного пункту маршруту та ін. Іноді застосовують комбінацію цифрового покажчика та стрілки.

Характерною особливістю СБІ є тенденція до узагальнення інформації на лицьовій частині окремих приладів, так званих, узагальнених або інтегральних індикаторів. У найпростішому випадку узагальнений прилад надає інформацію про два або три зв'язаних між собою параметри. Наприклад, за допомогою комбінованого покажчика швидкості типу КУС-2500 вимірюється приладна й істинна повітряні швидкості, за допомогою дублера авіагоризонту ДА-200 — вертикальна швидкість, кутова швидкість розвороту та вказується наявність ковзання літака.

Найбільший ступінь узагальнення пілотажно-навігаційної інформації досягнутий в сучасних електромеханічних приладах типу ПКП-72 (прилад командно-пілотажний) і ПНП-72 (прилад навігаційний плановий).

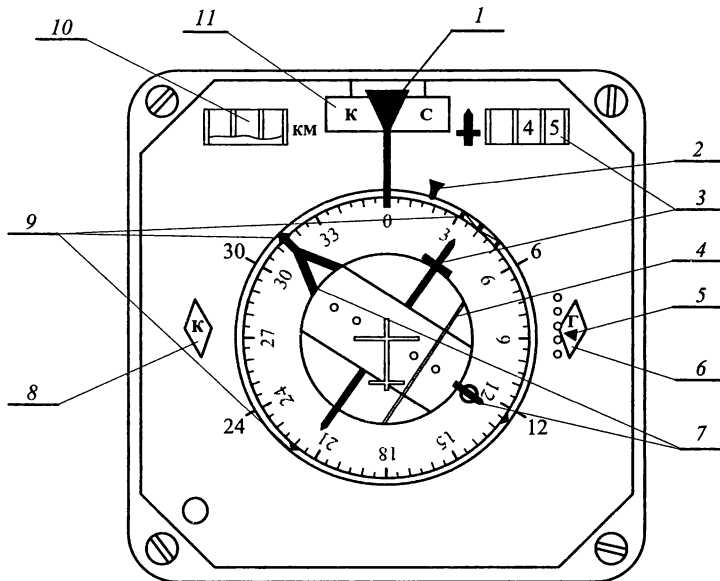


Рис. 2.15

На рис. 2.15 показана лицьова частина приладу ПНП-72. Він дозволяє відображати такі навігаційні параметри: курс літака, заданий шляховий кут, кут знесення, курсовий кут радіостанції та пеленг, лінійне бічне відхилення літака від лінії заданого шляху, заданий курс посадки, відхилення літака від рівносигнальної зони курсового та глісадного маяків системи посадки.

Прилад називається «плановим», тому що на ньому навігаційні параметри відображаються в плані за принципом «вигляд з літака на землю».

На лицьовій панелі ПНП-72 розташовані:

- індекс курсів зі шкалою поточних курсів 1;
- індекс кута знесення зі шкалою кута знесення 2;
- стрілка та лічильник заданого шляхового кута 3;
- планка положення для індикації відхилення від лінії заданого шляху або рівносигнальної курсової зони 4;
- індекс відхилення від рівносигнальної глісадної зони 5;
- бленкер «Г» сигналізації відмов каналу глісадного маяка 6;
- стрілка для визначення радіопеленгів за шкалою курсу і курсових кутів радіостанцій за шкалою курсових кутів 7;
- бленкер «К» сигналізації відмов каналу курсового маяка 8;
- індекс заданого курсу з трьома малими індексами через кожні 90 градусів 9;
- лічильник дальності 10;
- бленкер «КС» сигналізації відмов каналу курсу 11.

Таким чином, ПНП-72 відображає інформацію, достатню для контролю й управління рухом літака в горизонтальній площині як на маршруті, так само й при заході на посадку. Всі його показчики працюють за сигналами датчиків або обчислювачів систем радіотехнічного та приладного обладнання, а також САУ. Прилад ПНП-72 має декілька варіантів виготовлення у зв'язку з розходженням в обладнанні літаків, на яких він встановлюється.

Лицьова частина приладу ПКП-72 зображена на рис. 2.16, на якій розміщені:

- нерухомий силует літака 1;
- рухома картушка зі шкалою тангажа 2;
- шкала крену 3;
- рухомий індекс крену 4;
- шкала бічного відхилення від заданої траєкторії 5;
- об'єднаний рухомий індекс бічного відхилення від заданої траєкторії і радіовисотоміра малих висот 6;
- шкала відхилення від заданої траєкторії у вертикальній площині 7;
- рухомий індекс відхилення від заданої траєкторії у вертикальній площині 8;
- шкала та рухомий індекс відхилення від заданих значень швидкості та кута атаки 9, 10;
- рухомий індекс командних сигналів 11;
- показчик ковзання 12;
- бленкери відмов 13, 14, 15, 16;
- кремальєра встановлення нуля тангажа 17;
- кнопка тест-контролю 18.

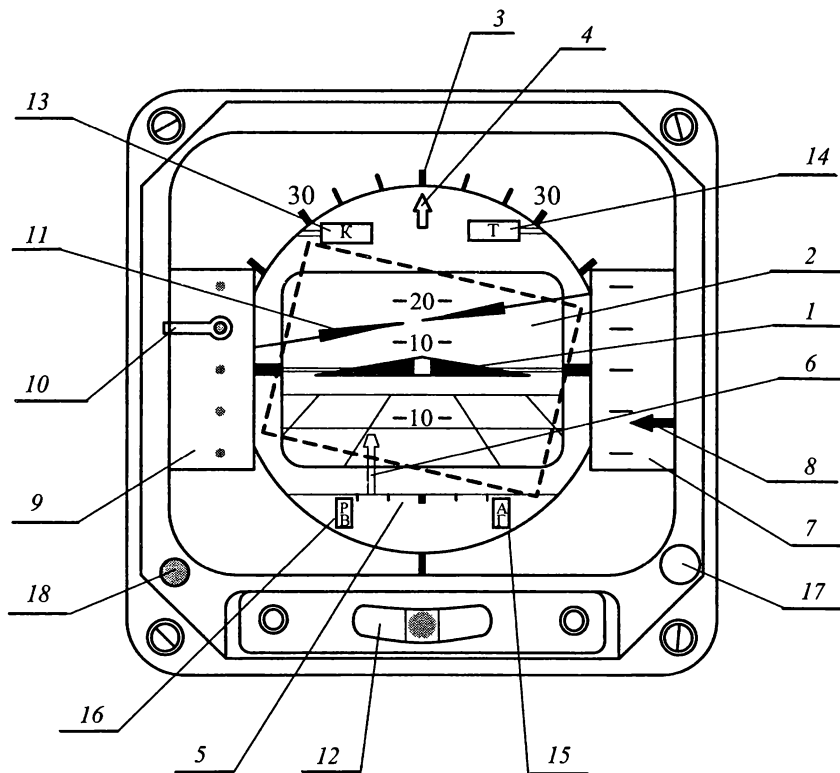


Рис. 2.16

Використання командної інформації полегшує пілотування й істотно підвищує його точність, але одночасно є реальна небезпека зменшення можливостей льотчика з розпізнання відмов у бічному та поздовжньому каналах при напівавтоматичному управлінні та збільшенні часу переходу на ручне управління в цій ситуації.

Незважаючи на значну інформативність приладів типу ПКП і ПНП, кожний з яких відображає до дев'яти різних величин, пілотувати літак тільки за показаннями цих двох приладів на багатьох режимах неможливо, тому що на них немає таких найважливіших параметрів, як швидкість польоту, вертикальна швидкість, висота і деяких інших. Льотчик змушений одержувати цю інформацію від інших приладів. Крім того, на деяких режимах льотчик повинен здійснювати огляд позакабінного простору, що також утруднює використання приладної інформації.

Звідси можна зробити висновок, що СБІ, в яких використовуються тільки механічні й електромеханічні прилади, не можуть вирішити задачу забезпечення пілота інформацією, оптимальною за формою та задовольняючою його на всіх режимах польоту.

Ця задача розв'язується за допомогою принципово нових систем індикації, які використовують електронно-променеві трубки (ЕЛТ) і бортові цифрові обчислювальні машини. Такі системи індикації у теперішній час впроваджуються на борт ЛА й одержують усе більший розвиток і поширення.

Новими властивостями систем індикації на ЕЛТ є:

- можливість надання пілоту тільки тієї інформації, що потрібна на даному режимі польоту;
- висока наочність, оскільки пілотажно-навігаційна інформація може накладатися на телевізійну картину місцевості, як удень, так і вночі;
- можливість надання пілотажно-навігаційної інформації на фоні візуальної картини позакабінного простору — індикація на лобовому склі;
- можливість сполучення навігаційної інформації з картою місцевості, над якою летить літак — картографічні індикатори;
- можливість здійснювати за допомогою БЦОМ попередню обробку будь-якої інформації (пілотажної, навігаційної, радіолокаційної, інформації від наземних систем) і видавати льотчику її в узагальненій формі, а в особливих випадках польоту — у формі підказки для здійснення правильних дій.

Зазначимо, що перспективні СБІ в якості пристрої відображення інформації можуть використовувати не тільки ЕЛТ, а й інші перетворювачі електричної енергії у світлову: люмінесцентні, фотодіоди, рідкі кристали, газосвітляні елементи та ін. Усі ці елементи дозволяють створити СБІ з тими ж позитивними властивостями, що перераховані вище для індикації на ЕЛТ. Ведуться розробки зі створення СБІ, які використовують принципи голографії.



Контрольні запитання

1. Які класи БЦОМ Ви знаєте?
2. Які пристрої має у своєму складі бортовий обчислювальний комплекс?
3. Який принцип лежить в основі роботи ІНС?
4. Які класи ІНС Ви знаєте, яка різниця між ІНС з вільною та з коректованою в азимуті гіроплатформою?

5. Які параметри вимірюють системи типу ЦСВ, СВС та ИК ВСП, на яких аерометричних залежностях основана їхня робота?
6. Чим обумовлені методичні та інструментальні похибки системи типу СВС?
7. Які параметри польоту отримують за допомогою астрономічних засобів навігації?
8. Які системи координат використовуються в астрономічних засобах навігації?
9. Від чого істотно залежить точність визначення координат астрономічними засобами навігації?
10. Зобразіть спрощену структурну схему системи типу ЗСО.
11. Який принцип лежить в основі роботи ДИСС?
12. Чому в сучасних ДИСС переважно використовуються три- і чотирипроменеві антени?
13. Який принцип дії РСБН? Перелічіть склад її наземної та бортової апаратури.
14. Перелічіть режими роботи РСБН.
15. Який принцип дії РСДН? Перелічіть склад її наземної та бортової апаратури.
16. Які задачі розв'язують БРЛС, які типи БРЛС Ви знаєте?
17. Який принцип дії супутникових систем навігації? Перелічіть склад їх наземної та бортової апаратури.
18. Які параметри відображаються на шкалах приборів типу ПНП-72 і ПКП-72?
19. Які вимоги пред'являються до систем відображення пілотажно-навігаційної інформації?

Обробка поточної інформації й управління базуються на певній апіорній інформації. Ця інформація надається у вигляді математичних моделей контрольованого процесу (руху ЛА) і математичних моделей датчиків інформації. Ступінь складності використання моделей завжди обмежується об'ємом наявної інформації та обчислювальними можливостями. Тому раціональний ступінь адекватності та складності математичної моделі визначається метою її створення та передбачуванім використанням.

Найбільш розповсюдженим є опис динамічних систем з використанням звичайних і різницевих рівнянь. Найважливішими під час розробки математичних моделей стають поняття вектора стану та простору станів.

Вектором стану $\mathbf{x} = \mathbf{x}(t)$ безперервного процесу або динамічної системи називають сукупність величин $x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t)$ (компонент вектора стану), яка в даний момент часу t повністю визначається станом процесу або системи. Простір R^n , якому належить вектор стану $\mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ називають простором станів.

У загальному вигляді модель процесу може бути подана в формі Коші:

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \xi_x, t), \quad \mathbf{x} \in R^n, \quad \mathbf{u} \in R^r,$$

де $\mathbf{x} = (x_1, x_2, x_3, \dots, x_n)^T$ — вектор-стовпчик стану системи розмірності $(n \times 1)$; $\mathbf{u} = (u_1, u_2, u_3, \dots, u_r)^T$ — вектор-стовпчик керуючих впливів розмірності $(r \times 1)$; $\xi_x = (\xi_{x_1}, \xi_{x_1}, \dots, \xi_{x_q})^T$ — вектор-стовпчик збурюючих впливів розмірності $(q \times 1)$; f — векторна функція.

Математичні моделі датчиків первинної інформації використовуються у разі побудови алгоритмів комплексування та інтеграції підсистем ПНК. Однак ці задачі, а також задачі синтезу алгоритмів роботи ПНК потребують певної трансформації та деякого спрощення математичних моделей датчиків інформації.

У цьому розділі розглянуті математичні моделі найбільш розповсюджених підсистем ПНК, які використовуються для побудови алгоритмів сумісної обробки однорідної інформації, що надходить від декількох вимірників.

3.1. Математична модель ІНС

Зневажаючи вертикальними кориолісовими й іншими вертикальними прискореннями ЛА, модель ІНС із горизонтальною платформою можна подати у вигляді:

$$\begin{aligned}x_{\text{інс}} &= x + \Delta x_{\text{інс}}; & z_{\text{інс}} &= z + \Delta z_{\text{інс}}; \\ \psi_{\text{інс}} &= \psi + \Delta \psi_{\text{інс}}; & \vartheta_{\text{інс}} &= \vartheta + \Delta \vartheta_{\text{інс}}; & \gamma_{\text{інс}} &= \gamma + \Delta \gamma_{\text{інс}}; \\ \Delta \ddot{x}_{\text{інс}} + \tau^2 \Delta \dot{x}_{\text{інс}} &= \ddot{z} \Delta \psi_{\text{інс}} - g \Delta \vartheta_{\text{інс}} + \Delta \ddot{x}_{\text{ак}}; \\ \Delta \ddot{z}_{\text{інс}} + \tau^2 \Delta \dot{z}_{\text{інс}} &= g \Delta \gamma_{\text{др}} - \ddot{x} \Delta \psi_{\text{др}} + \Delta \ddot{z}_{\text{ак}}; \\ \Delta \ddot{\vartheta}_{\text{інс}} + \tau^2 \Delta \dot{\vartheta}_{\text{інс}} &= \ddot{z} \cdot \Delta \psi_{\text{др}} R^{-1} + \Delta \ddot{x}_{\text{ак}} R^{-1} + \Delta \ddot{\vartheta}_{\text{др}}; \\ \Delta \ddot{\gamma}_{\text{інс}} + \tau^2 \Delta \dot{\gamma}_{\text{інс}} &= \Delta \ddot{z}_{\text{ак}} R^{-1} + \ddot{x} \Delta \psi_{\text{др}} R^{-1} + \Delta \ddot{\gamma}_{\text{др}}; \\ \Delta \dot{\psi}_{\text{др}} &= \Delta \psi_{\text{інс}}; \Delta \dot{\psi}_{\text{др}} = \Delta \omega_{\psi_{\text{др}}}; \Delta \dot{\vartheta}_{\text{др}} = \Delta \omega_{\vartheta_{\text{др}}}; \Delta \dot{\gamma}_{\text{др}} = \Delta \omega_{\gamma_{\text{др}}},\end{aligned}$$

де $x_{\text{інс}}, z_{\text{інс}}$ — вихідні сигнали ІНС (вимірювані координати); x, z — істинні горизонтальні координати ЛА; $\Delta x_{\text{інс}}, \Delta z_{\text{інс}}$ — помилки ІНС із горизонтальних координат; $\Delta \psi_{\text{інс}}, \Delta \vartheta_{\text{інс}}, \Delta \gamma_{\text{інс}}$ — помилки ІНС із кутів курсу, тангажа і крену; $\Delta \ddot{x}_{\text{ак}}, \Delta \ddot{z}_{\text{ак}}$ — помилки поздовжнього та бічного акселерометрів; $\omega_{\psi_{\text{др}}}, \omega_{\vartheta_{\text{др}}}, \omega_{\gamma_{\text{др}}}$ — швидкості дрейфу азимутального та горизонтального гіроскопів; $\ddot{x}, \ddot{z}$ — поздовжні та бічні прискорення; $\tau = \sqrt{gR^{-1}}$ — частота Шулера; R — відстань до центра Землі.

Однак таку модель ІНС використовувати для синтезу систем автоматичного управління або алгоритму оптимальної обробки інформації досить складно. Тому модель ІНС повинна бути спрощена з таких міркувань. З вищенаведеної моделі очевидно, що помилки $\Delta x_{\text{інс}}, \Delta z_{\text{інс}}$ є вихідними розмірами консервативних ланок із періодом, що дорівнює періоду Шулера, і з вхідними впливами, які складаються з постійних функцій та функцій, що повільно змінюються.

Реакції консервативних ланок на збурюючі впливи через виборчу властивість консервативної ланки являють собою повільно змінні розміри, які можна вважати постійними протягом циклу оцінювання, набагато меншого періоду Шулера (84.4 хвилини). У випадку незначного циклу оцінювання дрейфу платформи, помилки $\Delta \psi_{\text{інс}}, \Delta \vartheta_{\text{інс}}, \Delta \gamma_{\text{інс}}$ можна вважати постійними. Тоді спрощена модель ІНС матиме вигляд:

$$\begin{aligned}x_{\text{інс}} &= x + \Delta x_{\text{інс}}; & z_{\text{інс}} &= z + \Delta z_{\text{інс}}; & \psi_{\text{інс}} &= \psi + \Delta \psi_{\text{інс}}; \\ \vartheta_{\text{інс}} &= \vartheta + \Delta \vartheta_{\text{інс}}; & \gamma_{\text{інс}} &= \gamma + \Delta \gamma_{\text{інс}}; \\ \Delta \dot{x}_{\text{інс}} &= 0; \Delta \dot{z}_{\text{інс}} = 0; \Delta \dot{\psi}_{\text{інс}} = 0; \Delta \dot{\vartheta}_{\text{інс}} = 0; \Delta \dot{\gamma}_{\text{інс}} = 0.\end{aligned}$$

На кожному інтервалі оцінювання розміри $\Delta x_{\text{інс}}$, $\Delta z_{\text{інс}}$, $\Delta \psi_{\text{інс}}$, $\Delta \vartheta_{\text{інс}}$, $\Delta \gamma_{\text{інс}}$ приймають випадкові значення, дисперсії яких змінюються від інтервалу до інтервалу й задаються на основі експериментальних даних або аналізу повної моделі ІНС. Моделі ІНС можуть використовуватися при моделюванні режимів польоту за маршрутом, а також в алгоритмах комплексної обробки навігаційної інформації.

3.2. Математична модель курсової системи

Оскільки курсова система (КС) може працювати в двох режимах — гіронапівкомпаса (ГПК) і гіромагнітного компаса (ГМК), роздивимися математичні моделі КС для кожного з цих режимів.

Наприклад, математична модель КС у режимі ГПК подається у вигляді

$$\psi_{\text{кс}} = \psi + \Delta \psi_{\Omega} + \Delta \psi_{\text{кард}} + \psi_{\text{др}} + \Delta \psi_i,$$

де ψ — ортодромічний або географічний курс; $\psi_{\text{кс}}$ — вихідний сигнал КС.

Методичну помилку $\Delta \psi_{\Omega}$, що обумовлена обертанням Землі, можна отримати з виразу:

$$\Delta \psi_{\Omega} = (\Omega_3 + \dot{\lambda}) (\sin \varphi - \sin \varphi_{\text{гпк}}),$$

де $\dot{\lambda}$ — швидкість зміни довготи; Ω_3 — швидкість обертання Землі; φ — істинна широта; $\varphi_{\text{гпк}}$ — широта, що задається з пристрою компенсації.

Без урахування ϑ карданова похибка ГПК $\Delta \psi_{\text{кард}}$ дорівнює

$$\Delta \psi_{\text{кард}} = \arctg[\tg \psi \cos \gamma] - \psi,$$

де γ — кут крену ЛА.

Розмір інструментальної похибки $\Delta \psi_i$ незначний, тому нею можна знехтувати.

Дрейф ГПК можна визначити з виразу:

$$\Delta\dot{\psi}_{\text{др}} = \Delta\omega_{\text{гпк}} + \xi_{\text{гпк}},$$

де $\Delta\omega_{\text{гпк}}$ — постійна або низькочастотна складова швидкості дрейфу ГПК; $\xi_{\text{гпк}}$ — флуктуаційна складова швидкості дрейфу, яка обумовлена розбалансуванням, моментами тертя та ін.

Математична модель КС у режимі ГМК рекомендується у вигляді:

$$\begin{aligned}\psi_{\text{КС}} &= \psi_{\text{МК}} + \Delta\psi_{\text{ГМК}}; \\ \Delta\dot{\psi}_{\text{МК}} + f(\psi_{\text{КС}} - \psi_{\text{МК}}) &= \Delta\omega_{\text{ГМК}} + \xi_{\text{ГМК}},\end{aligned}$$

де $\Delta\psi_{\text{ГМК}}$ — помилки КС у режимі ГМК; $f(\psi_{\text{КС}} - \psi_{\text{МК}})$ — характеристика корекції; $\Delta\omega_{\text{ГМК}}$, $\xi_{\text{ГМК}}$ — постійна та флуктуаційна складова дрейфу. Моделі КС можуть використовуватися при моделюванні контурів автоматичного управління ЛА при стабілізації курсу, при польоті за маршрутом курсовим методом, а також в алгоритмах сумісної обробки однорідної інформації.

3.3. Математична модель системи повітряних сигналів

Найменш інерційними в системі повітряних сигналів (СВС) є канали абсолютної барометричної висоти H_a і приладової швидкості $V_{\text{пр}}$, функції яких виконують датчики статичного та динамічного тисків.

Для каналу H_a математична модель СВС має вигляд:

$$\ddot{H}_a^{\text{СВС}} + 2\zeta_{H_a}\omega_{H_a}\dot{H}_a^{\text{СВС}} + \omega^2 H_a^{\text{СВС}} = H_a + \Delta H_a^{\text{СВС}} + \xi_{H_a},$$

де $H_a^{\text{СВС}}$ — барометрична висота на виході СВС; H_a — вимірювана барометрична висота; $\Delta H_a^{\text{СВС}}$ — постійна помилка СВС у каналі висоти (статична помилка); ξ_{H_a} — випадкова помилка (пульсації тиску); $\omega_{H_a} \in [10 \dots 15] \text{с}^{-1}$ — власна частота каналу барометричної висоти; $\zeta_{H_a} \in [0, 7 \dots 0, 8]$ — декремент згасання.

Для каналу $V_{\text{пр}}$ математична модель СВС може бути подана у вигляді:

$$\ddot{V}_{\text{пр}}^{\text{СВС}} + 2\zeta_V\omega_V V_{\text{пр}}^{\text{СВС}} + \omega_V^2 V_{\text{пр}}^{\text{СВС}} = V_{\text{пр}} + \Delta V_{\text{пр}}^{\text{СВС}} + \xi_V,$$

де $V_{\text{пр}}$ — вимірювана приладна швидкість; $V_{\text{пр}}^{\text{СВС}}$ — вихідний сигнал СВС; інші позначення в математичній моделі аналогічні позначенням каналу H_a , але індексуються як $V_{\text{пр}}$.

Найбільш інерційними у СВС є канали виміру числа M польоту та швидкості V через зміни власних частот і декрементів згасання в широких межах. Зміни власних частот і декрементів згасання визначаються інерційністю провідок статичного та динамічного тисків і залежать від висоти та швидкості польоту.

Статичні похибки каналів H_a , M , V існуючих СВС змінюються в межах:

$$\sigma_H \in [0,03 \dots 0,4]\%;$$

$$\sigma_M \in [0,2 \dots 0,6]\%;$$

$$\sigma_V = 5 \text{ км/ч} + 0,0035 V, \quad \forall H_a < 20 \text{ км};$$

$$\sigma_V = 5 \text{ км/ч} + 0,007 V, \quad \forall H_a \geq 20 \text{ км},$$

де σ_H , σ_M і σ_V — середньоквадратичні зведені похибки вимірювання величин H , M і V відповідно. Моделі можуть використовуватися в алгоритмах ПНК для комплексної обробки навігаційної інформації, а також для моделювання контурів автоматичного управління на етапах стабілізації висоти та приладної швидкості польоту.

3.4. Математична модель доплерівського вимірника швидкості та кута знесення

Для доплерівського вимірника швидкості та кута знесення типу ДИСС з індивідуальним обчислювачем або звичайним опрацюванням інформації математична модель може бути подана у вигляді:

$$\begin{aligned} T_{V_{\text{ДИСС}}} \dot{V}_{\text{шДИСС}} + V_{\text{шДИСС}} &= V_{\text{ш}} + \Delta V_{\text{шДИСС}} + \xi_{V_{\text{ДИСС}}}; \\ T_{\beta_{\text{ДИСС}}} \dot{\beta}_{\text{знДИСС}} + \beta_{\text{знДИСС}} &= \beta_{\text{зн}} + \Delta \beta_{\text{знДИСС}} + \xi_{\beta_{\text{ДИСС}}}, \end{aligned} \quad (3.1)$$

де $V_{\text{шДИСС}}$, $\beta_{\text{знДИСС}}$ — вихідні сигнали ДИСС; $V_{\text{ш}}$, $\beta_{\text{зн}}$ — шляхова швидкість і кут знесення; $\Delta V_{\text{шДИСС}}$, $\Delta \beta_{\text{знДИСС}}$ — складові помилок, що повільно змінюються; $\xi_{V_{\text{ДИСС}}}$, $\xi_{\beta_{\text{ДИСС}}}$ — випадкові помилки (шуми); $T_{V_{\text{ДИСС}}}$, $T_{\beta_{\text{ДИСС}}}$ — сталі часу каналів швидкості та кута знесення.

Вигляд математичної моделі (3.1) при розгляді складових шляхової швидкості $V_{\text{шх}}$, $V_{\text{шу}}$, $V_{\text{шз}}$ не змінюється.

Помилка контролю шляхової швидкості, як правило, не перевищує декількох часток відсотка, а помилка контролю кута знесення становить декілька десятих градуса.

Математичні моделі ДИСС зазвичай використовуються в алгоритмах інерціально-доплерівських режимів роботи ПНК, а також можуть використовуватися при моделюванні контурів автоматичного управління ЛА при польоті за маршрутом шляховим методом.

3.5. Математична модель радіосистеми ближньої навігації

Для далекомірного каналу радіосистеми ближньої навігації типу РСБН як математичні моделі можна застосовувати такі рівняння:

$$D_{\text{РСБН}}(k) = D(k) + \Delta D_{\text{РСБН}} + \xi_{\text{РСБН}}^D,$$

де $D_{\text{РСБН}}(k)$ — покази РСБН в k -ий момент часу, який відповідає моменту надходження k -го відбитого імпульсу; $D(k)$ — осереднене значення дальності у той самий момент часу; $\Delta D_{\text{РСБН}}$, $\xi_{\text{РСБН}}^D$ — постійна та флуктуаційна складові помилки.

Для одиночного виміру азимута за математичний опис РСБН можна використовувати вираз

$$A_{\text{РСБН}}(k) = A(k) + \Delta A_{\text{РСБН}} + \xi_{\text{РСБН}}^A,$$

позначення в математичній моделі аналогічні позначенням для каналу дальності.

Враховуючи ефект згладжування вихідного сигналу, математична модель РСБН може бути подана в такій формі:

$$T_D \dot{D}_{\text{РСБН}} + D_{\text{РСБН}} = D + \Delta D_{\text{РСБН}} + \xi_{\text{РСБН}}^D;$$

$$T_A \dot{A}_{\text{РСБН}} + A_{\text{РСБН}} = A + \Delta A_{\text{РСБН}} + \xi_{\text{РСБН}}^A,$$

де $D_{\text{РСБН}}$, $A_{\text{РСБН}}$ — вихідні сигнали системи в каналах дальності й азимута; $\Delta D_{\text{РСБН}}$, $\Delta A_{\text{РСБН}}$ — постійні помилки цих каналів; $\xi_{\text{РСБН}}^D$, $\xi_{\text{РСБН}}^A$ — шуми, що викликають флуктуаційні помилки РСБН; T_D , T_A — сталі часу каналу дальності й азимута відповідно; D , A — дійсні значення дальності й азимута.

У сучасних РСБН точність виміру дальності становить $\sigma_D = 200$ м, азимута — $\sigma_A \pm [0,1^\circ \dots 0,2^\circ]$.

3.6. Математична модель радіосистеми дальньої навігації

Для однієї пари станцій при імпульсному опрацюванні сигналів математична модель РСДН набирає вигляду:

$$\Delta D_{\text{РСДН}}(k) = D_1(k) - D_2(k) + \Delta_{\text{РСДН}} + \xi_{\text{РСДН}}^D,$$

де $\Delta D_{\text{РСДН}}(k)$ — вихідний сигнал РСДН в k -й момент часу; $D_1(k)$, $D_2(k)$ — дальності до першої та другої станцій за напрямками радіохвиль в k -й момент часу; $\Delta_{\text{РСДН}}$, $\xi_{\text{РСДН}}^D$ — помилки, що повільно змінюються, та флуктуаційні помилки.

Враховуючи ефект згладжування вихідного сигналу, математична модель РСДН може бути подана в такій формі:

$$T_D \Delta \dot{D}_{\text{РСДН}} + \Delta D_{\text{РСДН}} = D_1 - D_2 + \Delta_{\text{РСДН}} + \xi_{\text{РСДН}}^D,$$

де $\Delta D_{\text{РСДН}}$ — згладжений вихідний сигнал РСДН; $(D_1 - D_2)$ — різниця відстаней до першої та другої станцій; T_D — стала часу.

3.7. Математичні моделі бортової радіолокаційної станції і радіотехнічних засобів міжлітакової навігації

Математичні моделі цих систем мають вигляд:

- ✓ для бортової радіолокаційної станції (БРЛС):

$$T_D \dot{D}_{\text{ор}}^{\text{РЛС}} + D_{\text{ор}}^{\text{РЛС}} = D_{\text{ор}} + \Delta D_{\text{ор}}^{\text{РЛС}} + \xi_{\text{РЛС}}^D;$$

$$T_\phi \dot{\phi}_{\text{ор}}^{\text{РЛС}} + \phi_{\text{ор}}^{\text{РЛС}} = \phi_{\text{ор}} + \Delta \phi_{\text{ор}}^{\text{РЛС}} + \xi_{\text{РЛС}}^\phi;$$

- ✓ для радіотехнічних засобів міжлітакової навігації (МЛН):

$$T_\rho \dot{\rho}_{\text{МЛН}} + \rho_{\text{МЛН}} = \rho + \Delta \rho_{\text{МЛН}} + \xi_{\text{МЛН}}^\rho;$$

$$T_\phi \dot{\phi}_{\text{МЛН}} + \phi_{\text{МЛН}} = \phi + \Delta \phi_{\text{МЛН}} + \xi_{\text{МЛН}}^\phi;$$

$$T_\epsilon \dot{\epsilon}_{\text{МЛН}} + \epsilon_{\text{МЛН}} = \epsilon + \Delta \epsilon_{\text{МЛН}} + \xi_{\text{МЛН}}^\epsilon.$$

Відповідні вихідні сигнали для БРЛС показані на рис. 3.1, а; для радіотехнічних засобів МЛН — на рис. 3.1, б.

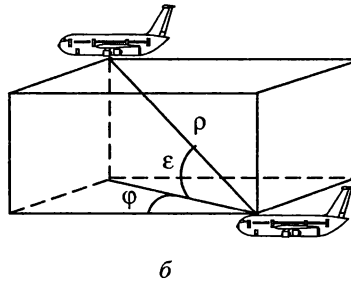
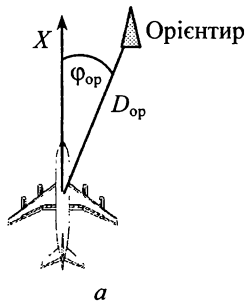


Рис. 3.1

На рис. 3.1 і у вищенаведених формулах $D_{ор}^{РЛС}$; $\varphi_{ор}^{РЛС}$ — вихідні сигнали БРЛС; $D_{ор}$ $\varphi_{ор}$ — дійсні значення дальності до орієнтира та його азимута; $\rho_{млн}$, $\varphi_{млн}$, $\epsilon_{млн}$ — вихідні сигнали системи МЛН; ρ , φ , ϵ — дійсні значення похилої дальності, курсового кута візування об'єкта та кута місця відповідно; інші позначення (сталіх часу, постійних і флуктуаційних помилок відповідних каналів БРЛС і МЛН) аналогічні, наприклад, РСБН.

Середньоквадратичні відхилення помилок виміру дальності в радіотехнічних системах складають 2 % від дальності, що вимірюється, а кутів візування до 1° .

3.8. Математичні моделі астросистем

Для горизонтального астрокомпасу математична модель може бути подана у вигляді:

$$\psi_{ак} = \psi + \Delta A + \Delta \beta_{св},$$

де $\psi_{ак}$ — вихідний сигнал астрокомпасу; ψ — дійсний курс відносно географічного меридіана; ΔA , $\Delta \beta_{св}$ — похибки обчислення азимута та курсового кута світила.

Формули для похибок обчислення азимута та курсового кута світила, відповідно, мають вигляд:

$$\Delta A = \Delta A_{\lambda} + \Delta A_{\varphi} \approx \Delta \varphi \sin A \operatorname{tg} h + \Delta \lambda (\sin \varphi - \cos \varphi \operatorname{tg} h \cos A);$$

$$\Delta \beta_{св} = \zeta \operatorname{tg} h,$$

де ΔA_{λ} , ΔA_{φ} — помилки, що обумовлені неточністю даних про довготу та широту; Δ , $\Delta \lambda$ — відхилення довготи та широти; φ , λ — дійсні значення широти та довготи; A , h — фактичний азимут і висота

світила; ς — поворот вимірювальної осі датчика кутів світила відносно вертикалі.

Розглянуті вище похибки (методичні похибки) обчислення азимута та курсового кута світила астрокомпаса є складовою основної похибки астрокомпаса.

Для астроорієнтаторів математичну модель обчислення координат можна подати як:

$$\lambda_{AC} = \lambda + \Delta\lambda; \quad \varphi_{AC} = \varphi + \Delta\varphi.$$

Для визначення $\Delta\lambda$, $\Delta\varphi$ використовується система рівнянь:

$$\Delta\varphi = \frac{\Delta h_2 \cos A_1 - \Delta h_1 \cos A_2}{\sin(A_2 - A_1)}; \quad \Delta\lambda = \frac{\Delta h_1 \sin A_2 - \Delta h_2 \sin A_1}{\cos \varphi \sin(A_2 - A_1)}.$$

Система зручна для аналізу як методичних, так і інструментальних похибок астроорієнтатора. Похибки обчислення координат ЛА $\Delta\varphi$, $\Delta\lambda$ істотно залежать від різниці азимутів світил $(A_2 - A_1)$. Помилки виміру висоти світил Δh_1 , Δh_2 складаються з помилок горизонтальної стабілізації, візування світила і дистанційної передачі «секстант—обчислювач».

3.9. Математична модель супутникової радіонавігаційної системи

Для складання навігаційних рівнянь використовується система декартових прямокутних координат із початком у центрі Землі. У випадку розбіжності шкал часу на штучному супутнику Землі і у споживача (ЛА) математична модель набуває вигляду:

$$(D_i + c\Delta t)^2 = (X_{ШСЗ_i} - X_{ЛА})^2 + (Y_{ШСЗ_i} - Y_{ЛА})^2 + (Z_{ШСЗ_i} - Z_{ЛА})^2, \quad i = \overline{1, 4},$$

де D_i — дальність до i -го ШСЗ; c — швидкість світла; Δt — обмірювальна квазідальність; $X_{ШСЗ_i}$, $Y_{ШСЗ_i}$, $Z_{ШСЗ_i}$ — координати i -го ШСЗ; $X_{ЛА}$, $Y_{ЛА}$, $Z_{ЛА}$ — координати ЛА.

Перехід від виміру дальностей (квазідальностей) до виміру швидкостей (квазішвидкостей) можливий шляхом диференціювання за часом рівнянь математичної моделі, що дозволяє обчислити значення складових вектора швидкості $\dot{X}_{ЛА}$, $\dot{Y}_{ЛА}$, $\dot{Z}_{ЛА}$.

За високої стабільності опорних генераторів і достатньо високої точності встановлення їхніх номінальних частот, зміна Δt за час на-

вігаційного сеансу незначна і при визначенні координат $X_{\text{ЛА}}, Y_{\text{ЛА}}, Z_{\text{ЛА}}$ зміною Δt можна знехтувати. При вимірюванні швидкості залежність Δt від часу істотно впливає на помилку вимірювання. У цьому випадку:

$$\begin{aligned} (D_i + c\Delta t)(\dot{D}_i + \delta\dot{D}) = & (X_{\text{ШСЗ}_i} - X_{\text{ЛА}})(\dot{X}_{\text{ШСЗ}_i} - \dot{X}_{\text{ЛА}}) + \\ & + (Y_{\text{ШСЗ}_i} - Y_{\text{ЛА}})(\dot{Y}_{\text{ШСЗ}_i} - \dot{Y}_{\text{ЛА}}) + (Z_{\text{ШСЗ}_i} - Z_{\text{ЛА}})(\dot{Z}_{\text{ШСЗ}_i} - \dot{Z}_{\text{ЛА}}), \end{aligned}$$

де $\delta\dot{D}$ — поправка радіальної швидкості за рахунок розбіжності частот опорних генераторів ЛА та ШСЗ; $X_{\text{ЛА}}, Y_{\text{ЛА}}, Z_{\text{ЛА}}$ — координати ЛА, що визначені на етапі розв’язання навігаційної задачі. Під час розв’язання системи рівнянь розраховуються $\dot{X}_{\text{ЛА}}, \dot{Y}_{\text{ЛА}}, \dot{Z}_{\text{ЛА}}, \delta\dot{D}$.

Моделі супутникової радіонавігаційної системи сумісно з математичними моделями ІНС використовують в алгоритмах комплексної обробки навігаційної інформації в розвинутих сучасних ПНК.

Для підвищення точності вимірювання окремих навігаційних параметрів, наприклад, висоти польоту може здійснюватися комплексна обробка інформації вимірників цього параметра, наприклад, барометричного (БВ) і радіовисотоміра (РВ). Але для цього необхідно мати математичні моделі таких окремих вимірників.

3.10. Математична модель баровисотоміра

Для БВ математична модель може бути подана у вигляді:

$$T_{\text{БВ}}\dot{H}_{\text{БВ}} + H_{\text{БВ}} = H + \Delta H_{\text{БВ}} + \xi_{\text{БВ}},$$

де H — дійсна відносна висота; $H_{\text{БВ}}$ — вихідний сигнал БВ; $\Delta H_{\text{БВ}}$ — постійна та низькочастотна складова помилки; $\xi_{\text{БВ}}$ — флуктуаційна помилка, що віддзеркалює пульсації тиску; $T_{\text{БВ}}$ — стала часу БВ, яка визначається інерційністю проводки статичного тиску (змінюється від частин секунди до десятків секунд і залежить від висоти польоту).

Випадкова похибка $\Delta H_{\text{БВ}}$ визначається середньоквадратичним відхиленням σ_H і залежить від абсолютної висоти польоту H_a (вимірюється в км):

$$\sigma_H = \sigma_{H_0} + aH_a + bH_a^2,$$

де σ_{H_0} — відповідає σ_H для $H_a = 0$; a, b — коефіцієнти полінома.

Моделі БВ сумісно з моделями РВ можуть використовуватися в алгоритмах формування істинної висоти польоту, наприклад, на етапах посадки, або маловисотного польоту.

3.11. Математична модель радіовисотоміра

Для радіовисотоміра (РВ) математичну модель рекомендується використовувати у вигляді:

$$T_{\text{РВ}} \dot{H}_{\text{РВ}} + H_{\text{РВ}} = H_i + \Delta H_{\text{РВ}} + \xi_{\text{РВ}},$$

де H_i — дійсна геометрична (істинна) висота польоту, усі інші складові у виразі аналогічні складовим моделі баровисотоміра, тільки мають іншу фізичну природу. $\Delta H_{\text{РВ}}$, $\xi_{\text{РВ}}$ — значення похибки РВ, що повільно змінюється, і флуктуаційної похибки.

При імпульсно-часовому засобі виміру висоти використовується дискретна математична модель РВ:

$$H_{\text{РВ}}(k) = H_i(k) + \Delta H_{\text{РВ}} + \xi_{\text{РВ}},$$

де $H_{\text{РВ}}(k)$ — покази РВ у k -й момент часу, що відповідає моменту надходження k -го відбитого імпульсу; $H_i(k)$ — усереднене значення геометричної (істинної) висоти в той самий момент часу.

Моделі РВ можуть використовуватися під час моделювання контурів маловисотного польоту.



Контрольні запитання

1. Які припущення зроблені під час отримання повної математичної моделі ІНС?
2. Які додаткові припущення зроблені під час отримання спрощеної математичної моделі ІНС?
3. Якими ланками, з точки зору теорії автоматичного керування, описуються математичні моделі каналів СВС?
4. Якими ланками, з точки зору теорії автоматичного керування, описуються математичні моделі ДИСС, а також РСБН і РСДН при врахуванні ефекту згладжування?
5. Який вигляд має математична модель супутникової радіонавігаційної системи?
6. Які складові враховуються у разі отримання помилок виміру світла у математичній моделі астрономічної системи навігації?



ОСНОВНІ АЛГОРИТМИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ В ПІЛОТАЖНО- НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСАХ

Основними задачами ПНК як постачальника інформаційного забезпечення польоту ЛА є:

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

Висока ефективність використання інформації, яка надходить на борт ЛА, забезпечується застосуванням різних методів її обробки. До основних методів обробки інформації треба віднести оптимальну фільтрацію й оптимальне управління, яке реалізується в сучасних ПНК. Найкращі результати підвищення якісних характеристик вимірювальних комплексів досягаються в системах зі структурною надмірністю. Під структурною надмірністю в ПНК розуміється можливість отримання пілотажно-навігаційної інформації паралельно декількома способами з використанням сигналів від приладів та вимірювальних систем, що входять до складу ПНК. Отримана таким образом інформація комплексується.

В існуючих ПНК широке розповсюдження знайшли такі способи сумісної обробки однорідної інформації, що надходить від декількох вимірників:

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

4.1. Схема компенсації

Схема компенсації набула найширшого розповсюдження під час обробки пілотажно-навігаційної інформації у випадках, якщо один і той самий навігаційний параметр вимірюється двома або декількома вимірниками, робота яких базується на різних фізичних

принципах. У цьому випадку алгоритм компенсації, що дає можливість значно зменшити похибки вимірювання реалізується за схемою, що показана на рис. 4.1.

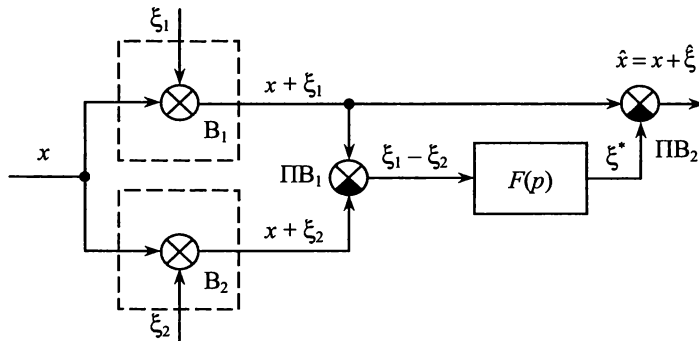


Рис. 4.1

Сигнали вимірників B_1 і B_2 , які крім вимірюваної величини x містять у собі сигнали помилок ξ_1 та ξ_2 , надходять на вхід пристрою віднімання ПВ_1 , на виході якого формується сигнал

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

Цей сигнал проходить крізь динамічний фільтр $F(p)$ і на другому пристрої ПВ_2 віднімається від сигналу першої (коректованої) системи.

Рівняння такої системи може бути записане у вигляді

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

або

$$\hat{x} = x + [1 - F(p)]\xi_1 + F(p)\xi_2 = x + \hat{\xi}, \quad (4.1)$$

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

Якщо вибрати фільтр $F(p)$ таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду ξ_1 і заглушував заваду ξ_2 , то помилка комплексної системи буде мінімальною, тобто помилка $\hat{\xi}$ зменшується залежно від різниці в спектральних характеристиках завад ξ_1 та ξ_2 . У випадку значної різниці в частотних характеристиках завад на виході фільтра $F(p)$ (див. рис. 4.1) повністю буде відтворюватися завада ξ_1 , а на виході другого пристрою віднімання ПВ_2 відтворюється точне значення вимірюваного параметра x , оскільки

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

Однак реальний фільтр, пропускаючи частку енергії завади ξ_1 , не повністю заглушує заваду ξ_2 , як наслідок цього вихідний сигнал схеми окрім потрібної величини x буде містити помилку $\hat{\xi}$.

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

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

де T — стала часу фільтра.

Передаточна функція фільтра високих частот

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

являє собою реальну диференційовану ланку.

З урахуванням вищевикладеного, схему компенсації, що наведена на рис. 4.1, можна подати як еквівалентну схему отримання оцінки $\hat{x} = x + \hat{\xi}$ (рис. 4.2).

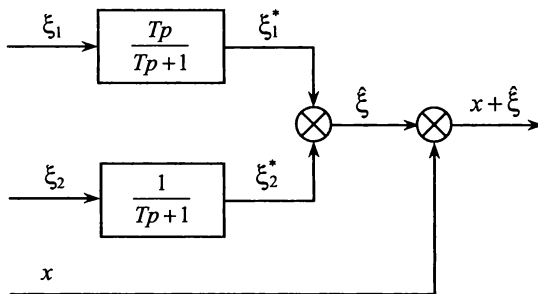


Рис. 4.2

Враховуючи передбачуваний характер спектральних характеристик ξ_1 і ξ_2 — спектральних щільностей $S_{\xi_1}(\omega)$ і $S_{\xi_2}(\omega)$ (рис. 4.3), можна навести графіки спектральних характеристик сигналів помилок ξ_1^* і ξ_2^* (дисперсій помилок $D(\xi_1^*)$ та $D(\xi_2^*)$), отриманих в результаті проходження сигналів через відповідні фільтри з амплітудно-частотними характеристиками (АЧХ) $[1 - F(j\omega)]$ та $F(j\omega)$.

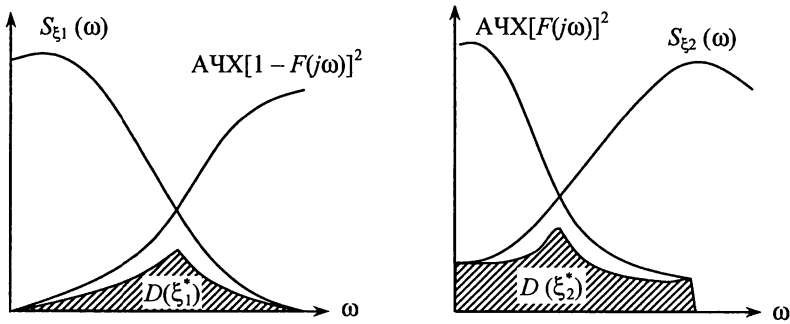


Рис. 4.3

Якщо помилки ξ_1 і ξ_2 є стаціонарні та статично незалежні випадкові функції часу зі спектральними щільностями $S_{\xi_1}(\omega)$ та $S_{\xi_2}(\omega)$, то дисперсії помилок вихідних сигналів визначаються за формулами:

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

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

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

Дисперсія помилки системи при реалізації способу компенсації має вигляд:

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

На основі рис. 4.3 можна зробити висновок, що дисперсія помилки системи σ_{ξ}^2 тим менше, чим більше відрізняються за частотою спектральні щільності похибок вхідних сигналів. Таким чином, задача комплексування двох вимірників полягає у виборі такої частотної характеристики фільтра $F(j\omega)$, щоб після підсумовування сигналів (див. рис. 4.2) параметр на виході схеми $\hat{x} = x + \hat{\xi}$ був близький до вимірюваного параметра $x(t)$.

Схему компенсації можна реалізувати, використовуючи схему зі зворотним зв'язком (рис. 4.4). Рівняння помилок у цьому випадку еквівалентні отриманим раніше для схеми компенсації без зворотного зв'язку (див. рис. 4.1).

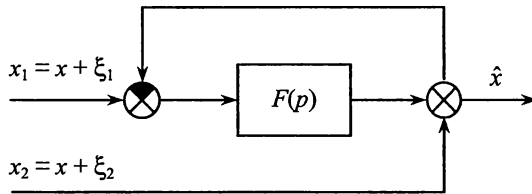


Рис. 4.4

Для схеми компенсації, зображеної на 4.4, можна записати:

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

звідки маємо

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

$$\text{де } \hat{\xi} = \frac{F(p)}{1 + F(p)}\xi_1 + \frac{1}{1 + F(p)}\xi_2.$$

Якщо $F(p) = Tp$, рівняння помилок повністю збігаються.

4.2. Схема фільтрації

Схема фільтрації у випадку, коли один і той самий параметр вимірюється двома вимірниками, має вигляд, показаний на рис. 4.5.

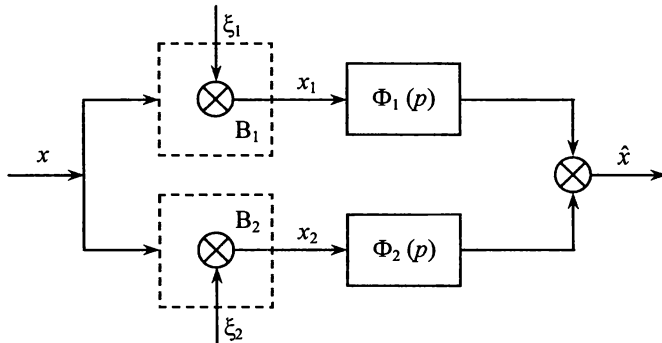


Рис. 4.5

Сигнал на виході такої системи описується рівнянням

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

або

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

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

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

У цьому випадку вихідний сигнал матиме вигляд

$$\hat{x} = x + [1 - \Phi_2(p)]\xi_1 + \Phi_2(p)\xi_2 = x + \hat{\xi}, \quad (4.2)$$

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

Таким чином, при $\Phi_2(p) = F(p)$ вираз (4.2) перетворюється у вираз (4.1), що свідчить про еквівалентність схем компенсації і фільтрації.

Приклад 1. Роздивимось параметричний синтез комплексної системи вимірювання висоти, яка використовує сигнал від радіовисотоміра та баровисотоміра.

Радіовисотомір має стаціонарну флуктуаційну похибку $\xi_{PB} = \xi_{PB}^\Phi$, що описується кореляційною функцією:

$$K_{\xi_{PB}}(\tau) = \sigma_{PB}^2 e^{-\alpha_{PB}|\tau|}.$$

Барометричний висотомір крім стаціонарної флуктуаційної складової похибки ξ_{BB}^Φ , що описується аналогічною кореляційною функцією

$$K_{\xi_{BB}}(\tau) = \sigma_{BB}^2 e^{-\alpha_{BB}|\tau|},$$

має регуляторну нестаціонарну складову

$$\xi_{BB}^P = \lambda_0,$$

де λ_0 — центрована випадкова величина із заданою дисперсією $D[\lambda_0]$, тобто $\xi_{BB} = \xi_{BB}^\Phi + \xi_{BB}^P$.

Спектр флуктуаційної похибки радіовисотоміра значно ширше спектра аналогічної похибки баровисотоміра ($\alpha_{PB} \gg \alpha_{BB}$), тому для реалізації комплексної системи вимірювання висоти доцільно вибрати схему з фільтром різницевого сигналу низької частоти, тобто

опрацювати інформацію вимірників за схемою компенсації, показаною на рис. 4.6.

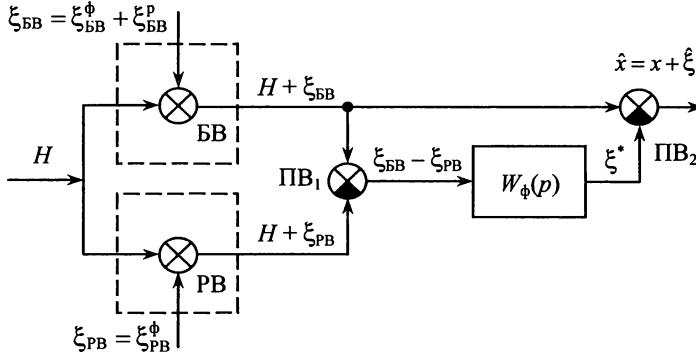


Рис. 4.6

Вигляд передаточної функції фільтра, з метою вилучення регулярної складової похибки баровисотоміра, визначається за умови забезпечення астатизму першого порядку, тобто

$$W_{\phi}(p) = \frac{1}{1 + Tp},$$

де стала часу T визначається за умови мінімізації середньоквадратичної похибки комплексної системи.

У даному випадку параметричну оптимізацію зручніше проводити в частотній області. Переходячи до спектральних характеристик похибок, маємо

$$S_{\xi_{РВ}}(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \sigma_{РВ}^2 e^{-\alpha_{РВ}^2 |\tau|} e^{-j\omega\tau} d\tau = \frac{\sigma_{РВ}^2 \alpha_{РВ}}{\pi(\alpha_{РВ}^2 + \omega^2)}$$

і аналогічно

$$S_{\xi_{БВ}}(\omega) = \frac{\sigma_{БВ}^2 \alpha_{БВ}}{\pi(\alpha_{БВ}^2 + \omega^2)}.$$

З урахуванням того, що $\alpha_{РВ} \gg \alpha_{БВ}$, спектр похибок радіовисотоміра в смузі пропускання фільтра низьких частот практично постійний і дорівнює значенню спектральної щільності при $\omega = 0$

$$S_{\xi_{РВ}}(\omega) = S_{\xi_{РВ}}(0) = \frac{\sigma_{РВ}^2}{\alpha_{РВ}\pi}.$$

Таким чином, в умовах даної задачі похибку радіовисотоміра можна вважати білим шумом.

Складові похибки комплексної системи $D_i[\varepsilon]$ з урахуванням похибок окремих вимірників мають вигляд

$$D_i[\varepsilon] = \int_{-\infty}^{+\infty} |W_i(j\omega)|^2 S_{\varepsilon_i}(\omega) d\omega. \quad (4.3)$$

Передаточна функція фільтра для сигналу $\xi_{\text{БВ}}$ дорівнює $[1 - W_\Phi(p)]$, і, в такому разі, автоматично виконується умова інваріантності при будь-яких параметрах фільтра $W_\Phi(p)$. Відповідно до формули (4.3) маємо

$$D_1[\varepsilon] = \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{\sigma_{\text{РВ}}^2}{\alpha_{\text{РВ}} \pi} \left| \frac{1}{1 + j\omega T} \right|^2 d\omega = \frac{\sigma_{\text{РВ}}^2}{\alpha_{\text{РВ}} T},$$

$$D_2[\varepsilon] = \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{\sigma_{\text{БВ}}^2 \alpha_{\text{БВ}}}{\pi(\alpha_{\text{БВ}}^2 + \omega^2)} \left| 1 - \frac{1}{1 + j\omega T} \right|^2 d\omega = \frac{\sigma_{\text{БВ}}^2 \alpha_{\text{БВ}} T}{\alpha_{\text{БВ}} T + 1}.$$

Дисперсія похибки комплексної системи з урахуванням незалежності похибок вимірників дорівнює

$$D_\Sigma[\varepsilon] = \sum_{i=1}^2 D_i[\varepsilon] = \frac{\sigma_{\text{РВ}}^2}{\alpha_{\text{РВ}} T} + \frac{\sigma_{\text{БВ}}^2 \alpha_{\text{БВ}} T}{\alpha_{\text{БВ}} T + 1} \quad (4.4)$$

і є цільовою функцією, яку необхідно мінімізувати за параметром T . Обмеження на параметр T є тільки його позитивність. Для зручності подальшого викладання позначимо

$$\alpha_{\text{БВ}} T = z, \quad \frac{\sigma_{\text{БВ}}^2 \alpha_{\text{РВ}}}{\sigma_{\text{РВ}}^2 \alpha_{\text{БВ}}} = m^2. \quad (4.5)$$

З урахуванням позначень (4.5) формула (4.4) набуває вигляду

$$D_\Sigma[\varepsilon] = \sigma_{\text{БВ}}^2 \left(\frac{1}{m^2 z} + \frac{z}{1 + z} \right) = \psi(z), \quad z > 0. \quad (4.6)$$

Мінімум функції $\psi(z)$ визначається з умов

$$\frac{d\psi(z)}{dz} = 0, \quad \frac{d^2\psi(z)}{dz^2} > 0. \quad (4.7)$$

Диференціюючи (4.6) і прирівнюючи першу похідну функції $\psi(z)$ до нуля, отримаємо квадратне рівняння

$$z^2(m^2 - 1) - 2z - 1 = 0,$$

розв'язавши яке визначимо

$$z_1 = \frac{1}{m-1}; \quad z_2 = \frac{-1}{m+1}.$$

Розв'язок рівняння z_2 не задовольняє умовам позитивності z . Другий розв'язок рівняння — значення z_1 позитивне за умови $m > 1$, що зазвичай виконується, оскільки $\sigma_{\text{РВ}}^2$ і $\sigma_{\text{БВ}}^2$ мають один порядок, а $\alpha_{\text{РВ}} \gg \alpha_{\text{БВ}}$. Таким чином, розв'язком рівняння стає значення z_1 .

Досліджуючи умови (4.7) для другої похідної, отримаємо

$$\left. \frac{d^2\psi(z)}{dz^2} \right|_{z=(m-1)^{-1}} = \frac{2\sigma_{\text{БВ}}^2}{m^2} (m-1)^3 \left(1 - \frac{1}{m} \right) > 0,$$

тобто $z_{\text{опт}} = \alpha_{\text{БВ}} T_{\text{опт}} = \frac{1}{m-1}$ дійсно визначає мінімум функції $\psi(z)$, яка задана формулою (4.6). Оптимальне значення сталої часу $T_{\text{опт}}$ визначається у вигляді

$$T_{\text{опт}} = \frac{1}{\alpha_{\text{БВ}}(m-1)}.$$

4.3. Методи оптимальної обробки інформації в ПНК

Методи оптимальної обробки інформації в ПНК використовуються з метою отримання оцінок вектора стану ПС (або деякої частини цього вектора) в умовах впливу випадкових збурень і завад на процес вимірювання. При цьому оцінюються не самі параметри польоту, а їхні похибки.

Нехай вектор стану динамічної системи описується векторно-матричним рівнянням

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{V}_x(t), \quad (4.8)$$

де $\dot{\mathbf{X}}(t)$ — n -мірний вектор стану системи; $\mathbf{A}(t)$ — квадратна матриця розмірності $n \times n$, яка являє собою матрицю коефіцієнтів системи; $\mathbf{V}_x(t)$ — k -мірний вектор збурень, що діють на вході динамічної системи; $\mathbf{B}(t)$ — матриця збурень, розмірності $m \times k$.

Вважаємо, що компоненти вектора $\mathbf{V}_x(t)$ лінійно зв'язані з випадковими функціями типу білого шуму, мають нульові математичні сподівання $M[\mathbf{V}_x(t)] = 0$ і характеризуються кореляційною матрицею $\mathbf{R}_x(t) = M[\mathbf{V}_x(t), \mathbf{V}_x^T(t)]$.

Отже

$$M[\mathbf{V}_x(t)] = 0;$$

$$M[\mathbf{V}_x(t), \mathbf{V}_x^T(t)] = \mathbf{R}_x(t)\delta(t - \tau),$$

де M — символ математичного сподівання; $\delta(t - \tau)$ — дельта-функція.

З вектором стану системи $\mathbf{X}(t)$ співвідношенням

$$\dot{\mathbf{Y}}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) \quad (4.9)$$

зв'язаний вектор спостережень $\mathbf{Y}(t)$ розмірності m .

У рівнянні (4.9) $\mathbf{H}(t)$ — матриця зв'язку (матриця спостереження). Необхідною умовою оптимального оцінювання є повна спостережливість вектора стану $\mathbf{X}(t)$ за вектором спостереження $\mathbf{Y}(t)$.

Вважається, що процес $\mathbf{X}(t)$ цілком спостережний на інтервалі $t \in [t_1, t_2]$, якщо за значенням вектора $\mathbf{Y}(t)$ при $t \in [t_1, t_2]$ можна обчислити значення вектора $\mathbf{X}(t)$ при $t \in [t_1, t_2]$. Умови повної спостережливості виконуються при $m \leq n$. Оскільки компоненти вектора $\mathbf{Y}(t)$ вимірюються з помилками, то як наслідок вимірювання отримують новий вектор, так званий вектор вимірювання

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{Y}(t) + \mathbf{V}_z(t),$$

де $\mathbf{V}_z(t)$ — вектор помилок вимірювання (припускається, що компоненти вектора $\mathbf{V}_z(t)$ можна подати у вигляді білого шуму з нульовим математичним сподіванням). Вектор $\mathbf{V}_z(t)$, аналогічно вектору $\mathbf{V}_x(t)$, характеризується кореляційною матрицею $\mathbf{R}_z(t)$ розмірності $m \times m$, тобто

$$M[\mathbf{V}_z(t)] = 0,$$

$$M[(\mathbf{V}_z(t), \mathbf{V}_z^T(t))] = \mathbf{R}_z(t) \delta(t - \tau).$$

Припускаючи, що компоненти векторів $\mathbf{V}_x(t)$ і $\mathbf{V}_z(t)$ некорельовані, на підставі викладеного, математичну модель динамічної системи та рівняння спостереження можна записати у вигляді

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}}(t) &= \mathbf{A}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{V}_x(t); \\ \mathbf{Z}(t) &= \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_z(t).\end{aligned}\tag{4.10}$$

За оптимальної обробки пілотажно-навігаційної інформації в ПНК найважливішим процесом є процес отримання оптимальних оцінок $\hat{\mathbf{X}}(t)$. В основу алгоритмів отримання оптимальних оцінок можуть бути покладені такі методи обробки інформації:

- метод найменших квадратів (МНК);
- метод максимуму правдоподібності;
- рекурентний метод (оптимальний фільтр Калмана).

Алгоритм оцінювання за методом найменших квадратів

Метод найменших квадратів застосовується для одержання оптимальних оцінок при обробці накопичених вимірювань. Якщо виконано m вимірювань координат $\mathbf{X}$ (параметрів) системи (4.8), тоді

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V}_z,\tag{4.11}$$

де $\mathbf{H}$ — матриця спостереження; $\mathbf{Z}$, $\mathbf{X}$ і $\mathbf{V}_z$ — вектори, компонентами яких є реалізація вектора вимірювання $\mathbf{Z}_i$, вектора стану системи $\mathbf{X}_i$ і вектора помилок вимірювання $\mathbf{V}_{z_i}$ відповідно, причому $i = \overline{1, m}$.

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

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

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

У матричному виді цей вираз запишеться так:

$$J = \left| \begin{array}{c} V_{z1} \\ V_{z2} \\ \vdots \\ V_{zm} \end{array} \right|,$$

або з урахуванням (4.11)

$$J = (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\mathbf{X})^T (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\mathbf{X}).\tag{4.12}$$

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

З урахуванням рівняння (4.12) маємо

$$\mathbf{H}^T(\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}) + (\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}})^T \mathbf{H} = 0. \quad (4.13)$$

Доданки виразу (4.13) рівні між собою, оскільки є добутками транспонованих відносно один до одного однакових співмножників $\mathbf{H}$ і $(\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}})$. Отже, тільки рівність нулю кожного з цих двох доданків забезпечує рівність нулю виразу (4.13).

Нехай:

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

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

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

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

Структурна схема одержання оптимальних оцінок за методом найменших квадратів показана на рис. 4.7.

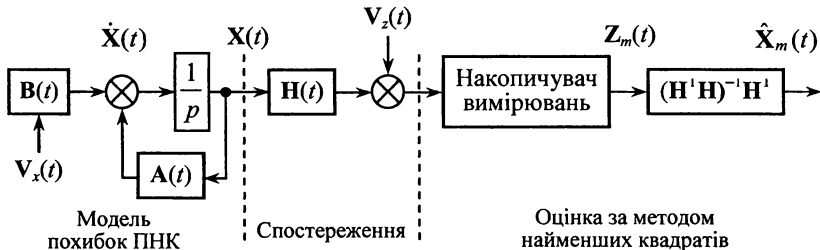


Рис. 4.7

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

Розглянемо приклад застосування МНК для оцінки пілотажно-навігаційних параметрів польоту.

Приклад 2. Роздивимось комплексну систему вимірювання кутових положень ЛА, яка використовує методом найменших квадратів. Нехай ПНК, на основі інформації від трьох ідентичних ІНС, обчислює кут крену ЛА. Покази першої, другої і третьої ІНС відповідно дорівнюють:

$$\begin{cases} z_1 = \gamma + \xi_1; \\ z_2 = \gamma + \xi_2; \\ z_3 = \gamma + \xi_3, \end{cases}$$

де γ — поточний кут крену; ξ_1, ξ_2 і ξ_3 — помилки вимірювання першої, другої і третьої ІНС відповідно (компоненти вектора $\mathbf{V}_z$).

Теж саме запишемо у матричній формі

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V}_z,$$

$$\text{де } \mathbf{Z} = [z_1 \ z_2 \ z_3]^T, \ \mathbf{H} = [1 \ 1 \ 1]^T, \ \mathbf{X} = \gamma, \ \mathbf{V}_z = [\xi_1 \ \xi_2 \ \xi_3]^T.$$

Необхідно за спостереженнями $\mathbf{Z}$ і заданою матрицею спостереження $\mathbf{H}$ оцінити стан вектора $\mathbf{X}$. Оцінкою кута крену за методом найменших квадратів буде

$$\hat{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{Z},$$

$$\text{де } \mathbf{H}^T \mathbf{H} = \begin{vmatrix} 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 \end{vmatrix} = 1+1+1=3;$$

$$(\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} = \frac{1}{3};$$

$$(\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T = \frac{1}{3} \begin{vmatrix} 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \frac{1}{3} & \frac{1}{3} & \frac{1}{3} \end{vmatrix}.$$

Використовуючи вищевикладене отримаємо

$$\hat{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{Z} = \begin{vmatrix} \frac{1}{3} & \frac{1}{3} & \frac{1}{3} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{vmatrix} = \frac{z_1 + z_2 + z_3}{3}.$$

Отже, значення крену в даному випадку визначається як середнє арифметичне показів трьох інерціальних систем.

Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності

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

Передбачається, що похибки вимірювання розподілені за нормальним законом. Тоді щільність розподілу ймовірностей вектора V_{zm} має вигляд:

$$P(V_{zm}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp \left[-\frac{1}{2} V_{zm}^T R_z^{-1} V_{zm} \right], \quad (4.14)$$

де R_z — кореляційна матриця похибок вимірювання; $|R_z|$ — визначник матриці R_z .

Використання алгоритму оцінок за методом максимуму правдоподібності передбачує виконання умови $|R_z| \neq 0$, тобто матриця R_z не повинна бути особливою. Підставивши (4.11) у (4.14), отримаємо вираз для функції правдоподібності

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

яка являє собою щільність розподілу помилок вимірювання.

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

$$\frac{\partial \psi(X)}{\partial X} = 0.$$

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

$$\ln \psi(X) = \ln \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} - \frac{1}{2} (Z_m - HX_m)^T R_z^{-1} (Z_m - HX_m). \quad (4.15)$$

Узявши в рівнянні (4.15) похідні за компонентами вектора X_m і прирівнюючи їхню суму до нуля, одержимо:

$$\frac{1}{2} H^T R_z^{-1} (Z_m - H\hat{X}_m) + \frac{1}{2} H R_z^{-1} (Z_m - H\hat{X}_m)^T = 0. \quad (4.16)$$

Зауважимо, що як і для формули оцінки вимірювань за методом найменших квадратів, один із доданків виразу (4.16) є транспонованим відносно іншого. Отже, доданки цього виразу рівні між собою, вони не можуть бути від'ємні, тому кожний з них дорівнює нулю. Припустимо, що

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

тоді

$$\hat{\mathbf{X}}_m = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{Z}_m. \quad (4.17)$$

Вираз (4.17) стає вихідним для розробки алгоритму отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності.

Для визначення цих оцінок необхідно:

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

Структурна схема отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності показана на рис. 4.8.

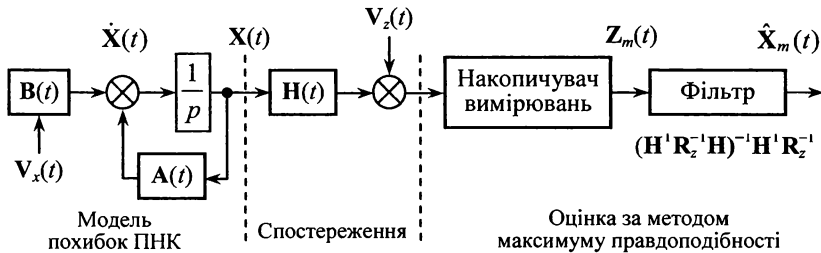


Рис. 4.8

Як і для алгоритму оцінок за МНК отримання оцінки $\hat{\mathbf{X}}_m$ пов'язане з накопиченням вимірювань $\mathbf{Z}_m$, тому цей метод, як і МНК, можна використовувати лише при вимірюванні одного параметра декількома системами. В іншому випадку нова оцінка помилок ПНК не буде співпадати з поточним значенням помилок на час, що дорівнює часу накопичення спостережень.

Приклад 3. Припустимо, що географічна широта ЛА (φ) вимірюється за допомогою ІНС та астроорієнтатора типу ЗСО; похибки ІНС і ЗСО некорельовані; за паспортними даними дисперсії похибок ІНС та ЗСО становлять: $\sigma_{\text{ІНС}}^2 = (6')^2$, $\sigma_{\text{ЗСО}}^2 = (3')^2$.

Необхідно оцінити за методом максимуму правдоподібності значення географічної широти ЛА, якщо покази ІНС на даний момент становлять $50^{\circ}24'$, а покази ЗСО — $50^{\circ}30'$.

Оцінка параметра ϕ за методом максимуму правдоподібності відповідно до (4.17) визначається співвідношенням

$$\hat{\phi} = \left(\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H} \right)^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{Z},$$

$$\begin{aligned} \text{де } \mathbf{H} &= \begin{vmatrix} 1 \\ 1 \end{vmatrix}; \quad \mathbf{R}_z = \begin{vmatrix} \sigma_{\text{ІНС}}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{\text{ЗСО}}^2 \end{vmatrix}; \quad \mathbf{Z} = \begin{vmatrix} z_{\text{ІНС}} \\ z_{\text{ЗСО}} \end{vmatrix}; \quad \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} = \begin{vmatrix} 1 & 1 \\ \sigma_{\text{ІНС}}^2 & \sigma_{\text{ЗСО}}^2 \end{vmatrix}; \\ \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H} &= \begin{vmatrix} 1 & 1 \\ \sigma_{\text{ІНС}}^2 & \sigma_{\text{ЗСО}}^2 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} 1 \\ 1 \end{vmatrix} = \frac{\sigma_{\text{ІНС}}^2 + \sigma_{\text{ЗСО}}^2}{\sigma_{\text{ІНС}}^2 \sigma_{\text{ЗСО}}^2}; \quad (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} = \frac{\sigma_{\text{ІНС}}^2 \sigma_{\text{ЗСО}}^2}{\sigma_{\text{ІНС}}^2 + \sigma_{\text{ЗСО}}^2}; \\ (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T &= \frac{\sigma_{\text{ІНС}}^2 \sigma_{\text{ЗСО}}^2}{\sigma_{\text{ІНС}}^2 + \sigma_{\text{ЗСО}}^2} \begin{vmatrix} 1 & 1 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \frac{\sigma_{\text{ІНС}}^2 \sigma_{\text{ЗСО}}^2}{\sigma_{\text{ІНС}}^2 + \sigma_{\text{ЗСО}}^2} & \frac{\sigma_{\text{ІНС}}^2 \sigma_{\text{ЗСО}}^2}{\sigma_{\text{ІНС}}^2 + \sigma_{\text{ЗСО}}^2} \end{vmatrix}; \\ (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} &= \begin{vmatrix} \frac{\sigma_{\text{ЗСО}}^2}{\sigma_{\text{ІНС}}^2 + \sigma_{\text{ЗСО}}^2} & \frac{\sigma_{\text{ІНС}}^2}{\sigma_{\text{ІНС}}^2 + \sigma_{\text{ЗСО}}^2} \end{vmatrix}. \end{aligned}$$

Оцінка координати ϕ за результатами вимірювань ІНС і ЗСО

$$\hat{\phi} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{Z} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H}) \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \begin{vmatrix} z_{\text{ІНС}} \\ z_{\text{ЗСО}} \end{vmatrix}.$$

Отже $\hat{\phi} = \frac{\sigma_{\text{ЗСО}}^2}{\sigma_{\text{ІНС}}^2 + \sigma_{\text{ЗСО}}^2} z_{\text{ІНС}} + \frac{\sigma_{\text{ІНС}}^2}{\sigma_{\text{ІНС}}^2 + \sigma_{\text{ЗСО}}^2} z_{\text{ЗСО}}$, або в числовому вигляді $\hat{\phi} = \frac{3'}{6' + 3'} 50^{\circ}24' + \frac{6'}{6' + 3'} 50^{\circ}30' = 50^{\circ}28'$.

Рекурентний метод обробки інформації

Рекурентний метод обробки інформації дозволяє отримати оцінку параметра після кожного досліді. Для пояснення рекурентного (послідовного) методу отримання оцінок вважаємо, що зроблено m вимірювань параметра x , тобто

$$z_i = x + v_{zi}; \quad i = \overline{1, m},$$

де x — вимірюваний параметр; v_{zi} — похибка i -го спостереження.

За результат оцінки вимірюваного параметра x_m під час проведення m спостережень візьмемо:

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

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

$$\hat{x}_{m+1} = \frac{\left(\sum_{i=1}^m z_i \right) + z_{m+1}}{m+1} = \frac{m}{m+1} \left(\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m z_i \right) + \frac{1}{m+1} z_{m+1}, \quad (4.18)$$

або

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

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

Додамо та віднімемо з правої частини виразу (4.18) значення $\hat{x}_m$, унаслідок отримаємо

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

Остаточно можна записати:

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

або, позначивши $\frac{1}{m+1} = k$,

$$\hat{x}_{m+1} = \hat{x}_m + k (z_{m+1} - \hat{x}_m). \quad (4.19)$$

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

Математична модель рекурентного методу обробки інформації показана на рис. 4.9.

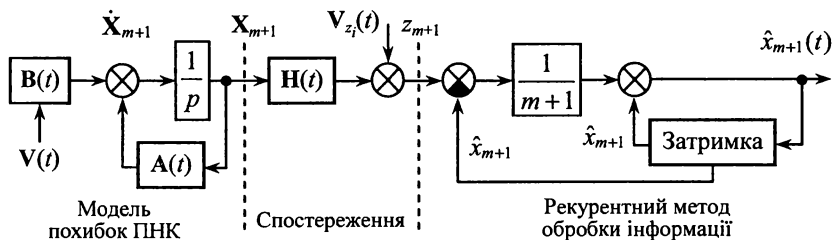


Рис. 4.9

Рекурентний алгоритм (4.19) зв'язує поточне значення оцінки $\hat{x}_{m+1}$ з її попереднім значенням $\hat{x}_m$.

Різниця $(z_{m+1} - \hat{x}_m)$ стає показником цінності інформації, яку отримують при проведенні (z_{m+1}) -го спостереження. Дійсно, якщо ця різниця близька до нуля, то зафіксоване спостереження z_{m+1} не несе будь-якої нової інформації у порівнянні з апіорною, і в цьому випадку $\hat{x}_{m+1} \cong \hat{x}_m$. Навпаки, при великій різниці $(z_{m+1} - \hat{x}_m)$ з урахуванням вагового коефіцієнта здійснюється суттєве уточнення оцінки $\hat{x}_m$, отриманої на попередньому кроці розрахунків.

Але коефіцієнт

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

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

Алгоритм неперервного оптимального фільтра Калмана

Алгоритм неперервного оптимального фільтра Калмана (ОФК) об'єднує розв'язання двох задач: спостереження та фільтрації. Принцип побудови ОФК розглянемо для випадку лінійної системи, описаної системою рівнянь (4.10). Ставиться задача знайти такі оцінки $\hat{X}$, щоб помилки оцінювання

$$\Delta(t) = X(t) - \hat{X}(t)$$

були мінімальними. Іншими словами, необхідно забезпечити мінімум суми діагональних елементів матриці

$$\mathbf{P}(t) = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & \cdots & p_{1n} \\ p_{21} & p_{22} & \cdots & p_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ p_{n1} & p_{n2} & \cdots & p_{nn} \end{bmatrix} = M \left[\Delta(t) \Delta^T(t) \right].$$

У коваріаційній матриці $\mathbf{P}(t)$ члени $p_{ii} = D_i = \sigma_i^2$ характеризують дисперсії помилок оцінювання співпадаючих координат x_i , а члени p_{ij} — їхню взаємну кореляцію.

Відомо, що для динамічної системи (4.10) оптимальним фільтром, що забезпечує мінімум сліду матриці $\mathbf{P}$, стає алгоритм, який складається з трьох блоків:

1) основного блоку

$$\hat{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t)\hat{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{K}_\Phi(t) \left[\mathbf{Z}(t) - \mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{X}}(t) \right]; \quad (4.20)$$

2) блоку обчислення коефіцієнтів корекції

$$\mathbf{K}_\Phi(t) = \mathbf{P}(t) \mathbf{H}^T(t) \mathbf{R}_Z^{-1}(t); \quad (4.21)$$

3) блоку розв'язання рівняння коваріацій

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{P}}(t) = & \mathbf{A}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{A}^T(t) - \\ & - \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{R}_Z^{-1}(t)\mathbf{H}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{R}_X\mathbf{B}^T(t). \end{aligned} \quad (4.22)$$

Цей алгоритм забезпечує оцінювання всіх координат вектора $\mathbf{X}$ при виконанні умов спостережливості динамічної системи. Його особливість у виборі коефіцієнтів матриці $\mathbf{K}_\Phi$. Вихідні значення оцінок $\hat{\mathbf{X}}(0)$ визначаються за попередньою інформацією про координати вектора $\mathbf{X}$. Коваріаційну матрицю поточних помилок оцінювання $\mathbf{P}(t)$ необхідно обчислювати безперервно в процесі оцінювання, або попередньо, якщо це можливо.

Зміст рівняння коваріацій, за яким розраховується матриця $\mathbf{P}(t)$, пояснюється таким чином: якщо модель динамічної системи ідеально точна, то реальні помилки оцінювання для фільтра, побудованого за вказаним рівнянням, будуть співпадати з коваріаціями $\mathbf{P}(t)$ і при цьому вони будуть мінімальні. Отже, оптимальність фільтра буде досягнута тільки у випадку точного опису структури моделі системи та правильно обраних параметрів: $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$, $\mathbf{H}$, $\mathbf{R}_X$, $\mathbf{R}_Z$.

Ось чому під час синтезу систем оцінювання особливу увагу приділяють процесу складання математичних моделей вимірників та досліджуваної системи.

Пояснимо фізичний зміст деяких елементів ОФК.

У рівнянні коваріацій (4.22) член $\mathbf{A}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{A}^T(t)$ характеризує зміну помилок у результаті власного руху системи. Для стійкої системи елементи матриці $\mathbf{A}(t)$ ($a_{ij} < 0$), що визначає зменшення швидкості зміни дисперсій помилок оцінювання співпадаючих координат ($\dot{p}_{ii} < 0$) і призводить до зменшення помилок, оскільки в стійкій системі й $\mathbf{X}(t) \rightarrow 0$ і $\hat{\mathbf{X}}(t) \rightarrow 0$ (початкова невизначеність із часом зменшується).

Множник $\mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{R}_z^{-1}(t)\mathbf{H}(t)\mathbf{P}(t)$ характеризує ефект корекції оцінок від вимірників і завжди визначає $\dot{p}_{ii} < 0$, тобто вказує на зменшення помилок оцінювання.

Множник $\mathbf{B}(t)\mathbf{R}_x(t)\mathbf{B}^T(t)$ характеризує величину невизначеності (випадковості) контрольованого процесу, завжди визначає, що $\dot{p}_{ii} > 0$, а значить помилки оцінювання не можуть, бути зведені до нуля.

Зауважимо що, оскільки рівняння коваріацій (4.22) автономне і не зв'язане з реальними вимірами $\mathbf{Z}(t)$, то його розв'язання може бути виконане окремо від основного алгоритму фільтра й навіть заздалегідь. Перед розв'язанням рівняння коваріацій необхідно оцінити та задати початкові значення $\mathbf{P}(0)$ на основі аналізу точності інформації про координати вектора $\mathbf{X}(t)$ і початкові значення $\hat{\mathbf{X}}(0)$, яка існує до вмикання фільтра. На практиці, зазвичай, обмежуються завданням головної діагоналі $p_{ii} < 0$, тобто вихідних дисперсій помилок оцінювання, вважаючи, що $p_{ij} = 0$, ($i \neq j$).

З часом процес розв'язання рівняння коваріацій (рис. 4.10) приходить до усталеного значення $\mathbf{P}_{уст}$, при якому виконується рівність

$$\mathbf{P}_{уст}\mathbf{H}^T\mathbf{R}_z^{-1}\mathbf{H}\mathbf{P}_{уст} = \mathbf{A}\mathbf{P}_{уст} + \mathbf{P}_{уст}\mathbf{A}^T + \mathbf{B}\mathbf{R}_x\mathbf{B}^T.$$

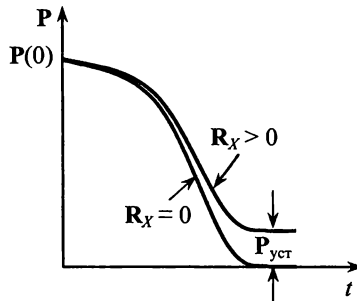


Рис. 4.10

Задача оцінки параметрів полягає в знаходженні компромісу при фільтрації завади, спектр якої визначений $\mathbf{R}_Z$ і корисного сигналу, спектр якого визначений як $\mathbf{R}_X$, з урахуванням динамічних характеристик процесу, тобто матриці коефіцієнтів системи $\mathbf{A}$.

Зауважимо, що для стійкої та детермінованої системи, тобто за відсутності випадкових збурень ($\mathbf{R}_X = 0$), завжди $\dot{p}_{ii} < 0$ та $\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{P}_{уст} = 0$.

Таким чином, із часом помилка оцінювання прямує до нуля. При цьому шуми вимірників не впливатимуть на помилку оцінювання, оскільки самі вимірники вимикаються від схеми фільтра при $\mathbf{P} = 0$ і, як наслідок, відповідно до рівняння коефіцієнтів корекції $\mathbf{K}_\Phi = 0$. Під час синтезу фільтрів цей ефект необхідно враховувати і до збурень $\mathbf{V}_X$ відносити не тільки реальні фізичні збурення, наприклад, вітрові збурення, що діють на ЛА, а й можливі неточності завдання моделей процесу і вимірювання управління.

У рівнянні коефіцієнтів корекції (4.21), матриця $\mathbf{K}_\Phi$ має вигляд:

$$\mathbf{K}_\Phi = \begin{bmatrix} k_{\Phi 11} & k_{\Phi 12} & \cdots & k_{\Phi 1m} \\ k_{\Phi 21} & k_{\Phi 22} & \cdots & k_{\Phi 2m} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ k_{\Phi n1} & k_{\Phi n2} & \cdots & k_{\Phi nm} \end{bmatrix}.$$

Елементи цієї матриці $k_{\Phi ij}$ характеризують зв'язок сигналу вимірника z_j з оцінкою координати $\hat{x}_i$. Матриця спостережень $\mathbf{H}^T$ у рівнянні коефіцієнтів корекції визначає такий факт: якщо координата x_i не бере участь у формуванні сигналу z_j , то коефіцієнт $k_{\Phi ij} = 0$. Між коефіцієнтами $k_{\Phi ij}$ і p_{ij} відповідно до рівняння корекції існує пряма залежність, це свідчить про те, що підсилення корекції оцінок відбувається сильніше в тих координатах, у котрих більше передбачувані помилки оцінювання, а обернена залежність коефіцієнтів $k_{\Phi ij}$ і $R_{z_{ij}}$ (у рівнянні корекції $\mathbf{K}_\Phi = f(\mathbf{R}_Z^{-1})$) визначає більш значні сигнали корекції від більш точних вимірників.

Як висновок, зобразимо структурну схему алгоритму ОФК, що відповідає наведеним вище рівнянням (рис. 4.11).

Зауважимо, що, оскільки при обчисленні $\mathbf{K}_\Phi$ необхідно обчислювати обернену матрицю $\mathbf{R}_Z^{-1}$, то ні для одного з вимірників не можна задати $R_{z_{ij}} = 0$, а якщо такий вимірник існує, то необхідно штучно задати малий розмір $R_{z_{ij}}$.

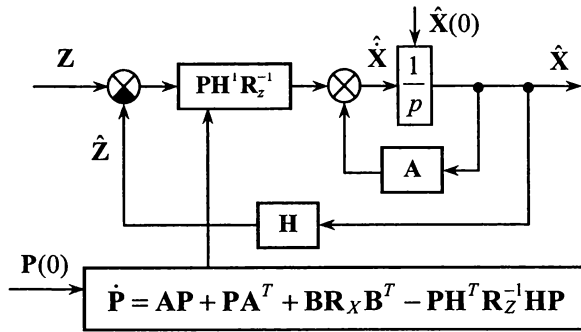


Рис. 4.11

Приклад 4. Застосування ОФК розглянемо на прикладі спільної обробки інформації про поздовжню складову шляхової швидкості ЛА V_x , яка вимірюється інерціальною системою і доплерівським вимірником типу ДИСС. Необхідно побудувати структурну схему ОФК і обрати коефіцієнти ОФК, які забезпечують отримання оптимальної оцінки V_x .

Для спрощення задачі припустимо, що контрольований процес описується рівнянням $\dot{V} = \xi_V$, тобто матриця коефіцієнтів системи $A = 0$. За збурення ξ_V прийемо білий шум зі спектральною щільністю R_V . Результати вимірювань надамо у вигляді:

$z_1 = V_x + \xi_1$ — вимір за допомогою ІНС;

$z_2 = V_x + \xi_2$ — вимір за допомогою ДИСС,

де ξ_1, ξ_2 — помилки вимірювання зі спектральними щільностями R_{z_1} і R_{z_2} , відповідно.

Визначимо матрицю коефіцієнтів K_Φ для усталеного режиму оцінювання, тобто при $P = 0$. З урахуванням зроблених зауважень рівняння ОФК будуть мати вигляд:

$$\hat{\dot{X}} = K_\Phi (Z - H\hat{X});$$

$$K_\Phi = PH^T R_Z^{-1};$$

$$PH^T R_Z^{-1} HP = R_V,$$

$$\text{де } K_\Phi = \begin{bmatrix} k_{\Phi 1} & k_{\Phi 2} \end{bmatrix}; H = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix}; R_Z^{-1} = \begin{bmatrix} R_{z_1}^{-1} & 0 \\ 0 & R_{z_2}^{-1} \end{bmatrix}; Z = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix}.$$

Коваріаційне рівняння в цьому випадку має вигляд:

$$\mathbf{P} \begin{vmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} R_{z_1}^{-1} & 0 \\ 0 & R_{z_2}^{-1} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} 1 \\ 1 \end{vmatrix} \mathbf{P} = \mathbf{R}_V .$$

У скалярному вигляді одержимо:

$$P_{11}^2 \frac{R_{z_1} + R_{z_2}}{R_{z_1} R_{z_2}} = R_V .$$

Позначивши $(R_{z_1} R_{z_2})(R_{z_1} + R_{z_2})^{-1} = R_{Z\Sigma}$, знайдемо дисперсію помилок оцінювання як

$$P_{11} = R_{Z\Sigma} \sqrt{R_V (R_{Z\Sigma})^{-1}} = C R_{Z\Sigma} ,$$

де $C = \sqrt{R_V (R_{Z\Sigma})^{-1}}$.

Запишемо вираз для коефіцієнтів корекції

$$\mathbf{K}_\Phi = \begin{vmatrix} k_{\Phi 1} & k_{\Phi 2} \end{vmatrix} = \mathbf{P} \begin{vmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} R_{z_1}^{-1} & 0 \\ 0 & R_{z_2}^{-1} \end{vmatrix} ;$$

або в скалярному вигляді

$$k_{\Phi 1} = \frac{P_{11}}{R_{z_1}} = \frac{C R_{Z\Sigma}}{R_{z_1}} = k_1 C ;$$

$$k_{\Phi 2} = \frac{P_{11}}{R_{z_2}} = \frac{C R_{Z\Sigma}}{R_{z_2}} = k_2 C ,$$

де $k_1 = \frac{R_{Z\Sigma}}{R_{z_1}}$, $k_2 = \frac{R_{Z\Sigma}}{R_{z_2}}$.

На рис. 4.12 показана структурна схема отримання оцінки для даного прикладу. Коефіцієнти k_1 і k_2 відповідають оптимальним значенням, які отримують на етапі попереднього комплексування вимірників. Оскільки сума коефіцієнтів $k_1 + k_2 = 1$, то схема фільтра рис. 4.12 може бути перетворена до вигляду рис. 4.13.

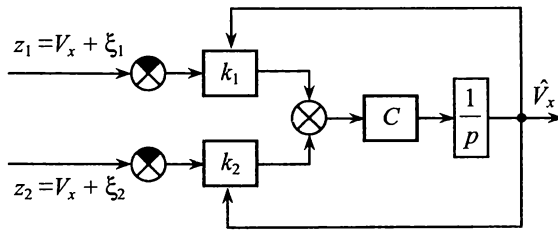


Рис. 4.12

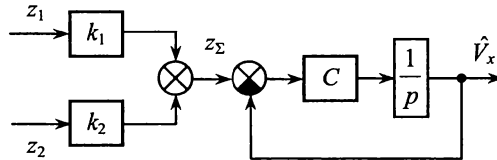


Рис. 4.13

Отже, для даної задачі показана можливість попереднього комплексування вимірників без порушення оптимальності фільтра. Однак, для одержання оптимальної оцінки недостатньо просто використовувати вихід комплексного вимірника z_{Σ} , а необхідний додатковий фільтр у вигляді аперіодичної ланки зі сталою часу

$$T = \frac{1}{C} = \sqrt{\frac{S_{z\Sigma}}{S_{z2}}}.$$

Оптимальний фільтр, враховуючи характеристики контролюваного процесу, мінімізує помилку оцінювання.



Контрольні запитання

1. Які способи сумісної однорідної інформації частіше за все використовуються в сучасних ПНК?
2. В яких випадках можна використовувати метод обробки інформації в ПНК способом взаємної компенсації та фільтрації?
3. Сформулювати суть методу обробки інформації в ПНК способом взаємної компенсації.
4. Сформулювати суть методу обробки інформації в ПНК способом взаємної фільтрації.

5. Який вигляд повинні мати фільтри високих і низьких частот в схемах фільтрації та компенсації?
 6. В яких випадках можна використовувати метод найменших квадратів і метод максимуму правдоподібності при обробці інформації в ПНК?
 7. Запишіть вираз для функціонала, що реалізує критерій оцінки вектора стану за методом найменших квадратів, і кінцевий вигляд алгоритму отримання оптимальних оцінок за цим методом.
 8. Запишіть вираз, що є вихідним для алгоритму отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності.
 9. У чому основні переваги рекурентного методу обробки інформації порівняно з методом найменших квадратів і методом максимуму правдоподібності, у чому головні недоліки цього методу?
 10. Сформулювати суть методу оптимального фільтра Калмана. Які задачі об'єднує оптимальний фільтр Калмана?
 11. З яких головних блоків складається алгоритм оптимального фільтра Калмана?
 12. Поясніть фізичний зміст складових алгоритму блоку розв'язання рівнянь коваріації.
 13. Що характеризують елементи матриці коефіцієнтів корекцій?
 14. Як впливають на точність оцінки платіжно-навігаційної інформації помилки у визначенні матриці коефіцієнтів корекцій?
-



ЗАСТОСУВАННЯ ГЕОДЕЗИЧНОЇ ТА КАРТОГРАФІЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ПРИ ПЕРЕВІРКАХ І ПІДГОТОВЦІ ПНК ДО ПОЛЬОТУ

5.1. Цілі та зміст навігаційної підготовки до польоту

Неодмінною умовою забезпечення високої ефективності розв'язання поставлених задач у польоті є висока якість навігаційної підготовки до польоту. Метою безпосередньої навігаційної підготовки до польоту є розробка програми польоту та програми роботи ПНК, яка забезпечує виконання польоту за заданою траєкторією в автоматичному, напіваавтоматичному або ручному режимі за даними окремих датчиків ПНІ, а також підготовка всіх даних, що забезпечують виконання програми польоту.

Обсяг і зміст навігаційної підготовки залежать від типу ЛА, характеру польотного завдання, типу та можливостей ПНК, навігаційної обстановки та деяких інших чинників. Обсяг і зміст навігаційної підготовки регламентуються керівними документами, а саме інструкцією екіпажу ЛА, керівництвом з льотної експлуатації та ін.

Навігаційна підготовка до польоту передбачає розв'язання таких головних задач:

- вибір і побудова маршруту польоту;
- завдання та перенесення на польотну карту ортодромичної системи координат;
- визначення координат опорних точок маршруту, радіомаяків РСБН і РСДН;
- визначення кутових поправок, за допомогою яких забезпечується перехід від однієї системи вимірювання кутових параметрів (курсу, шляхового кута, азимута) до іншої системи вимірювання, заснованої на азимутальних поправках (магнітне схилення, кут сходження меридіанів та інші);
- визначення рубежів початку та закінчення набору висоти, розгону та гальмування та ін.;

- підготовка карт і мікрофільмів для автоматичних планшетів і проекційних індикаторів;
- підготовка вихідних даних, що визначають навігаційні умови польоту;
- розробка програми польоту та її введення в БЦОМ ПНК;
- розробка штурманського плану польоту;
- перевірка правильності введення програми та працездатності ПНК;
- здійснення виставлення інерціальних і курсових навігаційних систем.

Крім того, в процесі навігаційної підготовки необхідно визначити оптимальні режими польоту, обрати форму та параметри передпосадкових маневрів для запрограмованих аеродромів посадки.

Під час проведення навігаційної підготовки до польоту необхідно враховувати той факт, що ефективність виконання польотного завдання багато в чому залежить від якості навігаційної передпольотної підготовки, яка, залежно від типу ЛА, потребує до 2...6 годин. У зв'язку з цим навігаційна передпольотна підготовка повинна проводитися паралельно з технічною підготовкою ЛА до вильоту, з одночасним скороченням часу на її проведення. Цю роботу необхідно проводити як шляхом впровадження нових технічних рішень, так і організаційних заходів.

Суттєве скорочення термінів навігаційної підготовки до польоту забезпечується за рахунок введення даних у ПНК, які формують програму польоту, у скороченому обсязі. Використовується також прискорене виставлення інерціальних і курсових систем. При цьому необхідно мати на увазі, що зменшення часу підготовки за рахунок цих заходів призводить до зменшення точності навігації, й, як наслідок, до зменшення ймовірності реалізації просторово-часової програми польоту. А це, у свою чергу, пов'язане зі зниженням ефективності виконання польотного завдання.

Іншим, більш ефективним, способом скорочення термінів навігаційної підготовки до польоту є автоматизація процесу підготовки на основі застосування ЦОМ. Застосування ЦОМ забезпечує не тільки скорочення часу підготовки, але й надає можливість одночасної підготовки декількох ЛА для виконання схожих польотних завдань.

Природно, що час навігаційної підготовки до вильоту за одним маршрутом буде набагато меншим. У цьому випадку значно скорочується кількість задач, що розв'язуються у процесі проведення навігаційної підготовки, а також зменшуються терміни її виконання.

5.2. Навігаційна програма польоту

Маршрут і профіль польоту вибирається, виходячи з польотного завдання. При цьому враховується характер польотного завдання, навігаційна обстановка в майбутньому польоті, а також можливості та характеристики навігаційного комплексу ЛА.

Головними характеристиками ПНК, які повинні враховуватися при виборі маршруту польоту, є:

- можлива кількість програмованих опорних точок маршруту (точок злому маршруту, ППМ), орієнтирів корекції, наземних станцій радіонавігаційних систем;

- можливості зміни програми в польоті;

- мінімально та максимально допустима довжина програмованих навігаційних етапів;

- допустимі кути між суміжними навігаційними етапами маршруту або допустимі значення лінійних упереджень розвороту (ЛУР);

- навігаційні системи координат, що застосовуються під час вибору маршруту, та їх просторові обмеження;

- програма роботи елементів навігаційного комплексу в польоті.

При визначенні профілю польоту враховують:

- ♦ характер польотного завдання;

- ♦ можливості ЛА з дальності польоту, зі зміни дальності залежно від висоти польоту;

- ♦ можливості ЛА з максимальної висоти польоту, вертикальної швидкості набору висоти та зниження;

- ♦ характер рельєфу місцевості за маршрутом та наявність штучних споруд;

- ♦ обмеження з мінімально допустимої (безпечної) висоти польоту;

- ♦ метеорологічні умови та деякі інші фактори.

З метою знаходження оптимальних варіантів маршрутів і профілів польоту за певними критеріями найкращого виконання польотного завдання відповідно до умов навігаційної обстановки, характеристик ЛА та можливостей ПНК можуть розроблятися спеціальні програми для наземних ЦОМ.

У процесі навігаційної підготовки на польотну карту наноситься маршрут, необхідний для контролю правильності виконання автоматизованого польоту та для його реалізації в неавтоматизованому режимі в аварійних ситуаціях. Обраний профіль польоту враховується під час визначення рубежів початку (закінчення) набору висоти та зниження, а також при розробці штурманського плану польоту.

Побудова маршруту польоту містить у собі:

- вибір і позначення його опорних точок — ВПМ, ППМ, контрольних орієнтирів, КПМ та ін.;
- розрахунок і побудову на карті рубежів, які визначають зміну режиму польоту в горизонтальній та вертикальній площинах;
- прокладку ЛЗШ на карті;
- розмітку ЛЗШ.

За ВПМ доцільно вибирати центр ЗПС аеродрому зльоту, тому що саме в цій точці ЛА набирає швидкість, при якій починається розв'язання задачі обчислення шляху в ПНК і, крім того, зникає необхідність у перепрограмуванні координат ВПМ при зміні напрямку зльоту.

Точки злому маршруту, що визначають довжину навігаційних етапів, вибираються з урахуванням характеру виконуваних завдань та типу ЛА, а також кількості запрограмованих ППМ в ПНК. Для забезпечення переорієнтування при зміні обстановки та виходу на пункти, що не передбачені програмою, на маршруті намічаються оперативні пункти маршруту (ОПМ).

Під час прокладання маршруту польоту на польотній карті необхідно враховувати, що при здійсненні навігації в автоматизованому режимі він необхідний для контролю за правильністю роботи ПНК, а користуватися їм будуть тільки при неавтоматизованому управлінні ЛА при відмові головних елементів ПНК. Тому немає необхідності прокладати його з більш високою точністю, ніж та точність, що реалізується при управлінні ЛА в неавтоматизованому режимі.

Для контролю правильності роботи ПНК на маршруті вибираються контрольні орієнтири, за якими контроль шляху ведеться візуально, а також за допомогою радіотехнічних, радіолокаційних або оптико-електронних засобів.

Під час прокладання маршруту польоту побудова ортодромічних етапів маршруту на польотній карті може здійснюватися графічним або аналітичним способами.

Графічний спосіб виконується заміною ортодромії на карті прямою лінією, яка прокладається за допомогою лінійки. Якщо прийняти 1 мм за допустиме відхилення ортодромії від прямої лінії на карті, то розрахунковим шляхом можна отримати, що така заміна на карті масштабу 1 : 2 000 000 можлива на відстанях від 700 до 1000 км.

Сутність аналітичного способу містить у собі такі етапи. Розраховуються геодезичні координати точок, що належать ортодромії. За обчисленими координатами ці точки зображують на польотній кар-

ті. Через дві сусідні точки проводяться прямі лінії. Відстані між точками ортодромії, координати яких розраховуються, не повинні перевищувати відстаней, що допустимі при заміні ортодромії прямою на відповідній карті.

Якщо відомі координати вихідної та кінцевої точок ортодромічного етапу, то координати проміжних точок розраховуються аналітично за певними формулами. При цьому практичний інтерес являє собою розгляд двох окремих випадків, а саме, коли напрям ортодромії близький до напрямку паралелей, і коли ортодромічний етап за напрямком близький до напрямку меридіанів.

У першому випадку для визначення географічної широти проміжної точки користуються формулою:

$$\varphi = \arctg \left[\frac{\operatorname{tg} \varphi_2}{\sin(\lambda_1 - \lambda_2)} \sin(\lambda - \lambda_1) + \frac{\operatorname{tg} \varphi_1 \sin(\lambda - \lambda_1)}{\sin(\lambda_2 - \lambda_1)} \right], \quad (5.1)$$

де φ і λ — розшукувані нормальні сферичні координати проміжної точки ортодромії; $\varphi_1, \lambda_1, \varphi_2, \lambda_2$ — нормальні сферичні координати відповідно вихідної та кінцевої точок ортодромічного етапу.

Обираючи нормальну сферичну довготу проміжної точки λ_i , за формулою (5.1) одержують її нормальну сферичну широту φ_i . У випадку, коли ортодромічний етап за напрямком близький до напрямку меридіанів, спочатку визначається довгота точки перетинання даної ортодромії з екватором λ_0 , яка може бути розрахована за формулою

$$\lambda_0 = \arctg \frac{\operatorname{tg} \varphi_2 \sin \lambda_1 - \operatorname{tg} \varphi_1 \sin \lambda_2}{\operatorname{tg} \varphi_2 \cos \lambda_1 - \operatorname{tg} \varphi_1 \cos \lambda_2}.$$

Позначення тут такі самі, що й у (5.1). Потім, задаючись шириною φ проміжної точки, розраховують її довготу

$$\sin(\lambda - \lambda_0) = \sin(\lambda_1 - \lambda_0) \operatorname{tg} \varphi \operatorname{ctg} \varphi_1.$$

Нормальні сферичні координати проміжних точок ортодромії φ_i, λ_i переводяться в геодезичні B_i, L_i за формулами:

$$B = \varphi + 8'39'' \sin 2\varphi;$$

$$L = \lambda.$$

Перевагою аналітичного способу є те, що його можна використовувати при прокладанні маршруту на картах будь-яких масштабів

і проєкцій, за різної довжини ортодромічного етапу маршруту. Він може забезпечувати також більш високу точність побудови маршруту. Однак прокладка ортодромії в такий спосіб потребує значних витрат часу. Це недолік аналітичного способу.

Після прокладки маршруту необхідно вибрати спосіб корекцій обчислених координат місцезнаходження ЛА та визначити кількість корекцій, що забезпечують на кожному етапі польоту необхідну точність навігації. Орієнтири для корекції повинні бути помітними в польоті та мати невеличкі розміри або характерні точки для накладення на них перехрестя або марки в поле зору датчика-коректора. Як правило, на кожному етапі польоту виконуються 1...2 корекції. Варто передбачити запасні орієнтири і дублюючі способи корекції.

Якщо задана точність навігації досягається тільки при зменшенні довжини етапу, то останній необхідно розділити на декілька частин, за допомогою ППМ. Вони обов'язково повинні знаходитися на ЛЗШ і, якщо це можливо, бути радіолокаційними орієнтирами. Якщо конструкцією ПНК на етапі польоту передбачена тільки одна корекція обчислених координат ЛА, то допустима довжина етапу може бути розрахована, виходячи з припущення про те, що похибка обчислення шляху не повинна перевершувати заданого значення (наприклад, ЛА не повинен вийти за межі заданого коридору).

Відповідно до навігаційної обстановки на ЛЗШ намічаються точки початку та закінчення маневрів. Визначаються координати цих точок у тій системі координат, в якій здійснюється складання програми польоту в ПНК.

Для контролю шляху за дальністю на ЛЗШ від ВПМ до кінцевої точки та від вихідного пункту оберненого маршруту до КПМ робиться розмітка шляху через певні відстані (наприклад, через 50...100 км) або через певні інтервали часу (через 2...5 хв). Маркування (цифрування) позначок може проводитися за відстанню, що пройдена або залишилася.

Прямолінійні (ортодромічні) етапи маршруту польоту характеризуються шляховими кутами. Вони визначаються напрямком, від якого в польоті буде вимірюватися курс ЛА головним курсовим пристроєм ПНК (ТКС, ІКВ, ІНС). Порядок запису шляхових кутів на карті визначається інструкцією екіпажу ЛА. Знання заданих шляхових кутів (ЗШК) необхідне для контролю програми польоту в автоматичному режимі і для здійснення польоту в неавтоматичному режимі, тому результат їх визначення можна округляти до цілих градусів.

5.3. Підготовка та введення навігаційної інформації в ПНК

Маршрут і профіль польоту, які вибрані в процесі передпольотної підготовки реалізуються програмою польоту. Під час побудови програми польоту враховуються особливості конструкції ПНК і його програмного пристрою, обсяг даних, які потребують введення, форма надання інформації, а також можливість зміни програми в польоті.

Процес побудови програми польоту містить у собі два етапи: збір навігаційної інформації та її перекодування (приведення до вигляду, в якому здійснюється програмування польоту в програмному пристрої ПНК).

У процесі збору навігаційної інформації в спеціальні таблиці записуються такі дані:

- координати точок змін напрямку маршруту (ВПМ, ППМ, КПМ та ін.);
- координати наземних радіонавігаційних станцій, а також їх позивні, частоти, номери каналів;
- данні для використання інших навігаційних систем;
- координати візуальних орієнтирів (ВО) і радіолокаційних орієнтирів (РО).

Данні заносяться в таблицю в тій системі вимірювання, в якій вони були отримані, тобто, як правило, у десятковій системі числення. Крім того, в процесі побудови таблиці-програми, точки злomu маршруту, орієнтири корекції, наземні станції радіонавігаційних систем нумеруються в тій послідовності, в якій вони будуть використовуватися в польоті. Це правило справедливо також для тих випадків, коли ПНК забезпечує за бажанням екіпажу виведення ЛА в запрограмовані точки в довільному порядку. Якщо кількість етапів заданого маршруту перевищує можливості даного ПНК, то під час підготовки польоту доцільно деякі точки маршруту програмувати в польоті як ОПМ.

На етапі побудови програми, який умовно можна назвати етапом перекодування, числа, що характеризують програму, переводяться в той код, що використовується в програмному пристрої даного ПНК (восьмиричний, двоїчно-восьмиричний). Для цього, як правило, застосовуються спеціальні таблиці. Особливості перекодування вихідної навігаційної інформації визначаються конструктивними особливостями програмного пристрою ПНК. Розроблена програма польоту вводиться в програмний пристрій ПНК відповідно до конструкції

навігаційного комплексу й особливостей його програмної частини. Процес побудови програми польоту потребує значних витрат часу. Це визначається, головним чином, необхідністю визначення великої кількості даних за допомогою польотних карт, каталогів, переліків, що регламентують роботу радіотехнічних, астрономічних, супутникових навігаційних систем й інших джерел. Перекодування навігаційної інформації при побудові програми польоту потребує значних витрат часу. Зараз для цього використовуються різноманітні посібники та прийоми, що забезпечують значне скорочення витрат часу. З іншого боку, у принципі, всі задачі, пов'язані з перекодуванням навігаційної інформації, можуть вирішуватися з перекодуванням у БЦОМ при відповідному обсязі машинної пам'яті. Істотне скорочення часу, витрачаного на побудову програми, може бути досягнуте шляхом автоматизації розв'язання головних задач у процесі програмування польоту.

5.4. Застосування топогеодезичного обладнання аеродрому при підготовці ПНК до польоту

Однією з головних задач, що розв'язується в процесі підготовки до польоту, є задача початкового виставлення ІНС і курсових систем ЛА. До точності виставки цих систем пред'являються достатньо жорсткі вимоги. Так, для забезпечення точності визначення координат місця розташування ЛА за допомогою ІНС із похибкою не більше 1,85 км за час польоту потрібно, щоб помилка початкового виставлення гіроплатформи за азимут не перевищувала 5'.

Виставлення гіроплатформи в азимуті можна робити автономно (методом одинарного або подвійного гірокомпасування) або неавтономно, за даними деяких засобів і систем. Як відомо, методи гірокомпасування не вимагають спеціального топогеодезичного забезпечення аеродромів і забезпечують задану точність виставлення гіроплатформи в азимуті. Проте, ці методи потребують значного часу на їхню реалізацію, що безпосередньо позначається на термінах підготовки ЛА до вильоту. Тому, поряд з автономними методами виставлення гіроплатформи в азимуті, використовуються неавтономні методи, які дозволяють досягти потрібних точностей при менших витратах часу. Проте, використання цих методів можливе лише при наявності достатнього топогеодезичного забезпечення.

До топогеодезичного забезпечення аеродромів належать:

- марковані точки на місцях підготовки ЛА до вильоту;

- марковані орієнтири, які розташовані на достатній відстані від місця виставлення інерціальної системи, азимути котрих відносно маркованих точок відомі з високою точністю;

- марковані лінії на стоянках ЛА;
- орієнтирна лінія на площадці підготовки ЛА (може доповнюватися орієнтиром-віхою, на продовженні цієї лінії).

До засобів точного виставлення гіроплатформи в азимуті, що доповнюють топогеодезичне обладнання аеродромів, відносять:

- ♦ оптичний та гіроскопічний теодоліти;
- ♦ астропеленгатори;
- ♦ візирні системи ЛА;
- ♦ реперні точки на ЛА.

Перелічене топогеодезичне забезпечення призначене для визначення стояночного курсу ЛА й азимута гіроплатформи інерціальної системи із заданою точністю за менших термінів підготовки ЛА до польоту.

Сутність усіх неавтономних способів визначення стояночного курсу ЛА складається з виміру за допомогою будь-якого пристрою, наприклад, за допомогою гіртеодоліта курсового кута орієнтира (ККО), за який може бути використаний опорний орієнтир, азимут якого визначений заздалегідь. Для розглянутого випадку істинний стояночний курс ψ_i ЛА, (рис. 5.1) розраховується за формулою:

$$\psi_i = A - \text{ККО},$$

де A — азимут орієнтира.

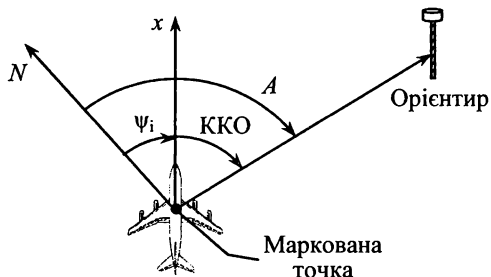


Рис. 5.1

Як правило, у процесі виставлення безпосередньо визначається істинний курс ЛА (рис. 5.1): це потребує вимірювання істинного пеленга (азимута) опорного напрямку. Для одного з таких способів за опорний напрямок використовується напрямок на деякий віддалений

орієнтир. Його курсовий кут вимірюється за допомогою оптичного теодоліта, встановленого на ЛА у фіксованих точках. При цьому ЛА розміщується так, щоб вертикальна вісь теодоліта проходила крізь марковану точку, з якої був здійснений вимір пеленга орієнтира.

Цей спосіб потребує точного встановлення ЛА над маркованою точкою. Помилки в розташуванні ЛА викликають похибки вимірювання його стояночного курсу.

Величину похибки виставлення можна приблизно оцінити співвідношенням:

$$\Delta\psi_i \approx \left(\frac{l}{D}\right) \sin \xi,$$

де l — помилка розташування ЛА відносно маркованої точки; D — дальність від ЛА до орієнтира; ξ — кут, що характеризує положення помилки l відносно напрямку «маркована точка — орієнтир».

Особливо небезпечні помилки розташування ЛА в напрямку перпендикуляра до лінії «маркована точка — орієнтир». Максимальне значення помилки виставлення (в кут. хв.) буде таким:

$$\Delta\psi_{l_{\max}} \approx 3,4 \cdot 10^3 \left(\frac{l}{D}\right).$$

Якщо $l = 0,3$ м, а $D = 2000$ м, то $\Delta\psi_{l_{\max}} = 0,5'$.

Цей приклад надає підстави зробити висновок, що навіть невеличка помилка розташування ЛА відносно маркованої точки може призвести до суттєвих помилок визначення стояночного курсу ЛА. Для підвищення точності виставлення необхідно вибирати віддалені орієнтири, розташовані на відстані, близькій до граничної дальності їхньої видимості. Цей приклад свідчить і про те, що способи визначення стояночного курсу ЛА за віддаленим орієнтиром практично не можна застосовувати при обмеженій видимості (у дощ, при наявності густої димки).

Такий спосіб визначення стояночного курсу має ще одну особливість. У разі жорсткого закріплення теодоліта на гіроплатформі, якщо він не регулюється за вертикаллю, через крен ЛА можуть виникнути значні помилки визначення стояночного курсу. Помилка має місце тільки при перевищенні орієнтирів відносно теодоліта.

Наближене значення оцінки величини кренової помилки можна визначити за формулою:

$$\Delta\psi_i \approx \left(\frac{\Delta h}{D}\right) \cos q \Delta\gamma_{\tau}, \quad (5.2)$$

де Δh — перевищення орієнтира над теодолітом; q — кут між напрямком на орієнтир і віссю крену; $\Delta\gamma_r$ — кут крену теодоліта.

Результати розрахунків за формулою (5.2) допустимих значень Δh (у метрах) у випадку максимального значення помилки $\Delta\psi_i$ при $q = 0^\circ$ зведені в табл. 5.1.

Таким чином, якщо при визначенні стояночного курсу ЛА можлива поява кренової помилки, то необхідно звертати увагу на перевищення орієнтира, за яким проводиться визначення курсу, відносно теодоліта. Перевищення не повинно бути більшим за значення, що наведені у табл. 5.1

Таблиця 5.1

Кут крену $\Delta\gamma_r$, град.	1			2			3		
Потрібна точність визначення стояночного курсу $\Delta\psi_i$, кут. хв.	D , дальність до орієнтира, км								
	1	2	3	1	2	3	1	2	3
1	17	34	51	8	17	25	5	11	16
2	34	68	102	17	33	50	11	22	33
3	51	102	153	25	50	75	17	33	50
4	68	136	204	33	66	100	22	45	66
5	85	170	225	41	83	125	28	55	82

Для зменшення помилки вимірювання доцільно, якщо це можливо, виконувати виміри за частиною орієнтира, яка має найменше перевищення над теодолітом. Особливу увагу цій помилці необхідно приділяти у разі виставлення ІНС на аеродромах у гірській місцевості.

Істинний стояночний курс ЛА ψ_i за методикою, показаною на рис. 5.2, можна визначити за допомогою бортових візирів. Візирні пристрої достатньо точно прив'язані до будівельних осей ЛА, а можливість обертання візира в горизонтальній площині і наявність сітки відліку в полі зору візира дають змогу визначити курсовий кут орієнтира як помилку наведення Δ поздовжньої осі ЛА на орієнтир. Для визначення стояночного курсу ЛА встановлюють на марковану точку на смузі (стоянці), із якої визначається азимут деякого орієнтира, так, щоб у полі зору візира знаходився цей орієнтир.

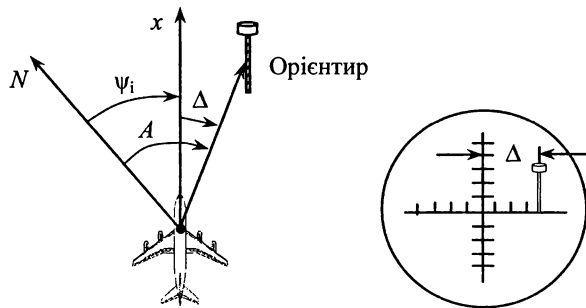


Рис. 5.2

За допомогою візира вимірюється величина Δ . Вимірювання виконується або за кутомірною шкалою, зображеною на екрані візира, або шляхом переміщення мітки до орієнтира, після чого значення курсового кута орієнтира знімається зі спеціального відлікового пристрою. Курс ЛА в цьому випадку визначається як різниця азимута орієнтира A і виміряного значення Δ :

$$\psi_i = A - \Delta.$$

Цьому способу визначення стояночного курсу притаманні ті ж помилки що і попередньому. Проте, за рахунок того, що ККО в цьому способі близький до нуля, кренова помилка вимірювання за рахунок наявності перевищення орієнтира над теодолітом практично дорівнює нулю. Крім того, цей спосіб простіший, оскільки не потребує застосування спеціального обладнання.

Один із способів визначення стояночного курсу ЛА (рис. 5.3) передбачає використання висків і ліній, маркованих на стоянках, напрямки яких визначені заздалегідь тим або іншим способом.

Для вимірювання використовуються реперні точки ЛА, що показують положення його поздовжньої осі. Із реперних точок опускаються виски і вимірюють відхилення проєкцій реперних точок l_1 і l_2 , які показують виски, до найближчої з ліній. Якщо відома (базова) відстань між реперними точками l_6 , азимутальний зсув ЛА Δ відносно маркованих ліній буде визначатися співвідношенням:

$$\sin \Delta = \frac{l_1 \pm l_2}{l_6},$$

а стояночний курс ЛА розраховуватися за формулою

$$\psi_i = A \pm \Delta,$$

де A — азимут маркованих ліній на стоянці.

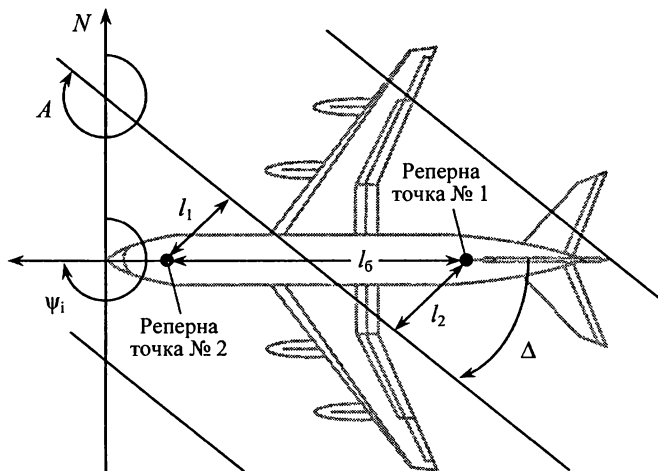


Рис. 5.3

Оскільки параметр l_6 для певного типу ЛА величина постійна, при визначенні стояночного курсу можна використовувати заздалегідь отриману залежність (наприклад у табличній формі) кута Δ від значень l_1 і l_2 .

Такий спосіб достатньо простий і забезпечує високу точність визначення стояночного курсу за порівняно невеликих витрат часу. Проте для його реалізації необхідна ретельна підготовка аеродрому в геодезичному відношенні, крім того його застосування значно ускладнюється при наявності снігового покриву і при сильному вітрі.

Можливе визначення стояночного курсу ЛА шляхом вимірювання кута Δ між поздовжньою віссю ЛА, положення якої визначається шляхом візування двох реперних точок на фюзеляжі, і маркованою лінією, на площадці підготовки ЛА (орієнтирною лінією), як це зображено на рис. 5.4.

Азимут A цієї лінії попередньо визначають геодезичними методами. Як орієнтирна лінія може використовуватися один зі швів ЗПС. Для підвищення точності вимірювання на продовженні цієї лінії на відстані 500...800 м доцільно виставити орієнтир-віху. Кут Δ вимірюється оптичним теодолітом, встановленим на спеціальному рухомому візку, що переміщується уздовж орієнтирної лінії до перехрещення з продовженням поздовжньої осі ЛА. Момент перетинання визначається як сполучення вертикальної нитки сітки зорової труби теодоліта та зображень носової та хвостової реперних точок. Тоді стояночний курс ЛА можна обчислити за формулою:

$$\psi_i = A + 180^\circ + \Delta,$$

де A — азимут орієнтирної лінії.

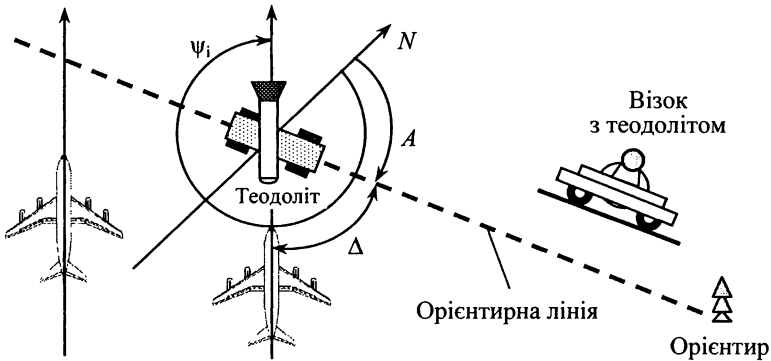


Рис. 5.4

Цей спосіб також забезпечує високу точність визначення стояночного курсу ЛА при витратах часу порядку 8...10 хвилин. До переваг способу необхідно віднести те, що за його допомогою можна достатньо швидко обслужити декілька ЛА на стоянці. Для реалізації способу повинні бути виготовлені спеціальні рухомі візки із пристроєм кріплення оптичного теодоліта.

Визначення стояночного курсу ЛА можна виконати за допомогою двох теодолітів, один із яких установлюється на контрольній точці, а інший — на автомашині-топоприв'язнику типу УАЗ-452Т-II (рис. 5.5).

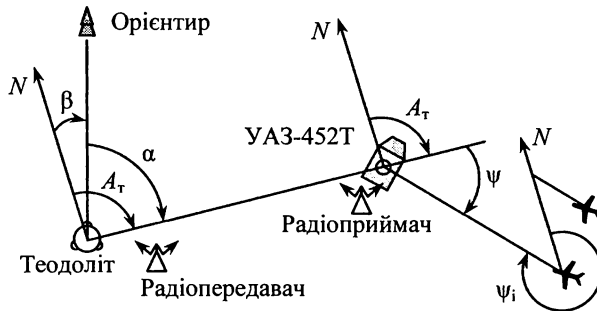


Рис. 5.5

У контрольній точці вимірюється кут α , який визначає положення поздовжньої осі топоприв'язника відносно орієнтира, а за допомогою теодоліта топоприв'язника за реперними точками ЛА вимірюється кут ψ .

Азимут напрямку на оптичний теодоліт (візир) топоприв'язника визначається з контрольної точки з використанням орієнтирного напрямку з відомим азимутом деякого орієнтира.

$$A_T = \alpha + \beta,$$

де β — азимут орієнтира. Він передається на топоприв'язник по радіолінії. У цьому випадку істинний стояночний курс ЛА обчислюється за формулами:

$$\psi_i = A_T + \psi; \quad \psi_i = A_T + \psi \pm 180^\circ.$$

Перша формула застосовується при візуванні з боку хвостової частини ЛА, а друга — з носової.

Цей спосіб дозволяє порівняно швидко обслужити декілька ЛА, розташованих у різних місцях аеродрому (на ЗПС, рульовій доріжці, на стоянках, у зоні заправки), але потребує підготовки спеціальної техніки та персоналу.

Розроблено спосіб визначення стояночного курсу ЛА шляхом пеленгації трьох орієнтирів, розташованих на одній лінії так, що відстані між першим і другим, другим і третім орієнтирами рівні (рис. 5.6).

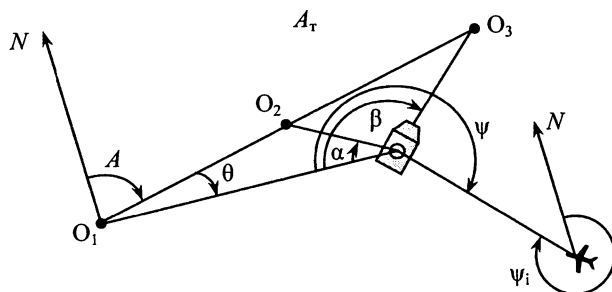


Рис. 5.6

Для цього вимірюється азимут лінії, на якій розташовуються орієнтири, а потім за допомогою оптичного теодоліта на машині (або рухливому візку) при перебуванні її в створі з подовжньою віссю ЛА вимірюються кути α , β та ψ .

Стояночний курс розраховується за формулами

$$\begin{aligned} \operatorname{ctg} \theta &= \operatorname{ctg} \alpha - 2 \operatorname{ctg} \beta; \\ \psi_i &= A + \theta + \psi. \end{aligned}$$

де A — азимут лінії, на якій розташовуються орієнтири O_1, O_2, O_3 .

Якщо на ЛА встановлюється оптичний теодоліт (блок виставлення), то стояночний курс можна визначити шляхом вимірювання кутів α, β та ψ безпосередньо з ЛА.

Обчислення стояночного курсу може бути виконане за допомогою малогабаритної ЦОМ. У цьому випадку стояночний курс визначається достатньо швидко та точно. Даний спосіб забезпечує визначення курсу літаків, розташованих у різних місцях аеродрому. Спосіб також не потребує маркування стоянок, розташування ЛА над маркованими точками, а геодезичні підготовчі роботи обмежуються тільки визначенням азимута орієнтирної лінії, яка створюється трьома штучними орієнтирами (віхами). Однак застосування способу ускладнюється при видимості менше 1,5 км.

Визначення стояночного курсу ЛА можливе за допомогою гіроскопічних приладів, які використовуються як зберігачі заданих напрямків, відносно яких визначається курс ЛА або азимут гіроплатформи ІНС. Таким зберігачем напрямку істинного меридіана може бути, наприклад, літакова ІНС, яка монтується разом із оптичним теодолітом на автомашині (рис. 5.7). Після виставлення ІНС курсовий гіроскоп зберігає напрямок істинного меридіана при пересуванні машини по аеродрому. При влученні оптичного теодоліта в створ із поздовжньою віссю ЛА вимірюється кут ψ , який визначає її орієнтацію відносно поздовжньої осі ЛА.

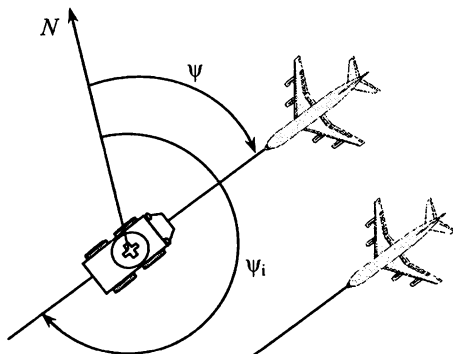


Рис. 5.7

Істинний стояночний курс ЛА, у цьому випадку, розраховується за формулами:

$$\psi_i = \psi; \quad \psi_i = \psi \pm 180^\circ.$$

Перша формула застосовується при візуванні з боку хвостової частини ЛА, а друга — з носової.

В усіх розглянутих способах найбільш просто розв'язується задача визначення стояночного курсу ЛА відносно істинного меридіана (істинного курсу). В разі необхідності визначений істинний курс може бути переведений в курс, що відповідає іншій системі відліку. Для цього необхідно врахувати відповідні кутові поправки.

Вибір способу визначення стояночного курсу ЛА залежить від типу ЛА, покриття та стану аеродрому, часу доби та метеорологічних умов, наявності обладнання, необхідного для виставлення, рівня підготовки фахівців здійснюючих виставку.

За відсутності ІНС у складі ПНК і обмеженому часу на підготовку до польоту початкова виставка курсових систем може бути виконана з використанням магнітного датчика. Однак потрібно врахувати, що точність виставлення цим способом дуже низька, вона характеризується величиною середньої квадратичної похибки від $15'$ (при ретельному врахуванні магнітного схилення та девіації магнітного датчика) до $1,5^\circ$.

Крім розглянутих, можливі й інші способи виставки ІНС в азимуті. Так, наприклад, аналітичне гірокомпасування дозволяє визначити (розрахувати) положення гіроплатформи в азимуті за сигналами на виході перших інтеграторів. Для одержання достатньої точності виставлення цим способом необхідна компенсація власного ухилу (дрейфу) гіроскопів горизонтування.

Можливе також азимутальне виставлення ІНС астрономічним способом — шляхом пеленгації небесних світил. Цей спосіб може забезпечити дуже високу точність виставлення. Для виставлення ІНС таким способом із високою точністю необхідно знати точні координати місця розташування ЛА. Якщо необхідна точність виставлення характеризується середньоквадратичною помилкою $1'$, то положення ЛА на поверхні Землі (його координати) повинні бути відомі зі середньоквадратичною радіальною помилкою не більш $30''$. Астрономічний спосіб виставлення має ще один недолік — його неможливо застосовувати при значній хмарності.

Для виставлення інерціальних і курсових систем можна застосовувати бортовий гірокомпас, інші автономні та неавтономні пристрої, а також використовувати алгоритм оптимального оцінювання положення гіроплатформи.

5.5. Штурманська підготовка до польоту

Штурманський план польоту визначає порядок, послідовність і особливості застосування ПНК й окремих датчиків навігаційної інформації в конкретному польоті в інтересах ефективного виконання польотного завдання. У штурманському плані польоту відображаються такі головні положення:

- порядок керування роботою ПНК екіпажем ЛА на кожному навігаційному етапі;
- засоби, способи й особливості корекції обчислених координат на кожному етапі польоту;
- способи контролю правильності роботи ПНК на кожному навігаційному етапі;
- дії екіпажу при можливих змінах програми польоту;
- прийоми та способи використання окремих датчиків навігаційної інформації за часткової або повної відмови ПНК;
- дії екіпажу в особливих випадках і при різкій зміні обстановки (втрата орієнтування, або метеорологічні умови, що не відповідають рівню підготовки екіпажу ЛА тощо);
- заходи щодо забезпечення безпеки польоту.

Штурманський план оформляється текстуально або у вигляді схеми маршруту польоту, на яку наносяться умовними знаками елементи плану.

Найбільш часто на практиці застосовують графічний спосіб оформлення штурманського плану польоту, порядок оформлення якого визначається керівними документами (інструкціями екіпажу ЛА, вказівками та ін.). Головні елементи штурманського плану польоту повинні бути нанесені на польотну карту. У деяких випадках штурманський план польоту запам'ятовується пілотами.

Ретельна розробка штурманського плану польоту значною мірою визначає якість розв'язання навігаційних задач у польоті, точність виконання заданої просторово-часової програми польоту, ефективність виконання польотного завдання.

5.6. Авіаційні карти

Протягом всієї історії розвитку авіації для задоволення все зростаючих вимог до точності літаководіння розробляють і видають усе більш досконалі авіаційні карти.

Збільшення висоти, швидкості та дальності польоту, а також оснащення ЛА новими засобами літаководіння вимагали поліпшення існу-

ючих і створення нових авіаційних карт, полегшуючих їх використання при веденні візуального та радіолокаційного орієнтування.

У літаководінні карти необхідні під час підготовки та виконання польоту для:

- прокладання та вивчення маршруту польоту;
- інженерно-штурманського розрахунку польоту;
- ведення візуального радіолокаційного орієнтування;
- прокладання ліній положення ЛА;
- визначення навігаційних елементів польоту;
- різноманітних вимірів.

Крім того, карти потрібні службі повітряного руху (СПР) для керування польотами та контролю за правильністю їх виконання. Отже, карта — один із головних засобів літаководіння. Без неї не може виконуватися жоден політ.

Авіаційні карти підрозділяються на польотні, бортові, спеціальні.

Польотні карти застосовують для вивчення маршруту польоту, його розрахунку, ведення візуального та радіолокаційного орієнтування, вимірювання та визначення навігаційних елементів у польоті. Вони використовуються для літаководіння за повітряними трасами (маршрутами) і районами польотів.

Бортові карти необхідні для прокладки ліній положення з використанням радіотехнічних і астрономічних засобів визначення місцезнаходження ЛА, відновлення орієнтування у випадку його втрати, обходу небезпечних метеорологічних зон і польоту на запасний аеродром, не передбачений при ухваленні рішення на виліт.

Спеціальні карти, крім загальної географічної основи, містять певні відомості, необхідні при підготовці до польоту. Іноді їх видають для застосування певних радіотехнічних засобів літаководіння. До спеціальних карт відносять карти магнітних схилень, часових поясів, метеорологічні карти, карти для визначення місцезнаходження ЛА за допомогою гіперболічних систем й інших радіотехнічних засобів.

Масштаби польотних і бортових карт вибирають залежно від класу ЛА, а також від характеру виконуваного завдання. Як польотні карти переважно використовують карти масштабів 1 : 1 000 000 та 1 : 2 000 000, а як бортові — карти масштабів 1 : 2 000 000 та 1 : 4 000 000. Спеціальні карти видаються в дрібному масштабі і зображують великі ділянки землі (навіть усю земну поверхню).

Залежно від масштабу карти мають різний ступінь деталізації зображення місцевості.

Карта масштабу 1 : 200 000 застосовується як польотна карта під час виконання спеціальних польотів, а також для докладного ви-

вчення місцевості при розробці схем заходження на посадку. На неї нанесені всі присутні на місцевості населені пункти, залізні, шосейні та головні ґрунтові дороги, рельєф й інші важливі елементи земної поверхні. Замість сітки меридіанів і паралелей нанесена сітка прямокутних координат.

Карта масштабу 1 : 500 000 використовується як польотна карта при виконанні спеціальних польотів. Зображення місцевості дано з деяким спрощеннями. На карту нанесено 30 або 68 % орієнтирів від загальної їхньої кількості, меридіани та паралелі проведені через 30'.

Карта масштабу 1 : 1 000 000 — головна польотна карта для вертольотів усіх класів. На карту нанесені важливі населені пункти, головні дороги та ріки. Число нанесених орієнтирів складає приблизно 8...15 % від загальної їхньої кількості. Меридіани та паралелі на карті проведені через 1° довготи та широти.

Полімаршрутна польотна карта масштабу 1 : 1 000 000 — головна польотна та бортова карта для літаків усіх класів. Орієнтири на карту нанесені зі значним відбором. Населені пункти, що є радіолокаційними орієнтирами, виділені на карті оранжевим кольором. Частину полімаршрутних карт видають із нанесеними повітряними трасами з відображенням їхньої навігаційної розмітки. Картографічна сітка зображена з частотою 1°.

Аеронавігаційна карта масштабу 1 : 2 000 000 застосовується як головна бортова карта для вертольотів. На карту наносять тільки головні орієнтири в кількості 1...4 % від загального їх числа на місцевості. Сітку меридіанів та паралелей дають через 2°.

Аеронавігаційна карта масштабу 1 : 4 000 000 за необхідності використовується як бортова карта для літаків. На карту нанесені тільки найбільші населені пункти, ріки, озера та головні транспортні мережі. Ці орієнтири становлять 0,2...0,6 % від загальної їхньої кількості.

Існують також аеронавігаційні карти Арктики та Антарктики (для польотів у полярних районах), а також спеціальні карти масштабу 1 : 4 000 000 (для польотів у районах морів північного та східного басейнів).



Контрольні запитання

1. Цілі та зміст навігаційної підготовки НК до польоту.
2. Сформулювати зміст навігаційної програми польоту.
3. Як використовується початкова навігаційна інформація під час підготовки НК до польоту?

4. Що зазвичай відносять до топогеодезичного обладнання аеродрому при підготовці ПНК до польоту?
5. В яких випадках і з якою метою визначається стояночний курс літака?
6. Перелічіть способи визначення стояночного курсу за допомогою топогеодезичного обладнання аеродрому під час підготовки ПНК до польоту.
7. Зміст штурманської підготовки до польоту.
8. Яка картографічна інформація використовується під час підготовки ПНК до польоту?
9. Які типи авіаційних карт Ви знаєте та яке їх призначення?
10. Що включає до себе маршрут польоту?
11. В якому випадку під час підготовки до польоту допускається використання ортодромічної системи координат?



ФУНКЦІОНУВАННЯ ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ НА ЕТАПІ ЗЛЬОТУ ТА НАБОРУ ВИСОТИ

6.1. Задачі, що вирішуються ПНК на етапі зльоту та набору висоти

Функціонування ПНК на етапі зльоту та набору висоти будемо розглядати для літаків звичайної аеродинамічної схеми.

Злітні характеристики ЛА істотно впливають на безпеку польотів, на зниження погодних мінімумів, а також, на ефективність розв'язання задач літаководіння, тому автоматизація етапу зльоту — задача безумовно актуальна.

Зліт літака та набір висоти можна розділити на такі етапи:

- розбіг;
- відрив літака до набору «висоти умовної перешкоди» ($H_{ум} = 10,7$ м);
- набір висоти безпеки ($H = 200...400$ м);
- набір енергії, тобто набір висоти та розгін літака з метою виходу в задану точку початку маршрутного польоту.

Іноді перші два етапи умовно об'єднують в один етап — етап зльоту, для якого визначають основну злітну характеристику ЛА — довжину злітної дистанції (рис. 6.1).

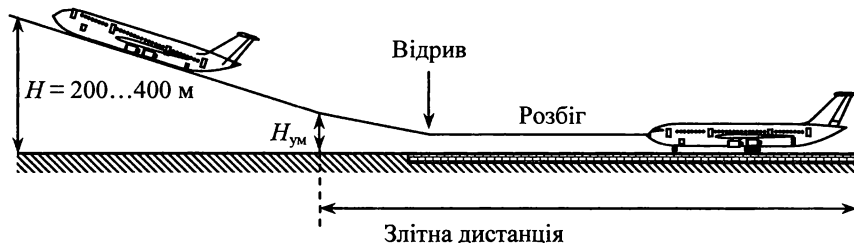


Рис. 6.1

Процес зльоту вважається закінченим, коли в точці, що відповідає $H_{ум}$, швидкість польоту досягає значення

$$V = (1, 15 \dots 1, 2) V_{зв},$$

де $V_{зв}$ — швидкість звалювання.

При виконанні даної умови здійснюється прибирання шасі.

На етапі розбігу основною задачею ПНК є забезпечення безпеки зльоту при появі відмов, які призводять до неможливості виконання зльоту. Функції ПНК при цьому обмежуються видачею команд на припинення зльоту. За сприятливих умов режим зльоту може використовуватися для коректування інформаційних систем ПНК, зокрема, для завершення виставки ІНС в азимуті.

Основне призначення ПНК під час зльоту полягає в забезпеченні найкращих для даного літака характеристик і зменшенні розкиду параметрів руху. Під час набору енергії ПНК повинен забезпечити мінімум часу набору заданої висоти та швидкості польоту. На цьому етапі ПНК може вирішувати одночасно паливно-часову задачу, якщо необхідно економити як час, так і паливо.

6.2. Автоматизація управління на етапі зльоту та набору висоти

6.2.1. Автоматизація процесів управління на етапі розбігу

Рівняння руху центра мас ЛА при розбігу, згідно з рис. 6.2, який показує схему сил, що діють на літак на етапі зльоту, можна записати у вигляді :

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P \cos \alpha - X_a - F_{\text{тер}}; \\ mV\dot{\Theta} &= P \sin \alpha + N + Y_a - G, \end{aligned} \quad (6.1)$$

де m — маса літака; V — повітряна швидкість; P — тяга двигуна; α — кут атаки; X_a — сила лобового опору; $F_{\text{тер}} = fN$ — сила тертя (f — коефіцієнт тертя); Θ — кут нахилу траєкторії; N — сила нормальної реакції опор; Y_a — аеродинамічна піднімальна сила; G — сила ваги.

Вважаючи, що під час розбігу $\alpha \approx 0$, $\Theta = 0$, а також ураховуючи, що $mV = ma_x$; $N = G - Y_a$, із (6.1) отримаємо вираз для поздовжнього прискорення a_x .

$$a_x = \frac{P - X_a - f(G - Y_a)}{m}. \quad (6.2)$$

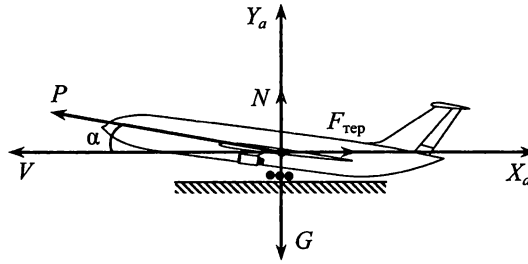


Рис. 6.2

Визначимо найкращий кут атаки $\alpha_{\text{опт}}$, що забезпечує $a_{\text{хmax}}$ — максимальне прискорення ЛА при розбігу, а також фактори, які впливають на значення $\alpha_{\text{опт}}$.

Величина піднімальної сили Y_a та лобовий опір X_a у міру зростання швидкості ЛА під час розбігу збільшуються:

$$Y_a = c_{y_a} S \frac{\rho V^2}{2}; \quad X_a = c_{x_a} S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (6.3)$$

де c_{y_a} — коефіцієнт аеродинамічної піднімальної сили; S — площа крила; ρ — густина повітря; c_{x_a} — коефіцієнт сили лобового опору.

У свою чергу

$$c_{y_a} = c_{y_a}^\alpha (\alpha - \alpha_0); \quad c_{x_a} = c_{x_0} + A c_{y_a}^2, \quad (6.4)$$

тут $c_{y_a}^\alpha = \frac{\partial c_{y_a}}{\partial \alpha}$ — похідна коефіцієнта аеродинамічної піднімальної

сили від кута атаки, α_0 — кут атаки при нульовій піднімальній силі; c_{x_0} — коефіцієнт сили лобового опору при нульовій піднімальній силі, який характеризує профільний опір; A — коефіцієнт, що характеризує індуктивний опір крила кінцевого розмаху.

З урахуванням (6.2)...(6.4) маємо:

$$ma_x = P - (c_{x_0} + A c_{y_a}^2) S \frac{\rho V^2}{2} - f \left(G - c_{y_a} S \frac{\rho V^2}{2} \right).$$

Узявши похідну з c_{y_a} , запишемо

$$m \frac{\partial a_x}{\partial c_{y_a}} = S \frac{\rho V^2}{2} (f - 2A c_{y_a}). \quad (6.5)$$

Прирівнявши вираз (6.5) до нуля отримаємо що:

$$c_{y_{\text{aopt}}} = \frac{f}{2A}. \quad (6.6)$$

Використовуючи (6.6) з урахуванням (6.4), отримаємо оптимальне значення кута атаки, що забезпечує максимальне прискорення літака під час розбігу:

$$\alpha_{\text{opt}} = \frac{f}{2Ac_y^\alpha} + \alpha_0.$$

Оптимальне значення кута атаки під час розбігу літака з випущеними закрилками має невелике від'ємне значення, тому для отримання максимального прискорення літака розбіг треба проводити не відриваючи носове колесо від ЗПС поки літак не досягне швидкості відриву $V_{\text{відр}}$.

Цей засіб розбігу використовується у разі малої тягооснащеності літака. Для літаків з великою тягооснащеністю використовується спосіб розбігу з плавним підйомом носового колеса при досягненні швидкості $(0,7 \dots 0,8) V_{\text{відр}}$.

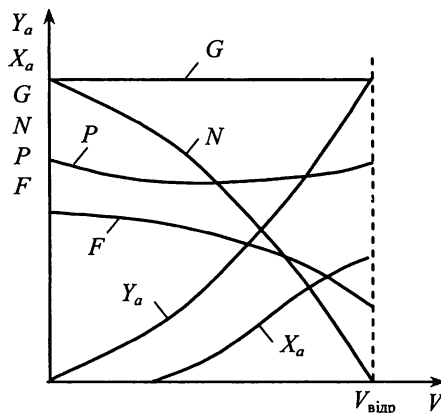


Рис. 6.3

На рис. 6.3 показано характер зміни сил, діючих на ЛА в процесі розбігу.

Аналіз графіків, наведених на рис. 6.3, показує, що сила тяги та гальмуюча сила $(X + F)$ мало змінюються в процесі розбігу ЛА, тоб-

то прискорення ЛА при розбігу практично постійне. Виходячи з цих умов, довжину розбігу L_p можна отримати у вигляді

$$L_p = \frac{(V_{\text{відр}} \pm W)^2}{2a_x}, \quad (6.7)$$

де W — швидкість вітру (знак «-» відповідає зустрічному напрямку вітру, а «+» — ходовому).

Швидкість відриву $V_{\text{відр}}$ визначається з першого рівняння (6.3) з умов $Y = G$, тобто

$$V_{\text{відр}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y\alpha \text{ опт}} S \rho}}. \quad (6.8)$$

Отже основні параметри розбігу: прискорення розбігу, швидкість відриву та довжина розбігу залежать від таких чинників:

- злітної маси літака $m = G/g$ (тут g — прискорення вільного падіння);
- тяги двигуна P ;
- температури та тиску біля землі (через вплив цих параметрів на густину повітря ρ);
- стану ЗПС, який характеризує коефіцієнт тертя f ;
- сили та напрямку вітру W .

Для здійснення безпечного зльоту необхідно вести безперервний контроль і прогнозування параметрів розбігу з метою недопущення їхнього виходу за межі припустимих значень. Правильному прийняттю рішення про продовження або припинення розбігу повинно сприяти включення в склад ПНК, так званих, «контролерів зльоту», систем контролю, які забезпечують постійне порівняння прогнозованих параметрів зльоту з їхніми розрахунковими значеннями.

Розглянемо принцип, за яким визначаються області критичних значень параметрів розбігу.

Нехай на деякій заданій відстані ΔL_1 (рис. 6.4) від кінця ЗПС літак повинен набрати розрахункову швидкість відриву $V_{\text{відр}}$ (відстань ΔL_1 визначає область небезпечного зльоту). Ця умова може бути виконана при деякому мінімальному поздовжньому прискоренні $a_{x\min}$.

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

успішно, якщо швидкість літака буде знижена до нуля в межах кінцевої смуги безпеки ΔL_2 , яка більше довжини ЗПС $L_{\text{ЗПС}}$ на деяку величину.

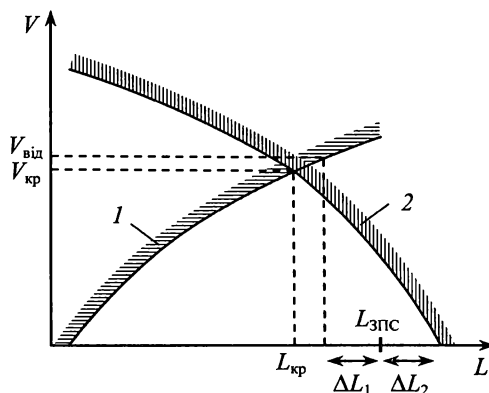


Рис. 6.4

Для визначення можливості здійснення успішного припинення розбігу розглянемо графік гальмування (крива 2). Цей графік розділяє простір (V, L) на допустиму та недопустиму області припинення зльоту. Характер цієї кривої залежить від способу гальмування (пневмогальма, гальмові щитки, гальмові парашути і т. ін.) та від стану ЗПС. Точка перетину кривих 1 і 2 визначає критичні параметри розбігу $L_{\text{кр}}$ і $V_{\text{кр}}$. Задача логічного пристрою полягає в тому, щоб визначити, чи буде досягнута критична швидкість до моменту пробігу критичної відстані. Тільки в цьому випадку можна продовжувати зліт. При цьому треба мати на увазі, що рішення про продовження або припинення розбігу повинне бути прийняте до досягнення критичних значень швидкості та відстані, оскільки в іншому випадку ні продовження, ні припинення розбігу не забезпечать необхідної безпеки зльоту.

Використання графіків, що аналогічні зображеним на рис. 6.4, дає змогу визначити межу безпеки і прийняти рішення про припинення або продовження розбігу, наприклад, при частковій втраті тяги двигуна (зрив форсажу або відмова одного з двигунів багатомоторного ЛА). Розглянемо деякі з можливих схем «контролерів зльоту».

Схеми з контролем прискорення побудовані на алгоритмах порівняння поточного поздовжнього прискорення з розрахунковим середнім значенням прискорення, яке обчислюється за формулою

$$a_{x \text{ розр}} = \frac{g}{2} \left[2\mu - \left(\frac{1}{K_a} + f \right) \right], \quad (6.9)$$

де $\mu = P/G$ — відносна тягооснащеність літака; $K_a = Y_a/X_a$ — аеродинамічна якість при злітній конфігурації.

При цьому необхідні вихідні дані (f , K_a , P , G) встановлюються відповідно конкретним умовам зльоту. Команда припинення зльоту («Припинити зліт») формується при умові:

$$a_x < a_{x \text{ розр}}.$$

Прогноз розбігу в цій схемі здійснюється посередньо, виходячи з припущення сталості прискорення за довжиною розбігу. Основним недоліком такої схеми є надто швидка та часто помилкова реакція на зміну прискорення розбігу (наприклад, наїзд літака на снігову діляницю).

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

$$a_{x \text{ ср}} = \frac{V_{\text{ш}}^2}{2L},$$

де $a_{x \text{ ср}}$ — середнє прискорення; $V_{\text{ш}}$ — шляхова швидкість; L — пройдений шлях.

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

$$a_{x \text{ зад}} = \frac{V_{\text{кр}}^2}{2L_{\text{кр}}}.$$

Команда «Припинити зліт» формується за умов

$$a_{x \text{ ср}} < a_{x \text{ зад}} \quad \text{або} \quad V_{\text{ш}}^2 L_{\text{кр}} < V_{\text{кр}}^2 L.$$

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

Загальним недоліком цих схем є труднощі врахування змін прискорення в процесі розбігу й, внаслідок цього, низька точність обчислення.

Схеми з контролем швидкості засновані на порівнянні поточної швидкості розбігу із заданою програмою її зміни як функції часу або пройденої відстані. Програма може бути отримана інтегруванням прискорення $a_{x \text{ розр}}$, обчисленого заздалегідь за формулою (6.9), яке вводиться в обчислювач «контролера зльоту». Можлива побудова більш складного бортового обчислювача, наприклад, показаного на рис. 6.5.

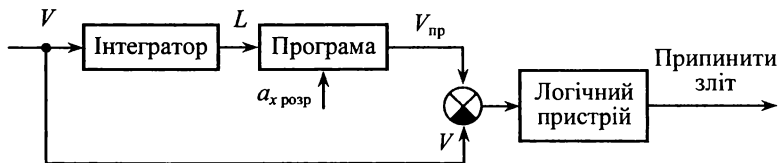


Рис. 6.5

У цьому випадку програмується графік $V_{\text{пр}} = f(L)$, де можна врахувати не тільки середнє прискорення, але і його розрахункові зміни в процесі розбігу. В обох випадках умова формування команди припинення зльоту має вигляд

$$V < V_{\text{пр}}.$$

Недоліком цих схем є запізнення в прийнятті рішення про припинення зльоту при різкому зменшенні прискорення розбігу.

Схеми з прогнозуванням розбігу для прогнозу руху ЛА використовують поточне прискорення (рис. 6.6 і 6.7).

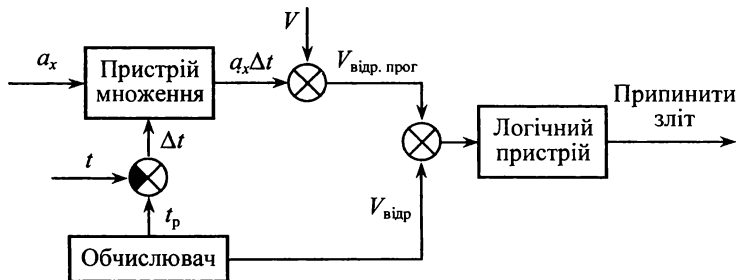


Рис. 6.6

У схемі, показаній на рис. 6.6 як критичні параметри розбігу використовуються не $V_{\text{кр}}$ і $L_{\text{кр}}$, а параметри відриву $V_{\text{відр}}$ і $L_{\text{р}}$. Їхній розрахунок проводиться заздалегідь, виходячи з конкретних умов зльоту за формулами (6.7) і (6.8). Потім обчислювач розраховує час розбігу

$$t_p = \frac{2L_p}{V_{\text{відр}} \pm W}, \quad (6.10)$$

за яким із урахуванням поточного часу t визначається час, що залишився до відриву

$$\Delta t = t_p - t.$$

Прогнозована на момент відриву швидкість обчислюється за формулою

$$V_{\text{відр. прог}} = V + a_x \Delta t.$$

Команда «Припинити зліт» формується за умови

$$V_{\text{відр. прог}} < V_{\text{відр}}.$$

У схемі, показаній на рис. 6.7, обчислюється відстань ΔL , яку необхідно пройти ЛА, щоб набрати швидкість від поточного значення V до $V_{\text{кр}}$ з прискоренням a_x , тобто без урахування вітру. Відстань ΔL визначається за формулою

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

де k — коефіцієнт, що враховує передбачувану зміну прискорення в процесі розбігу.

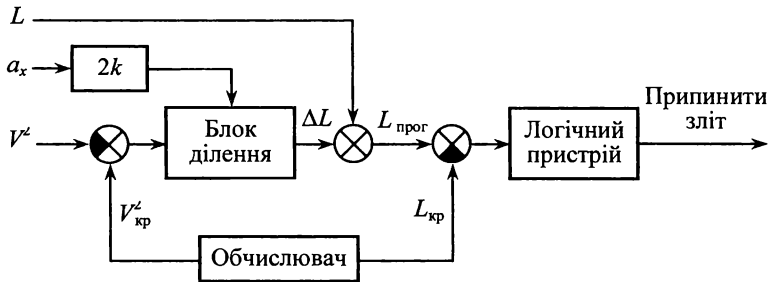


Рис. 6.7

Формування команди «Припинити зліт» здійснюється шляхом порівняння прогнозованої відстані $L_{\text{прог}}$ досягнення критичної швидкості $V_{\text{кр}}$:

$$L_{\text{прог}} = L + \Delta L$$

з розрахунковим значенням $L_{\text{кр}}$, тобто при виконанні умови

$$L_{\text{прог}} = L_{\text{кр}}.$$

Розглянуті вище схеми контролю розбігу ЛА можуть застосовуватися за умови нормальної роботи силової установки, а також її часткової відмови. При цьому кожна з описаних вище схем повинна бути доповнена логічним пристроєм, що забезпечує найкраще розв'язання поставленої задачі.

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

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

6.2.2. Автоматизація управління при зльоті

З точки зору забезпечення високої міри безпеки польотів дуже важливим є автоматизація, зокрема, поздовжнього управління на етапах відриву і початкової ділянки набору висоти. Це пов'язане з тим, що саме на цих етапах польоту відбувається інтенсивна зміна критичних параметрів польоту (таких як вектор швидкості, кути атаки та тангажа), кожний з яких, досягнувши свого припустимого значення може не тільки ускладнити процес управління ЛА, а й призвести до критичної ситуації.

Під час відриву ЛА від ЗПС виникають сильні збурення, через зміну впливу землі на характер обтікання повітряним потоком горизонтального оперення. Крім того, через малу швидкість виникають труднощі поздовжнього балансування ЛА. Особливо актуальна ця задача для важких літаків з невеликою тягооснащеністю, для яких зліт з повним навантаженням є дуже напруженим і відповідальним етапом.

У цей час робляться посилені спроби автоматизувати цей етап польоту. Зокрема, розроблено декілька варіантів директорного управління зльотом літака.

Як приклад приведемо алгоритми системи автоматичного управління польотом ВСУП-85 літаків ИЛ-96-300 та ТУ-204, в якій реалізований автоматизований (директорний) режим зльоту.

На повітряній ділянці зльоту система алгоритмічно забезпечує режим набору висоти та швидкості, при цьому операції з прибирання механізації крила та шасі виконує екіпаж відповідно до керівництва з льотної експлуатації.

Алгоритм зльоту в поздовжньому каналі формує керуючий сигнал, який надходить у систему електронної індикації, у вигляді відхилення поточного кута тангажа від заданого. Задане значення кута тангажа формується за таким законом:

$$\vartheta_3 = \vartheta^* + K_{\text{зак}} (\delta_{\text{зак}}^3 - \delta_{\text{зак}}) + F K_V (V_{\text{відр}} - V);$$

$$F = \begin{cases} 1 & \text{при } \delta_{\text{зак}} \geq 1^\circ; \\ 0 & \text{при } \delta_{\text{зак}} < 1^\circ, \end{cases}$$

де ϑ^* — зльотний кут тангажа, який забезпечує потрібні характеристики зльоту в момент відриву від злітної смуги й залежить від надмірної тяги $(P - X_a)$, швидкості відриву, висоти умовної перешкоди та від заданої швидкості на висоті умовної перешкоди; $K_{\text{зак}}(\delta_{\text{зак}}^3 - \delta_{\text{зак}})$ — забезпечує утримання постійного кута нахилу траєкторії на етапах прибирання закрилків ($\delta_{\text{зак}}^3, \delta_{\text{зак}}$ — злітне та поточне положення закрилків); $FK_V(V_{\text{відр}} - V)$ — забезпечує утримання постійного кута нахилу траєкторії з одночасним розгоном літака; $V_{\text{відр}}$ — швидкість відриву (швидкість у момент підйому передньої стійки шасі).

Після прибирання закрилків задане значення кута тангажа може формуватися залежно від швидкості польоту, яка, у свою чергу, є функцією висоти польоту:

$$\vartheta_3 = \frac{K_V}{K_\vartheta} [V - V_3(H)].$$

Програма $V_3 = f(H)$ забезпечує вихід літака на висоту повного зльоту (висоту кола) з заданою швидкістю, причому вихідне значення заданої швидкості дорівнює поточній на висоті умовної перешкоди.

У режимі зльоту в бічній площині до моменту відриву літака від ЗПС забезпечується стабілізація курсу ЗПС, а після відриву — стабілізується заданий шляховий кут. Передбачається такий закон формування сигналу управління $\delta_{\text{упр}}$:

— до висоти $H = 10$ м

$$\delta_{\text{упр}} = K_\psi (\psi - \psi_{\text{зпс}}) + F \frac{K_{\dot{\epsilon}_k} p}{Tp + 1} \epsilon_k + K_{n_z} n_z,$$

$$\text{де } F = \begin{cases} 1 & \text{до відриву від ЗПС;} \\ 0 & \text{після відриву від ЗПС;} \end{cases}$$

— після досягнення висоти $H = 10$ м

$$\delta_{\text{упр}} = K_{\Psi} (\Psi - \Psi_{\text{зпс}}).$$

Управління бічним рухом на етапі розгону зводиться до стабілізації центра мас літака на осі ЗПС спочатку за допомогою керуючих впливів на гальма шасі, а при швидкості $V > 30 \dots 40$ м/с за допомогою руля направлення, одночасно на цій швидкості канал елеронів вмикається в режим стабілізації нульового кута крену. Після відриву і набору висоти $H_{\text{ум}} = 10$ м керуючий сигнал — відхилення кута шляху від кута шляху ЗПС ($\Psi - \Psi_{\text{зпс}}$) відпрацьовується переміщенням елеронів (руль направлення переходить у режим демпфірування). Похідна відхилення центра мас від рівносигнальної зони курсового маяка p_{ϵ_k} , та поперечне перевантаження n_z забезпечують демпфірування руху центра мас на етапі розбігу. Для формування керуючого сигналу використовується інформація курсового радіомаяка (сигнал ϵ_k), інерціальної системи навігації (сигнали Ψ , ψ , n_z) і радіовисотоміра. За інформацією радіовисотоміра здійснюється перемикання алгоритмів управління після досягнення висоти $H_{\text{ум}} = 10$ м.

Така ідеологія управління відповідає вимогам безпеки зльоту і застосовується до висоти $200 \div 400$ м.

Подальший набір висоти та швидкості вимагає іншого управління, побудованого з урахуванням енергетичних витрат.

6.2.3. Автоматизація управління на етапі набору висоти

Під час обчислення оптимальних траєкторій набору висоти частіше всього враховують характер зміни енергії літака залежно від параметрів польоту та від режиму роботи силової установки. Для цього застосовують поняття *енергетичної висоти* H_e :

$$H_e = \frac{E}{mg},$$

де повна механічна енергія літака

$$E = \frac{mV^2}{2} + mgH.$$

Тут перша складова характеризує кінематичну, а друга — потенціальну енергію літака.

Швидкість зміни енергетичної висоти (енергетична швидкопідйомність V_{ye})

$$V_{ye} = \frac{dH_e}{dt} = \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} + \frac{dH}{dt} = \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} + V_y,$$

визначає енергетичні можливості літака.

Із рівняння сил, що описує зміну швидкості польоту:

$$m\dot{V} = P \cos \alpha - X_a - G \sin \theta,$$

враховуючи $\sin \theta = V_y (V)^{-1}$, $G = mg$ отримаємо:

$$\frac{V}{g} \dot{V} + V_y = \frac{P \cos \alpha - X_a}{mg} V,$$

тобто

$$V_{ye} = \frac{P \cos \alpha - X_a}{mg} V. \quad (6.11)$$

Оскільки тяга P і сила лобового опору X_a залежать від висоти та швидкості польоту, то й енергетична швидкопідйомність V_{ye} залежить від цих параметрів. Приблизний вигляд залежності енергетичної швидкопідйомності V_{ye} від висоти та числа M польоту показаний на рис. 6.8. Для надзвукових літаків величина V_{ye} має два максимуми: у діапазоні дозвукових і надзвукових швидкостей.

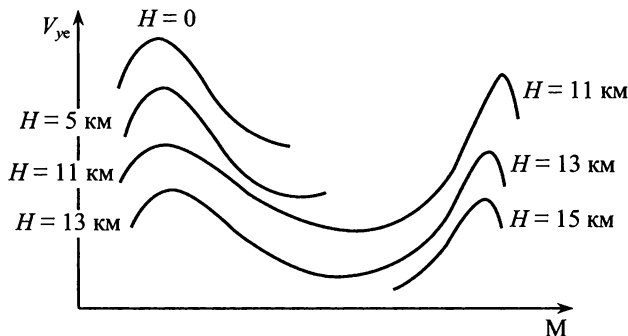


Рис. 6.8

Енергетична швидкопідйомність — це диференціальна характеристика можливостей літака, вона характеризує енергетичні можливості літака на кожній висоті. Проте, надто важливе значення мають

інтегральні характеристики набору висоти: час набору висоти, час виходу на задану висоту з одночасним набором крейсерської швидкості польоту, відстань, що проходить літак за час набору висоти, витрата палива за час набору та інші. Як правило, при знаходженні програми оптимального набору висоти за критерій оптимальності обирають функціонал у вигляді:

$$J = k\Delta t + (1 - k)\Delta\bar{G}_n, \quad (6.12)$$

де k — коефіцієнт значності ($0 \leq k \leq 1$); $\Delta\bar{G}_n$ — відносна витрата палива.

Задача автоматизації полягає в тому, щоб вибрати таку програму набору висоти $H = f(M)$ або $M = f(H)$, і програму режиму роботи двигуна у вигляді функції $\Delta\bar{G}_n$ від одного з параметрів t, L, H, M, H_e , які забезпечують мінімум функціонала (6.12).

При $k = 1$ мінімізується час набору енергетичної висоти. При $k = 0$ оптимізується витрата палива. Для проміжних значень k отримують або мінімальну витрату палива при заданій тривалості набору висоти, або мінімальний час набору висоти при обмеженій витраті палива. У цьому випадку для знаходження необхідного значення k , що забезпечує мінімум функціонала (6.12), використовують взаємозв'язок параметрів $\Delta\bar{G}_n$ і Δt .

Типовий взаємозв'язок параметрів $\Delta\bar{G}_n$ і Δt для надзвукового ЛА показано на рис. 6.9.

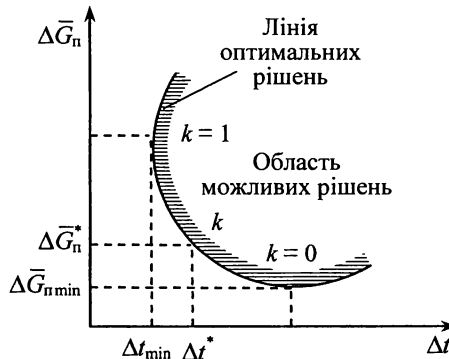


Рис. 6.9

Сутність узагальненого критерію (6.12) та коефіцієнта значності k у тому, що в багатьох випадках не вигідно мінімізувати тільки Δt або $\Delta\bar{G}_n$ з причини недопущення великого значення іншого пара-

метра. Використовуючи залежності $\Delta \bar{G}_n (\Delta t)$ або $\Delta t (\Delta \bar{G}_n)$, можна отримати мінімальне значення одного з них за наявності обмеження на інший. Але зручнішим є застосування інтегральних показників.

Зокрема задача визначення програми оптимального набору висоти за мінімум часу зводиться до знаходження екстремума функціонала J_t за час набору висоти:

$$J_t = \int_{\eta}^{\eta_2} \left[k + (1-k) \bar{G}_n \right] dt, \quad (6.13)$$

де $\bar{G}_n$ — секундна витрата палива.

Враховуючи співвідношення

$$dt = \frac{dt}{dH_e} dH_e = \frac{dH_e}{V_{ye}},$$

на основі (6.13) отримаємо функціонал J_e , який, як правило, використовують при знаходженні оптимальної програми набору енергії:

$$J_e = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{k + (1-k) \bar{G}_n}{V_{ye}} dH_e. \quad (6.14)$$

Із (6.14) виходить, що

$$\min \frac{dJ_e}{dH_e} = \max \frac{V_{ye}}{k + (1-k) \bar{G}_n},$$

а, враховуючи (6.11),

$$\max \frac{dH_e}{dJ_e} = \max \frac{(P \cos \alpha - X_a) V}{mg \left[k + (1-k) \bar{G}_n \right]}. \quad (6.15)$$

Саме вираз (6.15) і використовують в алгоритмах обчислення оптимальних програм набору енергії. Програми оптимального набору енергії розраховуються як залежності істинної швидкості польоту $V_{ист}$ або числа M від висоти H польоту. Приведемо методику знаходження таких програм.

Розглянемо спочатку найбільш простий випадок мінімізації часу набору енергії. При $k = 1$ знайдемо програму

$$M = f(H),$$

яка забезпечує в кожній поточній точці (при $\cos \alpha \approx 1$)

$$\max \frac{(P - X_a) V}{mg}.$$

У цьому випадку для заданого режиму роботи силової установки, ваги ЛА і коефіцієнта лобового опору знаходяться залежності:

$$P = f(H, M); \quad X_a = f(H, M).$$

Потім в координатах (H, M) будують сітку кривих

$$H_e = H + \frac{V^2}{2g} = \text{const}.$$

На цю сітку в координатах (H, M) наносять графіки залежностей

$$V_{ye} = \frac{P - X_a}{mg} V = \text{const}.$$

Для надзвукового ЛА ці криві мають вигляд, показаний на рис. 6.10.

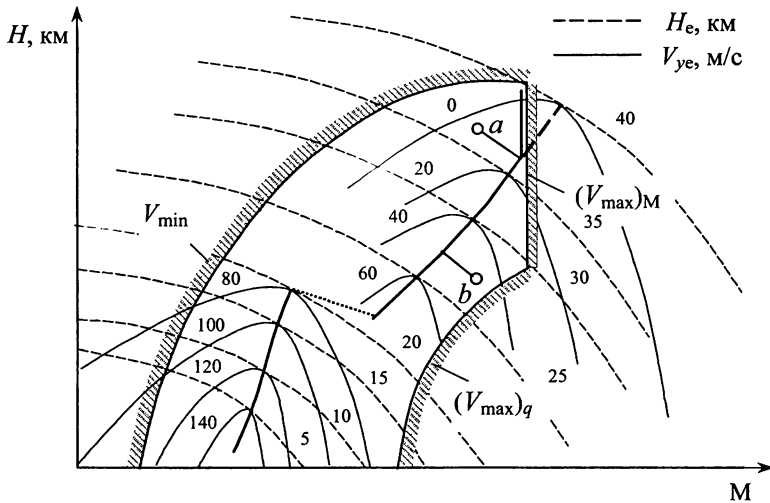


Рис. 6.10

Точки максимальних значень V_{ye} для певних значень H_e (точки дотику графіків V_{ye} до однієї з ліній сітки H_e) сполучають відрізками прямих, отримуючи таким чином графічний аналог оптимальної програми набору енергії. Для більшості практичних випадків ця програма має дві характерні ділянки: дозвукову та надзвукову з розривом між ними. Це пов'язується з характером залежності енергетичної швидкопідйомності V_{ye} від висоти польоту (див. рис. 6.8), яка має додатковий екстремум в області надзвукових швидкостей. Як правило, точки розриву сполучають лінією з постійною енергією, цей етап програми набору енергії називають ланкою розгону.

Діапазон можливих швидкостей набору висоти обмежується (див. рис. 6.10), з одного боку, мінімально допустимою, а з іншого боку, максимально допустимою швидкістю польоту, яка на середніх висотах визначається максимально допустимим швидкісним напором, а на висоті вище 11 км — максимально допустимим числом M польоту. Якщо окремі ділянки розрахованої траєкторії оптимального набору висоти виходять за ці обмеження, то їх замінюють ланками, які розташовують вздовж границь обмежень (див. останній етап траєкторії набору висоти на рис. 6.10).

Розглянемо тепер випадок для $k < 1$ із знаходженням не тільки програми $M = f(H)$, але і програми роботи силової установки. Тут для кожного значення H_e необхідно знайти параметри H , M , $\bar{G}_n$, при яких забезпечується

$$\max \frac{(P - X_a) V}{mg [k + (1 - k) \bar{G}_n]}.$$

Дана задача як і попередня може бути розв'язана, графічно (рис. 6.11).

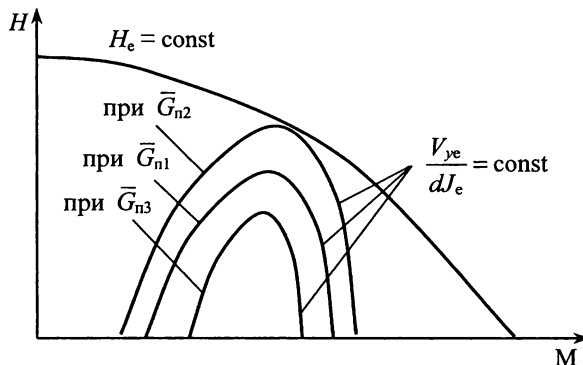


Рис. 6.11

Для цього необхідно побудувати поверхню

$$\frac{dH_e}{dJ_e} = \frac{(P - X_a) V}{mg [k + (1 - k) \bar{G}_n]} = \text{const}$$

в просторі параметрів H , M , $\bar{G}_n$ і знайти точку її дотику з циліндричною поверхнею $H_e = \text{const}$. Так треба зробити для ряду значень H_e і

отримані точки з'єднати лініями, які і утворюють оптимальні програми набору висоти

$$M = f(H); \quad \bar{G}_n = f(H).$$

Для розв'язання цієї задачі можуть бути використані різні обчислювальні процедури, наприклад така:

1. Завдання вихідних даних програми: mg , аеродинамічних характеристик літака, коефіцієнта k ;

2. Вибір певного (i -го) значення $H_e = H_{e_i}$;

3. Вибір передбачуваного значення $\bar{G}_{n0}$ і визначення для нього заданих вихідних даних — залежностей $P = P(H, M, \bar{G}_{n0})$ і $X_a = X_a(H, M)$;

4. Шляхом перебору в деякому діапазоні значень H і відповідних їм значень M , які забезпечують $H_{e_i} = (V^2/2g) + H = \text{const}$, знаходимо максимальне значення dH_e/dJ_e і відповідні йому величини $H_{i\text{opt}}$ і $M_{i\text{opt}}$;

5. Шляхом зміни $\bar{G}_n = \bar{G}_{n0} + \Delta\bar{G}_n$ і повторення пунктів 3, 4 для різних $\Delta\bar{G}_n$, знаходимо величину $\bar{G}_{ni\text{opt}}$, при якій досягається абсолютний максимум $dH_e/dJ_e = V_{ye}/dJ_e$ при заданому значенні H_{e_i} ;

6. Повторення пунктів 3, 4, 5 для інших значень H_e .

Приклад побудованих таким чином програм оптимального набору енергії надзвуковим винищувачем для різних значень коефіцієнта k показаний на рис. 6.12, а на рис. 6.13 наведені типові програми набору висоти й енергії для дозвукового літака цивільної авіації у вигляді функції $V_{\text{іст}} = f(H)$, деякі з котрих побудовані за вищенаведеними методиками.

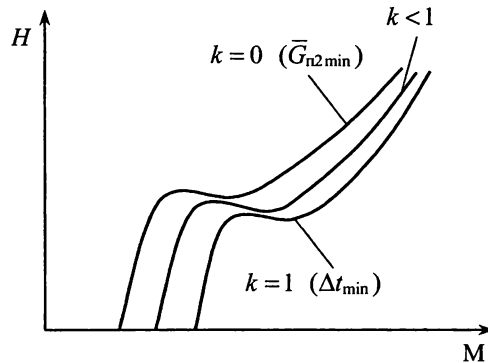


Рис. 6.12

Програма оптимального набору енергії (див. криву 4 на рис. 6.13), яка відповідає мінімуму часу виходу на задану висоту з заданою, наприклад, крейсерською швидкістю, завжди реалізується з більшими швидкостями у порівнянні з програмою (крива 2) набору тільки висоти за мінімум часу, яка, у свою чергу, посунута в область більших істинних швидкостей у порівнянні з програмою (крива 1) набору висоти мінімальної дальності. Обмеження на витрату палива враховується умовою номінального режиму роботи авіаційних двигунів.

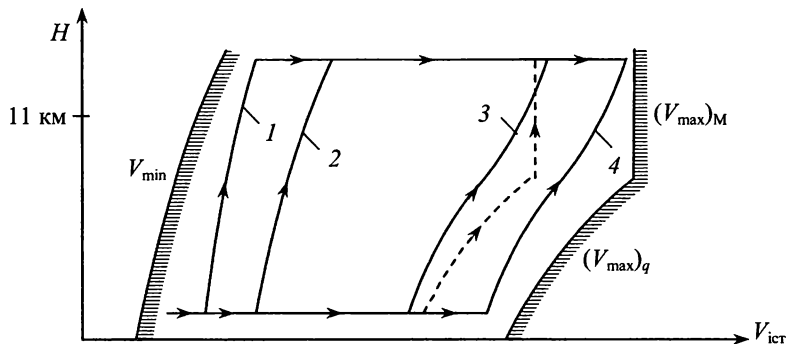


Рис. 6.13

Для оптимальної програми набору висоти з мінімальною витратою палива (крива 3) додатково розраховується програма зміни ступеня дроселювання двигунів залежно від висоти польоту. Економія палива здійснюється головним чином за рахунок зменшення тяги при польоті в густих шарах атмосфери. Оскільки витрата палива зменшується при збільшенні швидкості польоту, то програма (3) посунута в область більших істинних швидкостей у порівнянні з програмами (1) і (2), з іншого боку, витрата палива на крейсерському режимі завжди менша, ніж на етапі набору висоти, ось чому вигідніше, з точки зору витрати палива, раніше вийти на крейсерську висоту і на ній розганятись до крейсерської швидкості. Тому програма (3) посунута в область менших істинних швидкостей у порівнянні з програмою (4). Для транспортного літака програма набору висоти з мінімальною витратою палива є базовою програмою, інші — це допоміжні програми набору висоти.

Автоматизація програмного набору висоти крейсерського польоту зводиться до реалізації залежності $M_z = f(H)$ або $V_{істз} = f(H)$ шляхом чергування режимів стабілізації барометричної висоти та швидкості польоту через канал руля висоти.

Після зльоту та набору висоти круга сектор газу двигунів переводиться на програмний режим, вмикається режим стабілізації висоти польоту і літак починає розганятись, стабілізуючи задану барометричну висоту польоту. Для важких транспортних літаків управління, в основному, реалізується через контур тангажа. Наприклад:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_v = K_\vartheta \left(\frac{T_\vartheta p}{T_\vartheta p + 1} \vartheta - \vartheta_3 \right) + K_{\omega_z} \omega_z,$$

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

Коли швидкість польоту дорівнюватиме програмній для заданої висоти, канал руля висоти перемикається на режим стабілізації заданої програмної швидкості, як функції $V_{\text{іст}_3} = f(H)$. При цьому

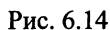
$$\vartheta_3 = -\frac{K_V}{K_\vartheta} (V_{\text{іст}_3} - V_{\text{іст}}),$$

тут враховано, що позитивний приріст кута тангажа викликає зменшення швидкості польоту.

Оскільки тяга двигунів на вихідній висоті більше сили лобового опору, то швидкість польоту продовжує збільшуватись, і САУ, стабілізуючи задану програмну швидкість, відхиляє руль висоти й переводить літак у набір висоти. Складови сили ваги $G \sin \theta$ при цьому на певному куті нахилу траєкторії компенсує надмірну тягу $(P \cos \alpha - X_a)$ і швидкість польоту не збільшується. Таким чином, надмірна тяга сумісно зі складовою сили ваги $G \sin \theta$ відіграють роль керуючої сили. У подальшому, змінюючи кут нахилу траєкторії, САУ видержує програмну зміну заданої швидкості $V_{\text{іст}_3} = f(H)$. Одночасно автомат тяги реалізує програму зміни ступеня дроселювання двигунів залежно від висоти польоту $P = f(H)$. Природно, що програми $V_{\text{іст}_3} = f(H)$ та $P = f(H)$ повинні бути закладені в пам'ять обчислювача траєкторного управління САУ. Під час виходу на задану висоту польоту знову вмикається режим стабілізації барометричної висоти. Саме за таким принципом працюють обчислювальна система управління польотом ВСУП-85 та системи управління тягою ВСУТ-85, які встановлені на літаках ТУ-204 і ІЛ-96.

За відсутності в пам'яті обчислювача САУ програм оптимального набору висоти, набирання висоти реалізується в режимі напівавтоматичного управління шляхом чергування режимів стабілізації барометричної висоти, приладної швидкості та числа M польоту.

У цьому випадку пілот встановлює сектори газу двигунів на номінальний режим роботи й вмикає САУ в режим стабілізації барометричної висоти. Після досягнення літаком істинної швидкості польоту, що дорівнює оптимальній, з точки зору заданого режиму набору висоти (ці швидкості викладені в інструкції пілота), пілот перемикає канал руля висоти з режиму стабілізації барометричної висоти на режим стабілізації приладної швидкості польоту. Приладна швидкість — це міра динамічного тиску, який при постійній істинній швидкості зменшується зі зростанням висоти польоту. Тому стабілізуючи приладну швидкість, САУ видержує зростаючу з висотою істинну швидкість польоту. Після досягнення висоти 11 км пілот перемикає САУ в режим стабілізації числа M польоту. Програма, що реалізується при такому способі управління (див. рис. 6.13, штрихова лінія), приблизно повторює (апроксимує) оптимальну програму набору висоти $V_{\text{іст}} = f(H)$, до того ж при цьому попереджується вихід літака на гранично-максимальні швидкості польоту. Програма оптимального набору висоти для надзвукових літаків має певні відміни. Як правило (рис. 6.14 суцільна лінія), вона містить у собі ланку розгону на постійній висоті — висоті розгону та дві ланки набору висоти.



Програма набору енергії, що показана на рис. 6.14, зrealізується таким чином. На першому етапі відбувається розгін ЛА до $M = 0,8$ на постійній висоті $H \approx 1$ км. Потім ЛА переводиться в набір висоти і інтенсивно набирає висоту розгону ($H = 8 \dots 10$ км) з невеликим зростанням швидкості або на постійній дозвуковій швидкості. На висоті розгону проводиться набір надзвукової швидкості (до речі (див. рис. 6.10, 6.12) це краще робити з невеликим зниженням). Після набору заданої надзвукової швидкості літак знову переходить у набір висоти, реалізуючи оптимальний набір енергії із зростанням як швидкості, так і висоти за мінімальний час.

На надзвукових швидкостях більш вигідним стає набір висоти на форсажних режимах роботи авіаційного двигуна через різке збільшення питомої витрати палива $c_p = \bar{G}_p(P)^{-1}$ безфорсажного режиму (рис. 6.15). Ось чому оптимальна програма набору висоти передбачає разову команду на вмикання форсажу при досягненні певної надзвукової швидкості польоту. Програма набору енергії (висоти та швидкості) за мінімальний час з виходом на максимальну висоту (висоту статичної стелі) є базовою програмою для надзвукових літаків на етапі наведення на повітряну ціль.

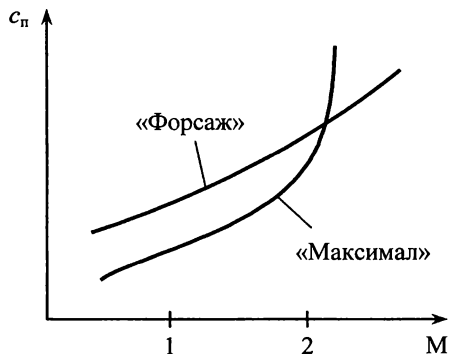


Рис. 6.15

Управління позовжнім рухом маневреного надзвукового літака, як правило, здійснюється через контур нормального перевантаження. Наприклад, за законом управління:

$$\delta_B = K_{n_y} (n_y - n_{y3}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

Автоматизація виходу на задану програмну траєкторію і реалізація програмного набору висоти зводиться до чергування заданих значень нормального перевантаження n_{yz} для режимів стабілізації барометричної висоти або заданого числа $M = M_3$. Уся програма набору висоти (див. рис. 6.14) поділяється на три етапи: етап виходу на висоту розгону за програмою $M_3 = M_{\text{пр}}^1(H)$; етап розгону зі стабілізацією висоти розгону $H_3 = H_{\text{роз}}$; етап подальшого набору висоти за програмою $M_3 = M_{\text{пр}}^2(H)$. Задані значення нормального перевантаження n_{yz} можуть формуватися у вигляді:

$$n_{yz} = n_{yz}^H = \frac{1}{K_{ny}} (K_H + K_{\dot{H}} p) (H - H_3)$$

або

$$n_{yz} = n_{yz}^M = \frac{1}{K_{ny}} (K_M + K_{\dot{M}} p) (M_3 - M).$$

Задані значення H_3 та M_3 на етапі виходу літака на програмну траєкторію залежать від вихідних значень висоти H_0 та числа M_0 польоту, а також від заданого кінцевого числа M_k . Алгоритми перемикавання заданого значення нормального перевантаження n_{yz} реалізуються в обчислювачі САУ, де n_{yz} для різних етапів набору висоти порівнюються з поточним значенням заданого перевантаження і обирається таке перевантаження, яке або виводить літак на оптимальну програмну траєкторію, або стабілізує його на цій траєкторії. Після досягнення у процесі набору висоти кінцевої швидкості польоту літак продовжує подальший набір висоти, стабілізуючи цю швидкість.

Алгоритм, що реалізує програмний набір висоти, може мати вигляд, проілюстрований рис. 6.16.

Найбільш характерний набір висоти — це набір висоти безпосередньо після зльоту при вихідних умовах $H < H_{\text{роз}}$, $M_0 < M_{\text{пр}}^1$. У цьому випадку, після перевірки умов, що не переводять літак у кабрирування, алгоритм за задану висоту польоту обирає поточну ($H_3 = H$), а за задане нормальне перевантаження — $n_{yz} = n_{yz}^H$. Літак за рахунок надмірної тяги максимального режиму роботи двигуна (набір висоти здійснюється в режимі «Максимал» або «Повний форсаж») починає розганятись, стабілізуючи задану барометричну висоту польоту. Внаслідок наближення до числа $M \approx M_{\text{пр}}^1$ виконується умова $n_{yz}^M \geq n_{yz}$ (для n_{yz}^M , що відповідає $M_3 = M_{\text{пр}}^1$), алгоритм за

задане число M обирає $M_3 = M_{\text{пр}}^1(H)$, а за задане нормальне перевантаження — $n_{y3} = n_{y3}^M$, літак переходить у набір висоти, стабілізуючи програмне число M польоту.

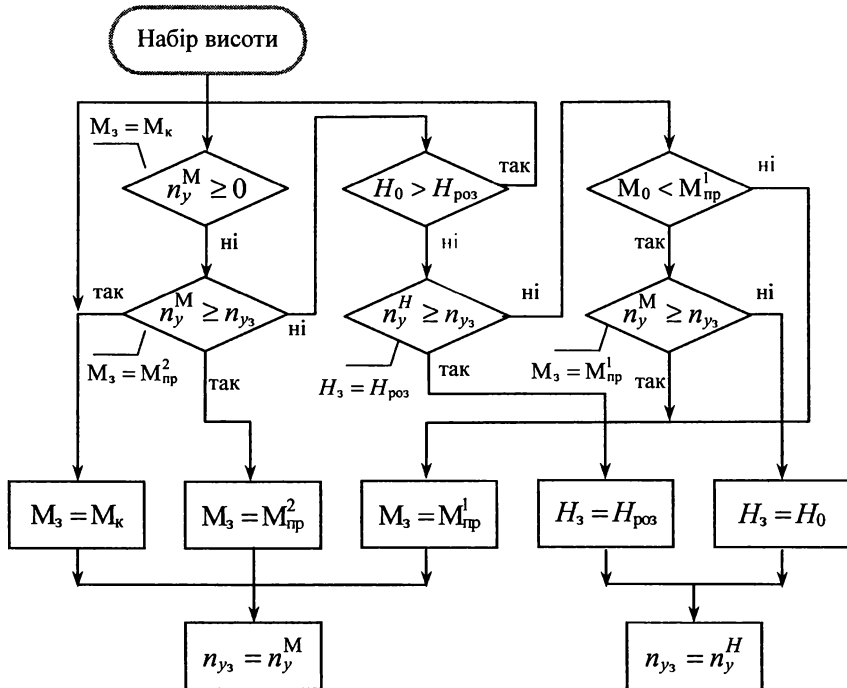


Рис. 6.16

У разі наближення до висоти розгону виконується умова $n_{y3}^H \leq n_{y3}$ (n_{y3}^H розраховується для $H_3 = H_{\text{роз}}$) і алгоритм за задане нормальне перевантаження обирає $n_{y3} = n_{y3}^H$, а за задану висоту — $H_3 = H_{\text{роз}}$, літак виходить на висоту розгону і продовжує розганятись до надзвукової швидкості, стабілізуючи висоту розгону. На певній надзвуковій швидкості може надходити команда на вмикання форсажу.

Після досягнення числа $M \approx M_{\text{пр}}^2$ знову виконується умова переходу на кабрирування ($n_{y3}^M \geq n_{y3}$, де n_{y3}^M обчислюється для $M_3 = M_{\text{пр}}^2$),

алгоритм за задане число M польоту обирає $M_3 = M_{\text{пр}}^1(H)$, а за задане нормальне перевантаження — $n_{yz} = n_{yz}^M$. Літак вже з надзвуковою швидкістю переходить у набір висоти, стабілізуючи програмне значення числа M польоту. Після виходу на швидкість польоту, що дорівнює кінцевій ($n_{yz}^M \geq 0$ для $M_3 = M_k$) літак продовжує подальший набір висоти, стабілізуючи цю швидкість.

Якщо на початок набору висоти швидкість польоту перевищує програмну ($M_0 > M_{\text{пр}}^1(H)$), то відповідно алгоритму за задане перевантаження обирається n_{yz}^M , а за задане число M — $M_{\text{пр}}^1(H)$, і літак одразу переходить в енергійний набір висоти, зменшуючи швидкість польоту.

Іноді набір висоти починається з режиму «чергування у повітрі» і на початок набору вихідна висота може перевищувати висоту розгону $H_0 > H_{\text{роз}}$. У цьому випадку за задане число M польоту обирається його кінцеве значення ($M_3 = M_k$), а за задане перевантаження — n_{yz}^M . Якщо кінцева швидкість перевищує поточну, то літак починає розганятися зі зниженням, доки не досягне програмного значення числа M ($n_{yz}^M \geq n_{yz}$ для $M_3 = M_{\text{пр}}^2$), після чого переходить у набір висоти, стабілізуючи програмне значення числа $M = M_{\text{пр}}^2(H)$. У протилежному випадку ($n_{yz}^M \geq 0$ для $M_3 = M_k$) літак одразу переходить у набір висоти, зменшуючи швидкість польоту до кінцевої.

На рис. 6.14 штриховою лінією показані маневри літака при програмному наборі висоти під час виходу на різні кінцеві швидкості для різних початкових умов.

Набір висоти продовжується, доки літак не досягне заданої висоти польоту, реалізуючи оптимальний набір енергії, або не надійде команда для виходу на висоту перехвату з заданою швидкістю. До речі, кінцева висота польоту може бути менше ніж поточна, у цьому випадку реалізується вертикальний маневр для зниження до кінцевої висоти.

Якщо кінцева точка не належить оптимальній програмі (наприклад, точки a або b на рис. 6.10), тоді вихід на цю точку доцільно робити вздовж ліній з постійною енергією (у вищенаведеному алгоритмі цього не передбачено). Цей висновок виходить з інших більш точних методів оптимізації.

Оптимальні програми управління набором висоти можуть також бути реалізовані в режимах директорного (напівавтоматичного)

управління з використанням спеціальних засобів індикації, найбільш простим з яких є спеціальний індикатор, що відображає бажану програму зміни висоти та швидкості польоту (числа M), поточні значення цих параметрів у вигляді кругового індексу з покажчиком напрямку їх зміни, а також лінію поточного значення H_e . Задача пілота — сполучити поточні параметри H і V (або M) із заданими значеннями. Зовнішній вигляд електронного індикатора параметрів в координатах (H, M) представлений на рис. 6.17.

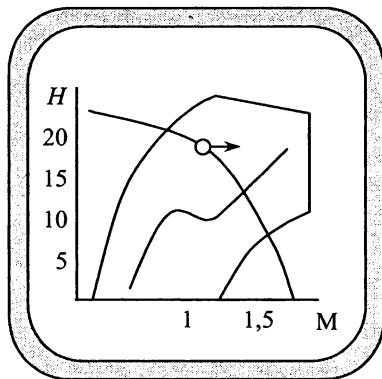


Рис. 6.17

Менш перспективною слід вважати стрілочну індикацію поточних і заданих параметрів набору висоти через відсутність наочності траєкторії руху літака та через складність використання такої інформації.



Контрольні запитання

1. Перелічіть основні етапи зльоту літака та набору висоти.
2. Які задачі вирішує ПНК на етапі розбігу?
3. Які сили діють на літак на етапі розбігу?
4. Перелічіть основні параметри розбігу. Від яких чинників залежать параметри розбігу?
5. За яким принципом, визначаються області критичних значень параметрів розбігу?
6. Перелічіть можливі схеми побудови логічних пристроїв контролю розбігу — «контролерів зльоту».
7. За якими параметрами формується керуючий сигнал поздовжнього каналу САУ на етапі зльоту?

8. Які параметри руху літака характеризує енергетична висота та енергетична швидкопідйомність?
 9. Перелічіть основні інтегральні характеристики набору висоти. Який функціонал критерію оптимальності доцільно обирати під час пошуку програми оптимального набору висоти?
 10. Перелічіть типові траєкторії набору висоти літаків цивільної авіації. Яка програма набору висоти є основною?
 11. У якому вигляді розраховуються програми оптимального набору висоти? Запишіть варіант закону управління, що реалізує таку програму.
 12. У чому основні відміни програми оптимального набору висоти для надзвукового літака?
-
-
-



ФУНКЦІОНУВАННЯ ПІЛОТАЖНО- НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ НА ЕТАПІ ПОЛЬОТУ ЗА МАРШРУТОМ

Політ за маршрутом для більшості ЛА — це найбільш тривалий етап польоту. Зазвичай, за такий етап вважають переліт ЛА з однієї точки простору в іншу з заданою точністю та надійністю, при цьому інших задач щодо управління ЛА не передбачається.

Початком маршрутного польоту, як правило, є ВПМ, в який ЛА виходить на заданому режимі польоту, тобто із заданими висотою, курсом і швидкістю.

Кінцевим етапом маршрутного польоту вважається КПМ, де ЛА починає маневр заходу на аеродром посадки.

7.1. Задачі, що розв'язуються за допомогою ПНК при виконанні маршрутного польоту

Управління польотом ЛА при виконанні маршрутного польоту — це складний процес, у ході якого екіпажу доводиться розв'язувати широке коло задач, пов'язаних із визначенням свого місцезнаходження та напрямку подальшого польоту, а також витриманням необхідного просторового положення. Ефективність дій при розв'язанні перелічених задач визначається великою кількістю вимог, основними з яких є своєчасність, точність і пов'язані з ними питання побудови траєкторій руху (маршрутів польоту), які забезпечують найбільш ефективне досягнення поставленої цілі. Тому автоматизація польотів за маршрутом для сучасних ПНК є однією з важливіших задач.

Основні задачі, що розв'язуються за допомогою ПНК на етапі маршрутного польоту, такі:

- вибір оптимальної траєкторії й умов виходу ЛА в задані точки траєкторії, що забезпечує високу ефективність виконання польотно-го завдання;
- вимірювання основних пілотажно-навігаційних параметрів польоту ЛА (визначення складових вектора стану ЛА в системі ко-

ординат, характерній для відповідного датчика пілотажно-навігаційної інформації);

- здійснення координатних перетворень — перехід від системи координат датчиків до системи координат, в яких розв'язуються задачі в БЦОМ, і потім до навігаційних системи координат.

- визначення поточних координат ЛА (обчислення шляху);

- корекція обчислених координат ЛА;

- розрахунок параметрів управління, які забезпечують політ за заданою траєкторією;

- індикація пілотажно-навігаційних параметрів і елементів навігаційної обстановки;

- забезпечення безпеки польоту ЛА;

- контроль працездатності ПНК у цілому, а також його окремих підсистем.

Розв'язання першої задачі може провадитися, як відзначалося раніше, під час підготовки ПНК до польоту. Однак, у ряді випадків вона може вирішуватися й у польоті під час одержання конкретного завдання екіпажем після зльоту, а також при зміні польотного завдання в повітрі. Після зльоту ЛА виводиться у ВПМ. Над ВПМ здійснюється, як правило, вмикання комплексу в роботу. Відразу ж після вмикання БЦОМ використовується інформація тільки від тих пристроїв, які до даного моменту перейшли у робочий режим справної роботи. В окремому блоці програм розраховуються основні параметри польоту ЛА і його положення в просторі. Зі сукупності справних датчиків цієї інформації використовуються ті датчики, пріоритет яких є вищим. На основі цієї інформації визначаються поточні фазові координати вектора стану ЛА.

Задача визначення фазових координат вектора стану ЛА вирішується в польоті безперервно або дискретно з певною частотою. Поточне положення ЛА визначається багатомірним вектором у n -мірному фазовому просторі. Наприклад, місцезнаходження ЛА визначається його географічними координатами (φ , λ) і висотою польоту (H) або ж цими трьома параметрами і трьома складовими швидкості польоту ЛА. Складовими багатомірного вектора стану ЛА крім перелічених можуть бути кути крену, тангажа, курсу, кутові швидкості руху ЛА та ін.

Первинну інформацію про вектор стану ЛА одержують за допомогою датчиків навігаційної та пілотажної інформації бортових систем і засобів, що входять до складу ПНК. Робота цих датчиків заснована на різноманітних фізичних принципах. Це стає причиною того, що первинна інформація про вектор стану ЛА отриму-

ється в різних системах координат. Зазвичай, ці системи координат відрізняються від систем координат, що використовуються для розв'язання навігаційних задач. Задача здійснення координатних перетворень і обробки первинної інформації про вектор стану ЛА включає перерахунок складових вектора стану ЛА зі систем координат датчиків у навігаційні системи координат і переклад цієї інформації в форму, в якій розв'язуються задачі в БЦОМ. Для підвищення точності визначення складових вектора стану в БЦОМ ПНК здійснюється оптимальна, або субоптимальна обробка результатів вимірів.

Задача визначення координат ЛА розв'язується методом числення шляху з безперервною або періодичною їх корекцією. Це дозволяє широко використовувати технічні засоби в комплексі, забезпечуючи високу точність і надійність виконання польоту за рахунок вибору найкращого на кожний момент технічного засобу. Якщо в програмі польоту на даній ділянці маршруту передбачені орієнтири корекції, то екіпажу видається інформація про вихід ЛА на задану відстань відносно цих орієнтирів, необхідності та можливості виконання за ними корекції обчислених координат ЛА. Визначені при цьому поправки у вигляді різниці між розрахунковими та фактичними значеннями координат ЛА відносно орієнтирів корекції автоматично вносяться в поточні координати ЛА, які були отримані в процесі числення шляху. Визначення поточних координат місцезнаходження ЛА є найбільш важливою задачею ПНК на етапі маршрутного польоту, від точності вирішування цієї задачі багато в чому залежать якості і ефективності ПНК ЛА.

Отримана інформація про багатомірний вектор стану ЛА порівнюється з відповідними параметрами програми даного конкретного польоту і на основі цього порівняння здійснюється розрахунок параметрів управління, які забезпечують реалізацію програми польоту. У цьому випадку БЦОМ обчислює сигнали для управління ЛА відносно ЛЗШ із видачею їх у САУ у випадку, якщо політ відбувається в автоматичному режимі, або на прилади індикації (систему єдиної індикації) при директорному (напівавтоматичному) управлінні. У польоті через певні інтервали часу має провадитися контроль працездатності пристроїв комплексу і локалізація виниклих несправностей шляхом реконфігурації структури комплексу або самої БЦОМ. Дії оператора при цьому повинні бути зведені до мінімуму. Типова структурна схема програми диспетчера, що реалізується в ПНК на етапі польоту за маршрутом, наведена на рис. 7.1.



Рис. 7.1

7.2. Основні вимоги до ПНК на етапі маршрутного польоту

Вимоги до ПНК на етапі маршрутного польоту визначаються такими основними технічними характеристиками:

1. Обмеження навігаційної програми:
 - число програмованих ППМ;
 - число запасних аеродромів;
 - число програмованих орієнтирів і радіонавігаційних точок;
 - розміри області (км × км) розв'язання навігаційних задач;
 - можливість введення оперативних даних і їх кількість.
2. Точність визначення швидкості ЛА і координат місцезнаходження ЛА:
 - в інерціальному режимі навігації (при різних варіантах виставлення ІНС);
 - у курсоповітряному режимі;
 - у режимі корекції швидкості від основного датчика, наприклад, доплерівського вимірника типу ДИСС;
 - у режимі корекції координат і курсу від систем позиційної корекції (системи РСБН, РСДН, РЛС, інші).
3. Рівень автоматизації управління:
 - точність автоматизованого управління в горизонтальній та вертикальній площинах на прямолінійній траєкторії при дії різноманітних збурень (наприклад, вітрові збурення, зміна режимів польоту, зміна аеродинамічної конфігурації);
 - можливості управління швидкістю польоту та її обмеження;
 - можливості профільного польоту на малих висотах;
 - можливості спеціальних маневрів сходу з маршруту (наприклад, обхід грозових фронтів) і поверненню до нього.

Зазначені характеристики з урахуванням експлуатаційних характеристик визначають технічний рівень ПНК на етапі маршрутного польоту. Вони є складовою частиною загальних вимог до ПНК і перевіряються на іспитах.

Водночас, на етапі розробки вимог до ПНК і при експлуатації ЛА використовується узагальнена характеристика, так звана, надійність літаководіння.

При цьому надійність літаководіння пов'язується з конкретними характеристиками точності та надійності бортових систем ПНК, умовами польоту за маршрутом, а саме можливості використання існуючих навігаційних систем, що в цілому дає змогу розрахувати точність літаководіння.

Надійність літаководіння є показником якості виконання польотного завдання з навігаційної точки зору. Кількісною її характеристикою є умовна імовірність $P_{\text{лв}}$ того, що ЛА протягом заданого часу буде знаходитися в припустимій області відхилення від заданої траєкторії. Вихід із цієї області вважається навігаційною подією, що виникає з імовірністю $P_{\text{нп}} = 1 - P_{\text{лв}}$.

Надійність літаководіння оцінюється тими самими математичними методами, що і надійність технічних пристроїв.

7.3. Загальний підхід до розрахунку надійності літаководіння за технічними характеристиками ЛА та ПНК

Для того, щоб розрахувати надійність літаководіння для конкретних умов застосування при відомих характеристиках ПНК необхідно розв'язати такі дві задачі:

1. Знайти функціональну залежність можливості виконання польотного завдання з навігаційної точки зору від точності літаководіння

$$P_a = P_a(\sigma),$$

де σ — похибка літаководіння (або величина потрібної точності).

2. Знайти (для конкретних характеристик точності і надійності систем ПНК, а також умов їх застосування в даному польоті) імовірнісну характеристику наявної точності літаководіння у вигляді функції умовної імовірності.

$$P_b = P_b(\sigma_n \leq \sigma),$$

де σ_n — деяка змінна величина, що характеризує наявну точність.

Для ПНК із високим ступенем функціонального резервування навігаційних підсистем така задача дуже складна та громіздка. Це пов'язано з тим, що необхідно перелічити всі можливі варіанти функціонування ПНК, варіанти збурень і для всіх випадків розрахувати як імовірність конкретної події, так само і точність літаководіння для цієї події.

Якщо функції $P_a(\sigma)$ і $P_b(\sigma)$ знайдено, то надійність літаководіння знаходиться як добуток

$$P_{\text{лв}} = P_a P_b$$

за однією з двох методик, схематично зображених на рис. 7.2.

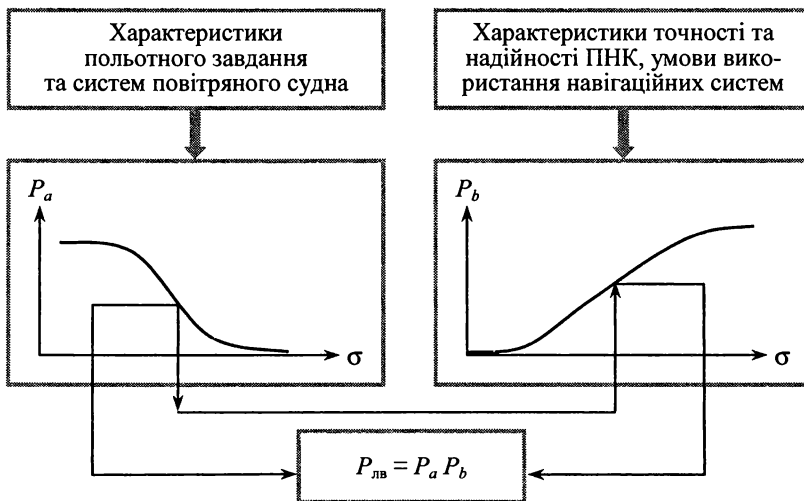


Рис. 7.2

1. Задається імовірність виконання навігаційної задачі й за функцією $P_a(\sigma)$ розшукується (σ) . Потім за функцією $P_b(\sigma)$ при врахуванні $\sigma = \sigma_n$ розшукується P_b і $P_{lv} = P_a P_b$.

2. Для конкретних умов визначаються реальні характеристики P_b і σ_n , а потім за функціональною залежністю $P_a(\sigma)$ при підстановці $\sigma = \sigma_n$ обчислюється можливість виконання поставленої задачі P_a і $P_{lv} = P_a P_b$.

Використання методик 1 і 2, дає змогу аналізувати конкретні ситуації (штурманські плани польоту) і розробляти вимоги до нових типів ПНК, аналізуючи різноманітні варіанти залежностей $P_b(\sigma)$ при заданій надійності P_{lv} для найбільш відповідальних навігаційних задач.

Вимоги щодо точності витримування заданої траєкторії (для чотирьохмірної навігації) можуть бути описані таким чином. Для кожної точки заданої траєкторії (рис. 7.3), уздовж якої повинен рухатися ЛА, заданої набором параметрів t_i , λ_i , ϕ_i , H_i , може бути призначена область допустимих відхилень. Ця область, переміщуючись уздовж заданої траєкторії з розрахунковою шляховою швидкістю $V_{ш}$, може визначати допустимі розміри таких конкретних характеристик заданої точності:

- бічного відхилення від ЛЗШ ($Z_{доп}$);
- відхилення від заданого на момент часу t_i положення на ЛЗШ ($\Delta S_{доп}$);
- відхилення від заданої висоти ($\Delta H_{доп}$).

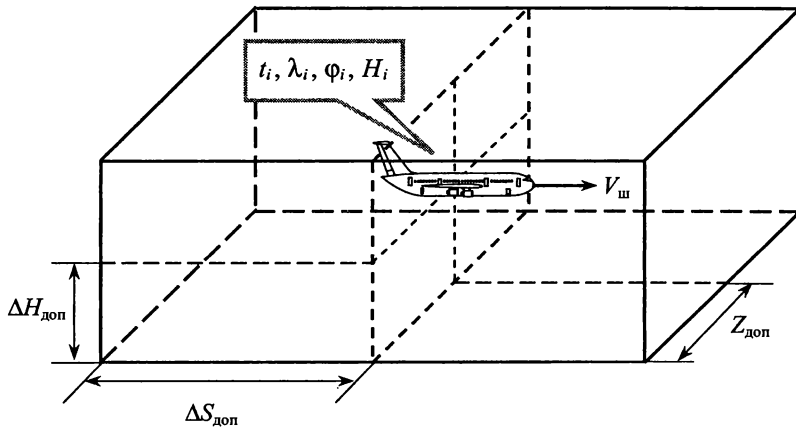


Рис. 7.3

Додатковою характеристикою точності є допустимі відхилення шляхового кута ($\Delta\psi_{\text{доп}}$) і кута похилу траєкторії ($\Delta\Theta_{\text{доп}}$) від заданих значень.

Точність витримування заданої траєкторії за часом безпосередньо пов'язана з поздовжнім відхиленням

$$\Delta t_{\text{доп}} = \frac{\Delta S_{\text{доп}}}{V_{\text{ш}}}.$$

На практиці задається або характеристика $\Delta t_{\text{доп}}$ або $\Delta S_{\text{доп}}$.

Незважаючи на різноманіття перелічених точнісних характеристик, головною для більшості застосувань є помилка бічного відхилення, тобто $Z_{\text{доп}}$.

Роздивимось декілька прикладів формування вимог до $Z_{\text{доп}}$ і побудови функції $P_a(\sigma)$, акцентуючи увагу на двох задачах, що виникають при літаководінні за маршрутом:

1. Вихід із заданою точністю в деяку точку простору (при цьому додатковою умовою часто стає завдання напрямку виходу). Точність прямування вздовж інших ділянок маршруту або не задається, або може бути істотно меншою ніж для заданої точки.

2. Забезпечення заданої точності літаководіння на всьому маршруті або на дуже великих ділянках маршруту.

У перших трьох прикладах розв'язується перша задача, а в останньому прикладі — друга.

Приклад 1. Вихід у район візуального виявлення запрограмованого орієнтира.

Припустимо бічне відхилення визначається з умов візуального виявлення орієнтира під час польоту за заданим маршрутом, що проходить через орієнтир.

Основною характеристикою виявлення наземного орієнтира є дальність виявлення $D_{\text{вияв}}$, яка залежить від значного числа різних чинників. Залежності врахування деяких чинників достатньо добре вивчені експериментально і на їхній основі отримані емпіричні формули. Найбільш простою із них є залежність дальності візуального виявлення від висоти польоту в умовах хорошої видимості:

$$D_{\text{вияв}} = k\sqrt{H},$$

де $D_{\text{вияв}}$ — дальність виявлення орієнтира, км; H — істинна висота польоту, м; k — коефіцієнт, враховуючий параметри виявленого орієнтира, ($k \in [1,5 \dots 1,8]$ для великих міст, аеродромів; $k \in [0,5 \dots 0,8]$ для малих населених пунктів; $k \in [0,1 \dots 0,2]$ для малорозмірних орієнтирів).

Цілком очевидно, якщо $Z > D_{\text{обн}}$, то ціль не буде виявлена. Припустимо бічну похибку $Z_{\text{доп}}$ можна приблизно визначити, використовуючи співвідношення

$$Z_{\text{доп}} = (0,3 \dots 0,6 D_{\text{вияв}}).$$

Існує емпірична формула для $D_{\text{вияв}}$, яка крім висоти враховує ряд інших чинників, у тому числі величину r , що характеризує точність літаководіння в зоні пошуку об'єкта.

Для малорозмірних об'єктів ця формула має вигляд:

$$D_{\text{вияв}} = 0,1\sqrt{H\sqrt{L}} \exp \left\{ -0,12 \frac{V_{\text{ш}}}{100} + 0,78 \left(1 - \frac{r}{185} \right)^3 \right\}, \quad (7.1)$$

де $D_{\text{вияв}}$ — дальність візуального виявлення (км); H — істинна висота польоту (м); L — метеорологічна видимість (км); $V_{\text{ш}}$ — шляхова швидкість польоту (км/год); r — радіус зони пошуку об'єкта (м).

Для відповідних умов $Z_{\text{доп}}$ може бути знайдене числовим розв'язанням рівняння (7.1), підставляючи $D_{\text{вияв}} = r = Z_{\text{доп}}$.

Приклад 2. Вихід у район виявлення запрограмованого орієнтира радіолокаційними пристроями.

Необхідно здійснити вихід у район запрограмованого наземного орієнтира. Припустимо бічне відхилення визначається з умов вияв-

лення орієнтира на екрані візирного пристрою (наприклад, РЛС). Зона видимості візира обмежена розміром $D_{\text{вияв}}$ і кутом сканування ϵ (рис. 7.4).

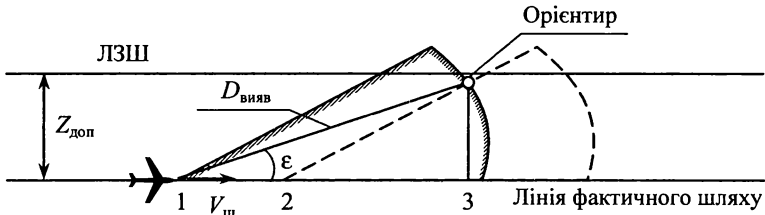


Рис. 7.4

Орієнтир буде виявлено, якщо він буде знаходитися на екрані візира не менше деякого часу $t_{\text{вп}}$, необхідного для його впізнання. Будемо вважати, що для конкретних умов і типу орієнтира значення $D_{\text{вияв}}$, $t_{\text{вп}}$, ϵ , $V_{\text{ш}}$ відомі. Тоді залежність $Z_{\text{доп}}(D_{\text{вияв}}, t_{\text{вп}}, \epsilon, V_{\text{ш}})$ отримаємо з граничного випадку, коли під час прямолінійного польоту орієнтир знаходиться на екрані на протязі $t_{1,2} = t_{\text{вп}}$ (див. рис. 7.4).

Запишемо вираз для відрізків між відповідними точками:

$$S_{1,3} = \sqrt{D_{\text{вияв}}^2 - Z_{\text{доп}}^2} ; S_{1,2} = V_{\text{ш}} t_{\text{вп}} ; S_{2,3} = Z_{\text{доп}} \text{ctg} \epsilon .$$

$$\text{Очевидно, що } S_{1,3}^2 = (S_{1,2} + S_{2,3})^2 .$$

Підставимо сюди вираз для відрізків і одержимо квадратне рівняння відносно $Z_{\text{доп}}$:

$$D_{\text{вияв}}^2 - Z_{\text{доп}}^2 = (V_{\text{ш}} t_{\text{вп}})^2 + 2V_{\text{ш}} t_{\text{вп}} Z_{\text{доп}} \text{ctg} \epsilon + Z_{\text{доп}}^2 \text{ctg}^2 \epsilon .$$

Виконавши деякі перетворення, отримаємо

$$\frac{Z_{\text{доп}}^2}{\sin^2 \epsilon} + \frac{Z_{\text{доп}}}{\sin \epsilon} 2V_{\text{ш}} t_{\text{вп}} \cos \epsilon - (D_{\text{вияв}}^2 - V_{\text{ш}}^2 t_{\text{вп}}^2) = 0 .$$

Розв'язуючи останнє рівняння, можна одержати вираз для $Z_{\text{доп}}$.

Приклад 3. Вихід у район фотографування наземного об'єкта з заданої висоти польоту.

Потрібно зробити фотографування заданого об'єкта, розташованого на ЛЗШ, з висоти польоту H . Знайдемо $Z_{\text{доп}}$ з умов, що об'єкт розміром l_0 повинен цілком потрапити в кадр аерофотоапарата (АФА) шириною $l_k = K_{\text{АФА}} H$. Врахуємо також можливі відхилення осі АФА з крену на кут $\gamma_{\text{доп}}$.

Використовуючи рис. 7.5, отримаємо

$$Z_{\text{доп}} = \frac{l_k - l_o}{2} - H \operatorname{tg} \gamma_{\text{доп}}.$$

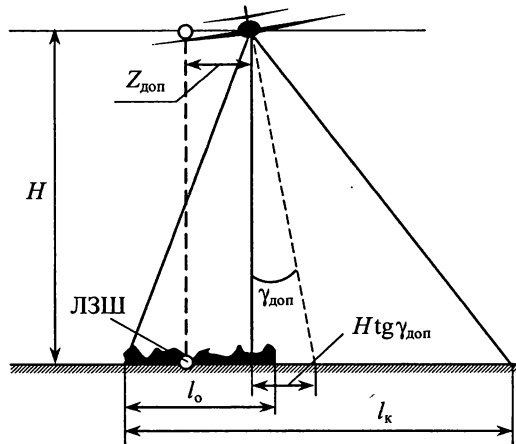


Рис. 7.5

У розглянутих прикладах ми знаходимо $Z_{\text{доп}}$ для деякої заданої точки маршруту. Вважаючи при цьому, що для $Z \leq Z_{\text{доп}}$ задачу з навігаційної точки зору буде розв'язано, а для $Z > Z_{\text{доп}}$ не буде виконано. Враховуючи, що реальні похибки літаководіння розподілені за нормальним законом, можна перейти від $Z_{\text{доп}}$ до $\sigma_{Z_{\text{доп}}}$ і розрахувати можливість виконання задачі $P_a(Z \leq Z_{\text{доп}})$ залежно від $\sigma_{Z_{\text{доп}}}$ за формулою

$$P_a(Z) = 2\Phi_0\left(\frac{Z_{\text{доп}}}{\sigma_{Z_{\text{доп}}}}\right),$$

де $\Phi_0(z)$ — інтеграл імовірностей Лапласа—Гаусса, таблиця значень якого наводиться в довідниках з теорії імовірностей.

Приклад 4. Політ за маршрутом у заданому коридорі

Виконується політ за заданим маршрутом. Необхідно забезпечити виконання польоту таким чином, щоб на протязі усього маршруту бічне відхилення ЛА від ЛЗШ не перевищувало $Z_{\text{доп}}$.

Довжина траси характеризується часом польоту T_p , а похибка літаководіння описується квазістаціонарною випадковою функцією з

нормальним законом розподілу і з відомими характеристиками кореляційної функції $R_Z(\tau)$ при середньоквадратичному відхиленні похибки літаководіння σ_Z і математичному сподіванні $m_Z = 0$ (рис. 7.6).

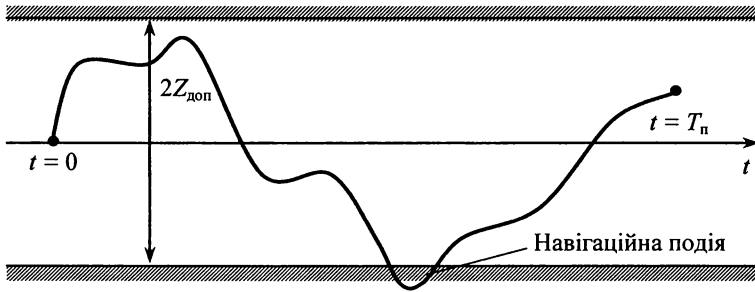


Рис. 7.6

Цей приклад відрізняється від попередніх, оскільки припустиме бічне відхилення $|Z| \leq Z_{\text{доп}}$ (невихід за межі коридору) визначається упродовж усього маршруту.

Тому в цьому випадку необхідно враховувати час польоту та часові характеристики зміни похибки літаководіння. Похибки літаководіння можна описати як другу похідну від нормованої кореляційної функції при нульовому аргументі, тобто $R_Z''(0)$.

Для зазначених умов можливість невиходу за межі призначеної зони можна розрахувати за формулами:

$$P_a(Z) = e^{-N_t}; \quad N_t = \frac{T_n}{\pi} \sqrt{R_Z''(0) \exp\left(-\frac{1}{2} \frac{Z_{\text{доп}}^2}{\sigma_Z^2}\right)}, \quad (7.2)$$

де N_t — середнє число виходів за межі припустимої зони за час T_n .

Найбільш вдала апроксимація нормованих кореляційних функцій досягається застосуванням одного з виразів:

$$\begin{aligned} R_Z(\tau) &= e^{-\alpha \tau^2}; \\ R_Z(\tau) &= e^{-\alpha |\tau|} \left(\cos \omega \tau + \frac{\alpha}{\omega} \sin \omega |\tau| \right); \\ R_Z(\tau) &= e^{-\alpha \tau^2} \cos \omega \tau. \end{aligned} \quad (7.3)$$

Тоді другі похідні від нормованої кореляційної функції при нульовому значенні аргументу ($\tau = 0$), відповідно, матимуть вигляд:

$$\begin{aligned}
 R_z''(0) &= 2\alpha; \\
 R_z''(0) &= \alpha^2 + \omega^2; \\
 R''(0) &= 2\alpha + \omega^2.
 \end{aligned}
 \tag{7.4}$$

У цих виразах параметр α показує ступінь згасання кореляційного зв'язку між перетинами випадкового процесу, а параметр ω характеризує переважні з інтенсивності частоти в коливальному спектрі цього процесу.

Формула (7.2)...(7.4) для конкретних умов дає потрібну функціональну залежність $P_a(Z) = P_a(\sigma_{Z_{\text{доп}}})$.

Для двовірної або тривірної задач літаководіння аналогічно можна знайти $P_a(H) = P_a(\sigma_{H_{\text{доп}}})$ і $P_a(S) = P_a(\sigma_{S_{\text{доп}}})$, а потім повну характеристику можливості виконання навігаційної задачі. Припускаючи, що відхилення в бічному та подовжньому напрямках, а також по висоті незалежні, можна отримати

$$P_a = P_a(Z)P_a(H)P_a(S).$$

Відзначимо, що повна похибка літаководіння, яка визначає реальні відхилення ЛА від заданого маршруту на карті, визначається трьома основними причинами і відповідними їм похибками:

1. Похибки завдання програми $\sigma_{\text{пр}}$, які складаються з похибок зчитування координат із карти $\sigma_{\text{зч}}$, похибок вводу програми $\sigma_{\text{вв}}$ у пристрої пам'яті ПНК, тобто $\sigma_{\text{пр}} = \sqrt{\sigma_{\text{зч}}^2 + \sigma_{\text{вв}}^2}$.

Під час роботи з картою масштабу 1 : 100 000 м і точності знімання координат $\sigma = 0,5$ мм, похибка зчитування $\sigma_{\text{зч}} = 50$ м.

Точність вводу програми в пам'ять БЦОМ визначається довжиною машинного слова. Для типових умов похибка вводу програми $\sigma_{\text{вв}} \in [50...100]$ м. Для аналогових обчислювачів типу РСБН-6С точність вводу значно гірше — $\sigma_{\text{вв}} \in [1...2]$ км.

2. Похибка визначення координат ЛА та висот польоту, тобто навігаційні похибки $\sigma_{\text{нав}}$. Природа та величини цих похибок для різних вимірників залежать від типу навігаційних систем.

3. Похибки стабілізації ЛА відносно траєкторії, заданої на борту ЛА, без урахування похибок програми та навігаційних похибок. Ці похибки ($\sigma_{\text{упр}}$) визначаються якістю роботи контурів траєкторного управління ЛА і залежать від методів (алгоритмів) управління та діючих на ЛА збурень.

Усі перелічені похибки можна вважати незалежними та розподіленими за нормальним законом. Тоді сумарна середньоквадратична

похибка літаководіння по кожній координаті буде визначатися залежністю

$$\sigma = \sqrt{\sigma_{\text{пр}}^2 + \sigma_{\text{нав}}^2 + \sigma_{\text{упр}}^2}. \quad (7.5)$$

Обчислюючи сумарну похибку літаководіння за формулою (7.5), можна оцінити точність літаководіння.

7.4. Основні системи координат, що використовуються в ПНК при розв'язанні задач навігації та управління

7.4.1. Вимоги до систем координат

Автоматизація літаководіння неможлива без математичного опису навігаційних задач у вигляді аналітичних залежностей. Під час їх складання необхідно вибрати такі системи координат (СК), які у змозі забезпечувати:

- програмування заданої траєкторії польоту ЛА за найкоротший час;
- охоплення достатньої за площею території для використання єдиної СК;
- розв'язання навігаційних задач із необхідною точністю;
- одержання найбільш простих співвідношень при розв'язанні задач навігації та управління;
- розв'язання спеціальних польотних завдань;
- наочну інформацію про місцеположення ЛА відносно ЛЗШ або основних її точок;
- простоту знаходження місцеположення ЛА на карті, планшеті або на індикаторі за координатами, а також визначення координат різних об'єктів.

Ступінь відповідності СК переліченим вимогам визначає точнісні можливості конкретного ПНК, методику підготовки комплексу до польоту, особливості його роботи в польоті, а також специфіку використання екіпажем пілотажно-навігаційної інформації в інтересах задач літаководіння.

Застосування в складі ПНК різноманітних датчиків пілотажно-навігаційної інформації, а також велика кількість розв'язуваних у процесі підготовки до польоту й у польоті задач, стає причиною застосування в сучасних ПНК великої кількості різних СК.

7.4.2. Системи координат, що використовуються в ПНК

У сучасних ПНК найчастіше застосовуються такі СК: геодезична; нормальна сферична; ортодромічна; екваторіальна та горизонтальна СК; полярна та біполярна, плоска прямокутна; рухома (літакова) зв'язана СК; рухома нормальна (горизонтована) СК.

Докладно про СК, що використовуються в навігаційних задачах і в задачах аналізу динаміки руху ЛА, наведено в дод. 2.

У геодезичній СК положення точки на поверхні земного еліпсоїда визначається двома координатами — широтою B і довготою L .

У ПНК геодезична СК використовується для програмування маршруту польоту. При цьому геодезичні координати опорних точок маршруту польоту в процесі підготовки до польоту безпосередньо знімаються з польотних (аеронавігаційних) карт або вибираються з попередньо складених каталогів геодезичних координат навігаційних пунктів. Індикація екіпажу поточних координат місцеположення ЛА також здійснюється у геодезичній СК.

Нормальна сферична СК — це СК на поверхні земної сфери. У нормальній сферичній СК положення точки визначається сферичною широтою φ і сферичною довготою λ . Ця СК застосовується для безпосереднього розв'язання задач навігації. При цьому використовуються формули сферичної тригонометрії. Іноді нормальна сферична СК є проміжною між геодезичною, що використовується для створення програми й індикації місцеположення ЛА, і ортодромічними, які зручні та природні для окремих датчиків навігаційної інформації (наприклад ІНС, курсові системи).

Перехід від геодезичних координат до нормальних сферичних здійснюється за допомогою таких співвідношень

$$\varphi = B - 8'39'' \sin 2B, \quad \lambda = L. \quad (7.6)$$

З цього виразу можна одержати наближені формули для переходу від нормальних геоцентричних координат до геодезичних.

$$B = \varphi + 8'39'' \sin 2\varphi, \quad L = \lambda. \quad (7.7)$$

У формулах (7.6), (7.7) значення $8'39''$ враховує відхилення геодезичної вертикалі від геоцентричної.

Під час проектування поверхні земного еліпсоїда на поверхню сфери дещо спотворюються довжини, кути і площі. Тому при визначенні можливості використання нормальної земної СК для розв'язання задач навігації в ПНК необхідно порівняти спотворення, що

одержані при перепроєктуванні, з максимально припустимими спотвореннями. Оцінка припустимих спотворень не повинна істотно впливати на загальну похибку визначення координат місцеположення ЛА. Тому середньоквадратичне значення оцінки припустимих спотворень не повинно перевищувати 1/3 від загальної похибки.

З урахуванням цього були проведені розрахунки, результати яких для деяких навігаційних систем і різних умов визначення координат місцеположення ЛА, зведені в табл. 7.1.

Таблиця 7.1

Навігаційні системи	σ_r , км	$\frac{\sigma_r}{S}$	Умови застосування системи	$\Lambda_{\max}$, %
Інерціальна	1,85 за годину польоту	0,005	$V_{\text{ш}} = 500$ км/год $V_{\text{ш}} = 1000$ км/год $V_{\text{ш}} = 1500$ км/год $V_{\text{ш}} = 2000$ км/год	0,35 0,26 0,13 0,087
Кутомірно-далекомірна	1,0		$D_{\max} = 400$ км	0,065
Гіперболічна	1,5		Дальність до наземної станції 1500, км	0,07
Супутникова	0,6		Висота спостереження ІШСЗ 1000 км	0,013
	0,03		Висота спостереження ІШСЗ 20000 км	0,0003
Частотно-часова	0,03		Дальність до наземної станції 1000, км	0,002

У табл. 7.1 позначені: σ_r — середня квадратична радіальна похибка визначення координат місцеположення ЛА за допомогою навігаційної системи; S — пройдена відстань (для систем числення шляху) або дальність до радіонавігаційної точки (для радіотехнічних систем визначення координат місцеположення ЛА); $\Lambda_{\max}$ — припустиме значення максимального спотворення довжин при проєктуванні земного еліпсоїда на сферу.

Аналіз результатів розрахунків припустимого максимального спотворення довжин під час проєктування поверхні земного еліпсоїда на поверхню сфери дозволяє зробити висновок, що реалізація високої точності визначення координат місцеположення ЛА в ПНК може бути забезпечена тільки при малих значеннях спотворень довжин. Особливо це стосується ПНК, до складу яких входять супутникові та частотно-часові навігаційні системи.

У сучасних ПНК широко використовуються ортодромічні СК. Ці СК також сферичні. Їхньою особливістю в порівнянні з нормальною сферичною СК є те, що початкові площини відліку координат точок у них можна змінювати, певним чином розташовувати на поверхні земної сфери відповідно до призначення ПНК, типу ЛА, характеру польотного завдання й таке інше.

Дійсно, у ряді випадків зручніше використовувати таку сферичну СК, екватор якої сполучений із ЛЗШ або розташовується поблизу неї. Це дає ряд переваг, зокрема дозволяє скористатися більш простими співвідношеннями для розв'язання навігаційних задач, дозволяє застосувати формули плоскої тригонометрії при зберіганні необхідної точності розв'язання задач.

Положення точки на поверхні земної сфери в цій СК визначається ортодромічною широтою x й ортодромічною довготою y . Координати x і y можуть бути надані в лінійній та кутовій мірі.

Розрізняють праву та ліву ортодромічні СК. У правій ортодромічній СК ортодромічна широта x відраховується вправо від напрямку відліку ортодромічної довготи y , а ортодромічні шляхові кути (ШК) $\beta_{орт}$ і ортодромічний курс $\psi_{орт}$ відлічуються від дотичної до ортодромічної паралелі (рис. 7.7, а).

У лівій ортодромічній СК ортодромічна широта відлічується вліво від напрямку відліку ортодромічної довготи, а ортодромічні ШК й ортодромічний курс — від дотичної до ортодромічного меридіана (рис. 7.7, б).

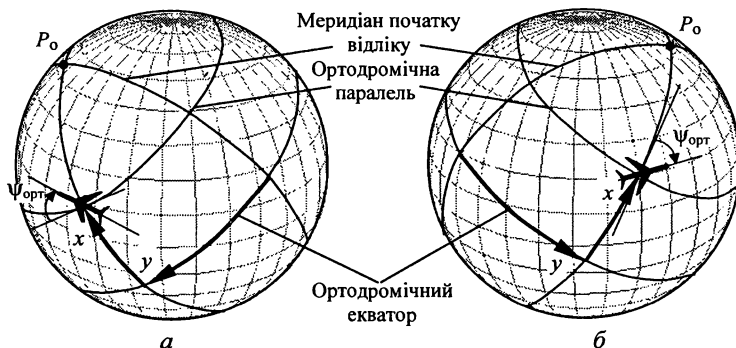


Рис. 7.7

В окремому випадку, ортодромічний екватор правої ортодромічної СК може бути сполучений з істинним меридіаном деякої точки. Ортодромічну довготу в цьому випадку відраховують або від земного екватора, або від ортодромічного меридіана цієї точки.

Іншим окремим випадком правої ортодромічної СК є так звана етапно-ортодромічна СК. У цій системі кожному етапу польоту відповідає своя власна права ортодромічна СК. Це здійснюється за рахунок сполучення ортодромічного екватора з ЛЗШ — ортодромією кожного навігаційного етапу маршруту польоту. Така СК забезпечує простоту та наочність визначення пройденої на етапі відстані та бічного відхилення від ЛЗШ. Ортодромічна довгота в цьому випадку відраховується від точки зламу маршруту (ТЗМ), вона характеризує пройдену відстань від ТЗМ, а ортодромічна широта — величину бічного відхилення ЛА від ЛЗШ.

Ортодромічні СК є основою для квазіортодромічних СК. Такі СК відрізняються від ортодромічних тим, що в них радіус екватора відрізняється від радіусів меридіанів.

Перехід від ортодромічних координат точки до координат у квазіортодромічній СК здійснюється за допомогою таких співвідношень:

$$x = R_x x^0, \quad y = R_y y^0. \quad (7.8)$$

У формулі (7.8) x^0, y^0 — кутові координати точки в ортодромічній СК, трансформацією якої створюється квазіортодромічна СК; R_x, R_y — величини прийнятих у даній СК радіусів меридіана й екватора, наприклад, радіуса кривизни меридіана та першого вертикала земного еліпсоїда.

Якщо екватор цієї СК сполучити з істинним меридіаном деякої точки і взяти радіуси R_x і R_y , що дорівнюють радіусу кривизни першого вертикала та меридіана, які проходять через цю точку, то в межах деякої області біля цієї точки буде отримана проекція поверхні земного еліпсоїда з достатньо малими спотвореннями. Такою точкою може бути, наприклад, центр району польотів або аеродром вильоту. Характер і величина спотворень у цьому випадку залежать від геодезичної широти обраної точки та розмірів аналізованої (робочої) області.

Сферичними є також екваторіальна та горизонтальна СК. Вони застосовуються, наприклад, при застосуванні астрономічних датчиків навігаційної інформації та супутникових навігаційних систем.

Полярна та біполярна СК застосовуються при одержанні навігаційної інформації за допомогою наземних станцій радіотехнічних навігаційних систем. Так, у полярної СК безпосередньо визначаються координати місцеположення ЛА за допомогою кутомірно-далекомірної системи типу РСБН і за допомогою наземних РЛС. Місцеположення ЛА в цій СК визначається полярним кутом — азимут, або кутом місця (висотою), і її радіусом-вектором. У просторі біполяр-

ної (гіперболічної) СК місцеположення ЛА визначається як різниця дальностей від ЛА до двох фіксованих точок на поверхні Землі. Такі СК використовуються при визначенні координат місцеположення ЛА за допомогою різницево-далекомірних радіотехнічних навігаційних систем типу РСДН.

Рухомі (зв'язані з ЛА) СК застосовують для одержання інформації за допомогою деяких систем і засобів, що знаходяться на борту ЛА, наприклад візирів. У зв'язаній СК $OXYZ$ точка початку відліку O сполучена з центром мас ЛА, вісь OX збігається з напрямком поздовжньої осі ЛА, вісь OY — розташовується в площині симетрії ЛА і спрямована вгору, а вісь OZ — перпендикулярна першим двом осям і спрямована у бік правого півкрила.

У рухомій нормальній (горизонтованій) СК початок відліку сполучений з центром мас ЛА, вісь OX_g утворюється проектуванням поздовжньої осі ЛА на площину горизонту, вісь OZ_g розташована в площині горизонту і спрямована вправо від осі OX_g , а вісь OY_g паралельна нормалі до площини горизонту. Ця СК використовується в ПНК, як правило, при проміжних переходах від однієї СК до іншої.

Задача перерахунку координат з однієї СК у інші в ПНК виникає дуже часто. При цьому перерахунок координат може здійснюватися або за допомогою матричних методів, або із застосуванням формул сферичної тригонометрії, і виконується в БЦОМ за допомогою стандартних підпрограм.

Зауважимо, що сферичні СК у ряді випадків мають обмеження щодо району (області) застосування. Обмеження обумовлені вимогами необхідної точності розв'язання навігаційних задач із використанням даної СК. Наприклад, якщо ПНК має обчислювач аналогового типу і для розв'язання навігаційних задач використовуються формули, які не враховують сферичності Землі, то область застосування ортодромічних СК обмежується поясом біля екватора, утвореним ортодромічними паралелями з широтою $\pm 5^\circ$.

Якщо в складі ПНК є БЦОМ, то обмеження щодо області застосування ортодромічної СК можна визначити як співвідношення між відносною похибкою n , що характеризує потрібну точність подання чисел, і необхідним числом δ розрядів БЦОМ

$$n = -3,32 \lg \delta. \quad (7.9)$$

Розв'язуючи співвідношення (7.9) відносно δ , отримаємо

$$\delta = 10^{-0,3n}. \quad (7.10)$$

Формула (7.10) дозволяє за відомою кількістю розрядів розрахувати відносну похибку подання чисел у БЦОМ. З іншого боку

$$\delta = \Delta x(y) / x(y),$$

де $\Delta x(y)$ — абсолютна похибка подання чисел; $x(y)$ — абсолютне значення числа (аргументу), наприклад, ортодромічної широти або довготи.

Обравши $\Delta x(y)$ відповідно до необхідної точності розв’язання деякої навігаційної задачі, можна обчислити граничне значення аргументу $x(y)$, котрим і визначається область застосування СК

$$x(y) = \Delta x(y) / \delta, \quad (7.11)$$

де відносна похибка δ визначається співвідношенням (7.10).

Наприклад, при числі значущих розрядів у БЦОМ $n = 14$ за формулою (7.10) одержимо $\delta \approx 10^{-4}$. Обравши, наприклад, величину абсолютної похибки розрахунку ортодромічної широти (довготи) $\Delta x(y) = 10''$ за формулою (7.11) отримаємо $x(y) \approx 28^\circ$. Саме такими значеннями ортодромічної широти (довготи) визначається область застосовності ортодромічної СК у даному випадку.

Іноді при розв’язанні навігаційних задач використовуються формули прямолінійної тригонометрії. Наприклад, у деяких ПНК таким чином вирішується задача корекції обчислених координат за допомогою РСБН. У цьому зв’язку виникає необхідність оцінки області застосування формул прямолінійної тригонометрії для розв’язання навігаційних задач.

Враховуючи, що максимальні спотворення довжин за рахунок заміни формул сферичної тригонометрії формулами прямолінійної тригонометрії не повинні перевершувати припустимих максимальних спотворень довжин, що наведені у табл. 7.1, можна отримати такі значення областей застосовності формул прямолінійної тригонометрії (табл. 7.2).

Таблиця 7.2

Навігаційні системи	σ , км	$\frac{\sigma_r}{S}$	Умови застосування системи	Область застосування	
				град	км
Інерціальна	1,85 за годину польоту	0,005	$V_{ш} = 500$ км/год	4,79	533,1
			$V_{ш} = 1000$ км/год	4,13	459,5
			$V_{ш} = 1500$ км/год	2,92	324,9
			$V_{ш} = 2000$ км/год	2,39	265,8
			$V_{ш} = 2000$ км/год	2,10	229,7
Кутомірно-далекомірна	1,0		$D_{\max} = 400$ км	3,44	382,3

Отже, обчислення координат в ПНК за допомогою сучасних ІНС можна здійснювати за формулами прямолінійної тригонометрії в межах достатньо великої області (в обидві сторони від екватора деякої вихідної сферичної СК). Практично в межах усієї робочої області кутомірно-дальномірної системи, типу РСБН, можливо застосування розглянутих формул при розв'язанні задач корекції місцеположення ЛА. Проте, треба мати на увазі, що наземна станція РСБН може розташовуватися на значній відстані від екватора вихідної сферичної СК і тоді відстань від екватора ЛА, що використовує саме цю РСБН, може значно перевищувати припустиме значення, що наведене в табл. 7.2.

7.5. Алгоритми визначення основних пілотажно-навігаційних параметрів польоту

Поточні значення параметрів руху ЛА в просторі з метою підвищення точності їх визначення розраховуються як оптимальні з точки зору середньоквадратичної похибки оцінки кожного з параметрів. Для визначення таких оцінок можуть використовуватися розглянуті раніше методи оптимальної (субоптимальної) обробки інформації, а також значення математичних сподівань (середніх значень) вимірів параметрів за декілька циклів обчислень при дискретній обробці інформації або при використанні інтеграторів із заданим значенням сталої часу інтегрування.

Для навігаційних параметрів, які володіють надмірністю (структурною або інформаційною) можуть бути застосовані комплексні методи обробки з використанням оптимальних (субоптимальних) фільтрів.

У сучасних ПНК, наприклад, ці методи застосовуються найчастіше для оцінки складової шляхової швидкості ЛА в інерціально-доплерівських системах навігації. Це обумовлюється взаємним доповненням аналогічних систем з точки зору підвищення точності обчислення складових шляхової швидкості.

Можливий варіант побудови функціональної схеми таких систем зображений на рис. 7.8.

Як видно з рис. 7.8, у такій системі реалізується алгоритм обробки інформації від ДИСС й інерціальної системи за схемою компенсації. При цьому отримані внаслідок комплексної обробки інформації значення проекції шляхової швидкості $\hat{V}_{шн,\xi}$ використовуються для корекції інерціальної системи. У свою чергу інформація ІНС про кути

крену γ , тангажа ϑ та курсу ψ використовується в ДИСС для перерахунку вектора шляхової швидкості на осі гіроплатформи ІНС, тобто для обчислення $V_{\text{ш}\eta,\xi}^{\text{ДИСС}}$.

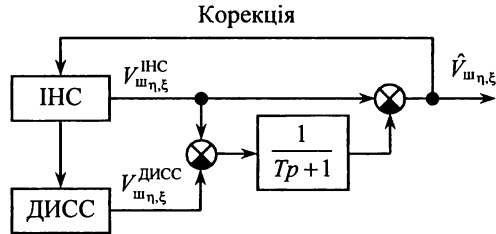


Рис. 7.8

У сучасних ПНК проекції швидкості (особливо в горизонтальній площині) оцінюються надточне за даними різних вимірників, що необхідно, як буде показано далі, для числення шляху. Що стосується визначення інших фазових координат вектора стану ЛА, то тут можливостей комплексної обробки сигналів вимірників значно менше, оскільки датчиків на борту ЛА, які вимірюють одні й ті ж самі параметри руху різними фізичними засобами, не так багато.

Особливостями оцінки висоти польоту є:

- ✓ різні початки відліку різних типів вимірників висоти та її похідних (барометричний висотомір і варіометр пов'язані з ізобаричною поверхнею районів польоту, РВ — із земною поверхнею, вертикальний акселерометр — із полем прискорень);
- ✓ необхідність для різних умов застосування ЛА вимірювати різні висоти та їх похідні.

Отже необхідно дуже уважно ставитися до комплексування таких вимірників (наприклад, барометричного висотоміру та РВ) оскільки розходження їхніх показань обумовлено не тільки похибками вимірників, але й розходженнями в корисної інформації.

Як приклад роздивимося деякі типові схеми субоптимальної фільтрації координат поздовжнього руху ЛА.

Оцінка вертикальної швидкості.

Для багатьох випадків управління висотою польоту необхідно оцінити вертикальну швидкість точніше, ніж це можна зробити за сигналом кута тангажа.

Особливістю застосування для цієї цілі варіометра є значне запізнювання його показів, що може бути компенсоване шляхом комплексування його показів із показами вертикального акселерометра

типу ДПЛ, який вимірює вертикальні прискорення. Функціональна схема даної методики показана на рис. 7.9, а, відповідно до якого вихідний сигнал оцінки вертикальної швидкості може бути записаний в операторному вигляді як

$$\hat{\dot{H}} = \dot{H} + \frac{Tp^2}{Tp+1} \Delta H + \frac{T}{Tp+1} \xi,$$

де $\hat{\dot{H}}$ — оцінка вертикальної швидкості; $\dot{H}$ — дійсна вертикальна швидкість; ΔH — похибка через різницю систем відліку; ξ — шум акселерометра.

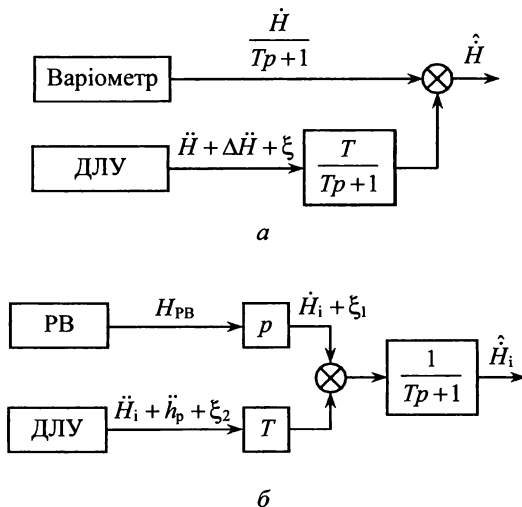


Рис. 7.9

Ця схема дозволяє усунути інерційність показів варіометра; похибка, що внесена ΔH , зазвичай невелика і нею можна знехтувати, а шуми акселерометра фільтруються інерційною ланкою. Зауважимо, що в цій схемі необхідно забезпечити рівність сталих часу запізнювання варіометра та фільтра в колі сигналу акселерометра.

Для оцінки похідної істинної висоти шляхом диференціювання сигналу РВ має місце високий рівень височастотних шумів. Фільтрація такого сигналу призводить до спотворень (запізнювання) корисного сигналу зміни істинної висоти. У цьому випадку хороші результати може дати комплексування РВ з вертикальним акселерометром (рис. 7.9, б).

Для цієї схеми операторний вираз вихідного сигналу має вигляд

$$\hat{\dot{H}}_i = \dot{H}_i + \frac{T}{Tp+1} \ddot{h}_p + \frac{1}{Tp+1} \xi_1 + \frac{T}{Tp+1} \xi_2,$$

де $\hat{\dot{H}}_i$ — оцінка похідної істинної висоти; $\dot{H}_i$ — дійсна вертикальна швидкість (похідна істинної висоти); $\ddot{h}_p$ — друга похідна висот рельєфу; ξ_1 — шум РВ після диференціювання; ξ_2 — шум акселерометра.

Тут шуми ξ_1 і ξ_2 інтенсивно фільтруються аперіодичними ланками, а наявність у вихідному сигналі складової $\ddot{h}_p$ можна розглядати навіть як корисний ефект фільтрації дрібної структури рельєфу в сигналі $\hat{\dot{H}}_i$.

Оцінка усередненої істинної висоти.

Для розв'язання задач управління польотом на малих висотах: посадка, контроль газових і нафтових трубопроводів, геологічна розвідка, тощо — необхідна саме така оцінка висоти польоту.

Роздивимося схему комплексування вертикального каналу ІНС, радіовисотоміра і системи повітряних сигналів типу СВС (рис. 7.10).

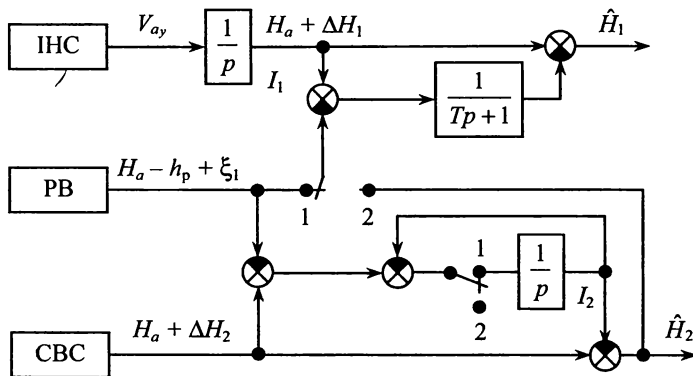


Рис. 7.10

Зведемо всі сигнали до системи відліку абсолютної висоти:

$$H_{\text{ІНС}} = H_a + \Delta H_1;$$

$$H_{\text{РВ}} = H_a - h_p + \xi_1;$$

$$H_{\text{СВС}} = H_a + \Delta H_2,$$

де $H_{\text{ІНС}}$, $H_{\text{РВ}}$, $H_{\text{СВС}}$ — вихідні сигнали відповідних вимірників; H_a — дійсна абсолютна висота польоту; ΔH_1 і ΔH_2 — похибки, що повільно змінюються; h_p — висота рельєфу; ξ_1 — шум РВ.

Запропонована схема має два виходи, сигнали яких $\hat{H}_1$ і $\hat{H}_2$ утворюються за рахунок комплексної обробки інформації РВ і ІНС (для $\hat{H}_1$); РВ і СПС (для $\hat{H}_2$).

Операторні вирази оцінок обох виходів фільтра мають вигляд

$$\hat{H}_{1,2} = H_a - \frac{1}{TP+1} h_p + \frac{TP}{TP+1} \Delta H_{1,2} + \frac{1}{TP+1} \xi_1. \quad (7.12)$$

З (7.12) виходить, що оцінки H_1 і H_2 є оцінками істинної висоти відносно усередненого рельєфу, оскільки висота рельєфу фільтрується аперіодичною ланкою.

Основним вихідним сигналом є $\hat{H}_1$. У випадку відмови ІНС використовується сигнал $\hat{H}_2$. При відмові РВ контакти на схемі перемикаються в положення 2. На виході інтегратора I_2 запам'ятовується усереднена висота рельєфу місцевості (разом із похибкою ΔH_2), і сигнал H_2 надходить замість сигналу РВ у верхню частину схеми для компенсації помилок вертикального каналу ІНС. Так забезпечується високий ступінь функціонального резервування вимірювання висоти.

Як очевидно з приведених вище прикладів, під час синтезу комплексної системи отримання параметрів руху ЛА важливим є вибір схеми комплексної обробки інформації вимірників, а також визначення параметрів комплексної системи (коефіцієнтів підсилення, сталих часу фільтрів, тощо).

7.6. Визначення координат місцеположення ЛА

Найбільш поширений метод визначення координат місцеположення ЛА в сучасних ПНК це метод числення шляху. Визначення поточних координат місцеположення ЛА цим методом засновано на моделюванні руху його центра мас. Вихідною інформацією для розв'язання цієї задачі служать швидкість (прискорення) ЛА і його курс. Отже, точність обчислення поточних координат місцеположення ЛА буде визначатися точністю інформації про швидкість (прискорення) і курс ЛА, а також виглядом рівнянь, що використовуються для моделювання руху ЛА, і точністю обчислювальних пристроїв.

У ПНК, що має у своєму складі БЦОМ, числення шляху, в основному, здійснюється в етапно-ортодромічній СК. Використання етапно-ортодромічної СК дозволяє спростити рівняння числення шляху, тому що умовна широта ЛА не буде перевищувати декількох десятків кілометрів, що дозволяє вести числення шляху й розв'язувати інші навігаційні задачі без урахування сферичності Землі.

Прийнята для розв'язання навігаційних задач модель руху центра мас ЛА в прямокутній СК має вигляд:

$$\frac{dx}{dt} = V_{\text{ш}x}; \quad \frac{dy}{dt} = V_{\text{ш}y}, \quad (7.13)$$

де x, y — координати місцеположення ЛА; $V_{\text{ш}x}, V_{\text{ш}y}$ — швидкості зміни координат місцеположення ЛА в напрямку осей x і y , відповідно.

Тоді поточні координати місцеположення ЛА можна отримати шляхом інтегруванням рівнянь (7.13) при вихідних умовах $x(0) = x_0$; $y(0) = y_0$:

$$x = x_0 + \int_0^t V_{\text{ш}x} dt; \quad y = y_0 + \int_0^t V_{\text{ш}y} dt. \quad (7.14)$$

Якщо за навігаційну СК використовується права ортодромічна СК, єдина для всього району польотів, то рівняння (7.14) матимуть вигляд

$$\begin{aligned} x &= x_0 + \int_0^t V_{\text{ш}x} dt; & x &= x_0 + \int_0^t V_{\text{ш}} \cos \psi_{\text{орт}} dt; \\ y &= y_0 + \int_0^t \frac{V_{\text{ш}y}}{\cos \frac{x}{R}} dt; & y &= y_0 + \int_0^t \frac{V_{\text{ш}}}{\cos \frac{x}{R}} \sin \psi_{\text{орт}} dt, \end{aligned}$$

де $\psi_{\text{орт}}$ — ортодромічний курс ЛА; R — радіус Землі.

Реалізація моделі (7.13) здійснюється в ПНК за допомогою обчислювачів аналогового типу або БЦОМ. В останньому випадку розв'язуються такі рівняння

$$x_i = x_0 + \sum_{i=1}^n V_{\text{ш}x_i} \Delta t; \quad y = y_0 + \sum_{i=1}^n V_{\text{ш}y_i} \Delta t;$$

або

$$x_i = x_{i-1} + V_{\text{ш}x_i} \Delta t; \quad y_i = y_{i-1} + V_{\text{ш}y_i} \Delta t,$$

де x_{i-1}, y_{i-1} — координати місцеположення ЛА, що отримані в попередньому циклі обчислень; Δt — тривалість циклу обчислень.

Такий вигляд математичної моделі руху ЛА обумовлений специфікою роботи БЦОМ. Величина $\Delta t \in [0, 1 \dots 0,5]$ с, залежить від умов польоту і типу БЦОМ.

У разі використання для числення шляху геоцентричної СК, математична модель руху ЛА, яка використовується в БЦОМ набуває вигляду:

$$\varphi_i = \varphi_{i-1} + \frac{V_{\psi\varphi_i}}{R} \cos \psi_i \Delta t; \quad \lambda_i = \lambda_{i-1} + \frac{V_{\psi\lambda_i}}{R \cos \varphi_i} \sin \psi_i \Delta t,$$

де ψ — істинний курс ЛА.

Однією з ознак, за якою класифікують засоби числення шляху, є засіб отримання складових шляхової швидкості. У сучасних НК використовуються такі режими числення шляху:

- інерціальний;
- інерціально-доплерівський;
- курсо-повітряний.

Основним режимом є інерціальний (інерціально-доплерівський). Курсо-повітряний режим (інформація про курс надходить від курсової системи або ІНС, а про повітряну швидкість — від СВС) слід розглядати як резервний, який використовується у разі відмови ІНС або неможливості її передпольотного виставлення з необхідною точністю.

Рівняння оцінки похибки визначення координати x місцеположення ЛА інерціальним способом має вигляд:

$$\Delta x(t) = \Delta x_0 + \left(\frac{\Delta V_{x_0}}{\omega_{\text{ш}}} \right) \sin \omega_{\text{ш}} t + \frac{g \varepsilon_{x_0} + \delta_{ax}}{\omega_{\text{ш}}} (1 - \cos \omega_{\text{ш}} t) + \left(\frac{g \omega_{\text{дх}}}{\omega_{\text{ш}}^3} \right) (\omega_{\text{ш}} t - \sin \omega_{\text{ш}} t),$$

де Δx_0 — початкова похибка виставлення ІНС за координатою; ΔV_{x_0} — початкова похибка виставлення ІНС за швидкістю; ε_{x_0} — початкова похибка виставлення гіроплатформи ІНС; δ_{ax} — похибка вимірювання прискорення ЛА за допомогою акселерометра; $\omega_{\text{дх}}$ — кутова швидкість власного ухилу (дрейфу) гіроплатформи; g — прискорення вільного падіння; $\omega_{\text{ш}}$ — частота Шулера.

Аналогічний вигляд має рівняння для оцінки похибки визначення другої координати місцеположення ЛА — y .

Отже, похибки визначення координат місцеположення ЛА за допомогою ІНС складаються з чотирьох складових. Перша з них стала, друга — коливальна з періодом Шулера. Коливальний характер має і третя складова, а четверта зростає з часом і збурюється коливаннями з періодом маятника Шулера.

У разі використання інерціального методу, має місце зростання похибок визначення координат місцеположення ЛА з часом. Водночас цей засіб числення шляху має ряд переваг, основна з них — автономність і тому повна завадозахищеність.

Для підвищення надійності числення шляху інерціальним способом до складу ПНК іноді включають кілька ІНС.

Зробимо кілька зауважень щодо інерціально-доплерівського режиму числення шляху, коли інформація про складові швидкості польоту створюється шляхом комплексування сигналів ІНС і ДИСС.

Сучасні ДИСС забезпечують дуже високу точність виміру проекції швидкості польоту у напрямку випромінювання ($\sigma_{V_{ш}} \approx [0,1 \dots 0,2]\% V_{ш}$). Проте зберігання такої точності числення шляху пов'язане зі значними труднощами, які обумовлені складністю перерахунку вимірюваних складових шляхової швидкості на осі СК числення шляху.

Роздивимося типову схему алгоритму такого перерахунку. Нагадаємо, що ДИСС має 3 або 4 вимірювальних променя, які орієнтовані під фіксованими кутами δ_i відносно площини антенної системи. Доплерівські частоти F_{Di} , $i = \overline{1, 4}$ сумісно з інформацією про характер відбиваючої поверхні (поправка $\Delta_{хвп}$) є вихідними сигналами ДИСС, за якими у БЦОМ здійснюється обчислення складових шляхової швидкості ЛА в проекціях на осі СК, зв'язаній з антенною системою ДИСС, тобто $V_{ша1}$, $V_{ша2}$, $V_{ша3}$ (рис. 7.11).

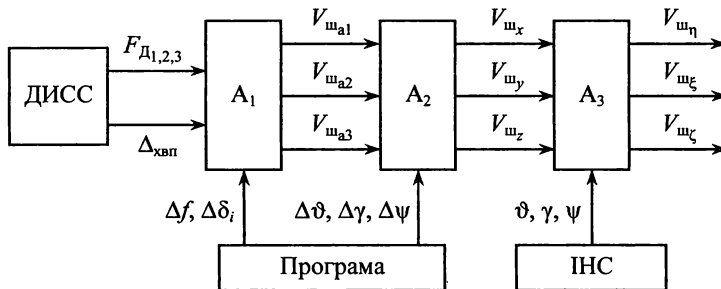


Рис. 7.11

Перерахунок здійснюється за формулами, які наводити не будемо. Зауважимо тільки, що для такого розрахунку необхідно знати частоту передавача f_i кути орієнтації δ_i вимірювальних променів.

Під час виготовлення ДИСС ці параметри можуть відрізнятися від розрахункових, але в процесі заводських іспитів виявляються відхилення їх реальних значень Δf і $\Delta \delta$ від номіналів, які заносяться в паспорт ДИСС. Ці дані потім використовуються шляхом введення поправок в алгоритм перерахунку (рис. 7.11, алгоритм A_1). Отже, заміна ДИСС або його окремих елементів (передавача, антенної системи) потребує коригування програми БЦОМ.

Наступний етап розрахунку (рис. 7.11, алгоритм A_2) пов'язаний з перерахунком складових шляхової швидкості на осі СК, зв'язаній з ЛА (точніше, із корпусом гіроплатформи ІНС).

Найбільша складність цієї операції — виявлення кутових помилок орієнтації антени ДИСС відносно корпусу платформи ІНС. Потрібна точність складає одиниці кутових хвилин. Це юстування може бути зроблене достатньо точно та просто, якщо обидві системи встановлені на одній основі. Однак на більшості літаків ДИСС й ІНС розташовані в різних місцях фюзеляжу, тому кутові похибки їх взаємної орієнтації ($\Delta \vartheta$, $\Delta \gamma$, $\Delta \psi$) отримують у процесі достатньо складних юстувальних робіт. Головний недолік такої технології у тому, що юстування необхідно виконувати при кожному знятті ІНС або ДИСС із борту ЛА, а також після виконання грубої посадки, що пов'язано з можливими зсувами елементів конструкції цих вимірників. Величини $\Delta \vartheta$, $\Delta \gamma$, $\Delta \psi$ також вносяться в програму БЦОМ. Навіть при високій точності виконання зазначених юстувань гранична точність визначення цих поправок визначається нежорсткістю конструкції ЛА і різним прогином фюзеляжу в стояночному та польотному положеннях.

Третій, останній, етап розрахунку (рис. 7.11, алгоритм A_3) пов'язаний із перерахунком швидкостей із зв'язаної СК у СК числення шляху (в окремому випадку, у проекції на осі платформи ІНС), тобто отримання складових вектора шляхової швидкості $V_{\eta\eta}$, $V_{\xi\xi}$, $V_{\zeta\zeta}$. Для такого розрахунку необхідно знати кути ϑ , γ , ψ , що вимірюються ІНС. Отже, навіть за ідеального ДИСС точність виміру необхідних для числення шляху складових швидкості польоту буде залежати від точності виміру кутів ϑ , γ , ψ .

Розглянуті особливості застосування ДИСС дозволяють зробити такі висновки:

- висока точність доплерівського числення шляху може бути забезпечена при точному виконанні технології юстувальних робіт і при врахуванні в алгоритмах обчислювачів необхідних поправок;

- комплексування ДИСС і ІНС ефективно при низькій точності каналів виміру швидкостей ІНС або при тривалій роботі ІНС;

- сучасні ДИСС вимірюють шляхову швидкість у діапазоні 150 ... 2500 км/год, кут знесення в межах $\pm 30^\circ$. Вони можуть працювати на висотах 15 ... 21 000 м. Але в процесі набору висоти та зниження, а також при маневрах літака з кутами крену та тангажа більш 5 ... 10° точність визначення швидкості та кута знесення істотно знижується, тому в перспективних ПНК перевагу віддають іншим, більш точним засобам корекції інерціальних систем навігації.

Як відзначалося раніше, резервним режимом обчислення координат місцеположення ЛА для більшості сучасних ПНК є курсоповітряний режим числення. При цьому значення шляхової швидкості обчислюється за інформацією про вектор повітряної швидкості та про вектор вітру, який визначається тим або іншим методом, або тільки за інформацією про вектор повітряної швидкості.

Складові шляхової швидкості ЛА $V_{шx}$, $V_{шy}$ у випадку повітряного числення та використання, наприклад, правої ортодромічної СК (рис. 7.12) можна визначити як

$$V_{шx} = V \sin \psi_{орт} + W \sin \delta_0; \quad V_{шy} = V \cos \psi_{орт} + W \cos \delta_0,$$

де V — повітряна швидкість ЛА; $\psi_{орт}$ — ортодромічний курс ЛА; W — швидкість вітру; δ_0 — ортодромічний напрямок вітру.

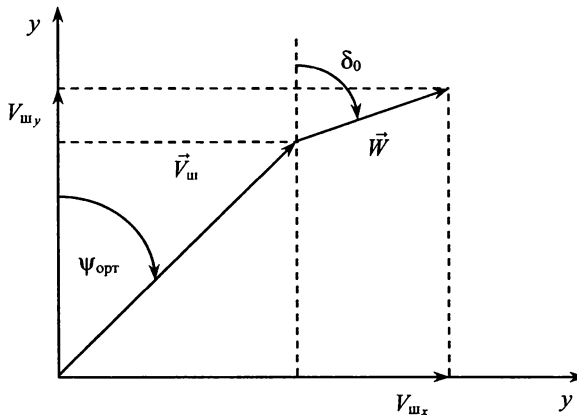


Рис. 7.12

У цьому випадку повітряна швидкість визначається за допомогою системи повітряних сигналів типу СВС, ортодромічний курс —

за допомогою курсової системи. Вітер у польоті визначається тим або іншим способом через деякі інтервали часу і вводиться в алгоритм обчислення складових шляхової швидкості автоматично або вручну.

Характерні значення точності числення шляху для різних режимів роботи ПНК, які, як правило, наводяться у вигляді лінійної залежності середньоквадратичного відхилення (СКВ) кругової помилки від пройденого шляху S або часу польоту t , тобто $\sigma_r = K_S S$, або $\sigma_r = K_t t$, наведені в табл. 7.3.

Таблиця 7.3

Режим числення		Похибка (СКВ)
Курсо-повітряний		$\sigma_r \in [2 \dots 10] \% S$
Інерціально-доплерівський		$\sigma_r \in [0,2 \dots 0,5] \% S$
Інерціальний	Грубі ІНС	$\sigma_r = 10$ км за час польоту
	Середній клас ІНС	$\sigma_r \in [3 \dots 5]$ км за час польоту
	Прецизійні ІНС	$\sigma_r \in [0,2 \dots 0,5]$ км за час польоту

7.7. Корекція обчислених координат поточного місцеположення ЛА

Принциповим недоліком усіх способів визначення поточних координат місцеположення ЛА методом числення шляху є зростання похибок числення з часом. Це потребує виконання періодичної корекції обчислених координат місцеположення ЛА. Така задача в навігації є однією з основних, вона розв'язується за допомогою датчиків-коректорів, що входять до складу ПНК.

Сутність розв'язання задачі корекції обчислених координат місцеположення ЛА така. Фактичне місцеположення ЛА можна охарактеризувати двовірним вектором $\mathbf{x}$, а місцеположення ЛА, отримане за допомогою системи числення, — вектором $\mathbf{x}_c$. Складовими цих векторів є координати місцеположення ЛА в деякій СК. Застосування датчика-коректора дає можливість одержати вектор стану $\mathbf{x}_k$ (рис. 7.13). Похибка обчислення координат характеризується вектором $\Delta \mathbf{x}_c$, а похибка визначення місцеположення ЛА за допомогою датчика-коректора — вектором $\Delta \mathbf{x}_k$.

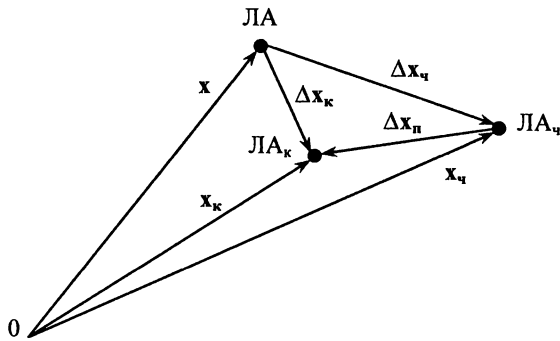


Рис. 7.13

У процесі виконання корекції за допомогою деякого датчика-коректора визначається вектор стану ЛА x_k , за яким оцінюється величина поправки Δx_n . У пам'ять БЦОМ, де зберігаються поточні координати місцеположення ЛА, заносяться координати, що характеризують вектор

$$x^* = x_k = x_q + \Delta x_n.$$

Необхідність виконання корекції визначається нерівністю

$$\sigma_{r_q} \geq \sigma_{r_{\text{потр}}},$$

де σ_{r_q} — середньоквадратична радіальна похибка числення шляху в даний момент часу; $\sigma_{r_{\text{потр}}}$ — середньоквадратична радіальна похибка, яка характеризує потрібну точність навігації в даних умовах.

Доцільність корекції за допомогою даного датчика-коректора визначається умовою:

$$\sigma_{r_k} < \sigma_{r_q},$$

де σ_{r_k} — середньоквадратична похибка визначення місцеположення ЛА за допомогою конкретного датчика-коректора в даних умовах.

З метою підвищення точності визначення місцеположення ЛА при розв'язанні задач корекції обчислених координат намагаються досягти зменшення величини похибки Δx_k .

Це досягається вибором відповідного датчика-коректора, який забезпечує в конкретних умовах польоту найбільш високу точність визначення координат місцеположення ЛА, і підвищенням точності корекції за рахунок оптимальної обробки навігаційної інформації, що надходить від датчиків-коректорів.

Функціонування систем позиційної корекції обчислювача шляху (датчиків-коректорів) передбачає три основні моменти:

1. Наявність на земній поверхні певних навігаційних точок (радіомаяків, орієнтирів), ліній або геофізичних полів із відомими і введеними в пам'ять ПНК координатами. У випадку застосування астрономічних і СНС за такі точки обирають небесні тіла, координати яких точно прив'язані до земної поверхні.

2. Вихід ЛА в «зону дії» навігаційної точки і визначення його положення (точніше деяких параметрів, що характеризують це положення) відносно цієї точки.

3. Визначення місцеположення ЛА в робочій СК числення шляху, тобто безпосередньо корекція обчислених координат.

Відзначимо, що системи позиційної корекції дають різну навігаційну інформацію, придатну для визначення (уточнення) місцеположення ЛА. Цю інформацію можна розділити на три основні групи:

1. Повна навігаційна інформація, за якою шляхом обчислень може бути в кожен момент часу визначене поточне місцеположення ЛА, тобто точка на карті. За цією інформацією корекція числення шляху може бути, у принципі, здійснена миттєво за одним виміром параметрів.

2. Неповна навігаційна інформація, за якою може бути визначене геометричне місце точок (лінія на карті), на якій в поточний момент виміру знаходиться ЛА.

Точно визначити місцеположення ЛА, використовуючи одну лінію положення неможливо, але ця інформація дозволяє зменшити похибку обчислювача шляху за рахунок зменшення області вихідних похибок (наприклад, кругової) до зазначеної лінії.

Для подальшого зменшення похибки при використанні тільки цієї системи корекції необхідний подальший рух ЛА і накопичення інформації шляхом одержання інших ліній положення, не паралельних між собою.

3. Посередня навігаційна інформація, що надає певну функцію вимірюваного в даний момент часу параметра, який залежить від поточного місцеположення ЛА. Така інформація має місце в кореляційно-екстремальних навігаційних системах, які використовують фізичні поля Землі. У цих випадках вимірюваний параметр (наприклад, висота рельєфу або величина вектора напруженості магнітного поля) пов'язаний із координатами точки на земній поверхні деякою відомою функціональною залежністю, записаною в пам'яті ПНК зазвичай у вигляді таблиць. Оскільки ці функції як правило неоднозначні, то для визначення місцеположення ЛА потрібно достатньо

велике накопичення інформації внаслідок руху ЛА або переміщення точки, в якій вимірюється даний параметр.

Для проведення корекції обчислених координат місцеположення ЛА використовуються навігаційні лінії положення. Лінією положення називається геометричне місце точок проєкцій можливого місцеположення ЛА на поверхню Землі, яке визначається сталістю деякого навігаційного параметра P .

До основних навігаційних ліній положення відносять (рис. 7.14):

- лінії рівних пеленгів ($P = A = \text{const}$) — прямі, що проходять через навігаційну точку НТ;
- лінії рівних дальностей ($P = D = \text{const}$) — коло із центром у навігаційній точці НТ;
- лінії рівних різниць дальностей до двох навігаційних точок НТ₁ і НТ₂ ($P = \Delta D = D_1 - D_2 = \text{const}$) — гіперболи.

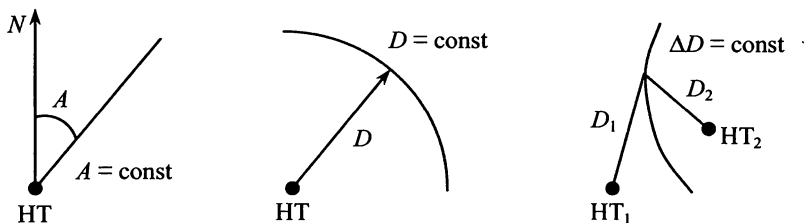


Рис. 7.14

До навігаційних ліній положення можна віднести і лінійні орієнтири, тобто відрізки прямих ліній, що мають на місцевості ті або інші контрасти. Навігаційним параметром для цих ліній стає перебування ЛА над будь-якою точкою цього орієнтира.

Використання ліній положення для навігації має давню традицію, що і визначила їхню назву. Штурман корабля, а з часом ЛА, визначав навігаційний параметр (наприклад, пеленг НТ), проводячи на карті лінію, що відповідає вимірюваному параметру, потім робив аналогічну операцію, вимірюючи інший навігаційний параметр, і за точкою перетинання двох ліній визначав своє місцеположення.

У сучасних ПНК цей процес алгоритмізовано і закладено у програму БЦОМ. Лінії положення описані рівняннями у відповідній СК і місцеположення ЛА визначається шляхом їх розв'язання. Проте геометрична інтерпретація таких навігаційних обчислень дуже зручна при інженерному аналізі.

У малій області навколо поточного місцеположення ЛА будь-яка лінія положення може бути апроксимована, наприклад, відрізком

прямої лінії. Похибка визначення лінії положення Δr відповідає її зсуву паралельно до самої себе. Ця похибка залежить від похибки виміру навігаційного параметра ΔP і визначається співвідношенням

$$\Delta r = \frac{\Delta P}{g},$$

де g — модуль градієнта функції $P = f(x, y)$, яка характеризує лінію положення в прямокутних або інших СК. Модуль градієнта визначається формулою:

$$g = \sqrt{\left(\frac{\partial P}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial P}{\partial y}\right)^2}; \quad (7.15)$$

Як приклад знайдемо g для лінії рівних пеленгів, рівняння якої в прямокутній СК відповідно до рис. 7.15 має вигляд:

$$A = \operatorname{arctg} \frac{y}{x}.$$

Тоді

$$\frac{\partial P}{\partial x} = -\frac{y}{D^2}; \quad \frac{\partial P}{\partial y} = \frac{x}{D^2},$$

де $D = \sqrt{x^2 + y^2}$ — дальність до НТ.

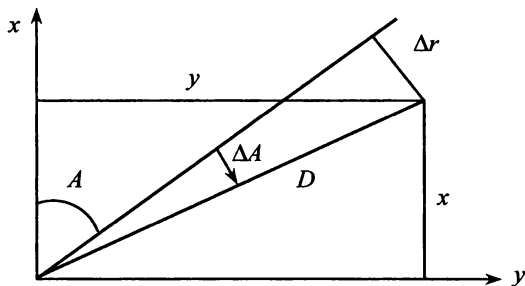


Рис. 7.15

Використовуючи формулу (7.15), знайдемо

$$g = \sqrt{\left(\frac{x}{D^2}\right)^2 + \left(-\frac{y}{D^2}\right)^2} = \frac{1}{D}.$$

Отже, похибка визначення лінії рівних пеленгів буде характеризуватися співвідношенням:

$$\Delta r = \Delta A D.$$

Аналогічно можна знайти градієнти для інших ліній положення, які надаються без виведення:

- для ліній рівних дальностей

$$g = 1;$$

- для ліній рівних різниць дальностей

$$g = 2 \sin \frac{\mu}{2},$$

де μ — кут між напрямками на НТ₁ і НТ₂.

Переходячи від похибок до їх середньоквадратичних похибок σ_A , σ_D , $\sigma_{\Delta D}$ запишемо:

- ♦ для ліній рівних пеленгів

$$\sigma_r = \sigma_A D;$$

- ♦ для ліній рівних дальностей

$$\sigma_r = \sigma_D;$$

- ♦ для ліній рівних різниць дальностей

$$\sigma_r = \frac{\sigma_{\Delta D}}{2 \sin \frac{\mu}{2}};$$

- ♦ для лінійного орієнтира

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma_{\text{апр}}^2 + (\sigma_t \sin \varphi)^2},$$

де $\sigma_{\text{апр}}$ — похибка апроксимації орієнтира відрізком прямої; σ_t — похибка вимірювання моменту прольоту орієнтира; φ — кут між напрямком польоту та лінійним орієнтиром.

7.7.1. Корекція обчислених координат поточного місцеположення ЛА за допомогою РСБН

Цей вид корекції існує в абсолютній більшості сучасних ПНК. Роздивимося принцип розв'язання задачі корекції обчислених координат місцеположення ЛА за допомогою РСБН. Будемо вважати, що числення шляху ЛА ведеться в правій ортодромічній СК.

Геодезичні координати маяка наземної РСБН B_M, L_M введені в пам'ять БЦОМ при підготуванні ПНК до польоту. Для розв'язання задачі корекції вони повинні бути перераховані в нормальні сферичні φ_M, λ_M , а потім в ортодромічні x_M, y_M координати.

За допомогою РСБН на борту ЛА визначається азимут A і похила дальність D до РМ (рис. 7.16), координати якого відомі.

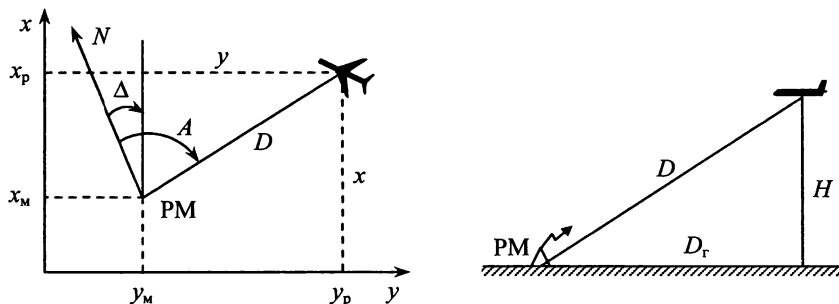


Рис. 7.16

Таким чином, РСБН — це суміщення двох вимірників навігаційних параметрів: азимута (істинного пеленгу) і дальності, кожний з яких визначає навігаційну лінію положення ЛА, тобто лінію азимута і лінію дальності.

У ПНК похила дальність перераховується з урахуванням висоти в горизонтальну або сферичну дальність.

Горизонтальна дальність D_r (див. рис. 7.16) без урахування сферичності Землі, визначається як

$$D_r = \sqrt{D^2 - H^2}, \quad (7.16)$$

де H — висота польоту ЛА.

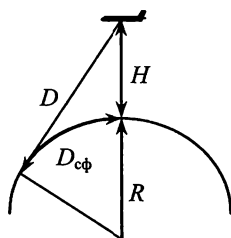


Рис. 7.17

З урахуванням дальності дії РСБН, яка не перевищує 500 км, вираз для визначення сферичної дальності (рис. 7.17) має вигляд:

$$D_{сф} = \sqrt{D^2 - H^2} \sqrt{\frac{R}{R + H}}, \quad (7.17)$$

де R — радіус Землі.

Надалі в рівняннях ми будемо використовувати для позначення дальності символ D без ін-

дексу, враховуючи, що перерахунок за формулами (7.16) або (7.17) вже зроблений.

Для визначення координат місцеположення ЛА (x_p , y_p) у прямокутній СК за сигналами системи РСБН використовуються такі співвідношення (рис. 7.18).

$$\begin{aligned}x_p &= x_m + D \cos(A - \Delta); \\y_p &= y_m + D \sin(A - \Delta),\end{aligned}\tag{7.18}$$

де x_m , y_m — прямокутні координати наземного РМ; Δ — кут збіжності меридіанів, що запрограмований в пам'яті обчислювача (або розраховується) для даного РМ.

Якщо отримані прямокутні координати (7.18) ототожнювати з ортодромічними, виникає методична похибка через неврахування сферичності Землі. Наприклад, якщо вісь x сполучити з головною ортодромією, то при $x_m = 0$, $D = 400$ км, $(A - \Delta) \approx 45^\circ$ виникає похибка визначення координат, що дорівнює майже 400 м.

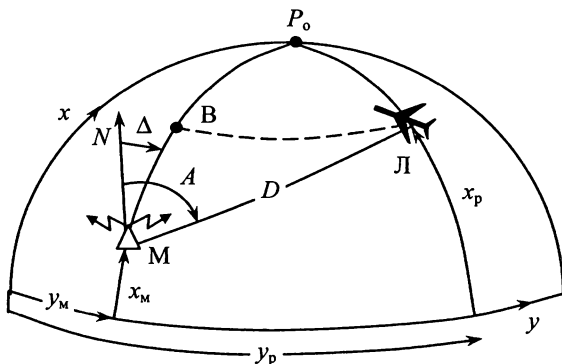


Рис. 7.18

Для зменшення методичних похибок у деяких ПНК враховується сферичність Землі. Припускаючи, що сферичний трикутник МВЛ, показаний на рис. 7.18, плоский, перетворення координат можна здійснити за співвідношеннями:

$$\begin{aligned}x_p &= x_m + D \cos(A - \Delta); \\y_p &= y_m + D \sin(A - \Delta) \sec \frac{x}{R},\end{aligned}$$

У разі використання такого способу методичні похибки зменшуються удвічі і становлять приблизно 200 м.

У деяких ПНК алгоритм корекції обчислених координат може бути іншим. Нижче приведено послідовність виконання операції одного з таких алгоритмів.

а) За обчисленими координатами (φ, λ) та координатами маяка (φ_m, λ_m) розраховується горизонтальна дальність між літаком і радіомаяком D'_r , а також азимут на радіомаяк A'

$$D'_r = \arctg \frac{\sqrt{B_1^2 + B_2^2}}{B_3}; \quad A' = \arctg \frac{B_2}{B_1}, \quad (7.19)$$

де $B_1 = \cos \varphi_m \sin \varphi - \sin \varphi_m \cos \varphi (\cos \lambda - \lambda_m) = \sin D'_r \cos A'$;

$B_2 = \cos \varphi \sin(\lambda - \lambda_m) = \sin D'_r \sin A'$;

$B_3 = \sin \varphi_m \sin \varphi + \cos \varphi_m \cos \varphi \cos(\lambda - \lambda_m) = \cos D'_r$.

б) Обчислюються значення похилої дальності від маяка до літака за формулою:

$$D' = a \sqrt{p^2 + q^2}, \quad (7.20)$$

де

$$p = D'_r \left[1 + \frac{H}{2a} - \frac{e^2}{2} (\sin^2 \varphi + \sin^2 \varphi_m) - \frac{D_r'^2}{24} \right];$$

$$q = -\frac{H}{a} + \frac{e^2}{2} (\sin^2 \varphi - \sin^2 \varphi_m),$$

тут H — висота польоту ЛА; a — велика піввісь еліпсоїда Красовського; e — ексцентриситет земного еліпсоїда (див. дод. 1).

Отже, обчислення розрахункових значень азимута і похилої дальності виконується з урахуванням стиснення Землі, що забезпечує високу точність.

в) Розраховуються різниці між вимірними за допомогою РСБН і обчисленими в БЦОМ дальностями й азимутами, які характеризують місцезположення ЛА відносно РМ:

$$\Delta D = D - D';$$

$$\Delta A = A - A'.$$

г) Оскільки різниця між обчисленими і фактичними координатами місцезположення ЛА невелика, то прирости полярних координат перераховуються в прирости етапно-ортодромічних координат $(\Delta \sigma, \Delta \mu)$ за формулами прямолінійної тригонометрії:

$$\Delta\sigma = \frac{1}{a}(\Delta D_r \cos A_{орт} - D \sin A_{орт} \Delta A);$$

$$\Delta\mu = \frac{1}{a}(\Delta D_r \sin A_{орт} + D \cos A_{орт} \Delta A),$$

де $\Delta D_r = \Delta D \cos \left(\arctg \frac{H}{D_r a} \right)$ — приріст дальності, що перерахована з похилої в горизонтальну; $A_{орт} = A - \Delta$ — ортодромічний азимут ЛА.

д) Значення оцінок похибок усереднюються з використанням m -ної кількості циклів обчислення

$$\Delta\sigma_{cp} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \Delta\sigma_i; \quad \Delta\mu_{cp} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \Delta\mu_i. \quad (7.21)$$

е) Похибки зазвичай аналізуються «на достовірність», тобто перевіряються нерівності $\Delta\sigma_{cp} < \Delta\sigma_{потр}$, $\Delta\mu_{cp} < \Delta\mu_{потр}$, і якщо вони виконуються (у деякий дискретний момент часу $m+1$) здійснюється разова корекція оцінок:

$$\hat{\sigma}_{m+1} = \sigma_{m+1} + \Delta\sigma_{cp}; \quad \hat{\mu}_{m+1} = \mu_{m+1} + \Delta\mu_{cp}.$$

Аналіз наведених алгоритмів показує, що для одержання достатньо високих точнісних характеристик визначення координат місцеположення ЛА з використанням РСБН потрібна висока точність визначення азимута і дальності від РМ до ЛА. З цієї причини в деяких ПНК при наявності стійкого зв'язку відразу з двома наземними РМ використовується більш точний далекомірний канал за двома РМ. Це дозволяє підвищити точність визначення координат поточного місцеположення ЛА відносно відомих радіолокаційних орієнтирів. При цьому, як показує практика, шляхом незначних обчислювальних витрат досягається значне поліпшення точнісних характеристик.

Для визначення координат місцеположення ЛА в режимі корекції за двома дальностями (рис. 7.19) обчислюються похили дальності від ЛА до кожного з двох РМ за формулами (7.19), (7.20).

Далі визначаються поправки (прирости):

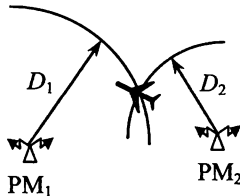


Рис. 7.19

$$\Delta D_1 = (D_1' - D_1) \cos \left(\arctg \frac{H}{a D_1'} \right);$$

$$\Delta D_2 = (D_2' - D_2) \cos \left(\arctg \frac{H}{a D_2'} \right),$$

де D_1, D_2 і D'_1, D'_2 — виміряні за допомогою РСБН і обчисленні похилих дальностей до першого і другого маяків відповідно.

Отримані поправки перераховуються у відповідні їм прирости ортодромічних координат $\Delta\sigma$ і $\Delta\mu$. Для чого, використовуючи систему лінійних алгебраїчних рівнянь

$$\begin{aligned}\Delta D_1 &= -\cos \alpha_1 \Delta\sigma - \cos \varphi \sin \alpha_1 \Delta\mu; \\ \Delta D_2 &= -\cos \alpha_2 \Delta\sigma - \cos \varphi \sin \alpha_2 \Delta\mu,\end{aligned}$$

де α_1 і α_2 — курсові кути РМ, і розв'язуючи її, отримають

$$\Delta\sigma = \frac{\Delta D_2 \sin \alpha_1 - \Delta D_1 \sin \alpha_2}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)}; \quad \Delta\mu = \frac{\Delta D_1 \cos \alpha_1 - \Delta D_2 \cos \alpha_2}{\sin(\alpha_2 - \alpha_1) \cos \varphi}.$$

Отримані поправки до обчислених координат місцеположення ЛА надалі використовуються у формулі (7.21).

Зазначимо, що при використанні інформації про азимут і дальність відносно одного РМ кругова похибка визначення місцеположення ЛА виражається формулою

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma_D^2 + (D \sigma_A)^2}.$$

Для типових умов застосування $\sigma_r \approx 1$ км. При використанні РСБН у режимі визначення дальностей до двох РМ похибку σ_r можна обчислити за формулою

$$\sigma_r = \frac{1,4\sigma_D}{\sin \omega},$$

де ω — кут між напрямками на РМ (для типових умов $\sigma_r = 0,5$ км).

7.7.2. Корекція обчислених координат поточного місцеположення ЛА за допомогою РСДН

У сучасних ПНК автоматизована корекція обчислених координат місцеположення ЛА може виконуватися за допомогою різницево-далекомірної навігаційної системи типу РСДН, яка дозволяє визначити на борту ЛА різницю відстаней ΔD від ЛА до двох наземних станцій із відомими координатами. За цієї різниці відстаней визначається одна лінія положення, що являє собою гіперболу. Для визначення координат літака необхідно мати ще одну систему ліній положення, що перетинає першу, тобто ще одну пару наземних станцій.

Для скорочення наземного обладнання системи одна з передавальних станцій стає спільною (ведучою) для двох пар. Отже, РСДН повинна мати, як мінімум, три наземні станції. При цьому робота ведених станцій узгоджується з ведучою за синхронізуючими сигналами, які вона випромінює.

Інформація про місцезположення ЛА, що отримана від РСДН, використовується для корекції обчислених координат. Точність корекції при цьому складає $0,9 \dots 1,85$ км. Дальність дії РСДН залежить від робочої довжини хвилі й може бути від 500 до 9000 км.

Задача корекції може вирішуватися в різних СК і різними способами. Роздивимося один із можливих варіантів її розв'язання в гіперболічній СК.

Для проведення корекції обчислених координат місцезположення ЛА в БЦОМ від РСДН надходять гіперболічні координати місцезположення ЛА θ_{AB} і θ_{AC} (рис. 7.20), як різниці часу приходу сигналів від двох пар наземних станцій (однієї ведучої та двох ведених).

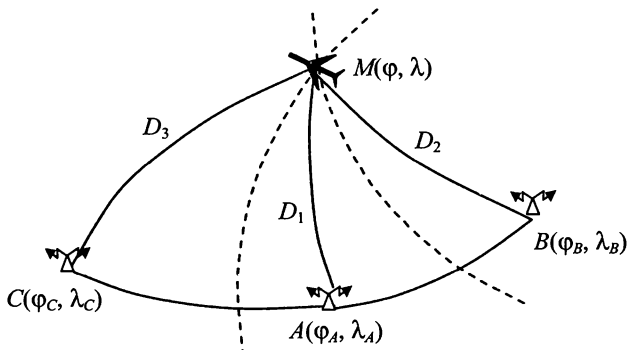


Рис. 7.20

Порівнюючи координати θ_{AB} і θ_{AC} з розрахунковими гіперболічними координатами опорної точки θ'_{AB} і θ'_{AC} отримують прирости гіперболічних координат

$$\begin{aligned} \delta\theta_{AB} &= \theta'_{AB} - \theta_{AB}; \\ \delta\theta_{AC} &= \theta'_{AC} - \theta_{AC}. \end{aligned} \quad (7.22)$$

За цією інформацією здійснюється корекція координат місцезположення ЛА. Послідовність операцій алгоритму корекції приведена нижче. На перших двох етапах визначаються розрахункові гіперболічні координати місцезположення ЛА.

а) За обчисленими координатами ЛА (φ, λ) і координатами наземних станцій ($\varphi_A, \lambda_A; \varphi_B, \lambda_B; \varphi_C, \lambda_C$), що введені в пам'ять БЦОМ на етапі підготування ПНК, визначаються різниці дальностей

$$\Delta D_{1,2} = D_1 - D_2; \quad \Delta D_{1,3} = D_1 - D_3,$$

де $D_j, j = \overline{1, 3}$ — дальності від опорної точки (обчислених координат літака) до відповідної наземної станції.

При цьому зазначені дальності обчислюються за такою схемою:

— якщо ЛА знаходиться в зоні прямої видимості відносно j -ї наземної станції (дальності до відповідної наземної станції в кутовому вимірі $S_j \leq \sqrt{2H(a)^{-1}}$), то похила дальність D_j визначається формулою (7.20);

— якщо ЛА знаходиться поза зоною видимості ($S_j > \sqrt{2H(a)^{-1}}$), то похила дальність D_j визначається виразом:

$$D_j = a(S_j - dS_j),$$

$$\text{де } dS_j = -S_j \frac{e}{b} \left(1 + \frac{S_j^2}{b} \right) (\sin^2 \varphi + \sin^2 \varphi_j + \sin \varphi \sin \varphi_j) + \frac{2H}{3a} \sqrt{\frac{2H}{a}}.$$

Тут dS_j редуція відстані (поправка) при визначенні відстані на еліпсоїді в кутовому вимірі; e, b, a — параметри еліпсоїда Красовського (див. дод. 1); φ — широта місцезнаходження ЛА; φ_j — широта j -ї наземної станції.

б) Обчислюються розрахункові значення гіперболічних координат опорної точки у вигляді часової різниці поширення радіохвиль від двох наземних станцій до опорної точки θ'_{AB} і θ'_{AC} за формулами

$$\theta'_{AB} = \Delta D_{1,2} \frac{1}{c + \Delta c_1} + T_B + \Delta \theta_B;$$

$$\theta'_{AC} = \Delta D_{1,3} \frac{1}{c + \Delta c_2} + T_C + \Delta \theta_C,$$

де c — швидкість поширення радіохвиль; $\Delta c_1, \Delta c_2$ — поправки до швидкості поширення радіохвиль, яка залежить від підстильної поверхні; T_B, T_C і $\Delta \theta_B, \Delta \theta_C$ — кодові затримки і поправки до розрахункових гіперболічних координат, що вводяться в запам'ятовуючий пристрій БЦОМ у процесі підготовки ПНК або визначаються автоматично на землі в точці старту.

в) Отримані за формулами (7.22) прирости гіперболічних координат $\delta\theta_{AB}$ і $\delta\theta_{AC}$ перераховуються за формулами лінійних приростів у ортодромічні:

$$\Delta\mu = (m_1 \delta\theta_{AB} + m_2 \delta\theta_{AC}) \frac{c}{a}; \quad \Delta\sigma = (m_3 \delta\theta_{AB} + m_4 \delta\theta_{AC}) \frac{c}{a},$$

де коефіцієнти m_j , $j = \overline{1,4}$ розраховуються за формулами:

$$m_1 = \frac{m_{11}}{m_\Delta}; \quad m_2 = \frac{-m_{12}}{m_\Delta}; \quad m_3 = \frac{-m_{13}}{m_\Delta}; \quad m_4 = \frac{m_{14}}{m_\Delta},$$

де допоміжні коефіцієнти отримують таким чином:

$$m_{11} = c_{22} - c_{12}; \quad m_{12} = c_{23} - c_{13}; \quad m_{13} = c_{32} - c_{13}; \quad m_{14} = c_{33} - c_{13}; \\ m_\Delta = m_{11}m_{14} - m_{12}m_{13}; \quad c_{j2} = \sin(\psi_{Lj} - \Delta_j); \quad c_{j3} = \cos(\psi_{Lj} - \Delta_j),$$

тут ψ_{Lj} , Δ_j — відповідно, кут між географічним меридіаном і напрямком на j -ту станцію і кут сходження меридіанів у точках місцеположення наземних станцій.

г) Прирости ортодромічних координат $\Delta\sigma$ і $\Delta\mu$ використовуються для корекції, але попередньо оцінюється можливість використання даних від РСДН для корекції координат місцеположення літака.

Якщо виконується умова

$$|\Delta\sigma \vee \Delta\mu \leq \sigma_{\text{потр}}|, \text{ а також } K_r^* \leq 8,$$

де $\vee$ — символ диз'юнкції (логічна операція «АБО»); K_r^* — коефіцієнт геометричного фактора, який залежить від кута між веденими станціями з точки місцеположення ЛА, і пов'язаний із ним співвідношенням

$$K_r^* = \frac{2 \sin \frac{\Delta\psi}{2}}{m_\Delta}. \quad (7.23)$$

У формулі (7.23) $\Delta\psi$ — кут між напрямками на ведені станції з точки місцеположення ЛА.

Точність проведених обчислень істотно залежить від швидкості і шляху поширення радіохвиль довгохвильового діапазону. На ці параметри істотно впливають погодні умови, час доби, відстані між станціями та літаком. Для типових умов на дальностях до станцій 500...1000 км точність корекції координат характеризується радіальною похибкою визначення місцеположення ЛА $\sigma_r \approx 0,5$ км.

7.7.3. Корекція обчислених координат місця розташування та курсу ЛА за допомогою бортових візирних пристроїв

Розглянуті вище засоби корекції засновані на використанні інформації від активних наземних РМ. Проте можливі ситуації, коли застосування неавтономних радіотехнічних навігаційних систем не гарантовано. У цих випадках може використовуватися метод корекції за наземними орієнтирами за допомогою бортової РЛС або візирів. Для цього в пам'яті бортового обчислювача повинні бути запрограмовані координати орієнтира, за якими передбачається здійснити корекцію місцеположення ЛА.

Основна задача, яку виконує ПНК при корекції за орієнтирами, — це максимальна автоматизація процесу корекції з метою звільнення оператора від розрахунків і роботи з картою, підвищення точності й оперативності орієнтування. Напівавтоматичний (за участю оператора) процес корекції за орієнтиром здійснюється таким чином.

В процесі підготування до польоту вибираються орієнтири й у пам'яті БЦОМ програмуються їх координати, а також ознаки, що характеризують тип візирного пристрою, за допомогою якого планується спостерігати кожний орієнтир. Під час польоту (на розрахунковій дальності до орієнтира) екіпажу видається попереджувальний сигнал і автоматично приводиться в дію потрібний візирний пристрій. На його екрані починає формуватися мітка (перехрестя) імовірного положення орієнтира у СК візира.

Оператор виявляє й впізнає орієнтир, сполучає за допомогою спеціального пристрою мітку візира із зображенням реального орієнтира й в момент суміщення натискає кнопку корекції (прив'язки). Усі обчислювальні операції виконує ПНК і сигналізує оператору про здійснення корекції. Найбільше пристосовані для проведення такої напівавтоматичної корекції оглядові бортові РЛС.

Виконання корекції починається з формування ознаки O_k , що визначає можливість виконання корекції в даних умовах за даним радіолокаційним орієнтиром, наприклад, у вигляді:

$$O_k = [D_{\min} < D_{\text{ор}} < D_{\max} \wedge |\beta_{\text{ор}}| < \beta_{\text{гр}}], \quad (7.24)$$

де $D_{\text{ор}}$ — поточне значення дальності до радіолокаційного орієнтира; $D_{\min}$, $D_{\max}$ — мінімальна та максимальна відстані, які визначають можливість корекції координат за даним орієнтиром за допомогою РЛС; $\beta_{\text{ор}}$ — поточний курсовий кут орієнтира; $\beta_{\text{гр}}$ — граничне значення курсового кута орієнтира, що забезпечує виконання корекції.

Якщо виконано умову (7.24), на екрані РЛС виникає перехрестя. Положення перехрестя на екрані РЛС відповідає розрахунковому положенню орієнтира відносно ЛА. Обчислення положення перехрестя на екрані РЛС і подальше розв'язання задачі корекції обчислених координат здійснюється таким чином:

1. Запрограмовані географічні координати орієнтира ($\varphi_{ор}$, $\lambda_{ор}$ перераховуються у відповідні ортодромічні координати ($x_{ор}$, $y_{ор}$).

2. Наведення електронного перехрестя на екрані бортової РЛС на зображення орієнтира здійснюється з використанням нормальної (горизонтованої) системи координат ЛА. Початкове положення перехрестя на екрані РЛС визначається дальністю $D_{xp}(t_0)$ і курсовим кутом $\beta_{xp}(t_0)$, які обчислюються за формулами:

$$\begin{aligned} D_{xp}(t_0) &= \sqrt{(x_0 - x_{ор})^2 + (y_0 - y_{ор})^2}; \\ \beta_{xp}(t_0) &= \arctg \frac{z_{gxp}(t_0)}{x_{gxp}(t_0)}, \end{aligned} \quad (7.25)$$

де x_0, y_0 — обчисленні ортодромічні координати ЛА в момент початку корекції; $x_{gxp}(t_0), z_{gxp}(t_0)$ — розрахункові координати орієнтира (перехрестя) у горизонтованій СК літака (рис. 7.21).

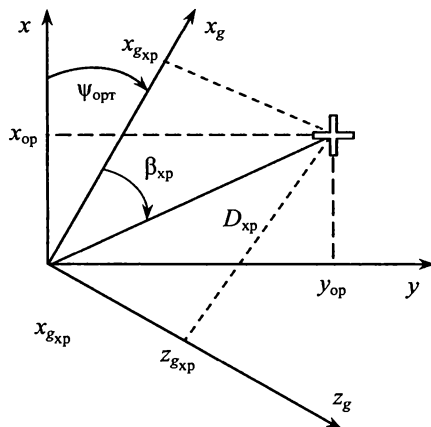


Рис. 7.21

Зображення перехрестя переміщується по екрану РЛС насамперед унаслідок руху ЛА. Величина зміни ортодромічних координат перехрестя за один цикл роботи БЦОМ із цієї причини буде таким:

$$\delta x_{xp} = V_{ш} \sin \psi_{орт} t_{ц}; \quad \delta y_{xp} = V_{ш} \cos \psi_{орт} t_{ц}, \quad (7.26)$$

де $V_{ш}$ — шляхова швидкість ЛА; $\psi_{орт}$ — ортодромічний курс ЛА; $t_{ц}$ — тривалість циклу розрахунку в БЦОМ.

Положення перехрестя, його координати змінюються також за рахунок роботи оператора (штурмана) ручкою.

Швидкості переміщення перехрестя на екрані можуть визначатися, наприклад, такими співвідношеннями

$$\dot{\delta}_{xp}^* = k_D \alpha_D \operatorname{sign} \alpha_D; \quad \dot{\delta}_{yp}^* = k_{\beta} \alpha_{\beta} D_{xp} \operatorname{sign} \alpha_{\beta}, \quad (7.27)$$

де k_D , k_{β} — деякі коефіцієнти, що підбираються на основі досвіду; α_D , α_{β} — кути відхилення механізму управління перехрестям за дальністю та за курсовим кутом.

Поточне положення перехрестя відносно ЛА з урахуванням (7.26), (7.27) можна визначити за допомогою співвідношень:

$$\begin{aligned} \Delta x_{xp} &= \Delta x_{xp0} + \sum_{i=1}^n \delta x_{xpi} + \sum_{i=1}^n \dot{\delta}_{xpi}^* t_{цi}; \\ \Delta y_{xp} &= \Delta y_{xp0} + \sum_{i=1}^n \delta y_{xpi} + \sum_{i=1}^n \dot{\delta}_{yp}^* t_{цi}, \end{aligned}$$

де $\Delta x_{xp0} = x_0 - x_{ор}$ і $\Delta y_{xp0} = y_0 - y_{ор}$ — початкові відносні координати перехрестя.

3. Безпосередньо корекція обчислених координат місцеположення ЛА здійснюється в момент суміщення на екрані РЛС зображення перехрестя із зображенням орієнтира. При цьому обчислені за формулою (7.25) значення $D_{xp}(t)$ і $\beta_{xp}(t)$ відповідно, дорівнюють дійсним значенням дальності до орієнтира $D_{ор}(t)$ і курсового кута орієнтира $\beta_{ор}(t)$. Отже, виконуються умови, $\Delta x_{xp} = \Delta x_{ор}$ і $\Delta y_{xp} = \Delta y_{ор}$. Ортодромічні координати місцеположення ЛА в цьому випадку обчислюються за формулами

$$x = x_{ор} + \Delta x_{ор}; \quad y = y_{ор} + \Delta y_{ор}.$$

Такий спосіб корекції є напівавтоматичним і потребує виконання деяких операцій екіпажем ЛА — пошук обраного орієнтира корекції, суміщення на екрані локатора перехрестя із зображенням орієнтира. У цьому його основний недолік. Крім того, спосіб не забезпечує високої точності корекції оскільки точності вимірювання навігаційних параметрів за допомогою БРЛС не дуже високі.

Для підвищення точності обчислення скоригованих координат може застосовуватися метод роботи за двома запрограмованими

орієнтирами. У цьому випадку (рис. 7.22) координати місцеположення ЛА отримують шляхом розв'язання залежностей

$$\begin{aligned}(x_{\text{оп1}} - x)^2 + (y_{\text{оп1}} - y)^2 &= D_1^2; \\ (x_{\text{оп2}} - x)^2 + (y_{\text{оп2}} - y)^2 &= D_2^2.\end{aligned}$$

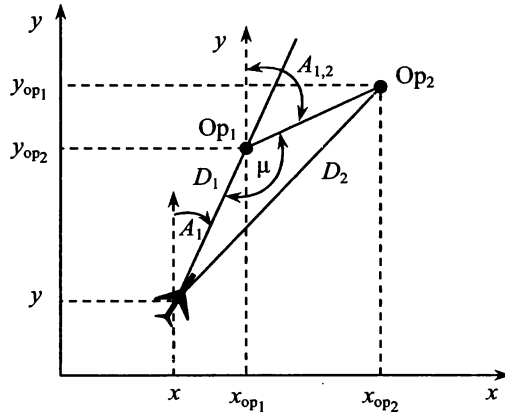


Рис. 7.22

У деяких комплексах може застосовуватися модифікація алгоритму корекції обчислених координат місцеположення ЛА, що використовує інформацію про два орієнтири. У разі використання даного алгоритму, координати ЛА визначаються за двома дальностями до використовуваних орієнтирів D_1 і D_2 з попереднім обчисленням пеленгу (азимута) одного з них (наприклад A_1):

$$\begin{aligned}x &= x_{\text{оп1}} - D_1 \sin A_1 \\ y &= y_{\text{оп1}} - D_1 \cos A_1\end{aligned}\quad (7.28)$$

Пеленг першого орієнтира A_1 обчислюється за обміряними дальностями та відомою відстанню між орієнтирами (рис. 7.22)

$$A_1 = A_{1,2} - (180^\circ - \mu); \quad \mu = \arccos \frac{D_1^2 + b^2 - D_2^2}{2D_1b}; \quad A_{1,2} = \arctg \frac{x_{\text{оп2}} - x_{\text{оп1}}}{y_{\text{оп2}} - y_{\text{оп1}}}.$$

Розглянута вище схема корекції обчислених координат місцеположення ЛА — спрощена, тут не враховуються переміщення ЛА за час між вимірами дальності до першого та другого орієнтирів. Врахування руху ЛА може бути виконане, наприклад, таким чином.

У співвідношеннях (7.28) дальність до першого орієнтира слід визначати як

$$D_1 = D_{\text{вим}} - \Delta D_{\text{вш}},$$

де $D_{\text{вим}}$ — виміряна дальність до першого орієнтира; $\Delta D_{\text{вш}}$ — зміна дальності за час вимірювання дальності до другого орієнтира.

Поправка $\Delta D_{\text{вш}}$ може бути розрахована за допомогою співвідношення

$$\Delta D_{\text{вш}} = \sum_{i=1}^n (\vec{V}_{\text{ш}i} \vec{e}_i) \Delta t_i,$$

де n — кількість циклів визначення поправок до моменту закінчення вимірювання дальності до другого орієнтира; $\vec{V}_{\text{ш}i}$ — вектор шляхової швидкості ЛА за час i -го циклу; $\vec{e}_i$ — одиничний вектор у напрямку «ЛА — перший орієнтир»; Δt_i — інтервал часу між циклами визначення поправки $\Delta D_{\text{вш}}$.

Природно, що можливі й деякі інші шляхи розв'язання задачі приведення вимірів навігаційних параметрів до одного моменту часу.

Точність корекції обчислених координат місцеположення ЛА за допомогою РЛС визначається точністю виміру дальності (σ_D), точністю виміру курсового кута орієнтира (σ_β) на екрані РЛС, а також точністю виміру курсу (σ_ψ). Сучасні бортові РЛС вимірюють дальність із точністю $\sigma_D \in [0,1 \dots 0,5]$ км залежно від типу РЛС і вжитих заходів щодо компенсації похибок. Точність виміру курсового кута становить $\sigma_\beta \in [0,1 \dots 0,5]$ град. Сумарна похибка визначення місцеположення ЛА, для описаної вище методики, визначається таким співвідношенням:

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma_D^2 + D^2 (\sigma_\beta^2 + \sigma_\psi^2)}. \quad (7.29)$$

Основні похибки виміру курсових кутів і дальності пов'язані з технікою відображення місцевості на екрані РЛС і зчитуванням цієї інформації оператором. Одним з основних шляхів підвищення точності є застосування розгортки типу мікроплан місцевості, де масштаб зображення значно більший, ніж в оглядовому режимі.

Використання електронно-оптичних (телевізійних, інфрачервоних й інших) візирів як коректорів має в порівнянні з БРЛС особливість — дальність до орієнтира такі візирі безпосередньо не визначають, а вимірюють лише кутові положення (курсний кут і кут місця). Тому для проведення корекції необхідно або комплексне використання такого візира з далекоміром, або оцінка дальності аналітичним способом, наприклад, за кутом місця орієнтира $\epsilon_{\text{ор}}$ й істинною висотою польоту H (рис. 7.23).

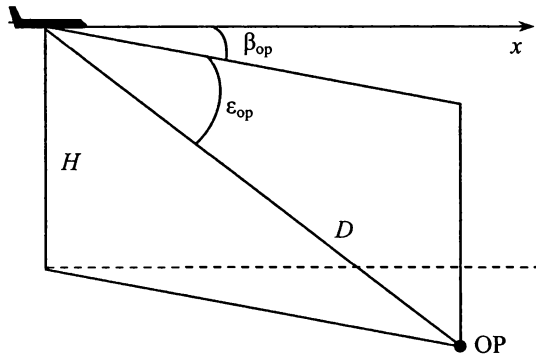


Рис. 7.23

Через незначну граничну дальність пеленгації наземних орієнтирів за допомогою таких візирів обчислення координат ЛА здійснюються без урахування сферичності Землі й аналогічні рівнянням для РЛС

$$\begin{aligned}x &= x_{\text{ор}} - D \sin(\psi_{\text{орт}} + \beta_{\text{ор}}); \\y &= y_{\text{ор}} - D \cos(\psi_{\text{орт}} + \beta_{\text{ор}}),\end{aligned}$$

де D — дальність до орієнтира, яка обчислюється за кутом місця і істинною висотою польоту за формулою

$$D = H \operatorname{ctg} \epsilon_{\text{ор}}.$$

Точність визначення координат місцеположення ЛА за допомогою оптичних і електронно-оптичних візирів характеризується середньоквадратичною радіальною похибкою, яка може бути отримана у вигляді (7.29) за аналогією щодо кутомірно-далекомірних систем і БРЛС.

При цьому необхідно мати на увазі, що внаслідок незначної дальності пеленгації наземного орієнтира на точність визначення координат ЛА за допомогою аналізованих візирів істотно впливає перевищення орієнтира над рівнем відліку істинної висоти польоту в момент проведення корекції. Особливо це позначається при польотах на малих висотах. Якщо польотне завдання передбачає такі режими польоту, то при підготуванні комплексу до роботи необхідно вибирати орієнтир з мінімальними перевищеннями.

Ще одним методом корекції обчислених координат місцеположення ЛА за орієнтиром може бути використання бічних візи-

рів. Роздивимось один із алгоритмів їх застосування. У найпростішому випадку бічний візир являє собою прозору призму з двома вертикальними рисками, встановлену збоку в кабіні. За рахунок товщини призми ці риси при їх суміщенні оком льотчика створюють створ або площину пеленгування орієнтира. З кожного боку кабіни розташовані два таких візирів (рис. 7.24, а), які утворюють дві площини пеленгування, що перетинаються під кутом $\Delta\varphi$. Курсові кути цих площин (φ_1 та φ_2) незмінні і визначаються розташуванням візирів.

При польоті ЛА запрограмований орієнтир, що спостерігається, спочатку потрапляє у створ першого візирів (рис. 7.24, б), а потім у створ другого. У кожний з цих моментів часу (t_1 та t_2) льотчик натискає кнопку прив'язки. Розв'язання геометричної задачі про координати ЛА відносно орієнтира і формування коригувальних поправок відбувається в БЦОМ ПНК. Для цього в кожний момент прив'язки фіксуються кутові положення ЛА (γ , ϑ , ψ), обчислені координати (x , y) та істинна висоти польоту H . Величини φ_1 , φ_2 і координати орієнтира зберігаються в пам'яті БЦОМ.

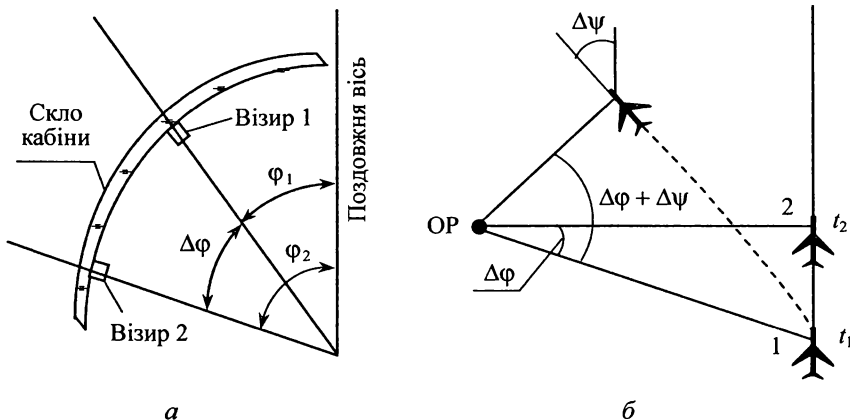


Рис. 7.24

Формули розрахунку поправок дуже складні (особливо при врахуванні просторового маневру), тому реалізація такого методу доцільна тільки при наявності БЦОМ. При корекції місцеположення ЛА за бічним візиром використовується метод двох ліній рівного пеленга. Точність визначення місцеположення ЛА отримують за наближеною формулою:

$$\sigma_r = \frac{\sqrt{(\sigma_n D_1)^2 + (\sigma_n D_2)^2 + (V_{\text{ш}} \sigma_t)^2}}{\sin(\Delta\phi \pm |\Delta\psi|)},$$

де σ_n — кутова похибка пеленгування; σ_t — похибка в моменті часу прив'язки; $V_{\text{ш}}$ — шляхова швидкість польоту ЛА; D_1, D_2 — дальності до орієнтира в момент першого і другого пеленгування; $\pm|\psi|$ — зміна курсу ЛА між моментами пеленгування (знак + при розвороті на орієнтир).

Вважаючи, що $\sigma_n = 1...2^\circ$, $\sigma_t = 0,2...0,4$ с, при характерних значеннях $D_1, D_2 = 2...3$ км, $V_{\text{ш}} = 250$ м/с та $\Delta\phi = 30^\circ$ ($\Delta\psi = 0^\circ$) одержимо $\sigma_r = 0,2...0,4$ км.

У разі використання датчиків-коректорів у складі ПНК поряд із корекцією обчислених координат місцеположення ЛА за інформацією, що поступає від цих датчиків, можливе розв'язання задачі корекції курсу літака. Задача корекції курсу може виконуватися за допомогою різних систем і засобів з використанням різноманітних способів. Найбільш просто й з необхідним ступенем точності корекція виконується за допомогою бортових РЛС за одним радіолокаційним орієнтиром.

Роздивимось сутність корекції курсу таким способом. Корекція курсу виконується після корекції обчислених координат місцеположення ЛА, за рахунок чого зменшуються похибки визначення поправок в значенні курсу літака, які обумовлені похибками визначення координат місцеположення. Далі за відомими координатами орієнтира і скоригованими координатами місцеположення ЛА за формулою (7.28) розраховується азимут (пеленг) орієнтира.

Знання азимута орієнтира і курсу ЛА, що видається курсовою системою, дозволяє одержати розрахункове значення курсового кута орієнтира

$$\beta_{\text{оп}} = A - \psi_{\text{орт}},$$

де $\psi_{\text{орт}}$ — ортодромічний курс ЛА до корекції.

Отримане значення $\beta_{\text{оп}}$ використовується для формування позовжньої мітки перехрестя (мітки пеленга). Похибка у вимірюванні курсу ЛА $\Delta\psi_{\text{орт}}$ спричиняє похибку в розрахунковому значенні $\beta_{\text{оп}}$. Під час суміщення мітки перехрестя на екрані бортової РЛС із зображенням орієнтира кутом довороту мітки можна визначати поправку в значенні курсу ЛА. Такий спосіб корекції курсу достатньо простий і надійний. За інших рівних умов найвищу точність корекції курсу можна досягти у випадку, якщо для корекції використовується орієнтир, що знаходиться на максимально можливому віддаленні.

7.8. Алгоритми управління бічним рухом ЛА при польоті за маршрутом

У сучасних ПНК при введенні в БЦОМ програми автоматизованого польоту за маршрутом можна виділити такі способи формування ЛЗШ:

- завдання координат кінцевої (для етапу польоту) НТ з постановкою задачі виходу в цю точку без урахування напрямку;
- завдання ЛЗШ координатами двох НТ (у цьому випадку ЛЗШ це ортодромія на сфері або пряма лінія на площині);
- завдання ЛЗШ у вигляді лінії постійного навігаційного параметра відносно однієї або декількох НТ. Характерними випадками можуть бути:

а) постійний ортодромічний пеленг на НТ (ЛЗШ являє собою лінію рівних пеленгів);

б) постійна дальність до НТ (ЛЗШ являє собою окружність або орбіту).

На рис. 7.25 зображений найбільш загальний випадок — формування ЛЗШ двома НТ (НТ₁ і НТ₂), початок відліку курсу ЛА відповідає геодезичній СК.

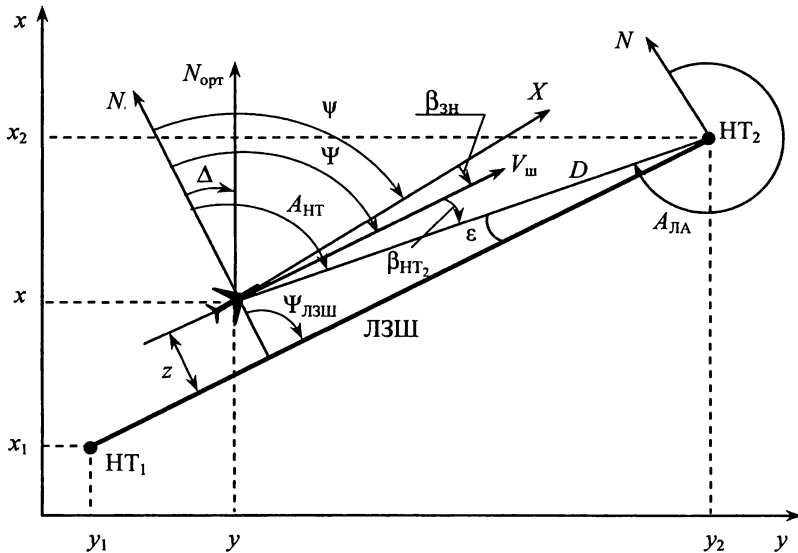


Рис. 7.25

Положення ЛА відносно ЛЗШ і кінцевої точки етапу маршруту HT_2 визначається такими навігаційними параметрами:

ψ — істинним курсом польоту ЛА;

$\beta_{\text{зн}}$ — кутом знесення;

Ψ — істинним шляховим кутом польоту ЛА;

β_{HT_2} — курсовим кутом HT_2 ;

$\Psi_{\text{ЛЗШ}}$ — істинним шляховим кутом ЛЗШ або ортодромії;

A_{HT} — істинним пеленгом (азимутом) HT ;

$A_{\text{ЛА}}$ — істинним пеленгом (азимутом) ЛА відносно HT_2 ;

Δ — кутом сходження меридіанів;

ε — кутовим бічним відхиленням ЛА відносно ЛЗШ;

z — лінійним бічним відхиленням ЛА від ЛЗШ;

D — горизонтальною дальністю до HT_2 .

Залежно від того, які з навігаційних параметрів вимірюються й обчислюються на борту ЛА, а потім використовуються для керування польотом, методи управління бічним рухом при польоті за маршрутом поділяють на курсовий, шляховий і маршрутний.

Курсовий метод управління польотом за маршрутом

При курсовому методі управління польотом за маршрутом ЛЗШ не фіксується, а задається тільки кінцева навігаційна точка, в яку треба вивести ЛА. Саме в цю точку спрямовується поздовжня вісь ЛА (рис. 7.26) і управління здійснюється відповідно різниці між азимутом A_{HT} навігаційної точки HT (заданим у певній системі координат напрямком на цю точку, тобто заданим курсом $\psi_3 = A_{HT}$) і поточним курсом ЛА ψ , а саме за відхиленням $\Delta\psi = \psi - \psi_3$. На практиці цей метод реалізується двома технічними способами.

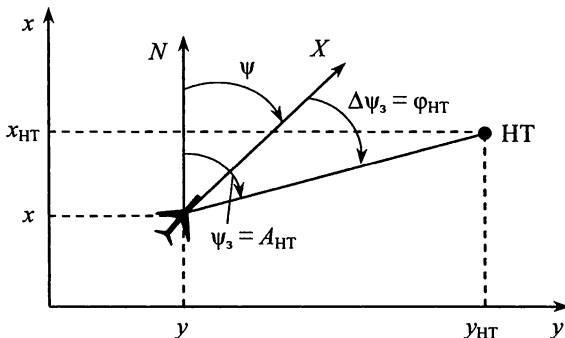


Рис. 7.26

Перший спосіб передбачає безпосереднє вимірювання $\Delta\psi$, як курсового кута радіостанції навігаційної точки $\varphi_{HT} = \Delta\psi$, що можливо, якщо в цій точці розташовані радіостанція або маяк РСБН (радіотехнічної системи ближньої навігації). Такий варіант курсового методу — це найбільш давній спосіб автоматизованого літаководіння.

Другий спосіб передбачає вимірювання поточних координат місцезнаходження ЛА (x, y) і знання координат навігаційної точки HT (x_{HT}, y_{HT}), що попередньо введені в пам'ять БЦОМ навігаційного комплексу як координати певного пункту маршруту. За цією інформацією безперервно обчислюється заданий курс літака ψ_3 , рівний азимуту навігаційної точки (рис. 7.26) і дальність до неї:

$$\psi_3 = A_{HT} = \arctg \frac{y_{HT} - y}{x_{HT} - x};$$

$$D = \sqrt{(x_{HT} - x)^2 + (y_{HT} - y)^2}.$$

Інформація про поточний курс ψ надходить від курсових систем літака. Формуючи різницю $\Delta\psi = \psi - \psi_3$, можна реалізувати курсовий метод управління польотом за маршрутом.

Діючі на ЛА збурення призводять до помилок в орієнтації ЛЗШ, визначеної в певний момент часу відносно навігаційної точки (рис. 7.27). Тому, стабілізуючи закладений в пам'ять БЦОМ заданий курс, ЛА неминуче пройде повз навігаційну точку. Ось чому під час реалізації курсового методу необхідно безперервно або епізодично коригувати заданий курс ψ_3 , відповідно до поточного місцезнаходження ЛА або реалізувати управління за інформацією про поточний курсовий кут навігаційної точки.

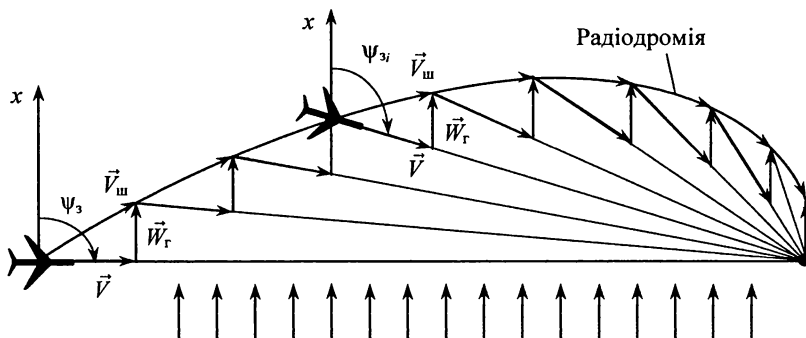


Рис. 7.27

За наявності бічної складової горизонтального вітру — $\vec{W}_r$, яка весь час зносить літак із заданої лінії шляху, траєкторія польоту в задану навігаційну точку за інформацією про поточний курсовий кут радіостанції буде криволінійною (див. рис. 7.27) і носить назву — *радіодромія*. Тут враховано, що при відсутності ковзання позовжня вісь літака збігається з вектором повітряної швидкості $\vec{V}$, яка відрізняється від напрямку вектора шляхової швидкості $\vec{V}_ш$ на кут знесення.

Курсовий метод управління польотом за маршрутом без зайвих труднощів може бути реалізований на борту ЛА, оскільки керуючий сигнал (відхилення від напрямку на навігаційну точку) достатньо просто вимірюється навігаційними датчиками й безпосередньо може використовуватися для управління ЛА. Але невизначеність напрямку траєкторії та часу виходу в задану точку маршруту при наявності бічного вітру стає головним недоліком цього методу, ось чому він використовується як резервний метод управління польотом за маршрутом.

Шляховий метод управління польотом за маршрутом

Шляховий метод управління польотом за маршрутом — це удосконалений варіант курсового методу. У процесі реалізації шляхового методу в задану навігаційну точку спрямовується не позовжня вісь літака, а вектор шляхової швидкості $\vec{V}_ш$ (рис. 7.28), тобто управління реалізується за інформацією про відхилення поточного шляхового кута від заданого $\Delta\Psi = \Psi - \Psi_з$. Заданий шляховий кут розраховується, як і заданий курс, а при вимірюванні поточного шляхового кута враховується кут знесення:

$$\Psi = \psi - \beta_{зн}.$$

Тут вважається, що при відсутності ковзання β позовжня вісь ЛА OX збігається з вектором повітряної швидкості $\vec{V}$, яка відрізняється від напрямку вектора шляхової швидкості $\vec{V}_ш$ (вісь OX_k траєкторної системи координат) на кут знесення $\beta_{зн}$.

Вихід на черговий пункт маршруту при реалізації цього методу здійснюється за прямою лінією (лінія найкоротшого шляху) навіть при наявності бічного вітру. Однак, якщо внаслідок діючих збурень ЛА відхилився від ЛЗШ, він вже до неї не повертається. Ось чому при реалізації шляхового методу управління польотом за маршрутом залишається необхідність періодично коректувати заданий шляховий кут, обчислюючи його залежно від поточного місцезнаходження ЛА, тобто періодично формувати нову ЛЗШ як лінію найкоротшої відстані до заданої навігаційної точки.

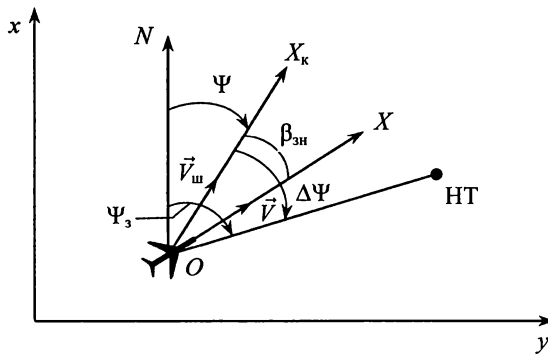


Рис. 7.28

До складності реалізації шляхового методу управління польотом слід віднести відсутність на борту літака безпосередніх вимірників шляхового кута, а формування шляхового кута за інформацією про кут знесення зустрічає певні труднощі, що пов'язані з обмеженням умов функціонування доплерівського вимірника кута знесення, наприклад, понад водяною поверхнею.

Проте на сучасних ЛА шляховий метод широко застосовується при автоматичному управлінні маршрутним польотом, особливо при оперативному виборі координат чергового ППМ або іншої навігаційної точки маршруту.

На сучасних літаках автоматичне управління бічним рухом здійснюється через канал елеронів за, так звану, перехресною схемою. Руль направлення використовується для демпфірування коливань літака навколо нормальної осі та для компенсації ковзання. Для реалізації автоматичного польоту за маршрутом курсовим або шляховим методом на відміну від режимів стабілізації курсу задане значення кута крену обмежується. Граничні значення заданого кута крену залежать від типу ЛА. Для важких літаків цивільної авіації вони досягають 30° . Обмеження пов'язані з тим, що у разі значних змін напрямку маршруту величина потрібного кута крену, яка обчислюється відповідно куту розвороту на новий курс ЛЗШ, може перевищувати навіть 90° . Закони управління, наприклад, в контурах із ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі мають вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_\epsilon = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x,$$

де для реалізації курсового методу

$$\gamma_3 = F_{\text{гр}} \frac{K_{\Psi}}{K_{\gamma}} (\Psi - \Psi_3);$$

для реалізації шляхового методу

$$\gamma_3 = F_{\text{гр}} \frac{K_{\Psi}}{K_{\gamma}} (\Psi - \Psi_3).$$

Тут $\frac{T_i p}{T_i p + 1}$ — ізодромна ланка у колі зворотного зв'язку сервопри-

вода, яка, зберігаючи інтегровальні властивості рульового агрегату, забезпечує підвищену точність управління; δ_e — відхилення елеронів; K_{γ} , K_{Ψ} , K_{ω_x} — передаточні числа; $(\gamma - \gamma_3)$ — відхилення поточного кута крену від заданого; $K_{\omega_x} \omega_x$ — складова з кутової швидкості крену, яка забезпечує демпфірування кутових коливань літака; $F_{\text{гр}}$ — функція, що формує граничні значення заданого кута крену (функція обмеження заданого кута крену).

За умов реалізації управління через контур крену з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі для підвищення точності в законі формування γ_3 додають інтегральні складові, наприклад, за законом управління:

$$\delta_e = K_{\gamma} (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x,$$

при реалізації курсового методу

$$\gamma_3 = \frac{F_{\text{гр}}}{K_{\gamma}} \left(K_{\Psi} + \frac{K_{\Psi}}{P} \right) (\Psi - \Psi_3).$$

За умов реалізації шляхового методу управління польотом за маршрутом замість сигналу $(\Psi - \Psi_3)$ використовують інформацію про відхилення поточного шляхового кута від заданого.

Маршрут ЛА зазвичай проходить за повітряними трасами й складається з відрізків окремих ортодромій, які з'єднують суміжні пункти маршруту. Політ за заданими ортодроміями реалізується за допомогою маршрутного методу.

Маршрутний метод управління польотом за маршрутом

Маршрутний метод управління польотом дозволяє утримувати літак на заданій траєкторії, усуваючи відхилення з центра мас ЛА від лінії заданого шляху (рис. 7.29). Цей метод потребує інформації про параметри відхилення від ЛЗШ: величину бічного відхилення z , швидкість зміни бічного відхилення $\dot{z}$, дальність D до чергового ППМ.

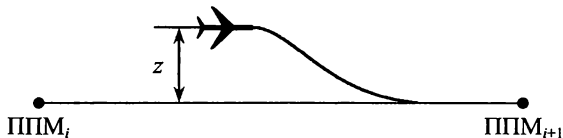


Рис. 7.29

Обчислення Δz , $\dot{z}$, D для реалізації маршрутного методу керування польотом здійснюється або в етапно-ортодромічній (рис. 30) системі координат, або в спільній для всіх етапів системі координат (рис. 7.31).

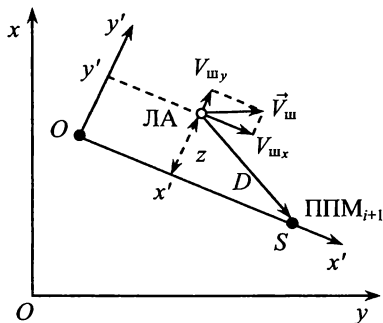


Рис. 7.30

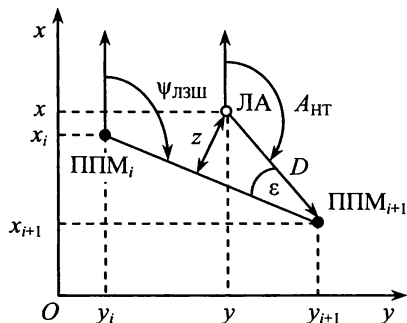


Рис. 7.31

У першому варіанті для кожного етапу польоту між навігаційними точками ППМ_i та ППМ_{i+1} використовується своя система координат $Ox'y'$, вісь Ox' якої з'єднує точки ППМ_i та ППМ_{i+1}, і параметри, що необхідні для управління маршрутним методом, визначаються за формулами:

$$z = y'; \quad \dot{z} = V_{шy}; \quad D = \sqrt{(S - x')^2 + (y')^2},$$

де x' , y' — поточні координати центра мас ЛА; $V_{шy}$ — проекція вектора шляхової швидкості на вісь Oy' ; S — відстань між ППМ_i та ППМ_{i+1}.

Величина залишкової дальності D необхідна для обчислення точки початку розвороту для виходу на наступну ортодромію.

Другий варіант передбачає обчислення параметрів руху в спільний для всіх етапів системі координат Oxy . Тут обчислення виконуються за очевидними співвідношеннями, що випливають з рис. 7.31:

$$\varepsilon = A_{HT} - \psi_{ЛЗШ} = \arctg \left| \frac{y_{i+1} - y}{x_{i+1} - x} \right| - \arctg \left| \frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i} \right|;$$

$$D = \sqrt{(x_{i+1} - x)^2 + (y_{i+1} - y)^2}; \quad z = D \sin \varepsilon.$$

У цьому варіанті певні труднощі виникають при обчисленні $\dot{z}$, тому якщо цей параметр необхідний для формування управління на етапі польоту за маршрутом, то його отримують шляхом диференціювання сигналу z безпосередньо в обчислювачі САУ. Інші навігаційні параметри розраховуються в обчислювачі навігаційного комплексу.

Маршрутний метод керування польотом широко застосовується при польоті за запрограмованими маршрутами, які закладені в пам'ять БЦОМ навігаційного комплексу, що має у своєму складі інерціальну систему навігації.

В процесі реалізації автоматичного польоту за маршрутом маршрутним методом використовують закони управління бічним рухом центра мас. Управління реалізується через контур крену, використовуючи сервоприводи з жорстким або ізодромним зворотним зв'язком:

$$\delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x;$$

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x.$$

А γ_3 може формуватись за двома типовими законами:

$$\gamma_3 = -\frac{F_{\gamma p}}{K_\gamma} (K_z + K_z p) z; \quad (7.30)$$

$$\gamma_3 = -\frac{F_{\gamma p}}{K_\gamma} [K_z z - K_\psi (\psi - \psi_{ЛЗШ})], \quad (7.31)$$

тут $F_{\gamma p}$ — функція обмеження заданого кута крену; z — бічне відхилення центра мас літака від ЛЗШ; $\psi - \psi_{ЛЗШ}$ — відхилення поточного курсу ЛА від курсу ЛЗШ.

Похідна $\dot{z}$ у законі (7.30) формування γ_z , забезпечує структурну стійкість контуру управління. Закон управління (7.31) передбачає контроль курсу. Наявність у законі управління сигналу $\Psi - \Psi_{\text{ЛЗШ}}$ свідчить про те, що управління здійснюється через контур рискання на відміну від попереднього закону управління. Аналіз статичних характеристик таких контурів, показує, що при дії бічного вітру закон управління типу (7.31) не забезпечує безпомилкової стабілізації центра мас літака на заданій лінії шляху. Ось чому доцільніше замість сигналу $\Psi - \Psi_{\text{ЛЗШ}}$ формувати сигнал відхилення від шляхового кута заданої лінії шляху $\Psi - \Psi_{\text{ЛЗШ}}$, тобто враховувати кут знесення (бічний вітер).

Політ за маршрутом відносять до категорій етапів польоту, на яких дещо знижені вимоги до точнісних характеристик утримання літака на ЛЗШ і це дозволяє використовувати закони управління без введення додаткових інтегральних складових, які знижують стійкість контурів управління. Однак, якщо для інших режимів роботи САУ вже передбачені заходи поліпшення точнісних характеристик (наприклад, використовується сервопривод з ізодро́мним зворотним зв'язком), то змінювати структуру каналу управління (замінювати ізодро́мний зворотний зв'язок на жорсткий) недоцільно.

Маршрутний метод управління польотом використовується в достатньо малій області лінійних бічних відхилень від ЛЗШ. Як правило, ці відхилення лежать у межах 1,5...2 км від ЛЗШ.

Однак у деяких випадках при польоті за маршрутом можуть виникати ситуації, коли відхилення літака від ЛЗШ буде значним. Це може бути в таких типових ситуаціях:

- після зльоту ЛА з курсом ЗПС, який сильно відрізняється від шляхового кута першої ортодромії маршруту;
- при переході на ортодромію, яка проходить під значним кутом довороту до поточної ортодромії;
- при навмисному відході від запрограмованого маршруту заради подолання грозової хмарності ;
- після проведення корекції значних навігаційних похибок.

У цих випадках застосування лінійних законів управління неможливе, оскільки, з одного боку, вимоги до повільності й аперіодичності виходу на ЛЗШ можуть призвести до такої ситуації, що ЛА не зможе вийти на ЛЗШ за час, що залишився (рис. 7.32).

З іншого боку, при значному z літак з максимальним кутом крену розвертається в бік ЛЗШ на кут $\pm 90^\circ$, однак при цьому сигнали $K_z p_z$ або $K_\Psi (\Psi - \Psi_{\text{ЛЗШ}})$ не можуть «подолати» сигналу $K_z \Delta z$, щоб переключити крен в інший бік, і літак продовжує розворот, але вже в сторону протилежну напрямку маршруту.

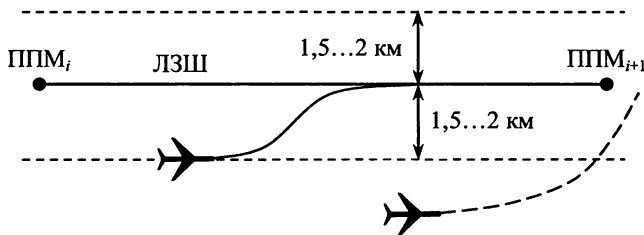


Рис. 7.32

У міру зменшення z і збільшення $(\psi - \psi_{\text{ЛЗШ}})$ для закону управління (7.31) може таки відбутися зміна знаку крену, але літак вийде на ЛЗШ зі значним перерегулюванням (рис. 7.33, траєкторія 1). Не виключена ситуація, коли z не встигає зменшитись до необхідної величини, а літак вже виконав розворот на $\pm 180^\circ$. У цьому випадку здійснюється безперервний рух літака по колу з максимальним кутом крену (траєкторія 2).

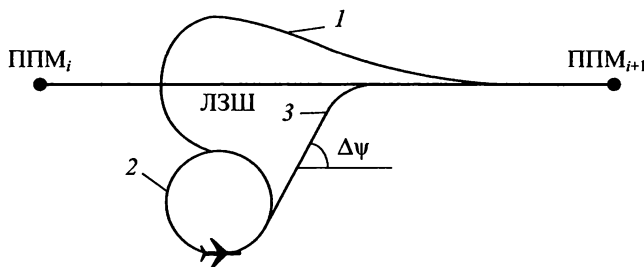


Рис. 7.33

Уникнути цього неприємного явища можна шляхом обмеження сигналу z деякою величиною $z_{\text{гр}}$. Якщо поставити задачу виходу до ЛЗШ під фіксованим кутом $\pm \Delta\psi$ (траєкторія 3), то величину $z_{\text{гр}}$ можна розрахувати за рівняннями (7.30), (7.31)

$$z_{\text{гр}} = -\frac{K_z}{K_z} V_{\text{ш}} \sin \Delta\psi$$

або

$$z_{\text{гр}} = \frac{K_{\psi}}{K_z} \Delta\psi,$$

тут $V_{\text{ш}} \sin \Delta\psi = \dot{z}$ — фіксована швидкість зміни бічного відхилення. А закони формування $\dot{z}$ у цьому випадку перетворюються до вигляду

$$\gamma_3 = -\frac{F_{\text{гп}}}{K_\gamma} (K_z F(z) + K_z p z)$$

або

$$\gamma_3 = -\frac{F_{\text{гп}}}{K_\gamma} [K_z F(z) - K_\psi (\psi - \psi_{\text{лзш}})],$$

$$\text{де } F(z) = \begin{cases} z_{\text{гп}} & \text{при } |z| > |z_{\text{гп}}|; \\ z & \text{при } |z| \leq |z_{\text{гп}}|. \end{cases}$$

Існують також інші методи виходу на ЛЗШ, які реалізують траєкторії оптимальні з точки зору мінімуму пройденої відстані або мінімуму часу та витрати пального.

Принцип побудови оптимальної траєкторії може бути таким. При значних відхиленнях ЛА від ЛЗШ необхідно виконати розворот з розрахунковим для даної швидкості польоту радіусом розвороту

$$R_p = \frac{V_{\text{ш}}^2}{g \operatorname{tg} \gamma_p}$$

на напрямок, перпендикулярний ЛЗШ (рис. 7.34).

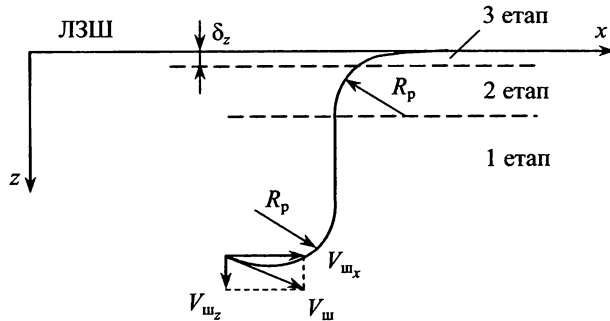


Рис. 7.34

Потім необхідно стабілізувати цей напрямок польоту, причому тут вигідніше фіксувати не жорстку траєкторію виходу і стабілізувати ЛА на ній, а витримувати шляховий кут, рівний $\Psi_3 = \Psi_{\text{лзш}} \pm 90^\circ$.

У цьому випадку щораз при сході з лінії виходу під дією збурень буде формуватися нова траєкторія найкоротшого шляху до ЛЗШ.

Таке управління повинно відбуватися до $|z| = R_p$. Цю ділянку назовемо першим етапом виходу. Далі, на другому етапі необхідно накреслити літак на кут γ_p і забезпечити його прямування по колу радіусом R_p дотичному до ЛЗШ. І, нарешті, на третьому етапі при деякому малому $|z| = \delta z$ система управління використовує закон стабілізація ЛА на ЛЗШ.

На першому етапі виходу ЛА на ЛЗШ польоту, перпендикулярному ЛЗШ, $V_{\text{ш}_x} = 0$, де $V_{\text{ш}_x}$ — складова шляхової швидкості польоту ЛА уздовж ЛЗШ. Знаючи значення $V_{\text{ш}_x}$ можна реалізувати закон управління виду:

$$\gamma_z = -K_z V_{\text{ш}_x} \text{sign}(z),$$

тут $\text{sign}(z)$ необхідний для врахування напрямку виходу на ЛЗШ (зліва або справа від ЛЗШ). При такому законі управління основна частина розвороту здійснюється з розрахунковим креном, що формується шляхом обмеження великих значень γ_z ; при підході до напрямку виходу ($V_{\text{ш}_x} = 0$) крен плавно зменшується до нуля, а надалі за рахунок $\gamma_z \neq 0$ парируються виникаючі збурення.

На другому етапі виходу на ЛЗШ необхідна більша точність управління, у порівнянні з маневрами розвороту і рухом до ЛЗШ, що виконуються на першому етапі. Тут повинен здійснюватися контроль прямування по траєкторії виходу (окружності) і корекція кута крену при відхиленнях від заданого прямування. При цьому, так само, як і на першому етапі, небажано стабілізувати обрану в початковий момент жорстку траєкторію. Тому управління здійснюється не за лінійним відхиленням від кола виходу, а за швидкістю відхилення від цієї траєкторії, тобто за $\dot{z}_{\text{тр}}$ (рис. 7.35), значення якої розраховується за формулою

$$\dot{z}_{\text{тр}} = V_{\text{ш}_z} \sin \varphi + V_{\text{ш}_x} \cos \varphi \text{sign}(z),$$

де φ — кут розвороту поточної точки заданого кола, який для кожного моменту часу визначається як

$$\varphi = \arcsin \frac{R_p - |z|}{R_p},$$

Можливі два варіанти законів управління з використанням швидкісної похибки $\dot{z}_{\text{тр}}$.

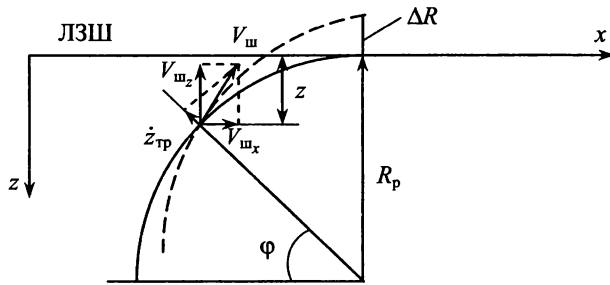


Рис. 7.35

Перший варіант передбачає формування основного сигналу заданого крену γ_p і додаткового сигналу, що париріє випадкові відхилення вектора швидкості ($\dot{z}_{тр}$) від розрахункової траєкторії розвороту. Закон формування заданого кута крену у цьому випадку буде мати вигляд:

$$\gamma_3 = \gamma_p \text{sign} z - K_z \dot{z}_{тр}.$$

У другому варіанті, з метою уніфікації законів управління першого та другого етапів, розрахунковий крен розвороту в закон управління не включається, а використовується тільки сигнал швидкісної похибки управління, тобто

$$\gamma_3 = -K_z \dot{z}_{тр}.$$

При такому законі управління виникає статична похибка $\Delta \dot{z}_{тр}$, яка залежить від розрахункового крену $\pm \gamma_p$, тобто

$$\Delta \dot{z}_{тр} = \frac{\pm \gamma_p}{K_z}.$$

Під впливом цієї похибки ЛА буде безперервно віддалятися від розрахункового кола зі швидкістю збільшення радіуса $\dot{R}_p = |\Delta \dot{z}_{тр}|$. До моменту виходу на ЛЗШ похибка матиме значення

$$\Delta R = \dot{R}_p t_p, \quad (7.32)$$

де t_p — час розвороту на 90° , значення якого можна приблизно оцінити за формулою

$$t_p \approx \frac{2\pi R_p}{V_{ш}}. \quad (7.33)$$

Для усунення похибки виходу на ЛЗШ ($z = \Delta R$), можна, не змінюючи вигляду закону управління, посунути вздовж осі z центр розрахункового кола на величину ΔR , яка обчислюється відповідно до (7.32), (7.33) за формулою

$$\Delta R = \frac{2\pi R_p \gamma_p}{V_{ш} K_z}.$$

У законі управління це відіб'ється тільки на обчисленні кута ϕ , який відповідатиме новій заданій траєкторії:

$$\phi' = \arcsin \frac{R_p - |z| + \Delta R}{R_p}.$$

На практиці обчислення значення ΔR виконується заздалегідь для типових умов польоту і використовується в алгоритмах у вигляді постійного значення, наприклад, $\Delta R = 1$ км.

Такий метод ліквідації значних відхилень ЛА від ЛЗШ застосовується, як правило, для маневрених легких і середніх ЛА.

Для важких ЛА частіше використовується інший метод ліквідації великих відхилень від ЛЗШ. Суть цього методу така. При виконанні умови $z > |z_{гр}|$ (рис. 7.36) літак починає розворот убік ЛЗШ.

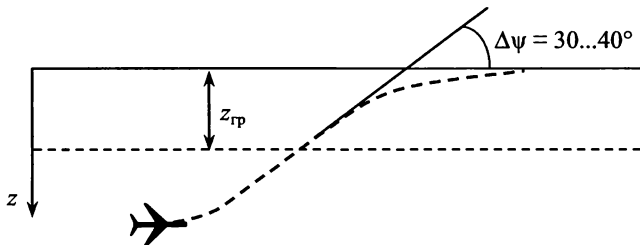


Рис. 7.36

У разі досягнення певної різниці між заданим шляховим кутом ортодромії і поточним курсом $\Delta\psi = \psi - \psi_{лзш} \approx 30...40^\circ$ здійснюється стабілізація ЛА на траєкторії, розташованій під кутом $30^\circ...40^\circ$ до ЛЗШ. Управління на цій траєкторії здійснюється або шляховим, або курсовим методом. При вході в зону $z_{гр}$ відбувається перемикання автоматики на режим стабілізації відносно ЛЗШ.

Як було зазначено вище, маршрут польоту ЛА складається з окремих ортодромій, заданих поворотними пунктами маршруту або ППМ. Відрізки ортодромій, які задають ЛЗШ у районі ППМ, сполучені між собою дугою кола з радіусом, що дорівнює радіусу розвороту ЛА.

У процесі польоту вздовж поточної ортодромії (ЛЗШ₁, рис. 7.37) безупинно контролюється залишкова дальність до ППМ D , а також розраховується так зване лінійне упередження розвороту (ЛУР), тобто дальність до ППМ, на якій потрібно почати розворот.

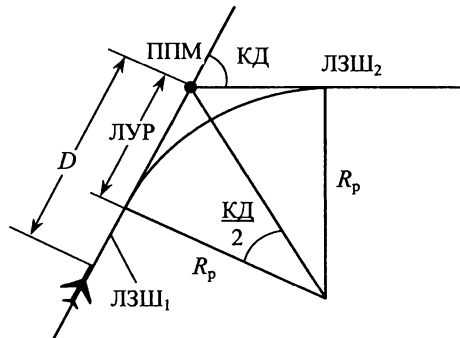


Рис. 7.37

Величина ЛУР визначається поточним значенням швидкості $V_{ш}$ і креном γ_p , який у свою чергу залежить від маневрених характеристик ЛА і обчислюється, як впливає з рис. 7.37, за формулою

$$\text{ЛУР} = R_p \operatorname{tg} \frac{\text{КД}}{2};$$

$$R_p = \frac{V_{ш}^2}{g \operatorname{tg} \gamma_p},$$

де $\text{КД} = \psi_{\text{ЛЗШ}_2} - \psi_{\text{ЛЗШ}_1}$ — кут довороту (зміни курсу) при переході на чергову ортодрому; R_p — радіус розвороту.

У точці, де виконується співвідношення $D = \text{ЛУР}$, алгоритм управління переключається на ЛЗШ₂, величина z обчислюється відносно нової траєкторії і управління виходом на ЛЗШ здійснюється за одним із вищенаведених алгоритмів.

7.9. Алгоритми управління поздовжнім рухом ЛА при польоті за маршрутом

У загальному випадку управління поздовжнім рухом центра мас ЛА складається з управління висотою та швидкістю польоту.

Для управління висотою польоту суттєве значення має рівень, відносно якого вимірюється висота. При польоті ЛА прийнято розрізняти такі висоти:

- істинну (геометричну) $H_{\text{іст}}$;
- барометричну (абсолютну) $H_{\text{абс}}$;
- відносну $H_{\text{від}}$;
- ешелону $H_{\text{еш}}$;
- рельєфу місцевості h_p .

Знання істинної висоти польоту необхідне для забезпечення безпеки польоту (особливо при польотах на малих висотах), для виконання навігаційних розрахунків (при скиданні вантажів і парашутуванні), пов'язаних з визначенням місцеположення ЛА відносно точок на земній поверхні, для виконання розвідувальних і пошукових польотів. Для вирішування багатьох з перелічених задач доцільно знання усередненої висоти, тобто істинної висоти польоту без урахування дрібної структури рельєфу підстильної місцевості.

Контроль висоти ешелону необхідний для розв'язання всіх пілотажних задач, де потрібно враховувати змінні характеристики ЛА і його силової установки залежно від висоти польоту.

Висота ешелону прийнята за основний контрольований параметр у системі вертикального ешелонування. Це необхідно для того, щоб усі ЛА мали однаковий рівень початку відліку висоти. Оскільки повітряне середовище для всіх ЛА, що знаходяться в одному районі, однакове, а їх висотоміри мають стандартне тарування, то в цьому випадку взаємно компенсуються методичні похибки висотомірів і похибки, пов'язані з відхиленням параметрів атмосфери від розрахункової. Тобто ці похибки не будуть збільшувати імовірність зіткнення ЛА один з одним.

У процесі управління поздовжнім рухом ЛА також необхідно враховувати розходження параметрів, що характеризують швидкість польоту. Нагадаємо, що приладна (індикаторна) швидкість $V_{\text{пр}}$, а також число M польоту необхідні для розв'язання пілотажних задач, оскільки від цих параметрів залежать усі аеродинамічні характеристики ЛА і діапазони льотних обмежень.

Шляхова (земна) швидкість $V_{\text{ш}}$ необхідна для реалізації чотири-мірної навігації з витримуванням часового графіка польоту, а також

у всіх інших випадках управління швидкістю, коли рух ЛА задається з наземних пунктів управління. Контроль шляхової швидкості необхідний також для розв'язання інших навігаційних задач.

Істинна повітряна швидкість V при наявності на сучасних ЛА вимірників шляхової швидкості та числа M польоту втрачає своє значення як параметр управління. Проте, вимірювання істинної повітряної швидкості необхідне для розрахунку швидкості вітру W , а також для числення шляху у випадку відмови вимірника шляхової швидкості польоту ЛА.

Перелік типових задач, що розв'язуються ПНК при управлінні поздовжнім рухом ЛА на різних етапах маршрутного польоту, наведений у табл. 7.4.

Таблиця 7.4

Етап польоту	Управління висотою	Управління швидкістю
Набір висоти	При контролі $H_{\text{абс}}$	За залежністю M ($V_{\text{пр}}$)
Політ за трасою	При стабілізації $H_{\text{еш}}$	За $V_{\text{ш}}$ відповідно до часового графіка, контроль M ($V_{\text{пр}}$)
Розвідувальні польоти	При стабілізації усередненої $H_{\text{іст}}$	При стабілізації M ($V_{\text{пр}}$) і контролі $V_{\text{ш}}$
Профільний політ на малих висотах	З урахуванням попереднього рельєфу місцевості та з контролем $H_{\text{іст}}$	При стабілізації M або контролі $V_{\text{пр}}$
Пошукове маневрування в заданому районі	За усередненої $H_{\text{іст}}$	За $V_{\text{ш}}$ з контролем параметрів M і W
Зниження	За $H_{\text{від}}$ з одночасним контролем $H_{\text{іст}}$	При контролі залежності M і $V_{\text{пр}}$

Тут задачі управління умовно розділені на три типи:

1. Контроль параметра, де розуміється його обмеження або необхідність його врахування при прийнятті яких-небудь рішень;
2. Стабілізація параметра;
3. Управління за зазначеним параметром у разі необхідності його цілеспрямованої зміни.

На особливостях оцінки координат поздовжнього руху ЛА ми зупинялися раніше, тому роздивимося основні алгоритми управління поздовжнім рухом.

Розв'язання задач управління висотою польоту ЛА

Профіль польоту ЛА обирається з умов найменшої витрати палива, а також з тактичних міркувань. Типовий профіль маршрутного перельоту — перельоту з аеродрому вильоту до аеродрому призначення після зльоту та виходу на маршрут, складається з таких основних етапів: набирання висоти ешелону, крейсерський політ зі східчастою зміною ешелонів польоту; зниження до висоти передпосадкового маневрування. Профіль маршрутного польоту літаків спеціального призначення має свою специфіку і відрізняється від польоту з метою транспортного перевезення. На деяких ділянках маршрутного польоту доцільний перехід на малі висоти.

Автоматичне управління поздовжнім рухом літака на етапі крейсерського польоту зводиться до стабілізації барометричної висоти ешелону польоту. Перехід з одного ешелону на інший здійснюється в режимі автоматизованого (сумісного) управління. При цьому пілот у режимі ручного управління, змінюючи кут тангажа, задає літаку потрібну вертикальну швидкість зниження або набору висоти, а в режимі автоматичного управління САУ, стабілізуючи заданий кут тангажа, утримує задану вертикальну швидкість. Пілот, періодично втручаючись в управління, коректує вертикальну швидкість, а кінцевий етап виходу на нову висоту ешелону здійснює в режимі ручного управління, після чого знову вмикає режим стабілізації барометричної висоти нового ешелону польоту. Можна організувати й автоматичне управління зміною ешелонів польоту за сигналами з БЦОМ або з наземних пунктів управління польотом.

Режим стабілізації барометричної висоти польоту вмикається кнопкою-табло або кнопкою-лампочкою («Нб» або «КВ») на пульті управління ПНК або САУ. Його доцільно вмикати з режиму стабілізації кутових положень, зокрема з режиму стабілізації кута тангажа горизонтального польоту.

За датчик відхилення літака від заданої барометричної висоти польоту — висоти, на якій здійснюється вмикання режиму, застосовуються коректори висоти. Якщо до складу бортового обладнання входить система повітряних сигналів, то цю інформацію доцільніше отримувати саме від цієї системи.

За приклад наведемо типові закони управління режиму стабілізації барометричної висоти через контур формування заданого кута тангажа $\vartheta_{\text{зад}}$ та через контур нормального перевантаження $n_{\text{узад}}$.

$$\begin{aligned}
1. \quad \delta_v &= K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{\text{зад}}) + K_{\omega_z} \omega_z - K_v^\gamma f(|\gamma|); \\
\vartheta_{\text{зад}} &= -\frac{1}{K_{\vartheta}} \left(K_H + K_{\dot{H}} p + \frac{K_{\ddot{H}}}{p} \right) (H - H_{\text{зад}}); \\
2. \quad \delta_v &= K_{n_y} (n_y - n_{y\text{зад}}) + K_{\omega_z} \omega_z - K_v^\gamma f(|\gamma|); \\
n_{y\text{зад}} &= -\frac{1}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}} p) (H - H_{\text{зад}}).
\end{aligned} \tag{7.34}$$

Основним сигналом законів управління є відхилення поточної барометричної висоти польоту від заданої $(H - H_{\text{зад}})$, яка є висотою вмикання коректора висоти.

Управління висотою польоту через контур нормального перевантаження у переважній більшості краще, оскільки такий контур більш швидкодійний й ефективніше парирує вітрові збурення, але забезпечення стійкості такого контуру при відсутності у законі управління сигналу кута тангажа потребує додаткових заходів, зокрема введення в закон управління похідної від основного сигналу.

У законах управління (7.34) δ_v — відхилення руля висоти; $K_{\omega_z} \omega_z$ — демпфіруючий сигнал. Складова $f(\gamma) = 1 - \cos \gamma / \cos \gamma$ у законах управління призначена для компенсації втрати висоти при кренках літака. У першому законі управління для підвищення точності стабілізації використовується інтегральна складова $\frac{K_{\ddot{H}}}{p} (H - H_{\text{зад}})$.

Для підвищення точності можуть також використовувати закони управління з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі.

Для поліпшення якості процесів стабілізації в законі управління можуть бути присутні перша та друга похідні від сигналу відхилення ΔH . Причому, за першу похідну використовується сигнал V_y , а за другу — сигнал нормального перевантаження Δn_y . Наприклад, в системі управління польотом типу ВСУП-85, керуючий сигнал формується у вигляді

$$\vartheta_3 = K_H \Delta H + K_{V_y} V_y + K_{n_y} \Delta n_y.$$

У процесі стабілізації істинної висоти польоту як основний датчик інформації використовується радіовисотомір.

Контур автоматичного управління істинною висотою польоту будується за типовою для траєкторного управління схемою, на основі найбільш швидкодійного контура — контура управління нормальним перевантаженням. На відміну від контура стабілізації ба-

рометричної висоти польоту істинна висота, яку вимірює радіовисотомір $H_{\text{рв}}$, може бути подана як різниця барометричної (абсолютної) висоти $H_{\text{абс}}$ і висоти рельєфу $h_{\text{р}}$. Пілот на показчику радіовисотоміра встановлює задану висоту польоту $H_{\text{рв.з}}$. Сигнал різниці $\Delta H = (H_{\text{рв}} - H_{\text{рв.з}})$ — це основний керуючий сигнал, на основі якого формується задане перевантаження $n_{\text{уз}}$. Структура контура управління істинною висотою польоту зображена на рис. 7.38.

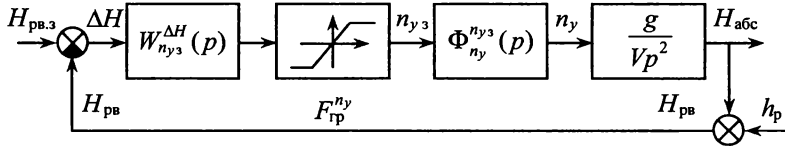


Рис. 7.38

Оскільки за внутрішній контур $\Phi_{n_{уз}}(p)$ обраний контур управління нормальним перевантаженням, наприклад, з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі, що реалізує закон управління у вигляді

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_b = K_{n_y} (n_y - n_{уз}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z,$$

то для забезпечення структурної стійкості контура управління висотою польоту задане значення нормального перевантаження необхідно формувати (передаточна функція $W_{n_{уз}}^{\Delta H}(p)$) з урахуванням похідної відхилення від заданої висоти. До того ж, похідна в законі управління враховує швидкість зміни рельєфу (кут схилу рельєфу). Сигнал радіовисотоміра, як правило, фільтрують, щоб згладити дрібні складки рельєфу. Задане значення нормального перевантаження обмежується, причому величина обмеження наближається до граничних можливостей літака. Таким чином, задане значення нормального перевантаження може формуватись у вигляді

$$n_{уз} = -\frac{F_{гр}^{n_{уз}}}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}} p) \frac{(H_{\text{рв}} - H_{\text{рв.з}})}{T_{\Phi} p + 1}, \quad (7.35)$$

тут $F_{гр}^{n_{уз}}$ — функція обмеження нормального перевантаження; T_{Φ} — стала часу аперіодичного фільтру.

Основним збуренням для цього контуру є зміна висоти рельєфу $h_{\text{р}}$. Зазвичай роботу систем маловисотного контуру з радіовисотомі-

ром аналізують на умовному рельєфі, що складається з ряду знакозмінних ухилів постійної крутості μ_p .

Природно, що тільки за сигналами радіовисотоміра, не маючи інформації про місцевість, що знаходиться попереду, літак не в змозі подолати крутий східчастий схил рельєфу, висота якого перевищує задану висоту польоту. До того ж, він повторює плавну зміну рельєфу з деяким запізненням й інерційністю, які залежать від швидкості польоту та від маневрених можливостей літака змінювати траєкторію польоту у вертикальній площині.

Оцінимо граничні можливості маловисотного контуру з радіовисотомером. При цьому будемо вважати, що ЛА з нульовим кутом похилу траєкторії підлітає до висхідного схилу перешкоди (рис. 7.39) і в точці 1 система миттєво реагує на наявність перешкоди шляхом формування максимально припустимого заданого перевантаження

$n_{y\max}$.

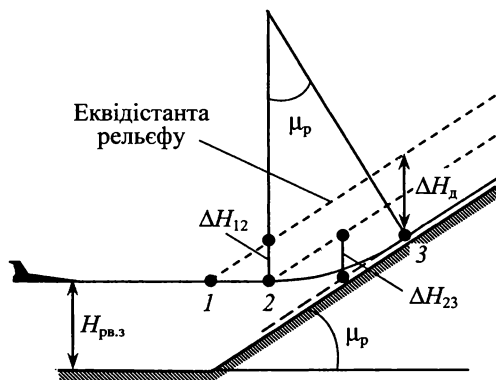


Рис. 7.39

Контур перевантаження з деяким перехідним процесом виводить ЛА на задане перевантаження $n_{узад}$. Далі політ відбувається з цим значенням перевантаження. Внаслідок цього збільшується висота польоту ЛА (відносно точки 1), але істинна висота зменшується, тому що є інтенсивне збільшення висоти рельєфу місцевості. Мінімальне значення істинної висоти має місце в точці 3, де вектор швидкості польоту паралельний схилу гори.

Оскільки ми у процесі розглядання ідеалізуємо профіль рельєфу і характеристики системи управління, то немає сенсу розраховувати точну зміну істинної висоти. Уявімо процес обльоту таким чином, що на ділянці 1—2 існує тільки запізнювання контуру управління на

час виходу на задане перевантаження $t_{\text{вих}}$, а в точці 2 перевантаження $n_{y\text{max}}$ виникає миттєво.

Максимальна просадка літака в точці 3, яку можна назвати динамічною похибкою системи ΔH_d , при зроблених вище припущеннях легко розраховуються з геометричних співвідношень (рис. 7.39):

$$\Delta H_d = \frac{\Delta H_{12} + \Delta H_{23}}{\cos \mu_p}; \quad (7.36)$$

$$\Delta H_{12} = V_{\text{ш}} t_{\text{вих}} \sin \mu_p; \quad \Delta H_{23} = r_b (1 - \cos \mu_p).$$

Ураховуючи, що радіус маневру в вертикальній площині

$$r_b = \frac{V_{\text{ш}}^2}{g n_{y\text{max}}},$$

та використовуючи залежності (7.36), можна оцінити мінімальну задану висоту польоту $H_{\text{рв.з min}}$, яку можна реалізувати в системах з радіовисотоміром. За відомих характеристик ЛА ($t_{\text{вих}}$, $n_{y\text{max}}$), швидкості польоту ЛА, максимальної крутості схилів району польотів (μ_p), і точності РВ $\sigma_{H_{\text{рв}}}$ маємо

$$H_{\text{рв.з min}} = H_{\text{без}} + \Delta H_d + \sigma_{H_{\text{рв}}},$$

де $H_{\text{без}}$ — мінімальна істинна висота безпечного польоту.

У сучасних ПНК системи автоматичного управління, що реалізують такий спосіб маловисотного польоту, у змозі забезпечити політ не нижче 200...300 м над рівнинною або слабко пересіченою місцевістю зі схилами, крутість яких не перевищує 5...10°, а також над водяною поверхнею.

Маловисотний політ над складним, сильно пересіченим рельєфом можливий тільки за інформацією про місцевість, що знаходиться попереду. Цю інформацію можна отримати за допомогою радіолокаційного дальноміра, візувальний промінь якого нахилений до земної поверхні. За допомогою такого дальноміра реалізують маловисотний політ зі стабілізацією похилої дальності або випередженої висоти.

В основному, на цей час для цієї цілі застосовуються моноімпульсні РЛС. Приймальна антена таких РЛС має два основних пелюстки діаграми спрямованості, які зміщені за кутом місця. Площина їх перетинання створює рівносигнальний напрям, за яким здійснюється вимірювання параметрів точки рельєфу (рис. 7.40).

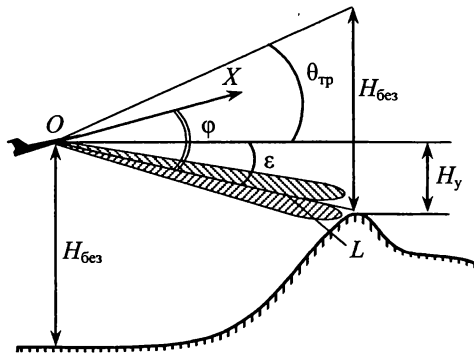


Рис. 7.40

За допомогою таких моноімпульсних РЛС вимірюються не два параметри, як у звичайних бортових РЛС, а три: курсовий кут і дальність до точки земної поверхні та її кут місця. Знання курсового кута перешкоди ϕ дозволяє визначити її положення відносно поздовжньої осі ЛА OX , а похила дальність L і кут місця ϵ забезпечують визначення так званої упередженої висоти H_y — істинної висоти ЛА понад перешкодою (рис. 7.40), якщо подальший політ буде здійснюватися без виконання маневру у вертикальній площині

$$H_y = L \sin \epsilon. \quad (7.37)$$

Порівняння упередженої висоти H_y з безпечною заданою висотою $H_{без}$ дозволяє судити про ступінь безпеки даної перешкоди і про необхідність виконання маневру для її обльоту.

Бортові РЛС, що використовуються для маловисотного польоту залежно від параметра вимірювання діляться на три основні групи:

- РЛС із нерухомим відносно поздовжньої осі напрямком виміру;
- РЛС, в яких є можливість управляти кутовим положенням антени і завдяки цьому стежити за деякою точкою на поверхні;
- РЛС із скануванням напрямку виміру, що дозволяє спостерігати з достатньо високою періодичністю багато точок попередлежачої місцевості.

Параметри, що вимірюються за допомогою моноімпульсної РЛС, використовуються для індикації на спеціальних екранах рельєфу перешкод, які являють собою небезпеку для польоту.

На екрані планового індикатора зображуються в тому або іншому вигляді всі перешкоди, для яких виконується умова $(H_{без} - H_y) < 0$, тобто всі перешкоди, упереджена висота польоту над котрими менша від заданої безпечної (рис. 7.41, а). Крім обрисів рельє-

фу місцевості на екрані відображується курсова лінія, що вказує напрямом поздовжньої осі ЛА відносно перешкод. Такий спосіб індикування забезпечує обхід перешкод маневром у горизонтальній площині, для чого курс ЛА змінюється таким чином, щоб курсова риска проходила у вільних від перешкод зонах.

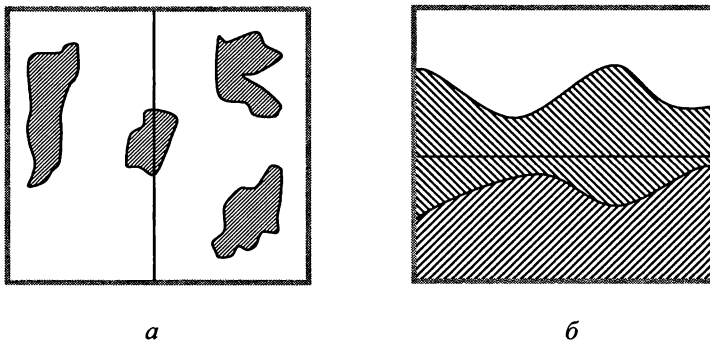


Рис. 7.41

За наявності профільного відображення (рис. 7.41, б) на екрані індикатора формується зображення у вигляді обрису вертикального перетину рельєфу на заданій дальності від ЛА.

Як правило, вибираються кілька перетинів на різних (але постійних) дальностях до ЛА. При скануванні антени в азимуті для кожного напрямку на заданій дальності розраховується висота польоту над обрисом перетину за формулою (7.37) і на екрані відображується лінія цього обрису. Положення точок цієї лінії у вертикальній площині визначається величиною різниці $\Delta H = H_y - H_{\text{без}}$, що відраховується від горизонтальної риски ($\Delta H = 0$). Для польоту над рельєфом на висоті, не меншій за безпечну, марка горизонтальної риски повинна втримуватися на лінії обрису перетину. На екрані додатково зображується індекс, що вказує напрямом траєкторії польоту і характеризує тенденції зміни висоти.

З використанням інформації від РЛС може бути організоване як ручне управління ЛА за різноманітними індикаторами рельєфу (рис. 7.41), так і автоматичне (або директорне) управління.

У системах, що забезпечують виконання автоматичного маловисотного польоту ЛА реалізується кутомірний метод і метод, заснований на стабілізації похилої дальності. Сутність кутомірного способу заснована на визначенні і витримуванні кута похилу траєкторії, витримування якого забезпечить політ ЛА над перешкодою на висо-

ті, не меншій від $H_{\text{без}}$. Потрібний кут похилу траєкторії можна визначити з рис. 7.40.

$$\operatorname{tg} \theta_{\text{зад}} = \frac{H_{\text{без}} - L \sin \epsilon}{L \cos \epsilon}.$$

При малих кутах

$$\theta_{\text{зад}} = \frac{H_{\text{без}}}{L} \epsilon. \quad (7.38)$$

При реалізації цього способу параметр $H_{\text{без}}$ задається, а L і ϵ вимірюються за допомогою моноімпульсних РЛС.

Отримане за допомогою співвідношення (7.38) значення кута $\theta_{\text{зад}}$ порівнюється з фактичним його значенням, і сигнал, пропорційний їх різниці $\Delta\theta = \theta - \theta_{\text{зад}}$, використовується для управління польотом ЛА у вертикальній площині. Маневрування для обльоту перешкоди повинне починатися на деякій дальності від неї, тому в системах, що реалізують цей спосіб, вводяться обмеження похилої дальності та кута похилу траєкторії з урахуванням динамічних характеристик ЛА. Після прольоту над перешкодою здійснюється зниження ЛА. Для формування сигналу на зниження і польоту до наступної перешкоди на висоті, рівній $H_{\text{без}}$ використовується інформація від радіовисотоміра.

У способі, заснованому на стабілізації похилої дальності, вимірюється та втримується в польоті деяке постійне значення похилої дальності до земної поверхні. Якщо вимірювання похилої дальності до земної поверхні здійснюється при певному куті похилу променя РЛС ($\epsilon = \text{const}$), то втримування в польоті постійного значення похилої дальності до земної поверхні на ділянці підвищення рельєфу забезпечує виконання польоту за обвідною траєкторією. Величина постійної похилої дальності встановлюється з урахуванням динамічних характеристик ЛА.

У цьому способі в польоті за допомогою моноімпульсної РЛС вимірюється похила дальність L до поверхні Землі при певному постійному значенні кута похилу вимірювального променя ϵ_0 . Порівняння поточної похилої дальності із заданим її значенням L_3 дає можливість розрахувати сигнал для зміни істинної висоти (рис. 7.42)

$$\Delta H_i = (L_3 - L) \sin \epsilon_0,$$

Таким чином, зміна рельєфу, що знаходиться попереду, призводить до зміни похилої дальності L , яка повинна бути усунена за рахунок зміни істинної висоти польоту.

Структура контура управління позовжнім рухом при стабілізації похилої дальності не відрізняється від контура управління істинною висотою польоту, тому в законах управління траєкторного контура (7.35) необхідно тільки замінити сигнал різниці ($H_{рв} - H_{рв.з}$) на $(L - L_3)$, де L_3 — задана похила дальність. Тоді

$$n_{y3} = -\frac{F_{гp}^{ny}}{K_{ny}}(K_L + K_L p) \frac{(L - L_3)}{T_{\phi} p + 1}.$$

У разі стабілізації похилої дальності певні проблеми виникають при обльоті вершини та заднього схилу рельєфу, оскільки при цьому, по-перше, втрачається інформація від РЛС в момент переходу променя дальноміра за вершину. Тому під час обльоту вершини в цей момент доцільно переходити на управління від радіовисотоміра або вмикати режим приведення до горизонту. По-друге, вихід над вершиною здійснюється з великим перерегулюванням (рис. 7.43 траєкторія 1), оскільки обліт переднього схилу виконується з позитивним перевантаженням навіть до вершини.

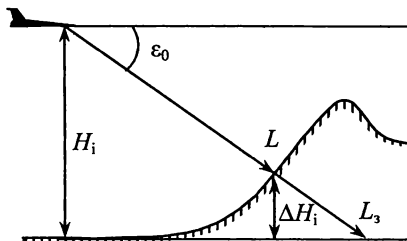


Рис. 7.42

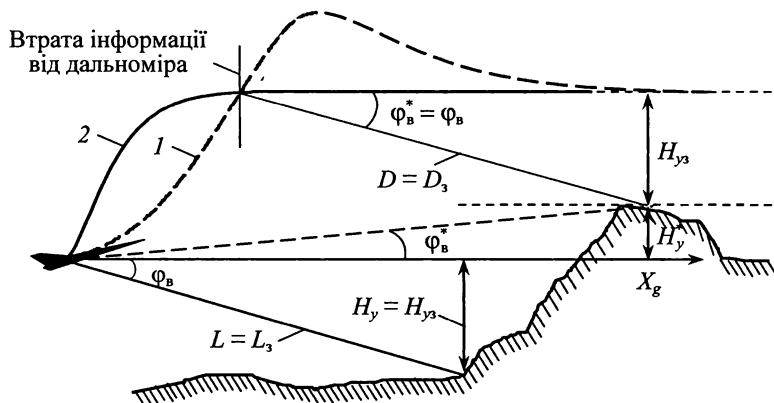


Рис. 7.43

Для розв'язання цієї проблеми можна організувати, наприклад, такий спосіб обльоту вершини. У момент зустрічі променя дальноміра

міра з перешкодою — цей момент визначається як різке та тривале збільшення заданого нормального перевантаження

$$n_{y_3} = (K_L + K_{Lp}) \frac{(L - L_3)}{T_{\Phi} p + 1} \geq n_{y_3}^*, \text{ при } \Delta t > \Delta t^*,$$

за задане перевантаження обирається граничне і літак переходить у кабрирування. Одночасно промінь дальноміра починає сканувати уверх, розшукуючи вершину схилу — кут візування рельєфу φ_b^* , на якому починає втрачатися інформація від радіолокаційного дальноміра. Для цього кута візування розраховується поточна упереджена висота у районі вершини схилу:

$$H_y^* = L \sin \varphi_b^*,$$

яка порівнюється із заданою безпечною висотою, й на основі цієї різниці формується задане перевантаження для виходу на висоту прольоту вершини:

$$n_{y_3} = -\frac{F_{\Gamma p}^{n_y}}{K_{n_y}} (K_H + K_{Hp}) \frac{(H_y^* - H_{y_3})}{T_{\Phi} p + 1}.$$

Літак енергійно, але без перерегулювання виходить на задану висоту для обльоту вершини (траєкторія 2).

На протязі виконання маневру промінь дальноміра продовжує стежити за вершиною схилу, надаючи інформацію про L та φ_b^* для обчислення поточного значення H_y^* , доки кут візування рельєфу не досягне свого вихідного значення ($\varphi_b^* = \varphi_b$), після чого вмикається режим стабілізації антени у просторі за допомогою гіростабілізатора. Подальший політ над вершиною призводить до втрати інформації від дальноміра. У цьому випадку доцільно переходити або на управління від радіовисотоміра, або починати поступове зниження аж до наступного підвищення рельєфу (до відновлення інформації дальноміра).

Зауважимо, що під час обльоту переднього схилу ($\mu_p > 0$) зі стабілізацією похилої дальності або випередженої висоти істинна висота польоту збільшується. Тому після перемикання управління на радіовисотомір за задану істинну висоту приймається висота у момент вмикання з плавним зменшенням її до висоти, встановленої на покажчику радіовисотоміра.

Існують й інші методи управління маловисотним польотом з використанням інформації про висоту місцевості, що знаходиться попереду, наприклад, шляхом оперативного програмування траєкторії польоту. У разі застосування дальноміра зі скануючою антеною виникає можливість визначення висоти перешкод, які не можуть бути подолані тільки за інформацією радіовисотоміра. Під час підльоту до цих перешкод управління перемикається на стабілізацію похилої дальності або випередженої висоти за вищевикладеним алгоритмом, а після прольоту вершини знову вмикається стабілізація істинної висоти польоту.

Алгоритми управління швидкістю польоту ЛА

Для забезпечення виходу ЛА в задані точки маршруту в призначений час за керуючий параметр повинна використовуватися шляхова швидкість ЛА. Умовою розв'язання цієї задачі стає рівність фактичної шляхової швидкості її розрахунковому (заданому) значенню, яке забезпечує прибуття в задану точку в призначений час, тобто

$$V_{\text{ш}} = V_{\text{шз}} = \frac{S_{\text{зал}}}{t_3 - t},$$

де $S_{\text{зал}}$ — дальність, що залишилась до заданої точки; t , t_3 — поточний і заданий час виходу ЛА в задану точку.

Проте скористатися цим співвідношенням не можна через неможливість безпосереднього управління в польоті шляховою швидкістю ЛА. Тому для розв'язання цієї задачі застосовуються непрямі способи, що засновані на управлінні повітряною швидкістю ЛА. Сутність одного з них така.

Припустимо, що етап заданого маршруту, за яким ЛА виходить у деяку кінцеву точку, є прямолінійним (ортодромічним), тобто у процесі розв'язання цієї задачі необхідно використовувати етапно-ортодромічну СК.

Розв'язання задачі починається з обчислення часу польоту до заданої точки і відстані до цієї точки

$$t_{\text{зал}} = t_3 - t; \quad S_{\text{зал}} = S - y,$$

де S — довжина етапу, y — відстань, що пройдена ЛА за маршрутом до поточного моменту часу t .

Далі розраховується величина проекції потрібної (заданої) повітряної швидкості на ортодромічний напрямок етапу маршруту

$$V_{y3} = \frac{S_{\text{зал}}}{t_{\text{зал}}} - W \cos \delta_{\text{орт}},$$

де W — швидкість вітру, $\delta_{\text{орт}}$ — ортодромічний напрямок вітру.

Задане значення повітряної швидкості, що забезпечує прибуття ЛА в задану точку траєкторії польоту в момент часу t_3 , визначається як:

$$V_3 = \frac{V_{y3}}{\cos \psi_{\text{орт}}},$$

де $\psi_{\text{орт}}$ — ортодромічний курс ЛА.

Нарешті, розраховується потрібна зміна повітряної швидкості

$$\Delta V = V - V_3,$$

де V — значення істинної повітряної швидкості ЛА в поточний момент часу.

Саме за параметром ΔV здійснюється управління рухом ЛА з метою забезпечення прибуття в задану точку маршруту в призначений час.

Управління швидкістю може бути реалізоване через канал руля висоти або автомат тяги. Природно, що управління швидкістю польоту через канал руля висоти потребує змінювати висоту польоту для витримування заданої швидкості, тому цей канал використовується тільки на етапах набору висоти та зниження. Управління швидкістю польоту на трасах без зміни висоти забезпечує канал автомата тяги. Автомат тяги забезпечує стабілізацію заданої швидкості польоту за рахунок зміни тяги двигуна, при цьому виконавчі механізми автомата тяги переміщують безпосередньо РУД (рукоятки управління двигунами). Управління двигуном повинно бути плавне з використанням повільних сервоприводів. У таких приводах доцільно реалізовувати швидкісні зворотні зв'язки, для забезпечення потрібних точнісних характеристик контурів стабілізації заданої швидкості польоту.

Як приклад режиму управління швидкістю польоту може бути приведений закон управління автоматом тяги бортової системи управління АБСУ-154

$$p\delta_{\text{сг}} = \frac{1}{T_{\Phi}p + 1} \left[K_V \Delta V + \frac{p}{T_I p + 1} K_V \Delta V + W_{\Phi}(p) \vartheta \right],$$

тут $\delta_{\text{сг}}$ — переміщення сектора газу ($p\delta_{\text{сг}}$ — швидкість переміщення); $\Delta V = V - V_3$ — основний керуючий сигнал. Позиційну складову основного керуючого сигналу (у законі управління зі швидкісним

зворотним зв'язком це похідна від ΔV) отримують шляхом диференціювання. Аперіодичний фільтр зі сталою часу T_Φ забезпечує плавність зміни керуючих сигналів.

Остання складова закону управління реалізує комбіноване управління швидкістю польоту і кутом тангажа. При цьому зміна швидкості польоту через зміни кута тангажа попереджається додатковими переміщеннями РУД.



Контрольні запитання

1. Перелічити основні задачі, розв'язувані ПНК на етапі маршрутного польоту.
 2. Які основні вимоги пред'являються до ПНК на етапі маршрутного польоту?
 3. Які системи координат використовуються в ПНК при розв'язанні задач навігації та управління?
 4. Перелічити основні алгоритми визначення пілотажно-навігаційних параметрів польоту ПС.
 5. Як визначаються координати місцезнаходження ПС?
 6. За рахунок чого в ПНК підвищується точність навігації?
 7. Перелічити основні навігаційні лінії положення.
 8. Яким чином виконується корекція координат поточного місцезнаходження ПС за допомогою РСБН?
 9. Яким чином виконується корекція координат поточного місцезнаходження ПС за допомогою РСДН?
 10. Які існують методи польоту за маршрутом?
 11. Які алгоритми використовуються при виході літака на ЛЗШ у випадку реалізації маршрутного методу?
 12. Від яких параметрів польоту залежить ЛУР?
-
-
-



ФУНКЦІОНУВАННЯ ПНК НА ЕТАПАХ ПЕРЕДПОСАДКОВОГО МАНЕВРУВАННЯ ТА ПОСАДКИ

У теперішній час термін «посадка» вбирає в себе такі етапи польоту: вихід літака до району аеродрому та передпосадкове маневрування, захід на посадку та безпосередньо посадку (вирівнювання, приземлення, пробіг).

Цей етап є найбільш відповідальною і напруженою ділянкою польоту. Саме тут, згідно зі світовою статистикою, трапляється більше третини всіх льотних подій. Близькість землі і контактування з поверхнею ЗПС потребує високої точності управління кутовими та траєкторними параметрами польоту, а завантаженість пілота та членів екіпажу додатковими функціями (зв'язок з наземними службами; випуск — прибирання шасі та закрилків; зміна режимів роботи двигунів; контроль позакабінного простору та інші) значно ускладнюють ручне управління, особливо на етапі посадки. Тому автоматизація цих режимів значно підвищує безпеку польоту та знижує навантаження на членів екіпажу.

8.1. Автоматизований вихід літака на запрограмований аеродром

Задачею етапу передпосадкового маневрування є виведення літака в точку повітряного простору відносно аеродрому посадки з таким розрахунком, щоб літак знаходився на продовженні осі ЗПС на встановлених висоті та дальності. У льотній практиці існує поняття «розрахунок посадки», тобто здійснюваний пілотом або екіпажем розрахунок послідовності виконання літаком певних траєкторних маневрів. За наявності на борті літака ПНК автоматизується саме цей розрахунок.

Функціонування ПНК на даному етапі польоту складається з формування траєкторії польоту і стабілізації літака на цій траєкторії. Зазвичай траєкторія всього маршруту польоту програмується так, що включає в себе етап виходу на аеродром посадки, тобто маршрут прокладається з урахуванням повітряних трас і коридорів району аеродрому. Саме у повітряному коридорі літаки знижуються або на-

бирають висоту. Характерні точки повітряних трас та коридорів маркуються окремими приводними радіостанціями, які й використовують при прокладанні маршруту. В районі аеродрому крім того організуються зони зльоту та посадки, зона кола, зони очікування.

Для важких літаків цивільної авіації широке розповсюдження отримав метод формування траєкторії виходу в зону аеродрому посадки, схожий на метод побудови окремих ортодромій при польоті літака за запрограмованим маршрутом. Особливістю такого алгоритму побудови траєкторії передпосадкового маневру є те, що літак виводиться з кінцевого пункту в точку четвертого розвороту з подальшим виходом на вісь ЗПС у зону дії системи інструментальної посадки.

На рис. 8.1 наведений один з прикладів побудови траєкторії передпосадкового маневру літака в районі аеродрому посадки.

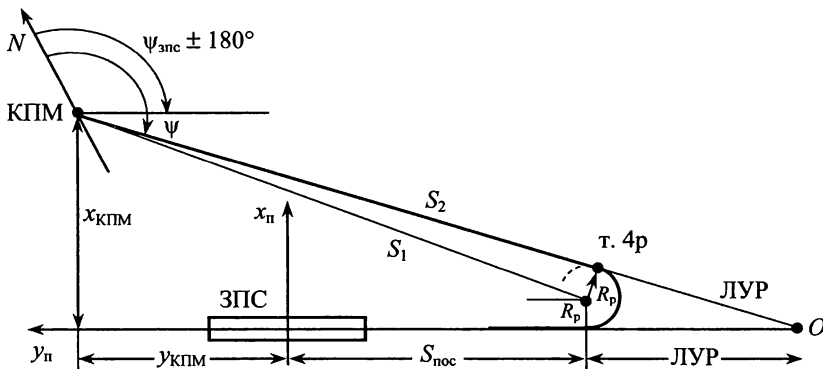


Рис. 8.1

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

Побудова траєкторії передпосадкового маневру відбувається так. За точку початку етапно-ортодромічної системи координат у цьому випадку приймається точка O . За певним алгоритмом здійснюється перерахунок ортодромічних координат КПМ у систему, зв'язану з віссю ЗПС, для чого в пам'ять ПНК вводяться географічні координати КПМ, центра ЗПС, а також курс ЗПС.

Обчислення необхідних параметрів для побудови траєкторії передпосадкового маневру літака в цьому випадку здійснюється за формулами, які очевидні з геометрії рис. 8.1:

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

Отримані параметри визначають ЛЗШ, аналогічно подібним лініям при польоті за маршрутом. Стабілізація літака на ЛЗШ здійснюється за допомогою пілотажного комплексу (САУ), куди надходять сигнали, що сформовані навігаційною частиною ПНК.

У разі досягнення точки ЛУР, яка у цьому випадку є точкою четвертого розвороту, починається розворот і виведення літака на вісь ЗПС за дугою радіусом R_p .

У випадку екстреної зміни аеродрому посадки, наприклад, через погодні умови вихід у район запасного аеродрому може здійснюватися поза повітряними трасами з реалізацією курсового або шляхового методу польоту за маршрутом.

Розглянемо розв'язання задачі виведення літака на запасний аеродром посадки в горизонтальній площині за інформацією від навігаційної системи ближньої навігації і посадки типу РСБН.

На рис. 8.2 зображено структурну схему такої комплексної навігаційної системи.

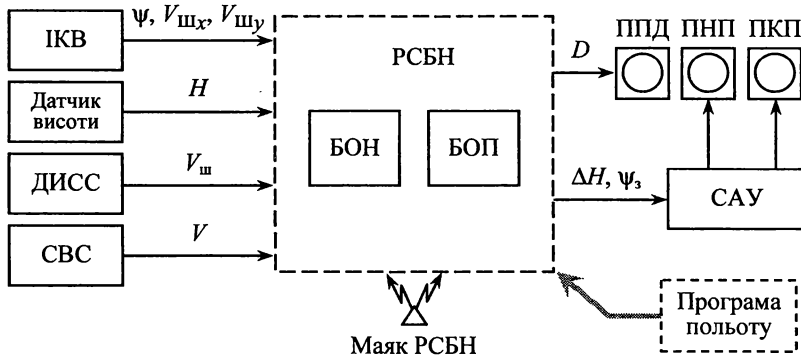


Рис. 8.2

У цьому режимі для проведення навігаційних розрахунків використовується прямокутна система координат OSZ , що пов'язана з аеродромом посадки (рис. 8.3). Початок системи координат збігається з центром ЗПС, вісь OS співпадає з віссю ЗПС і спрямована назустріч напрямку посадки, а вісь OZ спрямована перпендикулярно заходу на посадку. На цій осі розташований наземний маяк системи РСБН на віддаленні z_0 від осі ЗПС.

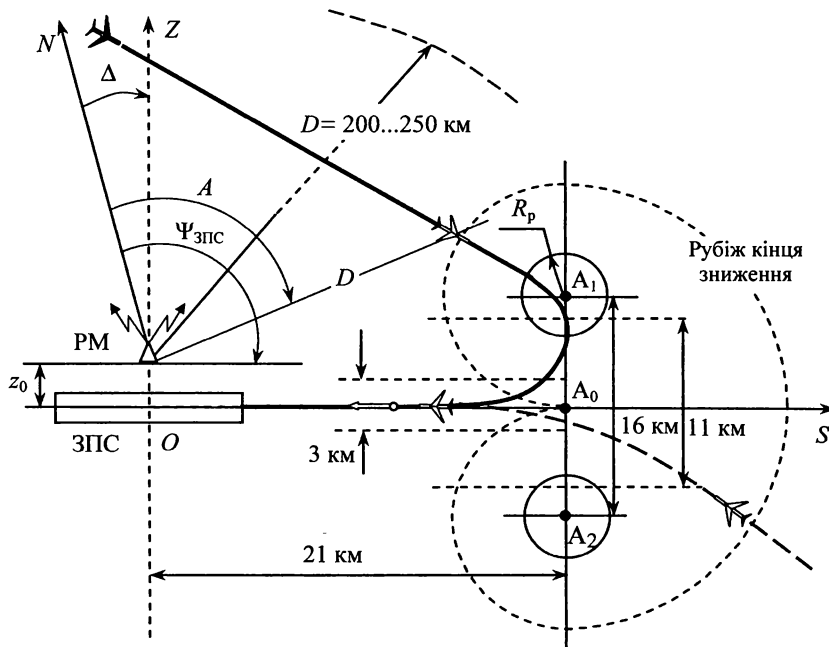


Рис. 8.3

Траєкторія виходу на аеродром посадки в загальному випадку містить у собі три етапи.

На першому етапі здійснюється вихід літака в район аеродрому на рубіж, що визначається дальністю $D_p = 200...250$ км до радіомаяка РСБН аеродрому. Управління літаком здійснюється так само, як при маршрутному польоті, при цьому за задану навігаційну точку, на яку здійснюється політ, використовується маяк РСБН запрограмованого аеродрому. Координати ЛА на цьому етапі визначаються в ортодромічній системі координат, а управління літаком здійснюється курсовим методом. Для реалізації цього методу управління в блоці обчислювача посадки (БОП) системи РСБН (див. рис. 8.2)

здійснюється обчислення заданого ортодромічного курсу і дальності до наземного радіомаяка (рис. 8.4):

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

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

де x_M, y_M — ортодромічні координати запрограмованого маяка РСБН аеродрому посадки; $x_{\text{ла}}, y_{\text{ла}}$ — поточні координати місцеположення ЛА, що поступають (див. рис. 8.2) з блоку обчислювача навігації (БОН); R_3 — радіус Землі.

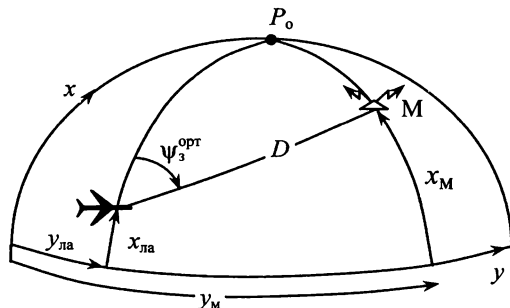


Рис. 8.4

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

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

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

Точка A_0 ($S_3 = 21$ км, $z_3 = 0$) використовується для наведення ЛА в тому випадку, якщо напрям польоту до аеродрому не відрізняється

від напрямку посадки за абсолютною величиною на кут більш ніж 90° . В інших випадках ЛА наводиться на точку A_1 , ($S_3 = 21$ км, $z_3 = 8$ км) або точку A_2 ($S_3 = 21$ км, $z_3 = -8$ км) (див. рис. 8.3).

Для виведення на ці умовні точки за вимірними азимутом A і похилою дальністю D до радіомаяка в блоці БОП системи РСБН визначається поточне положення літака в прямокутній аеродромній системі координат OSZ

$$\begin{aligned}s &= D \cos(A - \psi_{\text{зпс}}); \\ z &= z_0 + D \sin(A - \psi_{\text{зпс}}),\end{aligned}\tag{8.1}$$

де $\psi_{\text{зпс}}$ — запрограмований істинний курс ЗПС даного аеродрому.

Обчислені за формулою (8.1) координати літака використовуються для визначення заданого курсу ЛА і дальності до точки наведення:

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

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

Якщо наведення ЛА здійснювалося в точку A_1 (A_2), то на дальності до неї 4 км, (на дальності, що дорівнює радіусу розвороту ЛА) відбувається зміна точки наведення на A_0 , це забезпечує більш інтенсивний розворот літака на курс посадки. На цьому закінчується другий етап передпосадкового маневру і починається третій. Під час входу літака в коридор $\pm 5,5$ км відносно осі ЗПС в обчислювачі формується нова точка наведення, яка починає рухатися по осі ЗПС зі швидкістю ЛА і має координати $S_3 = S - 2,5$ км, $z_3 = 0$. При цьому літак буде наближатися до осі ЗПС за «кривою погоні». У разі досягнення бічного відхилення від осі ЗПС, що дорівнює $\pm 1,5$ км, закінчується третій етап передпосадкового маневрування і відбувається перемикання на режим заходу на посадку.

Очевидно, що передпосадковий маневр літака, залежно від напрямку виходу, після першого етапу на аеродром посадки може не містити другого етапу.

На другому і третьому етапах управління літаком здійснюється курсовим методом.

Внаслідок використання такого алгоритму виходу на аеродром посадки літак здійснює досить складний маневр, який складається з декількох розворотів.

Усі траєкторії передпосадкового маневрування, що формуються в обчислювачі навігаційного комплексу, виводять літак з кінцевого пункту маршруту одразу на вісь ЗПС для реалізації так званого заходу на посадку «з прямої». Але при заході на посадку «з прямої» пілот може психологічно не бути готовим виконати посадку, до того ж захід на посадку «з прямої» потребує від пілота надто чіткого пілотування з розрахунком часу випуску шасі та посадкової механізації крила. Тому найбільш розповсюдженим, особливо для важких літаків, стає додатковий етап передпосадкового маневрування — «коробочка». Під час виконання «коробочки» пілот має можливість здійснити правильний розрахунок на посадку, найкращим чином підготуватись до посадки.

Політ «по коробочці» виконується так (рис. 8.5, траєкторія 1). Після прольоту дальньої приводної радіостанції (ДПРС) літак продовжує політ протягом 90 с з курсом ЗПС, а потім здійснює перший розворот (1 р) на 90° у правий або лівий бік (права або ліва «коробочка»). Наступні розвороти на 90° виконуються в точках 2 р, 3 р, 4 р при курсових кутах ДПРС, що дорівнюють, відповідно, 240° , 240° та 285° . Після виконання четвертого розвороту літак виходить на посадковий курс в зону дії системи інструментальної посадки і подальше управління проводиться за сигналами цієї системи. Автоматизація управління при польоті «по коробочці» здійснюється курсовим методом, при цьому команди на зміну заданого курсу надходять із ламельних пристроїв системи стеження курсового кута радіостанції пілотажно-навігаційного приладу типу ПНП.

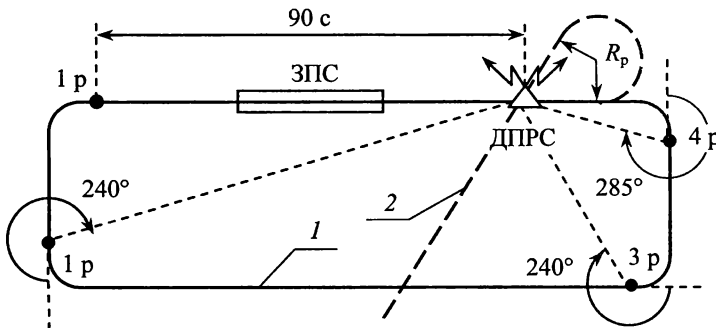


Рис. 8.5

У режимах напіваавтоматичного або штурвального виходу в зону, кола існує можливість підстроюватися до траєкторії «коробочки» з будь-якого боку (вписуватися в траєкторію) з подальшим виходом на вісь ЗПС.

Резервним передпосадковим маневром є так званий маневр «коло над радіостанцією» — маневр, що виконується за сигналами дальньої привідної радіостанції. Типова траєкторія заходу на посадку з використанням ДПРС (траєкторія 2) показана на рис. 8.5.

Така траєкторія реалізується, наприклад, в системах напіваавтоматичного заходу на посадку типу «Привод» і «Путь-4».

Після виходу на ДПРС літак продовжує політ з розрахунковим курсом, який обчислюється з використанням інформації про курс ЗПС. Через певний розрахунковий час виконується розворот з радіусом R_p , внаслідок чого ЛА виходить на вісь ЗПС. Надалі для корекції параметрів руху ЛА може бути проведений передпосадковий маневр «коробочка».

На етапі передпосадкового маневрування автоматичне або директорне (напіваавтоматичне) управління ЛА реалізується через контур крену курсовим методом за законами управління, що розглядалися в підрозд. 7.8. Заданий крен формується у вигляді:

$$\gamma_3 = \frac{F_{\Gamma P}}{K_{\gamma}} K_{\psi} (\psi - \psi_3),$$

де ψ_3 — заданий курс, що формується ПНК і залежить від способу й етапу передпосадкового маневру.

У вертикальній площині траєкторії передпосадкового маневру (траєкторії зниження) залежать від типу літака. Це пояснюється різними допустимими кутами нахилу траєкторії зниження легких і важких літаків.

Основна траєкторія передпосадкового маневру у вертикальній площині для літаків цивільної авіації забезпечується програмуванням профілю польоту в ПНК аналогічно тому, як це здійснюється для маршрутного польоту в горизонтальній площині.

При цьому за задану траєкторію приймається траєкторія з постійним кутом зниження θ_{3n} . Кут зниження розраховується в момент польоту літаком кінцевого пункту маршруту за формулою:

$$\theta_{3n} = \frac{\arctg(H - h)}{S_{3n}},$$

де H — поточна висота польоту літака; h — задана висота на рубежі закінчення зниження; S_{3n} — сумарна довжина передпосадкового маневрування до рубежу закінчення зниження.

Формування сигналу управління для САУ здійснюється відповідно до співвідношення:

$$\Delta H = H - h - S_{\text{зн. зал}} \operatorname{tg} \theta_{\text{зн}},$$

тут $S_{\text{зн. зал}}$ — відстань, що залишилася до точки четвертого розвороту.

Сигнал управління ΔH забезпечує автоматичну стабілізацію літака на траєкторії зниження.

Побудова передпосадкового маневру у вертикальній площині в системі РСБН відбувається за іншим алгоритмом. Комплексна система розв'язує задачу автоматизації передпосадкового маневру у вертикальній площині з висоти $H_{\text{кр}} = 10000 \text{ м} \pm 500 \text{ м}$. Якщо фактична висота в момент вмикання режиму виходу на аеродром посадки більше $H_{\text{кр}}$, то льотчик зобов'язаний знизитися до висоти меншої або рівної $H_{\text{кр}}$, використовуючи штурвальне управління. В обчислювачі РСБН розраховується дальність до рубежу закінчення зниження $D_{\text{р.зн}}$ (див. рис. 8.3). Величина $D_{\text{р.зн}}$ розраховується залежно від вибору заданих точок третього (A_1 , A_2) або четвертого розвороту (A_0).

Для точок A_1 і A_2 :

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

а для точки A_0 :

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

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

На дальності, більшій $D_{\text{р.зн}}$ здійснюється політ у режимі стабілізації барометричної висоти. У разі досягнення $D_{\text{р.зн}}$ літак починає зниження з постійним кутом нахилу траєкторії $\theta_{\text{зн}}$. При цьому в блоці обчислювача посадки безперервно розраховується поточне значення заданої висоти польоту H_3 , яка використовується для управління літаком на зниженні з постійним кутом нахилу траєкторії

$$H_3 = h + D \operatorname{tg} \theta_{\text{зн}}. \quad (8.2)$$

Цим забезпечується виведення літака на рубіж закінчення зниження на висоті h (рис. 8.6).

Після вмикання режиму виходу на аеродром посадки на дальності, меншій $D_{\text{р.зн}}$, обчислювач РСБН розраховує потрібний кут нахилу траєкторії $\theta_{\text{зн}}^*$, який забезпечує зниження літака до висоти кола на заданому рубежі зниження:

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

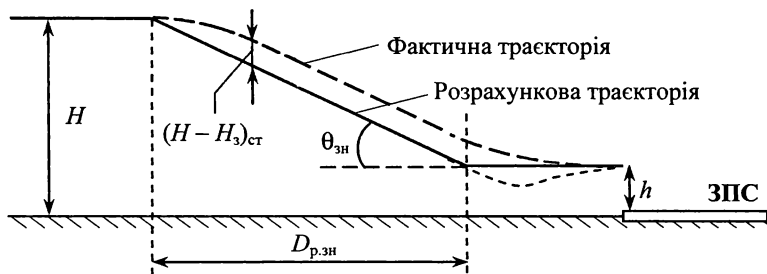


Рис. 8.6

У випадку, якщо $\theta_{\text{зн}}^*$ перевищує максимально допустиме значення кута нахилу траєкторії для даного типу літака, то відбувається переміщення точок А (A_1 і A_2) від ЗПС на відстань, що забезпечує зниження ЛА з допустимим кутом нахилу траєкторії й вихід літака на посадочну прямю.

Для автоматичної реалізації такого профілю передпосадкового маневру в САУ використовується режим стабілізації заданої барометричної висоти польоту. Під час зниження за програмною траєкторією задане значення висоти польоту обчислюється за формулою (8.2).

Певні проблеми при реалізації такої траєкторії зниження виникають у зв'язку з просадкою літака на етапі вирівнювання при виході на висоту круга. З метою вилучення просадки доцільно здійснювати зниження літака за траєкторією, що лежить вище розрахованої (див. рис. 8.6), шляхом створення помилки стабілізації заданої висоти. Якщо управління заданою висотою реалізується через контур тангажа, наприклад, з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі, то перетворити цей контур у статичний можна шляхом вилучення ізодромної ланки з кола сигналу заданого кута тангажа з одночасним підключенням у коло формування заданого кута тангажа ϑ_3 сигналу кута тангажа горизонтального польоту $\vartheta_{\text{г.п}} = 4 \pm 2^\circ$

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

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

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

8.2 Автоматизація заходу на посадку

Як вказувалося вище, задачею передпосадкового маневрування є виведення літального апарату в задану точку повітряного простору, на продовженні осі ЗПС на встановлених висоті і дальності. З цього моменту відбувається перемикання управління літаком на режим заходу на посадку. Етап заходу на посадку відноситься до найбільш складних і напружених режимів польоту.

Кінцева ціль заходу на посадку — це виведення ЛА в задану малу область повітряного простору з заданими параметрами просторового положення літака, де відбувається «прийняття рішення» про приземлення або про відхід на друге коло. У теперішній час для бортових і наземних систем, залежно від висоти «прийняття рішення» і дальності горизонтальної видимості, ІКАО прийняла такі експлуатаційні категорії:

- I категорія відповідає висоті «прийняття рішення» $H_{\text{пр}} \geq 60$ м при горизонтальній видимості $L_r \geq 800$ м;
- II категорія відповідає висоті «прийняття рішення» $30 \text{ м} \leq H_{\text{пр}} \leq 60$ м при горизонтальній видимості $L_r \geq 400$ м;
- III категорія відповідає висоті «прийняття рішення» $H_{\text{пр}} = 0$, а залежно від горизонтальної видимості поділяється на три підкатегорії:
 - III A характеризується горизонтальною видимістю $L_r \geq 200$ м;
 - III B відповідає горизонтальній видимості $L_r \geq 50$ м;
 - III C характеризується відсутністю горизонтальної видимості, тобто $L_r = 0$.

Траєкторія заходу на посадку формується рівносигнальними зонами курсового (КРМ) та глісадного (ГРМ) радіомаяків, перетин яких стає траєкторією заходу на посадку. Докладно про принципи побудови радіотехнічних систем посадки та формування траєкторій заходу на посадку викладалось в підрозд. 2.7. Тут лише відмітимо, що своєрідністю контурів управління на етапі заходу на посадку є те, що для управління використовуються не лінійні відхилення від траєкторії, а кутові (ϵ_r — кутове відхилення центра мас літака від площини глісади, ϵ_k — кутове відхилення центра мас літака від площини посадкового курсу).

Після входу літака в зону дії курсового радіомаяка (цей момент сполучається за часом із закінченням останнього етапу передпосадкового маневрування) вмикається режим заходу на посадку й починається стабілізація ЛА в площині посадкового курсу за сигналом ϵ_k . Вхід літака в зону дії курсового маяка сигналізується закриттям бленкера «К» на показчику ПНП-72 (НПП).

У вертикальній площині літак продовжує стабілізувати висоту польоту (висоту кола). Після перетинання літаком площини глісади планерування він переходить на зниження за сигналами ϵ_r . Як правило, це сигналізується спалахуванням, наприклад, кнопки-табло «Заход прод.», або згасанням кнопки-лампочки «КВ» (відключення стабілізації висоти польоту). Бленкер «Г» на лицьовій панелі приладу ПНП-72 (НПП) закривається.

Те, що для будування контурів управління заходом на посадку використовуються не лінійні, а кутові (ϵ_r , ϵ_k) відхилення центра мас літака від траєкторії, визначає своєрідність динамічних характеристик цього режиму. Головною особливістю цих контурів управління стає їхня нестационарність. Дійсно, на різних відстанях до радіомаяка (рис. 8.7) за однакових лінійних відхилень від траєкторії заходу на посадку ΔH_r , кутові відхилення ϵ_r зростають, тобто збільшується коефіцієнт підсилення основного керуючого сигналу контуру управління. Це, у свою чергу, спричиняє погіршення характеристик контуру управління, у контурі з'являються коливання, які збільшуються при наближенні до радіомаяка.

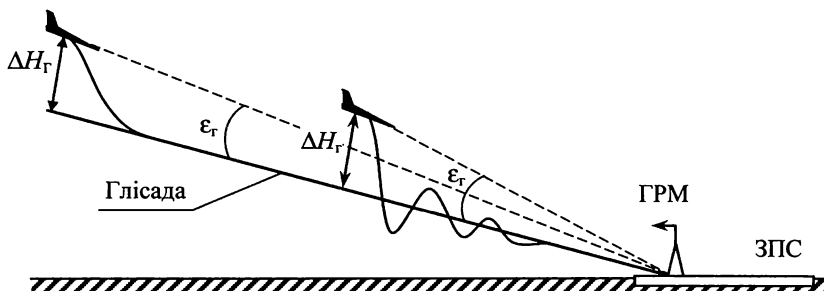


Рис. 8.7

У разі малих кутових відхилень від траєкторії заходу на посадку, наприклад, ϵ_r лінійні відхилення визначаються як $\Delta H_r = L_r / \epsilon_r$, де L_r — дальність від літака до ГРМ, тобто $\epsilon_r = \Delta H_r / L_r$. Аналогічно $\epsilon_k = \Delta z / L_k$, де L_k — дальність від літака до КРМ; Δz — лінійне відхилення від площини посадкового курсу. Це обумовлює аналогічність контурів управління висотою польоту (контурів управління бічним рухом центра мас) і контурів управління заходом на посадку.

Наприклад, для системи автоматичного управління САУ-1Т літака АН-22 закон управління в каналі елеронів на етапі заходу на посадку має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = \frac{1}{T_{\phi} p + 1} \left(K_{\epsilon_k} \epsilon_k + \frac{p}{T_{\phi 2} p + 1} K_{\dot{\epsilon}_k} \dot{\epsilon}_k \right) + F_{\psi} \Delta \psi + K_{\gamma} \gamma + K_{\omega_x} \omega_x,$$

тут F_{ψ} — функція з зоною нечутливості $\pm 17^\circ$.

Сигнал $\Delta \psi = \psi - \psi_{\text{зпс}}$ у законі управління ізодромується або взагалі відключається при незначних відхиленнях літака від курсу ЗПС. Це підвищує точність стабілізації центра мас літака на заданій траєкторії при дії бічного вітру, оскільки звільнення курсу від необхідності точної стабілізації дозволяє літаку парировати вітрові збурення розворотом на вітер, утримуючи центр мас на рівносигнальній зоні КРМ. Величина цієї зони дорівнює не більше $\pm 15 \dots 18^\circ$, оскільки на етапі приземлення літак повинен встигнути розвернути поздовжню вісь за напрямком ЗПС. Аналогічний закон управління використовується в системі управління ВСУП-85 літака ІЛ-96-300 на етапі виходу на курсову зону, де задане значення кута крену формується як

$$\gamma_z = F_{\gamma}^{\gamma} \left(K_{\epsilon_k} \epsilon_k + \frac{p}{T_{\dot{\epsilon}_k} p + 1} K_{\dot{\epsilon}_k} \dot{\epsilon}_k \right) + K_{\psi} F_{\psi} \Delta \psi + K_{\dot{\psi}} F_{\dot{\psi}} \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} \Delta \dot{\psi},$$

тут у границях зони обмеження сигнал $\Delta \psi$ не відключається, а ізодромується; F_{γ}^{γ} — функція обмеження заданого кута крену, змінює максимально припустимий кут крену з 30° на висоті 400 м до 2° на висоті 3 м.

Для забезпечення структурної стійкості контура управління в закон управління вводиться сигнал похідної $p\epsilon_k$. Для подавлення високочастотних радіотехнічних завад сигналу ϵ_k в законах управління передбачається фільтрація керуючого сигналу.

Після перетину літаком площини глісади канал руля висоти перемикається на режим зниження по глісаді. Як правило, це сигналізується спалахуванням, наприклад, кнопки-табло «Заход прод.», або згасанням кнопки-лампочки «КВ» (відключення стабілізації висоти польоту). Бленкер «Г» на лицьовій панелі приладу ПНП-72 (НПП) закривається.

Для форсованого виходу літака на глісаду зниження у закон управління деяких систем управління підключається сигнал Θ_r , який у момент перетину літаком глісади надходить на руль висоти, переводячи літак у режим зниження. Ізодромна ланка в колі цього сигналу поступово онулює його й у подальшому літак утримується на глісаді основним керуючим сигналом ϵ_r — відхиленням літака від рівносигнальної зони глісадного радіомаяка (ГРМ). Наприклад, за-

кон управління системи автоматичного управління літака з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_b = \frac{1}{T_\phi p + 1} \left(K_{\varepsilon_r} \varepsilon_r + \frac{K_{\varepsilon_r} p}{T_\phi p + 1} \varepsilon_r \right) + W_\vartheta(p) \vartheta + \\ + \frac{T_\Theta p}{T_\Theta p + 1} \Theta_r + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

Як і в бічному каналі, для подавлення високочастотних радіотехнічних завад сигнал ε_r фільтрується, а для підвищення точності стабілізації літака на глісаді планерування сигнал кута тангажа іздромується, забезпечуючи можливість парирувати шляхом зміни кута тангажа вертикальні вітрові збурення, а також змінювати кут тангажа на етапі виходу на глісаду. Для забезпечення структурної стійкості контура в закон управління вводиться похідна $p\varepsilon_r$. Іздромування кута тангажа може здійснюватися через фільтр першого порядку

$$W_\vartheta(p) = K_\vartheta \frac{T_\vartheta p}{T_\vartheta p + 1},$$

або через фільтр другого порядку

$$W_\vartheta(p) = K_\vartheta \frac{p(a_2 p^2 + a_1 p + 1)}{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)}.$$

У деяких системах для компенсації збурень, що виникають під час випуску механізації крила та шасі передбачаються додаткові сигнали.

Особливістю контурів управління заходом на посадку є їхня нестационарність. Для врахування цієї особливості при заході на посадку за інформацією системи посадки типу СП-50 (СП-70) у законах управління передбачається корекція керуючих сигналів. Особливо сильно нестационарність проявляється у поздовжньому каналі, оскільки глісадний радіомаяк розташовується у районі точки приземлення літака, а курсовий маяк КРМ приблизно за 1 км від кінця ЗПС. Тому саме в поздовжньому каналі заходам забезпечення стійкості контурів приділяється значна увага.

Основний засіб збереження стійкості контура — це зменшення коефіцієнта підсилення сигналу ε_r в міру наближення літака до ГРМ. Цього можна досягти вимірюванням дальності від літака до ГРМ, але система типу СП не має дальномірного каналу, тому інформацію про дальність до ГРМ отримують опосередковано.

Найбільш просто корекція реалізується двократною зміною коефіцієнта підсилення при польоті літаком дальнього (ДПРМ) та ближнього (БПРМ) приводу, така корекція реалізована у системах автоматичного управління першого покоління.

Може бути реалізована корекція за часом польоту по глісаді. При цьому моменти корекції уточнюються залежно від умов заходу на посадку та від характеристик глісадного маяка, зокрема від крутості глісади. Для цього до перетину літаком глісади вимірюється швидкість зміни ϵ_r , яка несе інформацію про швидкість польоту літака, про висоту перетину глісади, про крутість глісади. Якщо літак заходить на посадку на стандартний глісадний маяк, на стандартній висоті, зі стандартною швидкістю, моменти корекції також стандартні. У разі зміни цих умов, тобто якщо $p\epsilon_r \neq (p\epsilon_r)^*$, де $(p\epsilon_r)^*$ — певна стандартна швидкість зміни сигналу глісадного радіомаяка, то моменти корекції змінюються. Така корекція реалізована у системі траекторного управління «Борт-45» бортової системи управління АБСУ-145 м.

У деяких системах, наприклад, в САУ-1Т, інформацію про дальність до глісадного радіомаяка отримують побічно за інформацією про поточну істинну висоту польоту. При цьому вважається, що літак знаходиться на глісаді, а рельєф у районі аеродрому в напрямку ЗПС плоско-рівнинний. Корекція реалізується за інформацією від радіовисотоміра.

І наприкінці, інформацію про дальність до глісадного маяка отримують з використанням процедури ідентифікації. Для цього в обчислювачі САУ створюють математичну модель процесу заходу на посадку, яка у загальному вигляді може бути подана як функція $\ddot{\epsilon}_r = f(\ddot{H}, V, L)$, інформація $\ddot{\epsilon}_r$ використовується як найбільш інформативна. Порівнюючи інформацію $\hat{\ddot{\epsilon}}_r$ математичної моделі й інформацію $\ddot{\epsilon}_r$ самого процесу заходу на посадку, отримують оцінку $\Delta = \ddot{\epsilon}_r - \hat{\ddot{\epsilon}}_r$. Змінюючи в математичній моделі параметр L — дальність до глісадного маяка, добиваються мінімізації цієї оцінки, а отримане внаслідок такої процедури значення L використовується для корекції основного керуючого сигналу.

Характеристики сучасних радіомаяків типу MLS дозволяють створювати бортові системи управління, що забезпечують повністю автоматичне приземлення літака за III категорією ІКАО. Однак цьому заважає наявність радіозавад і викривлень рівносигнальних зон, які обумовлюються складовими додаткового випромінювання від нерухомих або рухомих об'єктів. Для подавлення цих завад в існуючих системах заходу на посадку використовують фільтрацію си-

гналів радіотехнічних систем, в сучасних системах ця проблема розв'язується шляхом комплексної обробки інформації курсогли-садних приймачів й інерціальної системи для формування сигналів лінійного відхилення від траєкторії заходу на посадку та швидкості його зміни. При цьому забезпечується більш ефективно подавлення радіозавод та вітрових збурень без внесення запізнювання в отриману інформацію. За таким принципом побудований режим заходу на посадку в системі управління ВСУП-85 літаків ИЛ-96-300, ТУ-204.

8.3. Управління рухом літака на етапі посадки

У цьому випадку під терміном посадка ми будемо розуміти етапи вирівнювання і приземлення літального апарата на ЗПС.

Автоматизація режиму посадки є складною проблемою, яка ще не отримала повного свого вирішення. Цей етап польоту характеризується значною нестаціонарністю, як через зменшення швидкості польоту й збільшення кута атаки, що наближується до критичного, так і внаслідок аеродинамічного впливу землі. Час, що відводиться на виконання цього етапу польоту, дуже малий та сумірний з часом перехідних процесів стабілізації літака на заданій траєкторії при дії різних збурень, що може призвести до неможливості парирування цих збурень і до зростання помилок управління.

Зважаючи на близькість землі, до контурів управління пред'являються дуже жорсткі вимоги. Наприклад:

- на висоті 30 м точність польоту літака вздовж глісади повинна бути $\pm 9,6$ м;
- у точці приземлення вертикальна швидкість $V_{\text{приз}}$ не повинна перевищувати 1,5 м/с;
- точка приземлення має знаходитися в межах 150...320 м від джерела глісади в поздовжньому напрямку і в межах $\pm 8,2$ м від осі ЗПС.

Вказані вимоги повинні бути витримані за таких умов: зустрічний вітер 46 км/год, ходовий вітер до 18 км/год, бічний вітер до 28 км/год.

Зауважимо, що на цьому етапі, окрім вимог до точності управління рухом центра мас літака, пред'являються вимоги й до кутових параметрів руху. Це обумовлено тим, що в момент дотику до посадкової смуги літак повинен мати певне кутове положення й певну орієнтацію вектора швидкості відносно ЗПС.

Важливим питанням на цьому етапі є будівництво посадкової траєкторії, яка забезпечує приземлення літака в заданій точці ЗПС із необхідними параметрами руху.

Із принципової точки зору саме просте розв'язання цієї задачі – це призначення незбуреної траєкторії як продовження глісади, аж до землі. У теперішній час пропонуються різні способи побудови траєкторії приземлення й автоматичного управління позовжнім рухом літака на цій траєкторії.

Найбільш широко відомі такі методи побудови траєкторії приземлення (рис. 8.8):

1. Посадка за заздалегідь заданою (програмною) траєкторією приземлення. Для будівництва такої траєкторії пропонується використовувати радіолокаційні системи посадки.

2. Посадка літака в задану точку ЗПС. У процесі реалізації цього способу управління пропонується при відхиленні літака від заданої траєкторії розраховувати в обчислювачі траєкторного управління нову траєкторію, яка забезпечує приземлення літака в задану точку ЗПС.

3. Посадка літака за експоненціальною траєкторією, не жорстко заданою відносно ЗПС. У разі відхилення літака під впливом збурень від заданої траєкторії траєкторія посадки зміщується вздовж осі ЗПС, тобто та сама траєкторія будується вже з нової точки місцезнаходження літака.

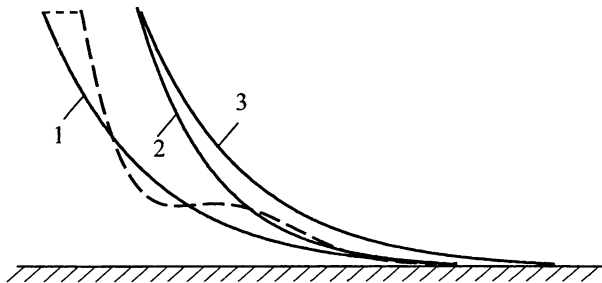


Рис. 8.8

Перший та другий способи забезпечують високу точність приземлення при дії збурень і при випадкових відхиленнях літака від траєкторії приземлення. Однак реалізація першого способу зустрічає труднощі, що пов'язані з коливальним характером перехідних процесів повернення літака на траєкторію посадки і можливістю жорстких ударів об посадкову смугу, якщо збурення виникає в момент дотику

до ЗПС. Другий спосіб — більш ефективний, але для його реалізації необхідна додаткова інформація про дальність до точки приземлення. Крім того, у процесі дії висхідного потоку повітря існує тенденція значного збільшення крутості траєкторії приземлення й жорсткості посадки. Ось чому ці способи можуть використовуватися, в основному, в системах посадки палубних літаків.

За експоненціального нежорсткого способу формування траєкторії дія збурень призводить до значного розкиду точок приземлення, однак, у зв'язку з простотою апаратної реалізації, цей метод може знайти більш широке розповсюдження.

За експоненціального способу формування траєкторії вертикальна швидкість має задаватися пропорційно фактичній висоті польоту

$$\dot{H}_z = -\frac{1}{T} H,$$

де T — стала часу експоненти.

Розв'язання цього рівняння дає поточне значення висоти

$$H_z(t) = H_0 e^{-\frac{t}{T}}.$$

Але використання такого закону для формування траєкторії посадки значно збільшує дистанцію приземлення, оскільки дотик літака до посадкової смуги (до асимптоти експоненти) теоретично відбувається тільки в безкрайності. Щоб уникнути цього, асимптота експоненти повинна розташовуватись (рис. 8.9) нижче ЗПС на рівні $H_{ac} = T V_{у_{приз}}$. При $T = 2 \dots 5$ с і $V_{у_{приз}} = 0,3 \dots 0,6$ м/с глибина залягання асимптоти дорівнює $H_{ac} = 0,6 \dots 3$ м.

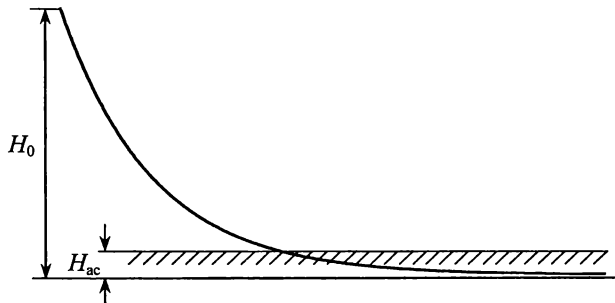


Рис. 8.9

Така траєкторія реалізується під час формування вертикальної швидкості у вигляді:

$$\dot{H}_3 = -\frac{H + H_{ac}}{T}.$$

На етапі приземлення виключається можливість використання інформації безпосередньо від датчиків нормального перевантаження навіть для контурів стійкості та керованості, оскільки в момент жорсткого дотику до ЗПС сигнал датчика перевантаження може призвести до непередбачених різких відхилень руля висоти. Управління на етапі приземлення реалізується через той же самий контур, що й на етапі заходу на посадку, щоб вилучити перехідні процеси при зміні структури контура управління, тобто через контур тангажа.

На етапі зниження по «продовженню глісади» ϑ_3 формується за інформацією про запам'ятовану при польоті по глісаді вертикальну швидкість зниження :

$$\vartheta_3 = \frac{K_{\dot{H}}}{K_{\vartheta}} (V_y - V_{y_3}),$$

де $V_{y_3} \approx -3,5$ м/с, а, починаючи з висоти $H \approx 20$ м, $V_{y_3} = -(H + H_{ac}/T)$.

На певній висоті автомат тяги переводить двигуни в режим малого газу і літак, знижуючись і витримуючи задану вертикальну швидкість, починає збільшувати кут атаки і відповідно кут тангажа до посадкових значень. Природно, що в законі управління рулем висоти сигнал поточного кута тангажа повинен ізодромуватись. Узагальнений закон управління на етапі приземлення може мати вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_b = K_{\vartheta} \frac{T_{\vartheta} p}{T_{\vartheta} p + 1} \vartheta + K_{\dot{H}} (V_y - V_{y_3}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

Основні труднощі при реалізації розроблених алгоритмів автоматичного управління на етапі приземлення виникають при отриманні достовірної інформації про вертикальну швидкість зниження та про істинну висоту польоту.

Управління бічним рухом на етапі приземлення здійснюється за сигналами КРМ аналогічно етапу заходу на посадку. Особливістю етапу приземлення є те, що в момент дотику літака до посадкової смуги він повинен мати курс, що дорівнює курсу ЗПС.

Пілот у режимі ручного управління безпосередньо перед приземленням за допомогою руля направлення розвертає літак вздовж осі ЗПС. Як варіант, такий спосіб управління бічним рухом можна використовувати й при автоматичному управлінні. Канал елеронів безпосередньо перед приземленням перемикається в режим стабілі-

зації нульового кута крену, а канал руля направлення починає стабілізувати курс ЗПС в режимі плоского розвороту. Після дотику до ЗПС у закон управління каналу руля направлення підключається сигнал відхилення ϵ_k від ϵ_{k0} — положення центра мас літака відносно площини посадкового курсу в момент дотику до ЗПС.

Наприкінці зауважимо, що при напіваавтоматичному (директорному) управлінні закони відхилення командних стрілок директорних приладів практично не відрізняються від законів управління рульових агрегатів. Саме директорне управління пілот частіше всього використовує на етапі заходу на посадку та на етапі приземлення, оскільки пілоту психологічно важко залишатись байдужим до управління на таких відповідальних етапах польоту.



Контрольні запитання

1. У чому особливість побудови траєкторії виходу в зону аеродрому посадки?
2. Як формується траєкторія виведення літака на запасний аеродром посадки в горизонтальній площині за інформацією від навігаційної системи ближньої навігації і посадки типу РСБН?
3. Для чого застосовують передпосадковий маневр «коробочка» і як вона виконується?
4. Як формується основна траєкторія передпосадкового маневру у вертикальній площині для літаків цивільної авіації?
5. Як формується траєкторія передпосадкового маневру у вертикальній площині в системі РСБН?
6. За якими параметрами класифікують системи забезпечення посадки літака?
7. Які навігаційні засоби забезпечують формування траєкторії заходу на посадку? Яким чином наземні засоби забезпечення посадки розташовуються відносно ЗПС?
8. У чому головна особливість цих контурів управління заходом на посадку?
9. Які існують заходи боротьби з нестационарністю в контурах управління заходом на посадку?
10. Які існують способи побудови траєкторії приземлення?
11. У якому вигляді можна побудувати експоненціальну траєкторію приземлення? Запишіть можливий варіант закону управління позовжнім рухом літака на етапі приземлення.
12. Який алгоритм управління бічним рухом можна використовувати при автоматичному управлінні на етапі приземлення?

1. Авиационные приборы и навигационные системы / Под ред. О. А. Бабича. — М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1981. — 648 с.
2. Агаджанов П. А., Воробьев В. П., Кузнецов А. А., Маркович Е. Д. Автоматизация самолетовождения и управления воздушным движением. — М.: Транспорт, 1980. — 357 с.
3. Буков В. Н. Пилотажные и навигационные системы. — Ч. 2. — М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1986. — 478 с.
4. Воробьев Л. М. Воздушная навигация. — М.: Машиностроение, 1984. — 256 с.
5. Ільїн О. Ю., Філяшкін М. К., Черних Ю. О. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. — К.: Вид-во КВВАІУ, 1999. — 335 с.
6. Красовский А. А., Лебедев А. В., Невструев В. В. Теоретические основы пилотажно-навигационных комплексов. — М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1981. — 373 с.
7. Михалев И. А., Окоемов Б. Н., Чукулаев М. С. Системы автоматической посадки. — М.: Машиностроение, 1975. — 216 с.
8. Основы построения навигационно-пилотажных комплексов / Под ред. А. В. Репникова. — М.: Изд-во МАИ, 1989. — 79 с.
9. Рогожия В. А., Черных Ю. А. Пилотажно-навигационные комплексы. — К.: Изд-во КВВАІУ, 1990. — 283 с.
10. Синеглазов В. М., Філяшкін М. К. Автоматизовані системи управління повітряних суден. — К.: Вид-во НАУ, 2004. — 502 с.
11. Сосновский А. А., Хаймович И. А. Радиотехнические средства ближней навигации и посадки летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1975. — 200 с.
12. Філяшкін Н. К., Гриценко А. С., Дичек А. И. Автоматическое и директорное управление полетом летательных аппаратов. — К.: Изд-во КВВАІУ, 1988. — 250 с.

СТИСЛА ХАРАКТЕРИСТИКА ГЕОГРАФІЧНИХ ПОЛІВ ТА ЗЕМНОЇ АТМОСФЕРИ

Відомості про форму Землі

Для правильного орієнтування під час польоту над землею поверхнею необхідно знати форму Землі, її геометричні розміри точну карту, а також характеристики магнітного поля, що оточує земну кулю. При цьому всі навігаційні завдання вирішуються на поверхні деяких фігур (еліпсоїда, сфери) або на площині, на які за певними законами проектується поверхня Землі. Таким чином, розробка засобів розв'язання завдань навігації, оцінка їх можливостей, визначення точнісних характеристик потребує знання розмірів і форми Землі.

За наявності точних навігаційних розрахунків форму Землі подають як поверхню геоїда.

Геоїдом називають тіло, обмежене поверхнею світового океану в спокійному стані. Під поверхнею світового океану розуміють поверхню морів і океанів, зв'язаних між собою й утворюючих єдину водну масу. Поверхня геоїда не має розривів, складок і ребер, отже кривина її змінюється таким чином, що описати її математично дуже складно. Ось чому обчислення на цій поверхні суворо математично не виконуються.

Оскільки поверхня геоїда досить складна, то на практиці фігуру Землі апроксимують більш простими поверхнями, наприклад, еліпсоїдом обертання.

В Україні за таку фігуру прийнято референт-еліпсоїд Ф. М. Красовського. Поверхня цього еліпсоїда досить близька до поверхні геоїда в межах території України та сусідніх країн. Відхилення не становлять більше 40 м. Це обумовлено не тільки вибраними параметрами еліпсоїда, але і його орієнтацією в тілі геоїда.

У зарубіжних країнах застосовують еліпсоїди Кларка (1866 р. — США, Канада, Мексика, 1880 р. — Франція), Беселя (Австрія), Хейфорда (Єгипет, Фінляндія та ін.).

Еліпсоїд Красовського (рис. Д1.1), сформований як результат обертання еліпса $EP_N E'P_S$ навколо малої осі $P_N P_S$, має такі характеристики:

- велика піввісь

$$a = 6\,378\,245 \text{ м};$$

- мала піввісь

$$b = 6\,356\,863 \text{ м};$$

- стиснення

$$c = \frac{a-b}{b} = 0,00355233;$$

- 1-й ексцентриситет

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} = 0,081813334;$$

- 2-й ексцентриситет

$$e' = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{b} = 0,082088521.$$

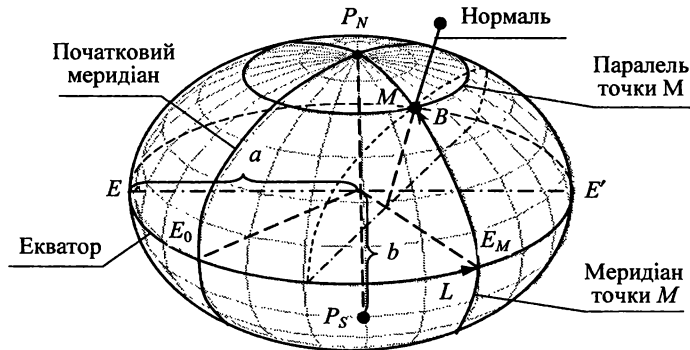


Рис. Д1.1

Геодезичний екватор розподіляє еліпсоїд на північну та південну півкулю, а гринвіцький меридіан є початком відліку довготи.

Положення точки M на поверхні еліпсоїда визначається геодезичною широтою B і геодезичною довготою L . При цьому *геодезичною широтою* точки M називають кут між площиною геодезичного екватора $EE_0E_M E'$ і напрямком геодезичної вертикалі, тобто нормалі до поверхні еліпсоїда в точці M .

Геодезичною довготою називається двогранний кут між площиною геодезичного меридіана $P_N E_0 P_N$ (гринвіцького меридіана) та площиною геодезичного меридіана $P_N E_M P_N$ точки M .

Геодезичні координати точок (інколи їх називають географічними координатами) використовуються під час розробки програми польоту ЛА, вони можуть бути отримані з польотних карт різних масштабів або зі спеціальних каталогів.

Відношення різниці півосей еліпсоїда до його великої півосі величина дуже мала — 0,00355233, тому при розв'язанні навігаційних задач, що не потребують великої точності, а також для складання карт дрібних масшта-

бів форму Землі вважають сферою (рис. Д1.2). Радіус цієї сфери становить 6371 км, довжина екватора — 40 076 км.

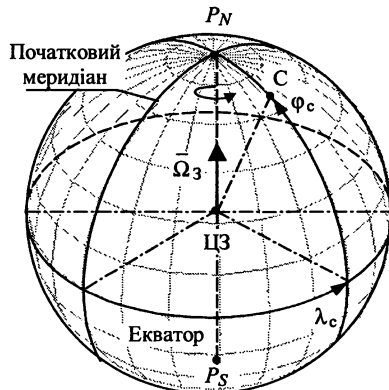


Рис. Д1.2

У разі такого уявлення поверхні Землі погрішність розв'язання завдань повітряної навігації при визначенні відстані на земній поверхні не буде перевищувати 0,5 %, а похибки визначення напрямку не будуть більше 12'. При цьому довжина дуги будь-якого великого кола, що відповідав 1', дорівнює 1852 метрам (1 морська миля).

У процесі складання карт поверхні референц-еліпсоїда за прийнятим законом зображується на поверхні сфери. Цей закон зображення визначає розміри земної сфери, тобто величину її радіуса R . Професором В. В. Карвайським розраховані радіуси земної сфери, які забезпечують найменше викривлення при різних засобах проектування.

Частіше всього застосовують такі значення радіусів земної сфери:

$R = 6366707$ м для зображень, що відповідають нормалям;

$R = 6367616$ м для рівнокутових зображень;

$R = 6371116$ м для рівновеликих зображень;

$R = 6372900$ м для зображень рівнопроміжних за меридіанами;

$R = 6378245$ м для зображень засобом центральної перспективи.

У процесі апроксимації поверхні Землі сферою положення точки на поверхні сфери визначається її сферичними координатами.

Сферичною широтою точки C називається кут φ_c між площиною екватора і напрямком у дану точку із центра Землі.

Сферичною довготою точки C називається двограний кут λ_c між площинами початкового меридіана і меридіана даної точки.

Діапазони та позитивні напрямки відліку геодезичних і сферичних координат збігаються.

Діапазон відліку широти: $0 \dots 90^\circ$ («+» північний напрямок, «-» південний).

Діапазон відліку довготи: $0 \dots 180^\circ$ («+» східний напрямок, «-» західний).

Зауважимо, що визначення геодезичної та сферичної довготи будь-якої точки земної поверхні збігаються, а значення сферичної широти даної точки залежить від того, яким чином вона переноситься з поверхні еліпсоїда на сферу.

Під час розв'язання завдань повітряної навігації часто виникає необхідність переходу від геодезичної системи координат (геодезичних координат) до сферичної системи координат (сферичних координат).

Такий перехід здійснюється за допомогою таких співвідношень:

$$\varphi_c = B - 8' 39'' \sin 2B, \quad \lambda_c = L,$$

а зворотній перехід — за допомогою співвідношень

$$B = \varphi_c + 8' 39'' \sin 2\varphi_c, \quad L = \lambda_c.$$

Характеристика гравітаційного поля Землі

Земля має масу близько $5,976 \cdot 10^{24}$ кг і тому створює навколо себе гравітаційне поле (поле сил земного тяжіння). Гравітаційне поле, яке створює силу тяжіння, викликає прискорений рух матеріальних тіл. Якщо тіло нерухоме відносно земної поверхні, то виникає сила ваги, що діє на будь-яке тіло, яке знаходиться в гравітаційному полі Землі.

Під час вирішення завдань повітряної навігації гравітаційне поле Землі розглядається як джерело сил, які викликають прискорений рух тіл, і як поверхня положення, яка дозволяє визначити відстань від об'єкту до поверхні Землі.

Гравітаційне поле Землі можна характеризувати скалярною величиною $U_r(\vec{R})$ — гравітаційним потенціалом, де $\vec{R}$ — радіус-вектор, який має початок у центрі мас Землі.

У гравітаційному полі Землі, як у потенційному полі можна визначити еквипотенційні поверхні або поверхні однакового рівня гравітаційного потенціалу.

Векторною характеристикою гравітаційного поля є його *вектор напруженості*

$$\vec{g}_r = \nabla U_r(\vec{R}),$$

де ∇ — символ градієнта функції (оператор Гамільтона).

Напрямок вектора напруженості гравітаційного поля є нормаллю до еквипотенційної поверхні й збігається з напрямком дії сил гравітаційного притягання.

Орієнтація вектора напруженості гравітаційного поля характеризує напрямок *гравітаційної вертикалі* в кожній точці навколосемного простору. Чисельно вектор напруженості гравітаційного поля дорівнює гравітаційній силі притягання Землі, яка діє на одиничну масу, а, значить, дорівнює і прискоренню руху вільної матеріальної точка, яка знаходиться під впливом

тільки сил гравітаційного притягання. Тому вектор напруженості гравітаційного поля часто називають *вектором гравітаційного прискорення*.

Внаслідок обертання Землі будь-яке, нерухоме відносно її поверхні, тіло рухається по дузі кола. Радіус кола добового руху тіла, що не рухається відносно Землі, визначається його відстанню l до полярної осі $P_M P_S$. Тіло масою m , що рухається по дузі кола, зазнає доцентрове прискорення $\bar{w}_{\text{дц}}$ (рис. Д1.3).

При цьому

$$\bar{w}_{\text{дц}} = \frac{V^2}{l} = \Omega_3^2 l = V \Omega_3,$$

де $V = l\Omega_3$ — лінійна швидкість тіла, яка обумовлена добовим обертанням Землі з кутовою швидкістю Ω_3 .

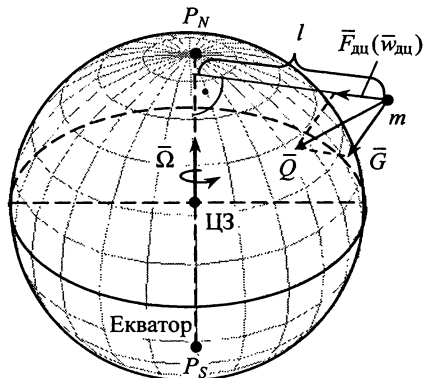


Рис. Д1.3

Джерелом доцентрової сили $F_{\text{дц}}$ (див. рис. Д1.3) є складова сили гравітаційного притягання у напрямку, перпендикулярному осі $P_M P_S$. Ця складова може бути: знайдена як векторна різниця, сили гравітаційного притягання Q та сили ваги G даного тіла.

Нагадаємо, що силою ваги прийнято називати силу, з якою тіло, що зважується, тисне на опору або натягує підвіс.

Поле сил ваги тіл одиничної маси для різних точок навколосемного простору прийнято називати геопотенційним полем сил ваги. Лінії напруженості поля сил ваги Землі збігаються за напрямком з силами ваги нерухомих відносно Землі матеріальних тіл. Експериментальним шляхом напрямком цих ліній визначається напрямком нитки виска з нерухомою відносно Землі точкою підвісу, або за допомогою бульбашкового рівня.

Цей напрям прийнято називати *істинною або астрономічною вертикаллю*, оскільки висок та бульбашкові рівні знаходять широке застосування в приладах, які дозволяють визначити координати точки на поверхні Землі шляхом астрономічних спостережень.

Площина, яка перпендикулярна істинній вертикалі, називається *площиною істинного горизонту*.

Потенційною характеристикою поля сил ваги є скалярна функція $U(\vec{R})$ — потенціал поля сил ваги. Векторною характеристикою цього поля є вектор напруженості $\vec{g} = (\vec{R})$, який дорівнює векторній різниці вектора напруженості гравітаційного поля $\vec{g}_r = (\vec{R})$ і доцентрового прискорення $\vec{w}_{\text{дц}}(\vec{R})$.

При цьому

$$\vec{g}(\vec{R}) = \nabla U(\vec{R}) = \vec{g}_r(\vec{R}) - \vec{w}_{\text{дц}}(\vec{R}) = \vec{g}_r(\vec{R}) - \vec{l}_0 \Omega_2^2 l,$$

де $\vec{l}_0$ — одиничний вектор, який спрямований за перпендикуляром до осі обертання Землі із даної точки.

Стисла характеристика магнітного поля Землі

Для цілей повітряної навігації широко застосовуються властивості магнітного поля Землі. Земна куля являє собою величезний природний магніт з віссю, яка нахилена до полярної осі на кут близько 11° .

У кожній точці навколо земного простору магнітне поле характеризується *вектором напруженості* $\vec{T}$. Величина й напрямок цього вектора є досить добре вивченими функціями географічних координат місця спостереження й часу.

Вектор напруженості магнітного поля $\vec{T}$ зазвичай розкладають на дві складові: вертикальну $\vec{Z}$ та горизонтальну $\vec{H}$; або на три: східну $\vec{Y}_E$, північну $\vec{X}_N$ та вертикальну $\vec{Z}$.

Зв'язок окремих складових між собою й з повним вектором магнітного поля відповідно до рис. Д1.4 визначається такими співвідношеннями:

$$\begin{aligned} \vec{H} &= \vec{T} \cos \theta_m; & \vec{Z} &= \vec{T} \sin \theta_m; \\ \vec{X}_N &= \vec{H} \cos \Delta_m; & \vec{Y}_E &= \vec{H} \sin \Delta_m. \end{aligned}$$

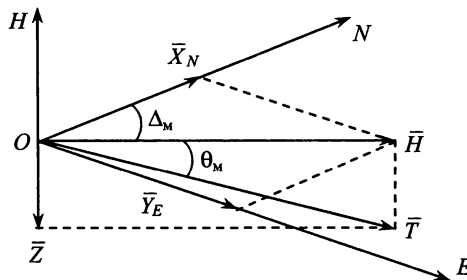


Рис. Д1.4

Кути θ_m і Δ_m називають кутами магнітного нахилення та магнітного схилення, відповідно. Стрілками показані позитивні напрямки відліку кутів.

У звичайних умовах величина та напрямок вектора $\vec{T}$ можуть незначно змінюватися залежно від часу. Періодичні зміни цього вектора (річні, місячні, добові) достатньо добре вивчені. Тому інформація про значення $\vec{T}$, $\vec{H}$, θ_m і Δ_m картографується. Зазвичай на карти наносяться: лінії однакових магнітних схилень $\Delta_m = \text{const}$ — ізогони, лінії однакових магнітних нахилень $\theta_m = \text{const}$ — ізокліни, лінії однакових напруженостей магнітного поля $\vec{T} = \text{const}$ — ізодині.

Відносна нестаціонарність характеристик магнітного поля Землі значною мірою може бути врахована за допомогою спеціальних графіків і таблиць залежно від пори року і доби, а також періодичним оновленням (приблизно через кожні 5 років) карт магнітного поля Землі.

Разом з тим, потрібно пам'ятати про можливості випадкових варіацій магнітного поля Землі (наприклад, внаслідок магнітних бур), які можуть істотно ускладнити використання магнітного поля Землі для цілей навігації.

Організація вимірювань у польоті вказаних вище параметрів магнітного поля Землі за наявності відповідної картографічної інформації дозволяє розв'язати основну задачу повітряної навігації — визначення координат місцезнаходження ЛА. Однак, найбільш поширеною навігаційною задачею, яка вирішується на борту ЛА з використанням властивості магнітного поля Землі, є задача вимірювання курсу.

Стисла характеристика властивостей земної атмосфери. Стандартна атмосфера

Політ літального апарата здійснюється в атмосфері — повітряній оболонці, яка оточує земну кулю, при цьому наявність інформації про значення величин параметрів атмосфери, характеристики обтікання ЛА повітрям і його орієнтацію в повітряному потоці має велике значення для розв'язання пілотажно-навігаційних завдань.

У кожній точці навколоземного простору атмосферне повітря характеризується сумішшю, температурою, тиском, густиною, а також градієнтами цих та інших величин.

Крім того, район польоту ЛА зазвичай характеризується такими важливими метеорологічними елементами як швидкість і напрямок вітру, хмарність, наявність туману, турбулентність тощо.

Параметри атмосфери та метеорологічні явища, які здійснюються в ній, істотно залежать від координат спостереження та часу. Тимчасові залежності значень більшості атмосферних параметрів мають випадковий характер. Проте довгочасове спостереження та вивчення властивостей земної атмосфери дозволяють виявити певні просторово-часові закономірності зміни атмосферних параметрів.

За складом повітря атмосфера діляться на такі шари:

- *гомосфера* (до 80...100 км) — характеризується сталістю хімічного складу повітря (78,09 % азот, 20,95 % кисень, 0,95 % інші гази);

• *гетеросфера* (більше 100 км) — хімічний склад повітря змінюється з висотою.

За характером зміни температури атмосферу, яка простягається до висоти 2500...3000 км, зазвичай ділять: на тропосферу (до висоти 10...12 км у помірних широтах, 16...18 км у тропіках, 9...10 км у полярних широтах), стратосферу (до висоти 40...55 км), мезосферу (до 80 км), термосферу (до висоти 800 км) і екзосферу (вище 800 км).

Екзосфера не має верхньої межі й поступово переходить у міжпланетний простір. Серед вказаних сфер знаходяться проміжні перехідні шари, які відповідно називаються: тропопауза, стратопауза, мезопауза, термопауза.

У тропосфері міститься до 80 % усієї маси повітря та до 90 % водяної пари. В ній відбуваються процеси, які формують погоду на Землі: утворення хмарності, випадання опадів, грозові явища, вітри, струмові течії. Температура тут знижується при зростанні висоти у середньому на 6,5° за 1 км.

Стратосфера містить у собі близько 20 % усієї маси повітря. Температура в цьому шарі до висоти 30...35 км майже постійна, у середньому вона становить 56° С, а потім із зростанням висоти підвищується майже до 0°С. Це обумовлено інтенсивним убиранням сонячної радіації озоном, максимальна концентрація якого знаходиться в стратосфері.

У мезосфері температура з висотою швидко знижується і на верхній межі досягає — 88° С. Густина повітря тут мала — майже у 10 разів менша, ніж на поверхні Землі.

У термосфері температура підвищується з висотою, досягає на верхній межі значень 800...1000° С. У термосфері розміщуються шари з підвищеною концентрацією іонів.

Виявлені середньостатистичні закономірності зміни певних атмосферних параметрів і, перш за все, закономірності таких залежностей, як залежність зміни температури і тиску повітря від зміни геодезичної висоти, дозволили широко застосовувати інформацію про обмірювані значення параметрів різних атмосферних полів для цілей повітряної навігації.

Слід відмітити, що розв'язання задач повітряної навігації шляхом аерометричних вимірювань базується на використанні так званої стандартної атмосфери.

Стандартна атмосфера — це умовна модель земної атмосфери, яка являє собою залежність фізичних параметрів атмосфери як функції абсолютної висоти. У стандартній атмосфері (СА) замість дійсних значень атмосферних параметрів, які є випадковими функціями часу та координат, наводяться їх певні значення.

Ці значення з більшим ступенем точності відповідають математичним сподіванням значень параметрів атмосфери на даній висоті.

У теперішній час на Україні залежності СА встановлює ГОСТ 4401-81, який відповідає міжнародному стандарту. У ньому приводяться числові значення основних параметрів атмосфери для висот від –2000 м до 1 200 000 м. Для висот від –2000 м до 80 000 м приводяться дані про температуру повітря, його густину, атмосферний тиск, прискорення вільного

падіння, швидкість звуку на цій висоті та деякі інші дані. Для висот від 80 000 м до 1 200 000 м тут приводяться довідникові дані.

У стандарті є обов'язковий додаток, у якому вміщуються основні положення, константи, формули і допоміжні таблиці, які необхідні для розрахунку параметрів атмосфери.

Значення параметрів атмосфери за СА-8І на нульовій висоті називаються стандартними. Перелічимо основні з них:

- тиск $P_c = 760$ мм рт. ст. (101 325 Па);
- температура $T_c = 288,15$ К;
- густина $\rho_c = 1,225$ кг/м³;
- прискорення сили ваги $g_c = 9,80665$ м/с (відповідає значенню g_τ на широті 45°32'33");
- швидкість звуку $a = 340,294$ м/с.

Отримання залежності тиску від висоти за СА базується на рівнянні статики атмосфери

$$dP = -\rho g_\tau dh. \quad (Д1.1)$$

Воно відповідає, рівновазі вертикальних сил тиску $(P + dP)S$; PS та ваги $(\rho g_\tau S dh)$, які діють на стовп повітря з перетином S і висотою h (рис. Д1.5).

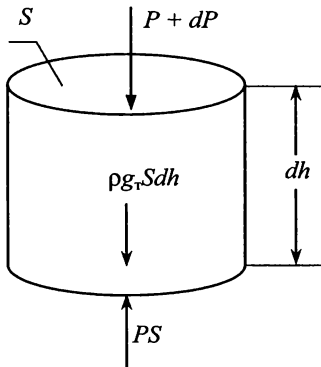


Рис. Д.1.5

Запишемо також рівняння ідеального газу

$$\rho = \frac{P}{RT}, \quad (Д1.2)$$

де $R = 287,05287$ Дж/кг — питома стала повітря.

Підставляючи (Д1.2) в (Д1.1) дістаємо

$$\frac{dP}{P} = -\frac{g_\tau dh}{RT}. \quad (Д1.3)$$

У рівнянні (Д1.2) враховується залежність g_{τ} від h , яка з високою точністю подається у вигляді

$$g_{\tau}(h) = g_c \frac{r^2}{(r+h)^2}, \quad (\text{Д1.4})$$

де $r = 6\,356\,766$ м — умовний радіус Землі, при якому g_{τ} і його градієнт близькі до істинних значень для широти $45^{\circ}32'33''$.

З метою спрощення розв'язання диференціального рівняння (Д1.3), а також спрощення запису кінцевих виразів залежності тиску від висоти. в (Д1.3) переходить від h до нової незалежної змінної — так званої геопотенційної висоти H_{Γ} .

Геопотенційна висота — це поняття, яке використовується у фізиці атмосфери і визначається як співвідношення

$$H_{\Gamma} = \frac{\Phi}{g_c}, \quad (\text{Д1.5})$$

де $\Phi = \int_0^h g_{\tau} dh$ — потенціал поля сили ваги.

Геопотенційна висота відраховується від середнього рівня моря. З урахуванням (Д1.4) з (Д1.5) одержимо

$$H_{\Gamma} = r^2 \int_0^h \frac{dh}{(r+h)^2} = h \frac{r}{r+h}. \quad (\text{Д1.6})$$

Відповідно до (Д1.6) $H_{\Gamma} \leq h$, при цьому різниця

$$h - H_{\Gamma} = \frac{h^2}{r+h}$$

вважається незначною (для $h = 10$ км вона становить 16 м, а для $h = 20$ км — 63 м). На основі (Д1.5) запишемо

$$dH_{\Gamma} = \frac{d\Phi}{g_c} = \frac{g_{\tau} dh}{g_c}. \quad (\text{Д1.7})$$

Інтегруючи рівняння (Д1.3) потрібно також враховувати залежність температури повітря T від висоти (рис. Д1.6). Згідно з СА-81 існують такі залежності $T = f(H_{\Gamma})$:

1) $H_{\Gamma} \leq 11$ км

$$T = T_0 + \beta H_{\Gamma}, \quad (\text{Д1.8})$$

де $\beta = \frac{dT}{dH_{\Gamma}} = -6,5 \cdot 10^{-3}$ К/м — температурний градієнт з висоти;

$$2) 11 \text{ км} < H_r \leq 21 \text{ км}$$

$$T = T_{11}, \quad (\text{Д1.9})$$

де $T_{11} = 216,65 \text{ К} = \text{const}$;

$$3) 20 \text{ км} < H_r \leq 32 \text{ км}$$

$$T = T_{20} + \beta(H_r - 20\,000), \quad (\text{Д1.10})$$

де $\beta = 10^{-3} \text{ К/м}$; $T_{20} = T_{11}$.

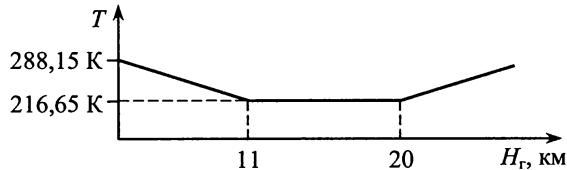


Рис. Д1.6

З урахуванням (Д1.3), (Д1.7), (Д1.8) для $H_r \leq 11 \text{ км}$ одержимо

$$\int_{P_c}^P \frac{dP}{P} = -\frac{g_c}{R} \int_0^{H_r} \frac{dH_r}{T_c + \beta H_r},$$

позначимо обчислений таким чином тиск індексом «СА»

$$P_{CA} = P_c \left(1 + \frac{\beta}{T_c} H_r \right)^{\frac{-g_c}{\beta R}}. \quad (\text{Д1.11})$$

де P_c , T_c , g_c — стандартні значення для $H_r = 0$; $\beta = -6,5 \cdot 10^{-3} \text{ К/м}$.

Аналогічно з урахуванням (Д1.9), (Д1.10) одержимо:

- для $11 \text{ км} < H_r \leq 20 \text{ км}$

$$P_{CA} = P_{11} \exp \left[-\frac{g_c}{RT_{11}} (H_r - 11\,000) \right], \quad (\text{Д1.12})$$

де $P_{11} = 22632 \text{ Па}$ (169,75 мм. рт. ст.); $T_{11} = 216,65 \text{ К}$;

- для $20 \text{ км} < H_r \leq 32 \text{ км}$

$$P_{CA} = P_{20} \left[1 + \frac{\beta}{T_{20}} (H_r - 20\,000) \right]^{\frac{-g_c}{\beta R}}, \quad (\text{Д1.13})$$

де $P_{20} = 5474,87 \text{ Па}$ (41,065 мм. рт. ст.); $\beta = 10^{-3} \text{ К/м}$.

Формули (Д1.11)...(Д1.13) встановлюють залежність атмосферного (статичного) тиску від геопотенційної висоти згідно з СА-8І. Висота, яка з цих формул відповідає фактичному тиску P , називається в авіації абсолют-

ною барометричною висотою позначається як H_a . Із (Д1.11)...(Д1.13), замінюючи H_r на H_a , після перетворень, дістаємо:

♦ для $H_a \leq 11$ км

$$H_a = \frac{T_c}{\beta} \left[\left(\frac{P}{P_c} \right)^{\frac{\beta R}{g_c}} - 1 \right], \quad (\text{Д1.14})$$

де $\beta = -6,5 \cdot 10^{-3}$ К/м.

♦ для $H_a \leq 21$ км

$$H_a = 11000 + \frac{RT_{11}}{g_c} \ln \frac{P_{11}}{P}, \quad (\text{Д1.15})$$

♦ для $20 \text{ км} < H_a \leq 32 \text{ км}$

$$H_a = 20000 + \frac{T_{20}}{\beta} \left[\left(\frac{P}{P_{20}} \right)^{\frac{\beta R}{g_c}} - 1 \right], \quad (\text{Д1.16})$$

де $\beta = 10^{-3}$ К/м.

Формули (Д1.14)...(Д1.16) носять назву гіпсометричні залежності й призначені для градування вимірників барометричної висоти польоту.

Проте вимірювання висоти має сенс тільки у випадку прив'язки до деякого рівня початку відліку. Якщо за рівень початку відліку прийнятий тиск 760 мм рт. ст., то атмосферному тиску в точці визначення висоти відповідає абсолютна барометрична висота. Якщо завдання будь-якого іншого початкового рівня, що відповідає, наприклад, атмосферному тиску на аеродромі посадки, то атмосферному тиску в точці визначення висоти відповідає відносна барометрична висота.

Політ ЛА за фіксованого значення барометричної висоти (з постійним значенням атмосферного тиску) — це рух по ізобаричній поверхні в атмосфері Землі. Зазвичай ізобаричні поверхні стандартної атмосфери не можуть точно відповідати ізобаричним поверхням реальної атмосфери, тим більше що останні безупинно змінюються в часі. Однак, ізобаричні поверхні як стандартної, так і реальної атмосфери ніде не перетинаються в гравітаційному полі Землі. Тому ЛА, які пілотуються за різних значень точно обумовленої абсолютної барометричної висоти, застраховані від зіткнення. Пілотування з контролем відносної барометричної висоти широко застосовується під час здійснення зльоту та посадки ЛА.

У таблицях СА-81 також наводяться значення густини повітря ρ , його питомої ваги γ та швидкості звуку a для різних висот, які розраховуються за формулами

$$\rho = \frac{P}{RT}; \quad \gamma = \frac{G}{V} = \frac{mg}{V} = \rho g; \quad a = \sqrt{\kappa \frac{RT}{M}} = 20,045796 \sqrt{T},$$

Тут V — об'єм газу, маса якого m , а вага G ; $\kappa = c_p/c_v = 1,4$ — показник адіабати, який дорівнює відношенню питомих теплоємностей повітря при постійному тиску c_p та постійному об'ємі c_v ; M — число Маха.

ОСНОВНІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ КООРДИНАТ

Розв'язання будь-яких задач літаководіння вимагає визначення пілотажно-навігаційних параметрів польоту. Для їх кількісної оцінки вводять у розгляд відповідні системи відліку (СК).

Навігаційні СК будують, як правило, так щоб їх характерні точки, лінії, поверхні початку відліку збігались з характерними точками, лініями, поверхнями відповідних фізичних тіл і полів.

Як точки початку відліку частіше всього вибирають:

- точку в центрі Землі (центрі мас Землі) для геоцентричних систем відліку;
- точку на поверхні Землі для геотопічних систем відліку;
- точку на борту ЛА для рухомих (ЛА-центричних) систем відліку.

У процесі вибору СК, яка використовується на борту ЛА для розв'язання задач навігації, необхідно враховувати те, що обрана СК повинна забезпечувати:

- ♦ програмування траєкторії польоту ЛА за найменший час;
- ♦ охоплення достатньої за площею території для використання єдиної СК;
- ♦ розв'язання навігаційних задач із необхідною точністю;
- ♦ одержання найбільш простих співвідношень при розв'язанні задач навігації та управління;
- ♦ розв'язання спеціальних польотних задач;
- ♦ наочну інформацію про місцезположення ЛА відносно ЛЗШ або основних її точок;
- ♦ простоту знаходження місцезположення ЛА на карті, планшеті або на індикаторі за його координатами, а також просте визначення координат різних об'єктів.

Використання конкретних СК залежить від характеристик точності пілотажно-навігаційного обладнання літака, від методики підготовки обладнання до польоту, від особливостей його роботи в польоті, а також від специфіки використання екіпажем навігаційної інформації.

Застосування на борті ЛА різноманітних датчиків пілотажно-навігаційної інформації, а також велика кількість задач, що вирішуються при підготовці до польоту та в польоті, є причиною використання в сучасній ПНК великої кількості різноманітних СК.

У теперішній час на борті ЛА частіше за все використовуються такі СК:

- геоцентричні (геодезична, нормальна сферична, ортодромічна, екваторіальна, горизонтальна);
- геотопічні (полярна (сферична або циліндрична) та прямокутна);
- рухомі СК, у яких початок збігається з центром мас літака, так звані ЛА-центричні СК (нормальна рухома (горизонтована), зв'язана, траєкторна, швидкісна).

Інколи можливе застосування й деяких інших СК, не вказаних у цьому переліку.

Зауважимо, що геодезична СК відносяться до геоцентричних умовно, оскільки геодезична система не має центра. У геодезичній СК положення точки на поверхні земного еліпсоїда визначається двома координатами — широтою B і довготою L .

Нормальна сферична СК — це СК на поверхні земної сфери. У цій системі положення точки визначається сферичною широтою φ і сферичною довготою λ . Ця СК застосовується для безпосереднього розв'язання задач навігації. При цьому використовуються формули сферичної тригонометрії.

У деяких випадках нормальна сферична СК є проміжною між геодезичною, яка використовується для складання програми польоту й індикації положення ЛА, і ортодромічними, які більш зручні та природні для деяких датчиків навігаційної інформації (інерціальні навігаційні системи, курсові системи).

Зазвичай, нормальна сферична СК зв'язана із земною поверхнею й обертається разом з нею з кутовою швидкістю Ω_z .

Під час розв'язання задач повітряної навігації широко застосовують ортодромічні СК. Ці СК також є сферичними. Особливістю ортодромічних СК є те, що початкові площини відліку в них можливо змінювати відповідно до призначення навігаційної системи, типу ЛА, характеру задачі, яка вирішується у польоті, і т. п.

Дійсно, у ряді випадків зручніше використовувати таку сферичну СК, екватор якої сполучається з заданою лінією шляху або розташовується поблизу неї. Це дає ряд переваг, у тому числі дозволяє скористатися більш простими співвідношеннями для розв'язання навігаційних задач, дозволяє застосовувати формули плоскої тригонометрії за умови зберігання необхідної точності розв'язання задач.

Основними площинами, від яких починається відлік координат місцезнаходження ЛА є площина ортодромічного екватора (площина ортодромії) і площина початкового ортодромічного меридіана (рис. Д2.1).

Ортодромія — це плоска крива, яка являє собою дугу великого кола, що утворюється при перерізі сфери площиною, яка проходить через її центр. З цього виходить, що ортодромія — це лінія найкоротшої відстані між двома точками на поверхні сфери, а тому широко застосовується при прокладанні маршруту для польоту між двома точками на поверхні Землі.

Для створення ортодромії на поверхні Землі або карті необхідно задати ортодромічну сферичну СК з початком у центрі Землі.

При цьому визначаються *полюси ортодромії* (північний P_{N_0} у північній півкулі, південний P_{S_0} у південній півкулі) як кінці діаметра сфери, нормального до основної площини — площини ортодромії.

Умовимося вважати *точкою висхідного вузла ортодромії* Y — точку, в якій ортодромія переходить у північну географічну півкулю при польоті вздовж ортодромії проти годинникової стрілки, якщо дивитися з точки північного ортодромічного полюса P_{N_0} .

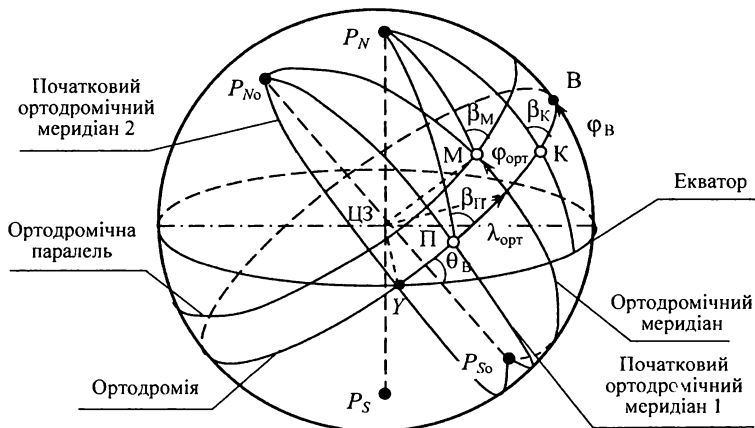


Рис. Д2.1

Вертексом називається точка В на ортодромії, яка найбільш віддалена від площини географічного екватора.

Ортодромічними координатами точки М на земній сфері є: *ортодромічна широта* $\phi_{орт}$ — кут між площиною ортодромії (площиною ортодромічного екватора) і геоцентричною вертикаллю цієї точки; *ортодромічна довгота* $\lambda_{орт}$ — двограний кут між площиною початкового ортодромічного меридіана та площиною ортодромічного меридіана точки М.

Якщо положення початкового меридіана спеціально не оговорене, то ним зазвичай стає ортодромічний меридіан, який проходить крізь точку висхідного вузла ортодромії У.

Проте часто за початковий ортодромічний меридіан обирають меридіан, який проходить крізь характерну для даного польоту фіксовану точку ортодромії, наприклад, крізь точку початку П або кінця К деякої дуги ортодромії, що збігається з ділянкою маршруту.

У процесі визначення положення ЛА в ортодромічний СК одночасно, як правило, визначають кутову орієнтацію ортодромічної паралелі відносно географічного меридіана в цій самій точці. Ця орієнтація визначається *істинним шляховим кутом ортодромії* $\beta_{орт}$ (β_M), який вимірюється в горизонтальній площині й визначається, як кут між проєкціями на горизонтальну площину дотичних до географічного меридіана і ортодромічної паралелі. Позитивний напрямок $\beta_{орт}$ відлічується за годинниковою стрілкою від північного напрямку дотичної до меридіана.

Різниця значень істинних шляхових кутів ортодромії в двох точках ортодромії називається *кутом сходження меридіанів* на цій ділянці маршруту.

Положення ортодромії на земній сфері частіше всього визначають:

- зазначенням географічних координат двох точок, наприклад, початкової П і кінцевої К деякої дуги ортодромії;

- зазначенням географічних координат деякої точки ортодромії Π та істинного шляхового кута ортодромії $\beta_{\text{орт}}$ (β_{Π}) в тій самій точці;
- зазначенням координат північного полюса ортодромії P_{N_0} ;
- зазначенням довготи висхідного вузла ортодромії Y та кута похилу ортодромії до площини екватора θ_v або широти φ_B точки вертекса B ортодромії (при цьому $\theta_v = \varphi_B$).

Застосування ортодромічної СК найбільш доцільно у припущенні, що значення ортодромічної широти під час польоту будуть невеликі (менше $5 \dots 10^\circ$). У цьому випадку замість кутових ортодромічних координат застосовують лінійні координати: дальність за ортодромією u та відхід від ортодромії x .

При цьому

$$x = \varphi_{\text{орт}} R; \quad y = \lambda_{\text{орт}} R.$$

де R — розрахункове значення радіуса земної сфери.

Розрізняють праву та ліву ортодромічні СК. У правій ортодромічній СК ортодромічна широта x відлічується вправо від напрямку відліку ортодромічної довготи y , а ортодромічні шляхові кути $\beta_{\text{орт}}$ і ортодромічний курс $\psi_{\text{орт}}$ відлічуються від дотичної до ортодромічної паралелі (рис. Д2.2, а).

У лівій ортодромічній СК ортодромічна широта відлічується вліво від напрямку відліку ортодромічної довготи, а ортодромічні ШК й ортодромічний курс — від дотичної до ортодромічного меридіана (рис. Д2.2, б).

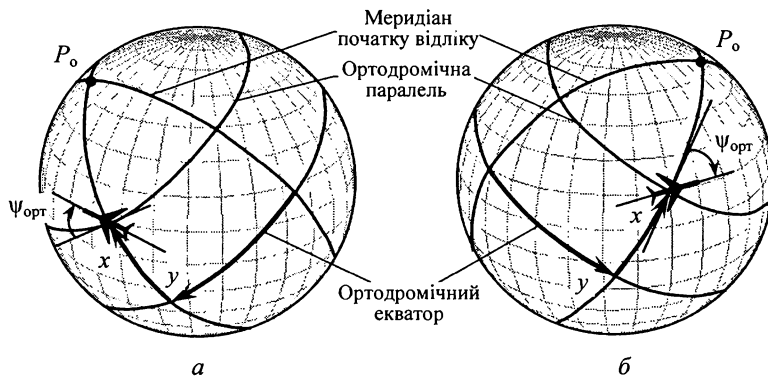


Рис. Д2.2

В окремому випадку, ортодромічний екватор правої ортодромічної СК може бути сполучений з істинним меридіаном деякої точки. Ортодромічну довготу в цьому випадку відлічують або від земного екватора, або від ортодромічного меридіана цієї точки.

Іншим окремим випадком правої ортодромічної СК є так звана *етапно-ортодромічна* СК. У цій системі кожному етапу польоту відповідає своя

власна права ортодромічна СК. Це здійснюється за рахунок сполучення ортодромічного екватора з ЛЗШ — ортодромією кожного навігаційного етапу маршруту польоту. Така СК забезпечує простоту та наочність визначення пройденої на етапі відстані та бічного відхилення від ЛЗШ. Ортодромічна довгота в цьому випадку відлічується від точки зламу маршруту (ТЗМ), вона характеризує пройдену відстань від ТЗМ, а ортодромічна широта — величину бічного відхилення ЛА від ЛЗШ.

Ортодромічні СК є основою для квазіортодромічних СК. Такі СК відрізняються від ортодромічних тим, що в них радіус екватора відрізняється від радіусів меридіанів.

Перехід від ортодромічних координат точки до координат у квазіортодромічній СК здійснюється за допомогою таких співвідношень:

$$x = \varphi_{\text{орт}} R_x; \quad y = \lambda_{\text{орт}} R_y.$$

де $\varphi_{\text{орт}}, \lambda_{\text{орт}}$ — кутові координати точки в ортодромічній СК, трансформацією якої створюється квазіортодромічна СК; R_x, R_y — величини прийнятих у даній СК радіусів меридіана й екватора, наприклад, радіуса кривизни меридіана та першого вертикала земного еліпсоїда.

Якщо екватор цієї СК сполучити з істинним меридіаном деякої точки і взяти радіуси R_x і R_y , що дорівнюють радіусу кривизни першого вертикала та меридіана, які проходять через цю точку, то в межах деякої області біля цієї точки буде отримана проекція поверхні земного еліпсоїда з достатньо малими спотвореннями. Такою точкою може бути, наприклад, центр району польотів або аеродром вильоту. Характер і величина спотворень у цьому випадку залежать від геодезичної широти обраної точки та розмірів аналізованої (робочої) області.

Сферичними є також *екваторіальна та горизонтальна* СК. Вони застосовуються, наприклад, при застосуванні астрономічних датчиків навігаційної інформації та супутникових навігаційних систем.

До числа геотопічних навігаційних СК відносяться такі СК, початок яких знаходиться й рухомий або нерухомий точці на поверхні Землі.

За нерухомий початок відліку геотопічної СК зазвичай обирають: точку розташування наземних засобів радіотехнічної системи навігації; точку на аеродромі зльоту або посадки; початкові, кінцеві, проміжні пункти маршруту; орієнтирі та цілі.

За рухомий початок відліку частіше всього вибирають точку (проекцію ЛА) на поверхні Землі.

Осі *прямокутній* геотопічної СК можуть бути орієнтовані самими різними способами, частіше всього вони орієнтуються таким чином: дві з них лежать у площині горизонту, а третя збігається з місцевою вертикаллю.

Азимутальна орієнтація горизонтальних осей визначається характером вирішуваних задач, складом і призначенням технічних засобів навігації літака. Такі прямокутні СК, у випадку фіксованої відносно Землі точки початку відліку, називаються нормальними земними СК і позначаються $O_0 X_g Y_g Z_g$. Частіше за все орієнтація горизонтальних осей визначається напрямком географічних або ортодромічних меридіанів і паралелей.

Одночасно з прямокутними геотопічними СК широко використовують полярні (сферичні та циліндричні) системи координат.

На рис. Д2.3 зображені геотопічна прямокутна (нормальна земна СК $O_0X_gY_gZ_g$) та полярні O_0NHE (сферична та циліндрична) СК з загальним центром у точці O_0 і з орієнтацією горизонтальних осей за напрямком географічної паралелі — вісь O_0Z_g (O_0Z — східний напрямок) і географічного меридіана — вісь O_0X_g (O_0N — напрямок на північ). Вісь O_0Z_g (O_0H) спрямована за напрямком істинної вертикалі.

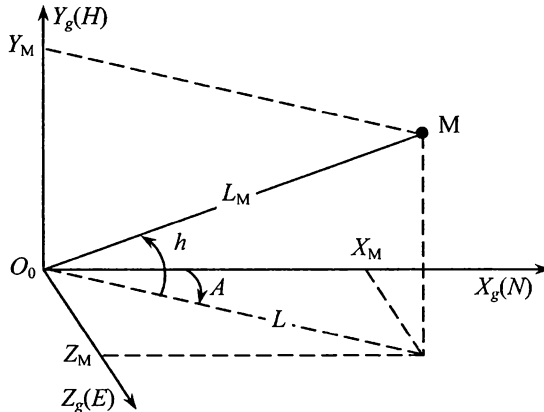


Рис. Д2.3

Координати точки М у цих системах визначаються такими величинами:

- відрізками X_M , Y_M , Z_M — в прямокутній СК;
- кутами A , h і відрізком L_M — у сферичній полярній СК;
- кутом A та відрізками L і $Y_M(H)$ — в циліндричній полярній СК.

При цьому кут A називається азимутом або істинним пеленгом об'єкта М, у точці O_0 він відлічується в горизонтальній площині від напрямку на північ O_0N до напрямку на об'єкт O_0M' за годинниковою стрілкою у межах від 0° до 360° .

Кут h — кутова висота (кутове перевищення) об'єкту відлічується від горизонтальній площини в межах -90° (нижче площини $X_gO_0Z_g$) до $+90^\circ$ (вище площини $X_gO_0Z_g$).

Відрізки L , L_M , H (Y_M) відповідно називаються: дальність (горизонтальна дальність від точки O_0), похила дальність і висота об'єкту над горизонтальною площиною $X_gO_0Z_g$.

У випадку орієнтації горизонтальних осей геотопічних СК за напрямком ортодромічної паралелі (ортодромічного екватора) від цього напрямку відлічується пеленг Π або умовний азимут об'єкта. Іноді на відміну від азимута цей кут називають ортодромічним або умовним пеленгом об'єкта.

Рухомими (ЛА-центричними) системами координат прийнято називати навігаційні системи відліку з центром у точці, яка збігається з центром мас ЛА.

Серед рухомих СК координат особливе місце займає зв'язана прямокутна СК $OXYZ$, яка створена поздовжньою, нормальною та поперечною осями ЛА. У цій СК початок сполучається з центром мас ЛА, вісь OX сполучається з напрямком поздовжньої осі ЛА, вісь OZ спрямована в бік правого півкрила, а вісь OY перпендикулярна першим двом осям, спрямована вгору і розташована у площині симетрії ЛА.

У зв'язаній з ЛА горизонтованій системі координат (нормальна рухома СК $OX_gY_gZ_g$) початок координат сполучається з центром мас ЛА, вісь OX_g , визначається як проекція поздовжньої осі ЛА на площину істинного горизонту, вісь OZ_g розташована у площині горизонту і спрямована вправо від осі OX_g , а вісь OY_g паралельна нормалі до площини горизонту.

У швидкісній СК $OX_aY_aZ_a$ швидкісна вісь OX_a збігається з вектором повітряної швидкості, вісь підйімальної сили OY_a лежить у площині симетрії, а бокова вісь OZ_a доповнює систему до правої.

Траєкторна СК $OX_kY_kZ_k$ — це рухома система координат, вісь OX_k якої збігається з напрямком вектора земної швидкості (швидкість ЛА відносно земної поверхні), а вісь OY_k спрямована уверх від поверхні Землі й лежить у вертикальній площині, яка проходить крізь вісь OX_k . При відсутності вітру вісь OX_k траєкторної СК сполучається з віссю OX_a швидкісної системи координат.

ЛА-центричні (рухомі) навігаційні СК використовуються, як правило, для отримання інформації за допомогою деяких систем і засобів, які знаходяться на борту ЛА, наприклад, РЛС, оптичних візирів, гіроскопічних систем.

Часто при вирішуванні задач навігації з'являється необхідність переходу з однієї СК в іншу. Такий перехід виконується за допомогою матриць переходу (матриць напрямляючих косинусів).

Астрономічні системи координат

Принципи побудови астрономічних навігаційних систем для визначення координат місцезнаходження та курсу ЛА засновані на геометричному або аналітичному моделюванні положення небесних тіл відносно навігаційної СК. Оскільки літакові астрономічні пристрої пеленгують природні небесні тіла — світила, то з'ясування змісту такого моделювання передбачає знання основ авіаційної астрономії й зокрема астрономічних СК і задач вимірювання часу.

В авіаційній астрономії відстані до небесних світил не представляють інтересу, важливі тільки їхні кутові положення. Тому для зручності розв'язання координатних задач використовується поняття небесної сфери довільного радіуса з центром у точці М місцезнаходження ЛА (рис. Д2.4). Точки P'_N і $P's$, що лежать на осі, паралельній осі власного обертання Землі,

називаються північним і південним полюсами світу, а сама ця вісь — віссю світу. Вводиться також поняття площини небесного екватора, яка паралельна площині земного екватора. Усі світила проєктуються на небесну сферу в точках C_i із дотриманням їх відносної кутової орієнтації.

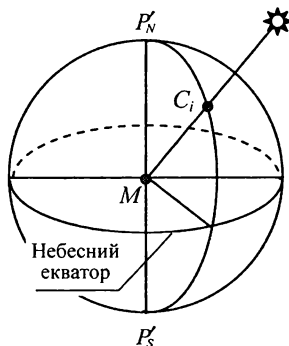


Рис. Д2.4

У ряді випадків центр небесної сфери зручніше сполучати із центром Землі, а саму небесну сферу — із землею, що цілком припустимо через віддаленість світил і, як правило, використовується в авіаційній астрономії. У цьому випадку точку C_i називають *географічним місцем світила*.

Залежно від розв'язуваних задач використовують горизонтальну і екваторіальні (рухомі і нерухомі) системи астрономічних координат. Центр небесної сфери екваторіальних систем зазвичай сполучають із центром Землі.

Екваторіальна нерухома система (рис. Д2.5, а), яка не обертається в інерціальному просторі, зручна для вивчення відносного положення світил. Площина відліку кутових координат є площина небесного екватора і *коло схилення світила* — площина, яка проходить через світило C і вісь світу і співпадає з площиною меридіана світила.

Згідно з назвою цієї СК положення зірок у ній незмінні, в той час як Сонце внаслідок річного руху Землі робить оберт по колу, площина якого — *екліптика* — нахилена до площини екватора на кут $23^{\circ}27'$. Точка перетину цього кола з екватором при переході Сонця в північну півсферу (21 березня) називається *точкою весняного рівнодення* і позначається символом Υ .

Положення світила в нерухомій екваторіальній системі координат визначається кутами α і δ . Кут α — *пряме схилення*, вимірюється дугою небесного екватора від точки Υ до кола схилення. Позитивний напрям відліку показаний стрілкою (див. рис. Д2.5, а). Кут δ — *схилення* вимірюється дугою кола схилення від небесного екватора до світила. При знаходженні світила в північній півсфері кут δ вважається позитивним. Природно, що координати α і δ можна визначати також відповідними центральними кутами.

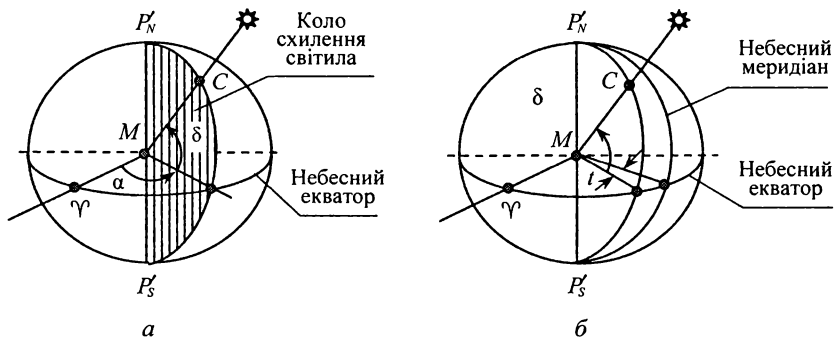


Рис. Д2.5

Екваторіальна рухома СК (рис. Д2.5, б) зв'язана з Землею й обертається відносно нерухомої системи з кутовою швидкістю Ω власного обертання Землі. Вона дозволяє визначати положення світил відносно навігаційних СК. Крім кута δ , координатою світила в цій СК стає *годинний кут* t . Початком відліку t служить *небесний меридіан*, площина якого збігається з меридіаном точки M місця об'єкта. Кут t вимірюється між площинами небесного меридіана і кола схилення світила в напрямку, протилежному власному обертанню Землі. Зауважимо, що проходження світила через небесний меридіан, коли значення $t = 0$, називається *верхньою кульмінацією*.

Місцевий t і гринвіцький $t_{\text{ГР}}$ годинні кути взаємозалежні

$$t = t_{\text{ГР}} + \lambda, \quad (\text{Д2.1})$$

де λ — східна довгота місця.

Зауважимо, що годинникові кути зірок, Сонця і планет змінюються з різними кутовими швидкостями.

Оскільки значення $t_{\text{ГР}}$ залежить не тільки від часу, але і змінюється від світила до світила, то табулювання $t_{\text{ГР}}$ для великої кількості навігаційних зірок нерационально. Для цього замість (Д2.1) доцільно використовувати іншу форму виразу t з урахуванням зв'язку між рухомою і нерухомою системами екваторіальних координат, що пояснюється рис. Д2.6. Цей зв'язок визначається *зоряним часом* S , під яким розуміється годинний кут точки весняного рівнодення. З визначення S впливає залежність

$$S = t + \alpha. \quad (\text{Д2.2})$$

За аналогією з (Д2.1) можна записати

$$S = S_{\text{ГР}} + \lambda, \quad (\text{Д2.3})$$

де $S_{\text{ГР}}$ — гринвіцький зоряний час.

З (Д2.2) і (Д2.3) випливає

$$t = S_{\text{ГР}} + \lambda - \alpha. \quad (\text{Д2.4})$$

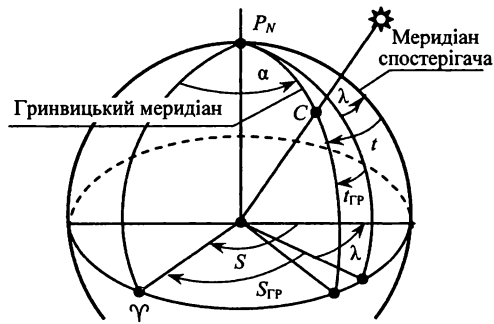


Рис. Д2.6

Такий вираз зручний для практичного використання, оскільки значення прямого сходження зірок α незмінні протягом багатьох років, а $S_{ГР}$ табульовано у функції гринвіцького часу.

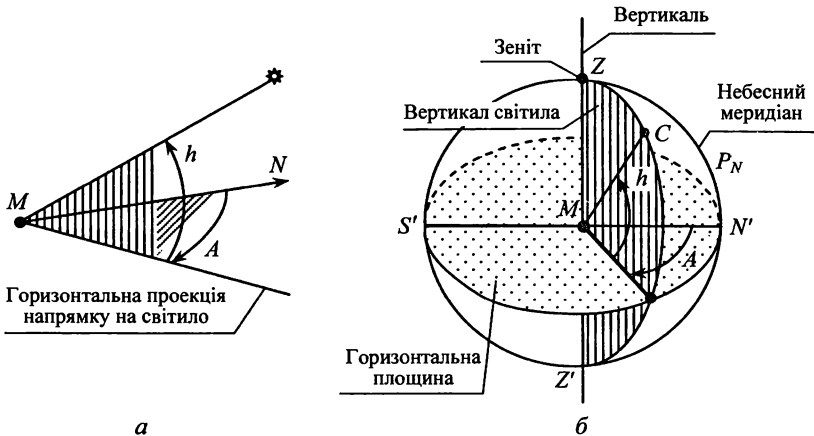


Рис. Д2.7

У горизонтальній системі координат положення світила визначається висотою h та азимутом A світила (рис. Д2.7, а). Висота являє собою кут між горизонтальною площиною та напрямком на світло, а азимут — кут, вимірюваний від північного напрямку меридіана до горизонтальної проекції напрямку на світло. Для встановлення залежностей між екваторіальними та горизонтальними координатами останні зображують також на небесній сфері з центром у точці M місця розташування (рис. Д2.7, б). Площинами відліку кутів A і h є горизонтальна площина і вертикаль світла — вертикальна площина, що містить точку C . Точка Z вертикалі місця $Z'Z$ назива-

ється *зенітом*. Площина небесного меридіана, яка проходить за визначенням через точки Z і P_N , перетинає горизонтальну площину в точках півночі N' і півдня S' . Очевидно, що азимут A може бути визначений також як кут між площиною небесного меридіана і вертикалом. Дуга ZC , що дорівнює $90^\circ - h$, називається *зенітною відстанню*.

Приведемо також стислі відомості щодо виміру часу.

Зоряний час відповідно до свого визначення змінюється з кутовою швидкістю власного обертання Землі. *Зоряна доба* — проміжок часу між двома послідовними верхніми кульмінаціями точки весняного рівнодення (час одного оберту Землі навколо своєї осі) — коротше сонячної приблизно на 4 хвилини через річний рух Землі. Врахування зоряного часу дуже важливе в астронавігаційних системах, що пеленгують зірки.

У повсякденному житті, зазвичай, використовується так званий *сонячний час*. Одиниця його виміру — секунда, яка визначається як $1/86400$ середньої сонячної доби, що дорівнює проміжку часу між двома послідовними кульмінаціями так званого середнього Сонця — фіктивної точки, яка рівномірно рухається за екватором (тривалість істинної сонячної доби не постійна). Інше визначення секунди — це $1/31556925,9747$ частина тропічного року (для 1900 р.), що відповідає осередненню даних спостереження за 300 років. Точність такого еталона часу порядку 10^{-11} . У зв'язку з підвищенням вимог до точності виміру часу в 1965 р. був прийнятий атомний еталон секунди, і вона визначається як час, за котрий відбувається 9192631770 переходів між двома надтонкими рівнями основного стану атома Cs 133, що дає точність порядку $5 \cdot 10^{-13}$.

Початок відліку сонячного часу — північ (момент нижньої кульмінації Сонця, коли його годинний кут дорівнює π) — залежить від меридіана місця. Тому місцевий час T_m , що залежить від довготи λ , не використовується на практиці. Для зручності прийнятий *поясний час* T_p , який розрізняється на 1 годину відносно сусідніх поясів (всього 24 пояси), а на території СНГ уведений *декретний час* T_d , який більше поясного на 1 годину ($T_d = T_p + 1$).

При астрономічних вимірах за T_d з урахуванням номера N поясу визначають *гринвіцький час* $T_{гр} = T_d - N - 1$.

За $T_{гр}$ для дати вимірювання з Авіаційного астрономічного щорічника відшуковують $t_{гр}$ і δ Сонця та планет і єдине $S_{гр}$ зірок.

Зв'язок між астрономічними та навігаційними системами координат

Усі методи визначення координат місця розташування та курсу ЛА шляхом астрономічних вимірів базуються на залежностях між астрономічними і навігаційними СК. При цьому основним є взаємозв'язок геоцентричної (географічної) і астрономічних — екваторіальної (рухомої) і горизонтальної — координатних систем, що пояснюється для сферичної моделі Землі на рис. Д2.8, а (див. також рис. Д2.5, б і Д2.7). Вертикаль ZM вважається геоцентричною, а напрямки на світило з точки M і центра O Землі — паралельними.

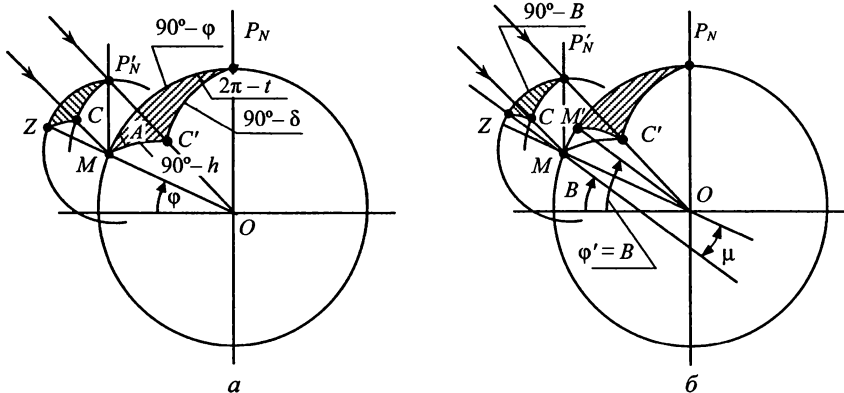


Рис. Д2.8

Тоді сферичні трикутники ZP'_NC на небесній сфері і MP_NC' на Землі будуть подібні (трикутник ZP'_NC має назву *паралактичний*). Природно, що дуги $ZP'_N(MP_N)$, $P'_NC(P_NC')$ і $ZC(MC')$ рівні відповідно $(90^\circ - \varphi)$, $(90^\circ - \delta)$ і $(90^\circ - h)$, кути при вершинах $Z(M)$ і $P'_N(P_N)$ — азимуту A та $(2\pi - t)$.

Для кожного з цих трикутників, наприклад, MP_NC' , можна записати рівняння, використовуючи формули сферичної тригонометрії, які встановлюють зв'язок між геоцентричними (географічними) координатами φ , λ точки M й астрономічними координатами світила. За теоремою синусів одержимо

$$\frac{\cos \delta}{\sin A} = -\frac{\cos h}{\sin t}$$

або, з урахуванням (Д2.4),

$$\sin A = -\frac{\cos \delta \sin t}{\cos h} = -\frac{\cos \delta \sin(S_{\text{rp}} + \lambda - \alpha)}{\cos h}. \quad (\text{Д2.5})$$

Згідно з теоремою косинусів, можна записати

$$\begin{aligned} \sin h &= \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos t = \\ &= \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos(S_{\text{rp}} + \lambda - \alpha). \end{aligned} \quad (\text{Д2.6})$$

У рівняннях (Д2.5) і (Д2.6) параметри α , δ і S_{rp} заздалегідь відомі (задані). Отже, при відомих широті φ і довготі λ точки M розв'язком рівнянь є азимут A , використовуваний для визначення курсу. Рівняння (Д2.5) необхідно тільки для обчислення A , значення якого можна відразу ж знайти з нього при відомій довготі λ у випадку безпосереднього виміру h . Основна

навігаційна задача визначення координат місця розташування може бути розв'язана при вимірі висот двох світил C_1 і C_2 , якщо, аналогічно (Д2.6), одержимо систему двох рівнянь:

$$\begin{aligned}\sin h_1 &= \sin \varphi \sin \delta_1 + \cos \varphi \cos \delta_1 \cos (S_{\text{гп}} + \lambda - \alpha); \\ \sin h_2 &= \sin \varphi \sin \delta_2 + \cos \varphi \cos \delta_2 \cos (S_{\text{гп}} + \lambda - \alpha),\end{aligned}\quad (\text{Д2.7})$$

де індекси «1» і «2» відповідають номерам світил. З цих рівнянь можна знайти значення φ і λ .

Можливі й інші форми запису тригонометричних рівнянь зв'язку навігаційних і астрономічних координат, еквівалентні приведеним вище, а також різні методи розв'язання цих рівнянь.

Зробимо тепер важливе зауваження щодо залежності розв'язку навігаційної задачі за допомогою астрозасобів від виду використовуваної в них вертикалі. Справа в тім, що часто астрономічні виміри базуються не на геоцентричній, а на астрономічній (істинній) вертикалі, яка апроксимується геодезичною. У цьому випадку трикутник $ZP'_N C$ зміниться, оскільки точка зеніту Z зміститься, так, що дуга ZP'_N стане рівною $90^\circ - B$, де B — геодезична широта (див. рис. Д2.8, б, де для наочності розходження між кутами B і φ перебільшене). Трикутник $MP_N C'$ вже не буде подібний трикутнику $ZP'_N C$. Для збереження подоби достатньо, очевидно, замінити точку M точкою M' , зміщеною до півночі на кут μ .

$$\mu = B - \varphi.$$

Для кожного з отриманих таким чином подібних трикутників можна записати, замінюючи φ на B , систему рівнянь, аналогічних розглянутим. Отже, при вимірі висот світил h_1 і h_2 , які відлічуються від площини істинного (точніше, геодезичного) горизонту, рівняння (Д2.7) безпосередньо визначають геодезичні координати точки M : широту B і довготу $L = \lambda$. Величина B , яка задається на еліпсоїді, в даному випадку через застосування сферичних побудов (для «земного» трикутника $MP_N C'$) чисельно дорівнює її геоцентричному куту $\varphi' = B$. З (Д2.5) при цьому визначається азимут світила, який дещо відрізняється від кута A , одержуваного для геоцентричної вертикалі.

ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНІ ПАРАМЕТРИ ПОЛЬОТУ

Роздивимось деякі найбільш важливі пілотажно-навігаційні параметри польоту.

У процесі розв'язання задач повітряної навігації широко застосовується поняття курсу ЛА.

Курс — це кут між певним напрямком початку відліку в площині місцевого горизонту і проекцією поздовжньої осі ЛА OX' на горизонтальну площину (рис. ДЗ.1).

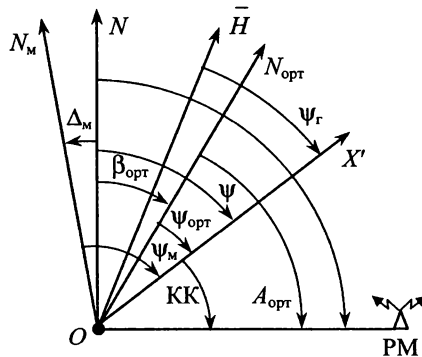


Рис. ДЗ.1

Відлік курсу ведеться за годинниковою стрілкою від обраного початкового напрямку. За напрямком початку відліку курсу частіше за все обирають:

- напрямок на північ ON у площині горизонту, у цьому випадку визначають *істинний або географічний курс* ψ ;
- горизонтальний напрямок ортодромічної паралелі $ON_{орт}$ (меридіана) у випадку визначення *ортодромічного курсу* $\psi_{орт}$;
- північний напрямок магнітного меридіана ON_M при визначенні *магнітного курсу* ψ_M ;
- горизонтальний напрямок, що вимірює бортовий курсовий прилад. У цьому випадку говориться про *приладний або компасний курс*. Якщо напрямком відліку H відтворюється за допомогою гіроскопа або гіроскопічної система, то курс, що визначається таким чином, називають *гіроскопічним* ψ_g .

Діапазон вимірювання курсу ЛА — $0...360^\circ$.

Напрямок проекції поздовжньої осі ЛА на горизонтальну площину OX' використовується також для визначення курсових кутів (КК) деяких точкових об'єктів: орієнтирів, цілей, других ЛА, радіостанцій та ін.

Курсовим кутом КК орієнтира, наприклад РМ, називається кут між напрямком проекції поздовжньої осі ЛА на горизонтальну площину та горизонтальним напрямком на орієнтир (об'єкт). Позитивні значення курсового кута відлічуються за годинниковою стрілкою від горизонтальної проекції поздовжньої осі ЛА. Діапазон вимірювань курсового кута — $0...360^\circ$.

Азимутом об'єкта A називається кут, що відлічується в горизонтальній площині від напрямку на північ ON до напрямку на об'єкт. Діапазон вимірювань азимута — $0...360^\circ$.

Важливішими пілотажно-навігаційними параметрами, які необхідні для розв'язання задач навігації, є висота та швидкість польоту ЛА.

Висотою польоту називається геометрична висота, яка характеризується відстанню за вертикаллю між певними рівнями початку відліку та ЛА.

Висота польоту понад рельєфом місцевості характеризується, істинною геометричною висотою $H_{\text{іст}}$, вимірювання якої важливе для деяких етапів польоту.

Якщо висота польоту вимірюється відносно будь-якої поверхні, наприклад, від поверхні ЗПС, то така висота польоту називається відносною $H_{\text{від}}$. Цю висоту, як правило, контролюють при виконанні зльоту та посадки літака. Якщо за початковий рівень відліку висоти польоту прийнято середній рівень світового океану (поверхня геоїда), то таку висоту називають абсолютною $H_{\text{абс}}$. Вона використовується для забезпечення ешелонування польоту.

Вигляд цих висот пояснюється на рис. Д3.2.

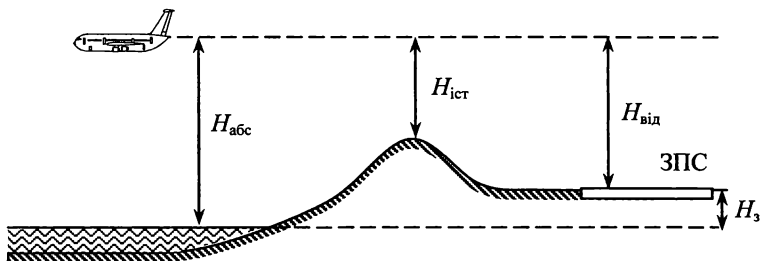


Рис. Д3.2

Очевидно, що абсолютна й відносна висота польоту ЛА пов'язані між собою таким співвідношенням:

$$H_{\text{від}} = H_{\text{абс}} - H_z,$$

де H_z — геометрична висота точки, що прийнята за початок відліку на поверхні Землі.

Залежно від обраної СК, відносно якої визначають швидкість польоту ЛА, відрізняють повітряну, земну і абсолютну швидкість польоту.

Істинна повітряна швидкість $\vec{V}$ — це швидкість ЛА відносно повітряного середовища (відносно набігаючого потоку повітря).

Земна швидкість ЛА $\vec{V}_k$ — це швидкість ЛА відносно обраної системи координат, що зв'язана з Землею.

Проекція земної швидкості ЛА на горизонтальну площину (горизонтальна складова швидкості ЛА відносно Землі) називається *шляховою швидкістю* $\vec{V}_{ш}$. Вектор шляхової швидкості спрямований як дотична до лінії шляху.

Земна швидкість ЛА $\vec{V}_k$ є векторною сумою його повітряної швидкості $\vec{V}$ і швидкості вітру $\vec{W}$.

Швидкість вітру $\vec{W}$ — це швидкість переміщення повітряного середовища, що не збурене ЛА, відносно обраної СК, яка зв'язана із Землею.

Якщо спроектувати вектори повітряної швидкості та швидкості вітру на площину місцевого горизонту, то горизонтальні складові вектора повітряної швидкості $\vec{V}_r$ вектора швидкості вітру $\vec{W}_r$, а також вектора шляхової швидкості $\vec{V}_{ш}$ створюють так званий навігаційний трикутник швидкості, зображений на рис. ДЗ.3.

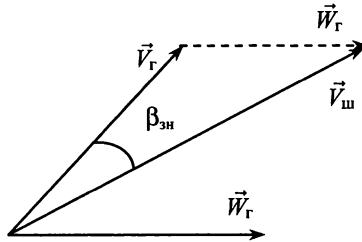


Рис. ДЗ.3

Кут $\beta_{зн}$ між горизонтальною проекцією вектора повітряної швидкості $\vec{V}_r$ і напрямком шляхової швидкості $\vec{V}_{ш}$ називають *кутом знесення*.

У теперішній час у зв'язку з використанням на борту ЛА інерціальних систем навігації широко застосовують поняття *абсолютна швидкість* $\vec{V}_a$ ЛА. Термін «абсолютна» тут застосовується з метою підкреслити той факт, що визначення швидкості здійснюється в деякій інерціальній або умовно інерціальній системі відліку. Зазвичай при цьому розглядається рух ЛА і відповідно визначають його абсолютну лінійну швидкість відносно геоцентричної СК, осі якої не обертаються в інерціальному просторі. Величина вектора абсолютної швидкості $\vec{V}_a$ ЛА у цьому випадку може бути подана як сума його відносної земної швидкості $\vec{V}_k$ і переносної швидкості $\vec{V}_{пер}$, тобто лінійної швидкості точки повітряного простору, в якій знаходиться ЛА. Величина і напрямок переносної швидкості обумовлені обертальним переносним рухом Землі. При цьому

$$\vec{V}_a = \vec{V}_k + \vec{V}_{\text{пер}} = \vec{V}_k + \vec{\Omega}_3 \times \vec{R},$$

де $\vec{\Omega}_3$ — вектор кутової швидкості обертання Землі; $\vec{R}$ — радіус-вектор, що спрямований із центра Землі в точку знаходження ЛА.

Величина переносної швидкості в цьому випадку може бути визначена за формулою

$$\vec{V}_{\text{пер}} = \Omega_3 R \cos \varphi = \Omega_3 l,$$

де φ — геоцентрична широта ЛА; l — відстань від літака до полярної осі.

Вектор переносної швидкості спрямований як дотична до географічної паралелі від заходу на схід.

Застосовуючи термін абсолютна лінійна швидкість, необхідно мати на увазі, що він не може бути визнаним вдалим з точки зору принципу відносності класичної механіки (принципу Галілея), який встановлює рівність усіх інерціальних систем відліку.

Інформація про швидкість польоту ЛА використовується для розв'язання навігаційних задач: обчислення шляху, визначення часу прибуття літака в задану точку маршруту.

Для запобігання виходу літака або двигуна на критичні за керованістю режими використовується інформація про число M польоту.

Число M — це відношення істинної повітряної швидкості V до швидкості звуку a :

$$M = \frac{V}{a} = \frac{V}{\sqrt{kRT}},$$

тут k — стала адіабатичного процесу; $R = 287,05287$ (дж/кг К) — питома стала повітря; T — температура повітря (К).

Кутову орієнтацію ЛА у повітряному потоці визначають кути атаки та ковзання.

Кут атаки α — кут між поздовжньою віссю ЛА та проекцією вектора повітряної швидкості на площину симетрії ЛА.

Кут ковзання β — кут між вектором повітряної швидкості та площиною симетрії ЛА.

Як кінематичні параметри, що характеризують рух центра мас ЛА, у повітряній навігації використовують траєкторні кути, які показані на рис. ДЗ.4.

При цьому кут Ψ визначається як *кут шляху* — кут між віссю $OX_{\mathcal{R}}$ нормальної системи координат (напрямок істинного меридіана) і напрямком вектора шляхової швидкості $\vec{V}_{\text{ш}}$.

Кут нахилу траєкторії Θ — кут між вектором земної швидкості $\vec{V}_k$ і горизонтальною площиною $X_{\mathcal{R}}OZ_{\mathcal{R}}$. На рис. ДЗ.4 показані позитивні напрямки відліку цих кутів.

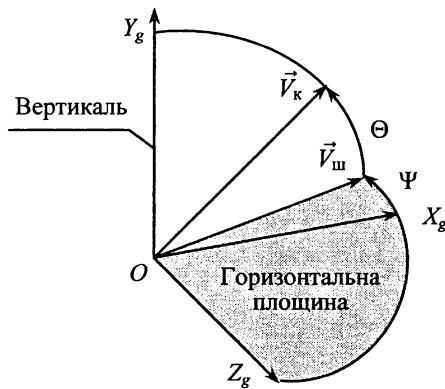


Рис. Д3.4

Зауважимо, що поняття «шляховий кут» Ψ , яке використовується в навігації, відповідає поняттю «кут шляху», але позитивні значення шляхового кута, як і курсу, відраховуються за годинниковою стрілкою від фіксованого у площині горизонту напрямку.

Положення ЛА (зв'язаної СК $OXYZ$) відносно площини горизонту (нормальної СК $OX_gY_gZ_g$) визначається кутами тангажа ϑ і крену γ .

Кут тангажа ϑ — це кут між поздовжньою віссю ЛА та горизонтальною площиною OX_gZ_g . Діапазон вимірювання кута тангажа визначається співвідношенням $-90^\circ \leq \vartheta \leq 90^\circ$.

Кут крену γ — це кут між нормальною віссю ЛА і вертикальною площиною, що проходить крізь поздовжню вісь ЛА. Діапазон вимірювання кута крену будемо визначати співвідношенням $-90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ$. За позитивного (правого) крену поперечна вісь ЛА знаходиться нижче горизонтальної площини OX_gZ_g .

На закінчення, введемо ще два взаємозв'язаних параметри польоту ЛА — прискорення та перевантаження.

Абсолютне прискорення центра мас ЛА $\vec{w}_{abc}$ визначається, відповідно до другого закону Ньютона, відношенням рівнодійних усіх зовнішніх сил, діючих на ЛА, до його маси m , тобто

$$\vec{w}_{abc} = \vec{F} / m. \quad (\text{Д3.1})$$

Напрямок вектора абсолютного прискорення $\vec{w}_{abc}$ збігається з напрямком вектора рівнодійної сила $\vec{F}$. У процесі розглядання руху ЛА відносно поверхні Землі вектор абсолютного прискорення можна подати як суму відносного $\vec{w}_{від}$, переносного $\vec{w}_{пер}$ і коріолісового $\vec{w}_{кор}$ прискорень:

$$\vec{w}_{abc} = \vec{w}_{від} + \vec{w}_{пер} + \vec{w}_{кор}.$$

Відносне прискорення $\vec{w}_{від}$ може бути визначене як похідна за часом вектора земної швидкості ЛА $\vec{V}_k$. Переносне прискорення $\vec{w}_{пер}$ — це при-

скорення точки навколоземного простору, в якій знаходиться ЛА, і яке обумовлене обертанням Землі. Вектор цього прискорення завжди спрямований як перпендикуляр до осі обертання Землі, а його величина визначається рівнянням

$$w_{\text{пер}} = \Omega_3^2 l,$$

де l — відстань до осі обертання Землі

Величина та напрямок вектора коріолісового прискорення визначається залежністю

$$\vec{w}_{\text{кор}} = 2\vec{\Omega}_3 \times \vec{V}_k.$$

Інколи здається зручним рівнодійну усіх зовнішніх сил, діючих на ЛА, подати як суму сил гравітаційного притягання $\vec{Q}$ і так званої результуючої сили $\vec{R}$. Результуюча сила $\vec{R}$ — це рівнодійна усіх сил негравітаційного походження (сила тяги двигуна, аеродинамічна сила та ін.). У цьому випадку замість рівняння (ДЗ.1) маємо

$$\vec{w}_{\text{абс}} = \frac{\vec{Q}}{m} + \frac{\vec{R}}{m} = \vec{g}_r + \vec{a}.$$

Звідси

$$\vec{a} = \vec{w}_{\text{абс}} - \vec{g}_r,$$

де $\vec{g}_r$ — вектор напруженості гравітаційного поля в точці знаходження ЛА; $\vec{a}$ — вектор так званого позірнього прискорення або прискорення від результуючої сили $\vec{R}$. Інколи вектор $\vec{a}$ називається вектором питомої результуючої сили, яка припадає на одиницю маси ЛА. Практично тотожне цьому поняттю поняття «перевантаження ЛА».

Перевантаження об'єкта $\vec{n}$ — це відношення результуючої сили $\vec{R}$, що діє на об'єкт до добутку маси m об'єкта і стандартного прискорення сили ваги g , тобто $\vec{n} = \vec{R}/mg$.

Враховуючи, що $\frac{\vec{R}}{m} = \vec{a}$ маємо $\vec{n} = \frac{\vec{a}}{g}$.

Звідси видно, що перевантаження є безрозмірна векторна величина, яка кількісно відрізняється від вектора прискорення під впливом негравітаційних сил постійним множником $(g)^{-1}$, який має розмірність, зворотну розмірності прискорення.

Напрямок вектора перевантаження $\vec{n}$ відповідає напрямку так званої позірної (уявної) вертикалі. Уявна вертикаль — це напрямок, який фіксує вестибулярний апарат людини або фізичний маятник, що застосовується для визначення напрямку вертикалі на рухомому об'єкті. В умовах рухомості основи напрямок, що фіксується фізичним маятником, визначається як напрямком вектора напруженості гравітаційного поля, так само і складовими вектора абсолютного прискорення основи.

ІНЕРЦІАЛЬНІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ

**Фізичні основи інерціальних навігаційних систем
і їхня класифікація**

Інерціальні навігаційні системи (ІНС) — це такі навігаційні системи, в яких отримання інформації про швидкість і координати забезпечується шляхом інтегрування сигналів, що відповідають прискоренням ЛА. Інформація про прискорення надходить від розташованих на борті ЛА акселерометрів. Процедура інтегрування векторних величин, якими є прискорення та швидкості літака, забезпечується шляхом відтворення (моделювання) на борту ЛА відповідної системи координат. Для цієї цілі частіше всього використовують гіростабілізатори або гіроскопічні датчики кутової швидкості разом із обчислювачем.

Наявність похибок датчиків ІНС у свою чергу призводить до похибок у визначенні навігаційних координат руху ЛА, ось чому при створенні ІНС намагаються зменшити величину похибок первинних датчиків.

ІНС, які встановлюються на борті ЛА, як правило, дозволяють визначити такі пілотажно-навігаційні параметри польоту: кути крену γ , тангажа ϑ та курсу ψ ; величину вектора перевантаження $\bar{n}$ або питомої результуючої сили $\bar{a}$ в проєкціях на осі зв'язаної або нормальної системи координат; шляхову $\vec{V}_{\text{ш}}$ та вертикальну швидкості; географічні ϕ , λ або ортодромічні $\phi_{\text{орт}}$, $\lambda_{\text{орт}}$ координати та висоту польоту. У разі наявності перелічених координат можуть бути визначені також кути нахилу та повороту траєкторії; відстань до орієнтиру з відомими координатами, його азимут і пеленг, додатково можуть бути визначені кутові швидкості та прискорення ЛА відносно відповідних осей.

Значні інформативні можливості, автономність, завадозахищеність визначили для ІНС одне з головних місць у складі інформаційних систем ПНК.

Класифікують ІНС, частіше за все, залежно від способів розташування акселерометрів на борту ЛА та від ролі обчислювача у складі ІНС.

Залежно від способів розташування акселерометрів на ЛА розрізняють *платформні* та *безплатформні* ІНС. У першому випадку акселерометри встановлюються на гіростабілізованій платформі, у другому — безпосередньо на корпусі ЛА або у спеціальному блоці чутливих елементів, при цьому осі чутливості акселерометрів не змінюють орієнтації відносно напрямку осей, зв'язаних з ЛА.

Серед платформних ІНС у свою чергу відрізняють ІНС з *некоректованою платформою* й ІНС з *горизонтальною платформою*.

В ІНС з некоректованою платформою осі платформи, а також акселерометри, що встановлені на цій платформі, не обертаються в інерціальному просторі.

ІНС з горизонтальною платформою у свою чергу класифікують як ІНС із вільною в азимуті платформою й ІНС з коректованою в азимуті платформою.

За роллю обчислювача у визначенні кутових і лінійних координат прийнято розрізняти *геометричні*, *напіваналітичні* й *аналітичні* ІНС.

У геометричних ІНС основним елементом служить гіростабілізатор, який відтворює напрямок осей інерціальної системи відліку, і платформа з акселерометрами, осі чутливості яких відтворюють деякі напрямки в площині горизонту і напрямком місцевої вертикалі. Роль обчислювача мінімальна і зведена до забезпечення корекції заданого положення платформи. Інформація про координати знімається з кутомірних пристроїв гіростабілізатора та платформи.

До напіваналітичних систем відносять системи з горизонтальною платформою. У цих системах гіроплатформа з акселерометрами відтворює напрямок нормальної (рухомої) системи відліку. З кутомірних пристроїв гіростабілізатора знімається інформація про кути крену, тангажа, курсу ЛА. Обчислювач ІНС розв'язує задачу визначення кінематичних параметрів руху центра мас ЛА і видає сигнали для корекції гіростабілізатора.

До аналітичних ІНС відносять безплатформні ІНС і ІНС з акселерометрами на некоректованому або вільному гіростабілізаторі. Обчислювач ІНС у даному випадку виконує найбільший обсяг обчислень. Окрім визначення кінематичних параметрів руху центра мас літака він визначає кутову орієнтацію нормальної рухомої системи координат відносно інерціальної і кутову орієнтацію зв'язаної рухомої системи координат відносно нормальної.

Принципи побудови ІНС

Принцип дії ІНС розглянемо на прикладі однокомпонентної ІНС з горизонтальною платформою. Зробимо такі припущення: ЛА рухається тільки в одній площині і на постійній відстані R від центра Землі; вектор напруженості гравітаційного поля спрямований до центра Землі. Починаючи рух із точки O_1 (рис. Д4.1), ЛА переміщається в точку O , при цьому місцева вертикаль повертається на кут

$$\alpha = \frac{S}{r},$$

де S — відстань, що пролетів ЛА.

Кутова швидкість супроводжуючого тригранника XYZ , у якого вісь OX дотична до траєкторії руху, а вісь OZ спрямована за місцевою гравітаційною вертикаллю, визначається співвідношенням

$$\dot{\alpha} = \omega_y = \frac{V}{r},$$

де V — швидкість польоту ЛА.

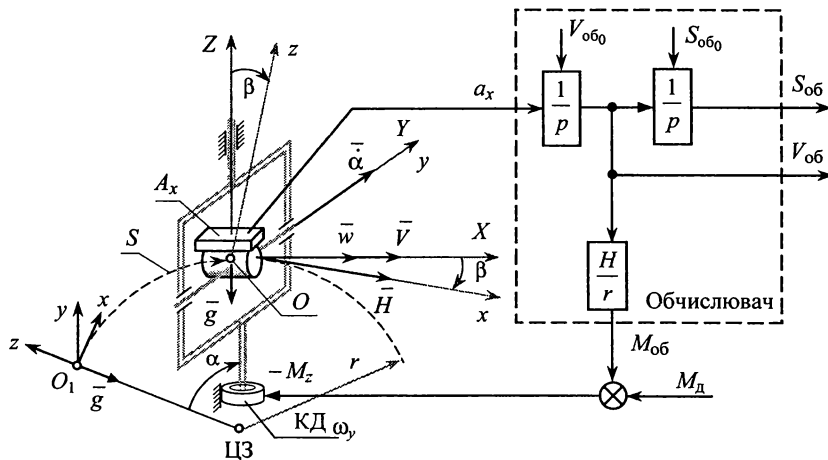


Рис. Д4.1

Крім того

$$\dot{S} = V, \quad \dot{V} = w \quad \text{або} \quad S = S_0 + \int_0^t V dt; \quad V = V_0 + \int_0^t w dt,$$

де w — абсолютне прискорення центра мас ЛА.

Побудова на борті ЛА супроводжуючого тригранника забезпечується гіроплатформою, на якій встановлюється акселерометр A_x і осі якої утворюють приладовий тригранник $хуз$. Уздовж осі Ox приладового тригранника спрямована вісь чутливості акселерометра і вектор кінетичного моменту гіроскопа $\vec{H}$. У точці O_1 початку руху осі приладового тригранника $хуз$ з максимальною точністю сполучаються з осями XYZ супроводжуючого тригранника. Крім того встановлюються значення початкових сигналів V_{00} і S_{00} на виходах інтеграторів обчислювача. Величина цих сигналів відповідає початковим значенням швидкості ЛА V_0 і координати S_0 . Обчислювач за сигналами акселерометра безперервно обчислює в процесі руху значення швидкості V_{06} і пройденої відстані S_{06} .

Для того, щоб гіроплатформа завжди залишалася в площині горизонту, необхідно управляти двигуном корекції КД ω_y гіростабілізатора таким чином, щоб обернути платформу навколо осі Oy зі швидкістю

$$\omega_{y06} = \dot{\alpha} = \frac{V_{06}}{r}. \quad (\text{Д4.1})$$

Відповідно до правила прецесії кутова швидкість гіроскопа ω_y з кінетичним моментом H під впливом зовнішнього моменту M_z визначається співвідношенням

$$\omega_y = -\frac{M_z}{H}. \quad (\text{Д4.2})$$

Зіставляючи (Д4.1), (Д4.2), можна знайти величину коригувального моменту

$$M_{\text{об}} = -M_z = K V_{\text{об}},$$

де

$$K = \frac{H}{r}. \quad (\text{Д4.3})$$

Вираз (Д4.3) частіше представляють у вигляді $(K/H = 1/r)$ і називають умовою балістичної незбуреності. Виконання цієї умови забезпечує горизонтальність платформи при русі літака з довільним прискоренням.

Покази акселерометра, встановленого на гіроплатформі, мають вигляд

$$a_x = w_x - g_x.$$

де w_x, g_x — відповідно проекції абсолютного прискорення центра мас ЛА і прискорення сили ваги на вісь чутливості акселерометра.

Враховуючи, що при $\beta = 0$ (β — похибка горизонтування платформи) g_x також дорівнює нулю одержимо

$$a_x = w_x = w.$$

З цього рівняння випливає необхідність безупинного горизонтування осі чутливості акселерометра і, що, у свою чергу, дозволяє визначити задачі, розв'язувані ІНС у процесі руху літака:

- обчислення шляхом інтегрування кінематичних параметрів руху центра мас ЛА (у даному випадку швидкості $V_{\text{об}}$ і відстані $S_{\text{об}}$);
- безперервне відтворення напрямку осей супроводжуючого тригранника за допомогою гіростабілізатора, тобто відтворення вертикалі на борті ЛА (горизонтування платформи).

Алгоритм роботи обчислювача ІНС може бути поданий такою системою рівнянь:

$$\begin{aligned} V_{\text{об}} &= V_{\text{об}0} + \int_0^t a_x dt; \\ S_{\text{об}} &= S_{\text{об}0} + \int_0^t V_{\text{об}} dt; \\ M_{\text{об}} &= -M_{z_{\text{об}}} = \frac{H}{r} V_{\text{об}}. \end{aligned}$$

Замість останнього рівняння — рівняння для розрахунку моменту двигуна корекції гіростабілізатора — можна записати рівняння для розрахунку кутової швидкості гіроплатформи

$$\omega_{об} = \frac{M_{zоб}}{H} = \frac{V_{об}}{r},$$

Розглянутий алгоритм роботи ІНС припускає ідеальну роботу акселерометра і гіростабілізатора із системою корекції. Однак на практиці існує різниця $\dot{\beta}$ між кутовою швидкістю супроводжуючого тригранника $\dot{\alpha}$ і швидкістю прецесійного руху гіроскопа ω_n через наявність дрейфу гіроскопа ω_d або моменту M_d (див. рис. Д4.1), що викликає цей дрейф

$$\dot{\beta} = \omega_n - \dot{\alpha},$$

де $\omega_n = \omega_{об} + \omega_d$.

Через це, а також унаслідок неточності початкового визначення вертикалі (початкового відхилення гіроскопа β_0) з'являється поточна помилка горизонтування

$$\beta = \beta_0 + \int_0^t \dot{\beta} dt.$$

Некомпенсовані складові похибок акселерометра можуть характеризуватися складовою Δa_x . Унаслідок похибок акселерометра, гіростабілізатора, обчислювача, а також через неточну початкову виставку гіроплатформи робота ІНС буде характеризуватися помилками визначення швидкості ΔV і координати ΔS , а також помилкою відтворення вертикалі (помилкою горизонтування) β . При цьому вихідний сигнал акселерометра може бути поданий у вигляді

$$a_x = w \cos \beta - g \sin \beta + \Delta a_x.$$

При малих кутах β це рівняння можна записати у вигляді

$$a_x = w - g\beta + \Delta a_x.$$

Розглянутому принципу дії однокомпонентної ІНС можна зіставити структурну схему, подану на рис. Д4.2. Вхідними сигналами цієї схеми є параметри руху супроводжуючого тригранника XYZ у вигляді абсолютного прискорення центра мас ЛА w , а також у вигляді кутової швидкості обертання місцевої вертикалі $\dot{\alpha}$. Інші елементи схеми відповідають роботі елементів однокомпонентної ІНС (див. рис. Д4.1). За вимірюваними акселерометрами величинами абсолютного прискорення $a_x = \dot{V}_{об}$ розраховується швидкість польоту $V_{об}$ і пройдена відстань $S_{об}$, а за обчисленою швидкістю $V_{об}$ розраховується задана швидкість прецесії гіроскопа $\omega_{об}$. Сигнали Δa_x і $\omega_{др}$ являють собою найбільш істотні джерела похибок ІНС. Причому, через поточну помилку горизонтування β в показах акселерометрів з'являється складова $g_x = g\beta$, яка, у свою чергу, викликає помилку обчислення $V_{об}$. Контур горизонтування являє собою контур з від'ємним зворотним зв'язком, а наявність у контурі двох інтегруючих ланок свідчить про структурну нестійкість такого контуру. У разі впливу на такий контур збурень у вигляді, наприклад, помилок Δa_x або $\omega_{др}$ у ньому збуджуються незгасаючі коливання з власною частотою $\sqrt{g(R)^{-1}}$.

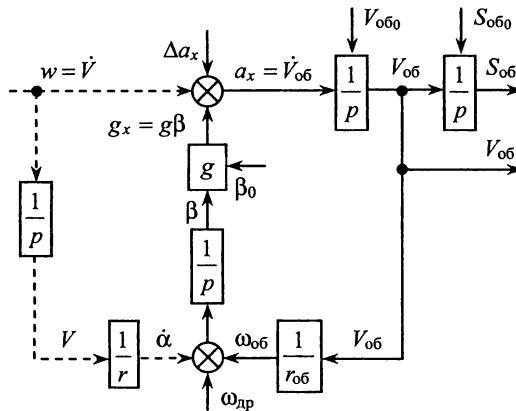


Рис. Д4.2

Таким чином, контур горизонтування моделює коливальну незатухаючу ланку другого порядку з періодом коливань $T = 2\pi\sqrt{R(g)^{-1}}$, так званий маятник Шулера. При $R = 6\,371\,000$ м і $g = 9,81$ м/с² період коливань дорівнює 84,4 хв. Маятник Шулера — це маятник з довжиною підвісу, рівною радіусу Землі, і який не обурюється прискореннями точки підвісу. Інша назва такої системи — гіроскопічна вертикаль з інтегральною корекцією.

Рис. Д4.3 демонструє, як зміна довжини підвісу маятника впливає на кут відхилення підвісу при дії на точку підвісу одиничного прискорення, яке зміщує точку підвісу, але через інерційність центр мас тягарця маятника не змінює свого положення. Очевидно, що тільки при довжині підвісу, що дорівнює відстані до центра Землі маятник залишається незбуреним, тобто кут відхилення підвісу дорівнює нулю.

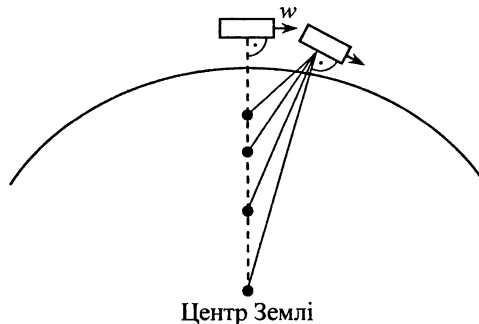


Рис. Д4.3

У разі відсутності похибок датчиків і обчислювача ІНС вхідний сигнал $\dot{\alpha} = \frac{w}{r} \left(\frac{1}{p} \right)$ на нижньому суматорі (див. рис. Д4.2) повністю компенсується

сигналом $\omega_{06} = \frac{a_x}{r_{06}} \left(\frac{1}{p} \right)$ при точному завданні $r_{06} = r$, що підтверджує ідею

балістичної незбуреності контуру. Структурний аналіз контуру показує, що наявність постійної помилки акселерометра Δa_x , викликає помилку відтворення вертикалі β , а при наявності постійного дрейфу платформи $\omega_{др}$, у тому числі через відхід гіроскопа від добового обертання Землі, вертикаль відтворюється без сталої помилки, але має місце періодична помилка. Типові графіки зміни помилок відтворення вертикалі при наявності постійної помилки акселерометра і дрейфу гіроплатформи показані на рис. Д4.4.

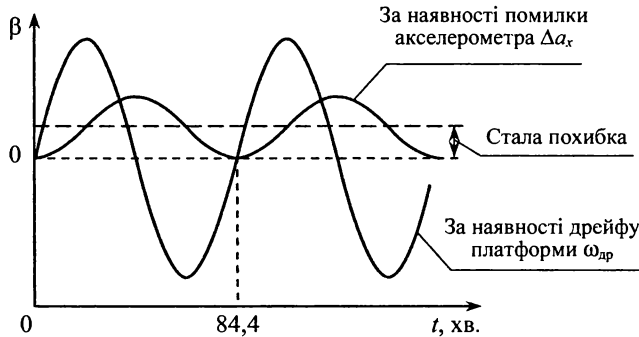


Рис. Д4.4

Помилки ІНС окрім того залежать від похибки виставлення в горизонт платформи β_0 , від неточних початкових значень V_0 і S_0 .

Робочі режими інерціальних систем навігації

Розглянутий алгоритм роботи однокомпонентної ІНС практично без зміни застосовується в системах із горизонтальною, вільною в азимуті платформою. Друга назва цих систем — інерціальні курсовертикалі (ІКВ). На відміну від однокомпонентної ІНС в ІКВ використовується просторовий трьохосовий гіростабілізатор і два контури інтегральної корекції горизонтального положення платформи з акселерометрами.

ІКВ не визначає координат місцеположення ЛА, і тому немає необхідності в інших інтеграторах кожного каналу. Основним призначенням системи типу ІКВ є побудова на борту ЛА незбуреної прискореннями приладової вертикалі. Це дозволяє визначити крен і тангаж літака. Просторовий гіростабілізатор системи ІКВ, що відтворює на борту ЛА нормальну систему координат або супроводжуючий тригранник, дозволяє, крім цього,

визначити так званий гіроскопічний курс, а сигнали інтегральної корекції гіроплатформи несуть інформацію про значення так званої абсолютної швидкості ЛА (див. дод. 3).

Розглядаючи принцип дії ІКВ звернемось до рис. Д4.5.

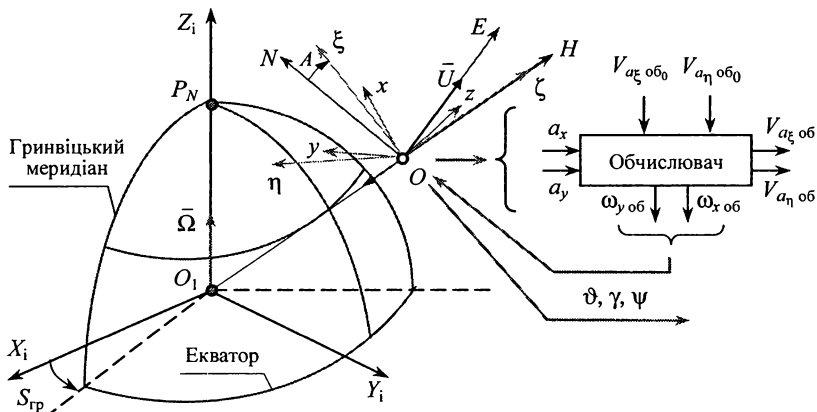


Рис. Д4.5

На цьому рисунку точка O означає положення ЛА відносно поверхні Землі. Її положення визначається геоцентричними координатами λ і φ та відстанню до центра Землі r . При цьому

$$r = R_3 + H,$$

де R_3 — радіус Землі в точці місцезнаходження ЛА; H — висота польоту ЛА.

Розглядаючи принцип роботи ІКВ передбачають, що гравітаційна, геоцентрична та істинна вертикалі збігаються, а це означає, що збігаються й відповідні широти. Розглянемо супроводжуючий тригранник $O\xi\eta\zeta$. Центр тригранника — точка O знаходиться в точці місцезнаходження ЛА. Вісь $O\xi$ спрямована вверх за місцевою вертикаллю. Азимутальну орієнтацію тригранника, визначимо його азимутом — кутом A , що лежить у площині горизонту й відлічується за годинниковою стрілкою від напрямку на північ ON .

Унаслідок переміщення ЛА відносно земної поверхні й обертання Землі навколо своєї осі, початок супроводжуючого тригранника переміщується відносно геоцентричної системи координат, яка не обертається із Землею. Це переміщення супроводжуючого тригранника відбувається з абсолютною лінійною швидкістю $\bar{V}_a$, величина та напрямок якої визначається співвідношенням

$$\bar{V}_a = \bar{V}_k - \bar{U}, \quad (\text{Д4.4})$$

де $\bar{V}_k$ — земна швидкість ЛА; $\bar{U}$ — переносна швидкість ЛА, що обумовлена обертанням Землі з кутовою швидкістю Ω .

Величина переносної швидкості залежить від широти місця φ ЛА, його відстані r до центра Землі й визначається співвідношенням

$$\vec{U} = \vec{\Omega} \vec{r} \cos \varphi.$$

Вектор переносної швидкості лежить в площині горизонту й спрямований на схід (уздовж осі OE див. рис. Д4.5). Визначимо проекції вектора показів ідеального акселерометра на осі супроводжувачого тригранника.

Враховуючи, що вектор напруженості гравітаційного поля $\vec{g}$ спрямований до центра Землі, маємо:

$$\begin{aligned} a_{\xi} &= w_{\xi}; \\ a_{\eta} &= w_{\eta}; \\ a_{\zeta} &= w_{\zeta} - g_{\zeta} = w_{\zeta} + g, \end{aligned}$$

де w_{ξ} , w_{η} , w_{ζ} — проекції вектора абсолютного прискорення центра мас ЛА.

Абсолютне прискорення центра мас ЛА може бути визначене як похідна абсолютної швидкості, при цьому:

$$\vec{w}_{\xi\eta\zeta} = \frac{d\vec{V}_a}{dt} + \vec{\omega}_{\xi\eta\zeta} \times \vec{V}_{a\xi\eta\zeta},$$

де $\frac{d\vec{V}_a}{dt}$ — локальна або відносна похідна вектора $\vec{V}_a$, яку одержують за допомогою його диференціювання; $\vec{\omega}_{\xi\eta\zeta} \times \vec{V}_{a\xi\eta\zeta}$ — складова повної похідної вектора $\vec{V}_a$, яка обумовлена обертанням системи відліку з кутовою швидкістю $\vec{\omega}$.

Записуючи ці векторні рівняння у проекціях на осі $\xi\eta\zeta$ одержимо:

$$\begin{aligned} a_{\xi} &= w_{\xi} = \frac{dV_{a\xi}}{dt} + V_{a\zeta} \omega_{\eta} - V_{a\eta} \omega_{\zeta}; \\ a_{\eta} &= w_{\eta} = \frac{dV_{a\eta}}{dt} + V_{a\xi} \omega_{\zeta} - V_{a\zeta} \omega_{\xi}; \\ a_{\zeta} &= \frac{dV_{a\zeta}}{dt} + V_{a\eta} \omega_{\xi} - V_{a\xi} \omega_{\eta} + g. \end{aligned} \quad (Д4.5)$$

Якщо припустити, що в рівняннях (Д4.5)

$$V_{a\zeta} = 0; \quad \frac{dV_{a\zeta}}{dt} = 0,$$

що відповідає польоту на постійному віддаленні від центра Землі, а окрім того $\omega_{\xi} = 0$, що відповідав прив'язці до вільного в азимуті тригранника $\xi\eta\zeta$, рівняння (Д4.5) матимуть вигляд:

$$\begin{aligned}
a_{\xi} &= w_{\xi} = \frac{dV_{a\xi}}{dt}; \\
a_{\eta} &= w_{\eta} = \frac{dV_{a\eta}}{dt}; \\
a_{\zeta} &= V_{a\eta}\omega_{\xi} - V_{a\xi}\omega_{\eta} + g \approx g_0.
\end{aligned}
\tag{Д4.6}$$

З рівнянь (Д4.6) випливає, що інформація про горизонтальні складові вектора абсолютної швидкості ЛА, що летить на постійній висоті, може бути отримана простим інтегруванням проекції вектора показів ідеального акселерометра, які визначені в напрямках горизонтальних осей вільного в азимуті супроводжуючого тригранника.

З урахуванням (Д4.4), (Д4.6) для ЛА, що летить на постійній висоті, маємо

$$\begin{aligned}
V_{a\xi} &= V_{\kappa\xi} + U_{\xi} = V_{a\xi 0} + \int_0^t a_{\xi} dt; \\
V_{a\eta} &= V_{\kappa\eta} + U_{\eta} = V_{a\eta 0} + \int_0^t a_{\eta} dt.
\end{aligned}
\tag{Д4.7}$$

Якщо в момент початку інтегрування ЛА був нерухомим відносно поверхні Землі, то

$$\begin{aligned}
V_{a\xi 0} &= U_{\xi 0}; \\
V_{a\eta 0} &= U_{\eta 0},
\end{aligned}$$

тобто початкові значення складових абсолютної швидкості ЛА відповідають проекціям переносної швидкості внаслідок обертання Землі. Під час польоту ЛА на постійній відстані від центра Землі вільний супроводжуючий тригранник однак обертається навколо горизонтальних осей $O\xi$ і $O\eta$ оскільки обертається вертикаль OO_1 , або вісь $O\zeta$ супроводжуючого тригранника. При цьому горизонтальні складові кутової швидкості супроводжуючого тригранника визначаються співвідношеннями

$$\begin{aligned}
\omega_{\xi} &= -\frac{V_{a\eta}}{r}; \\
\omega_{\eta} &= \frac{V_{a\xi}}{r}.
\end{aligned}$$

Простість співвідношень, що встановлюють зв'язок між складовими кутової швидкості місцевої вертикалі, складовими абсолютної швидкості та прискорення, обумовило широке розповсюдження ІНС із вільною в азимуті платформою.

Прив'язка до вільного в азимуті тригранника дозволяє визначити значення тільки умовного курсу $\psi_{\text{ум}}$, що відрізняється від істинного на величину азимута A супроводжуючого тригранника. За тих самих умов, що й для (Д4.7), визначається закон змінювання азимута у вигляді:

$$A = A_0 + \int_0^t (\Omega + \dot{\lambda}) \sin \varphi dt,$$

де A_0 — початкове значення азимута A ; Ω — швидкість добового обертання Землі; $\dot{\lambda}$ — швидкість зміни довготи точки O ; φ — поточна широта точки O .

Значення умовного курсу ЛА $\psi_{\text{ум}}$ у процесі прив'язки до напрямку осі $O\xi$ супроводжувачого тригранника визначається кутом, що відлічується від напрямку осі $O\xi$ до напрямку поздовжньої осі ЛА за годинниковою стрілкою. Значення істинного курсу ЛА при цьому визначається як

$$\psi = \psi_{\text{ум}} + A.$$

Сигнали корекції гіроплатформи — обчислені значення кутових швидкості приладного тригранника, формуються як

$$\begin{aligned}\omega_{x\text{об}} &= \omega_\xi - \omega_{x\text{д}} = \frac{V_{a\xi}}{r} - \omega_{x\text{д}}; \\ \omega_{y\text{об}} &= \omega_\eta - \omega_{y\text{д}} = \frac{V_{a\eta}}{r} - \omega_{y\text{д}}; \\ \omega_{z\text{об}} &= -\omega_{z\text{д}},\end{aligned}$$

де $\omega_{x\text{д}}$, $\omega_{y\text{д}}$, $\omega_{z\text{д}}$ — сигнали компенсації систематичних складових дрейфу гіроплатформи, які визначаються на етапі калібрування її гіроскопів.

Інформація про обчислені значення абсолютної швидкості визначається шляхом інтегрування сигналів акселерометрів

$$\begin{aligned}V_{a\xi\text{об}} &= V_{a\xi\text{об0}} + \int_0^t a_x dt; \\ V_{a\eta\text{об}} &= V_{a\eta\text{об0}} + \int_0^t a_y dt.\end{aligned}$$

Визначивши складові $V_{a\xi\text{об}}$ і $V_{a\eta\text{об}}$ швидкості руху ЛА, їх перераховують у проєкції на осі навігаційних систем координат

$$\begin{aligned}V_{aN}(x) &= -V_{a\xi\text{об}} \sin A + V_{a\eta\text{об}} \cos A; \\ V_{aE}(y) &= -V_{a\xi\text{об}} \cos A + V_{a\eta\text{об}} \sin A.\end{aligned}$$

Якщо перейти від складових абсолютної швидкості до складових шляхової швидкості, тобто врахувати, що $V_{\text{ш}N} = V_{aN}$ і $V_{\text{ш}E} = V_{aE} - \Omega_3 R \cos \varphi$ — для сферичної, $V_{\text{ш}E} = V_{aE} - \Omega_3 (r + H) \cos B$ — для геодезичної системи координат, то за алгоритмами обчислення можна визначити поточні координати місцеположення ЛА.

У деяких випадках ІКВ, що призначені для відтворення на борту ЛА напрямку незбурюючої приладної вертикалі, працюють у режимі ГПК, тобто з коректованою в азимуті гіроплатформною. При цьому платформу обертають відносно вертикальної осі зі швидкістю

$$\omega_{\zeta} = \omega_{z\text{ об}} = \Omega_3 \sin \varphi.$$

Інформація про широту надходить із зовнішньої системи або вводиться льотчиком. Така корекція відповідно (Д4.5) неминуче спричиняє методичні похибки й може бути виправдана лише при значних інструментальних похибках ІНС.

Щоб побудувати високоточну ІНС з коректованою в азимуті платформною, яка працює в географічній, або в ортодромічній системі координат (азимутальна орієнтація гіроплатформ цих систем відповідає напрямку ортодромічних або географічних паралелей та меридіанів), необхідно врахувати (Д4.5), тобто при обчисленні абсолютної швидкості ЛА та кутових швидкостей приладного тригранника врахувати відносне, переносне та коріолісове прискорення. Крім того радіус Землі в точці місцезнаходження ЛА необхідно визначити, наприклад, як радіус референц-еліпсоїда.

$$R = \frac{b}{\sqrt{1 - e^2 \cos 2\varphi}},$$

де b — мала піввісь референц-еліпсоїда; e — ексцентриситет референц-еліпсоїда; φ — геоцентрична широта.

Гіростабілізаторі ІНС з коректованою в азимуті платформною не відрізняються від розглянутих раніше, але алгоритми роботи обчислювачів значно складніші.

Побудова прецизійних і одночасно надійних гіроплатформ являє собою складну технічну задачу. Ось чому в останній час все більш уваги приділяється розробці так званих безплатформних ІНС (БІНС), в яких датчики акселерометрів жорстко зв'язані з корпусом ЛА. Такі системи мають у своєму складі гіроскопічні прилади, але головною задачею цих пристроїв є забезпечення обчислювачів БІНС інформацією про кутове положення ЛА, а так само в про положення осей чутливості акселерометрів відносно обраної навігаційної системи координат. Відсутність горизонтальної платформи потребує відокремлювати з показів акселерометрів сигнали, що відповідають прискоренням ЛА, тобто обчислювачі БІНС аналітично визначають напрямки вертикалі. Однак, слід мати на увазі, що датчики первинної інформації БІНС працюють у значно поширеному діапазоні параметрів вимірювання, обчислювачі БІНС мають більш складні алгоритми роботи, тому задача забезпечення високої точності вирішується тут із значними труднощами.

ІНС потребують спеціальної підготовки до польоту. Наприклад, для платформних ІНС задачею підготовки є виставлення гіроплатформи в горизонтальне положення, узгодження вимірювальних осей акселерометрів з осями навігаційної системи координат і ввід вихідних даних про координати місцеположення та швидкість руху ЛА.

Процес виставлення ІСН у горизонтальне положення можна поділити на етапи: прискореного, грубого та точного виставлення.

У процесі прискореного виставлення в горизонті й в азимуті виконується електричне аретування гіроплатформи в горизонтальних каналах по корпусу гіроцентралі або за сигналами акселерометрів. В азимуті гіроплатформа аретується або по корпусу, або за компасом коректора, або за задатчиком курсу.

Цей процес іноді в часі сполучається з процесом розкрутки гіромоторів. Контури гіроскопічної стабілізації та гіроскопічні моменти гіроскопів перешкоджають процесу електричного аретування, однак їхній вплив несуттєвий.

По закінченні прискореного виставлення кола аретування розмикаються й подальше виставлення відбувається як процес корекції просторового положення гіроплатформи.

На етапі грубого виставлення для усунення похибок горизонтування сигнали з акселерометрів, обминаючи інтегратор, надходять до корекційних двигунів гіростабілізатора (КД_ω, на рис. Д4.1). Але вимикання інтегральної корекції, хоч і поліпшує динамічні характеристики та стійкість контуру горизонтування, але погіршує його статичні характеристики. Внаслідок цього виникає стала похибка визначення вертикалі, яка пропорційна кутовій швидкості дрейфу гіроплатформи, обумовленого, в тому числі, й проекцією кутової швидкості обертання Землі, і обернено пропорційна коефіцієнту підсилення контуру горизонтування.

У процесі точного виставлення на двигун корекції гіроскопа подається не тільки підсилений сигнал з акселерометра, а й сигнал з цього самого акселерометра, який додатково пропускається крізь інтегратор.

За відсутності похибок акселерометра це означає повну відсутність похибок горизонтування. Аналогічний висновок вже робився під час аналізу структурної схеми на рис. Д4.2. Таким чином, сигнал виходу інтегратора по закінченні перехідного процесу буде усувати причину похибок горизонтування. Це дозволяє для гіроскопів, заздалегідь відбалансованих, тобто недрейфуючих, сформуванати або обчислити величину проекцій кутової швидкості обертання Землі для відповідної осі гіроплатформи при відсутності інформації про азимут цієї осі платформи, а також про широту місця виставлення. Цим широко користуються для виставлення початкових значень робочих інтеграторів ІКВ.

Азимутальне виставлення гіроплатформи у випадку використання сигналів компаса — коректора, курсозадатчика, а також виставлення «по корпусу» не відрізняється від горизонтального виставлення.

Однак у цих випадках корисний сигнал знімається не з акселерометра, а з відповідного датчика кутового положення.

У випадку, коли стояночний курс невідомий або визначений з недостатньою точністю, в деяких ІНС звертаються до використання режимів автономного азимутального виставлення за допомогою методів фізичного або

розрахункового гірокомпасування. Процес гірокомпасування означає прив'язку осей гіроплатформи з акселерометрами до напрямку вектора напруженості гравітаційного поля й до напрямку вектора кутової швидкості добового обертання Землі.

У процесі фізичного гірокомпасування використовується властивість гіромаятника (гіромаятник — гіроскоп на торсіонному підвісі, який широко застосовується в геодезичних роботах) встановлюватися за напрямком дотичної до меридіана місця. Припустимо, що в даний момент часу гіромаятник займав потрібне положення, тобто його головна вісь (вектор кінетичного моменту) — горизонтальна й спрямована на північ, співпадає з напрямком горизонтальної складової кутової швидкості Землі $\Omega_{зг}$ (рис. Д4.6, а). При цьому маятник розташований вертикально. Однак через добове обертання Землі вісь гіроскопа змінює своє положення відносно земної поверхні (піднімається над горизонтом і відхиляється до сходу). Внаслідок цього маятник, жорстко зв'язаний з гіромотором, відхиляється від вертикалі на кут β (рис. Д4.6, б). Сила ваги маятника буде створювати момент M_y відносно осі підвісу гіромотора. Під впливом цього моменту гіроскоп починає прецесувати навколо осі OZ зовнішньої рамки й одночасно встановлюватися у горизонт.

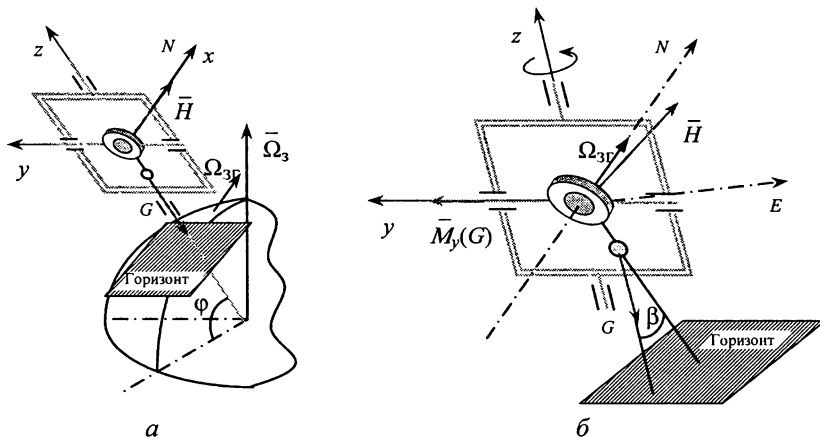


Рис. Д4.6

Прецесія гіроскопа відбувається в бік ліквідації відхилення головної осі гіроскопа від площини меридіана. Після згасання всіх коливань головна вісь повертається в площину меридіана і у горизонт. Через малу кутову швидкість обертання Землі $\Omega_3 = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1}$ процес фізичного гірокомпасування достатньо тривалий.

Реалізація ідеї фізичного гірокомпасування ІНС здійснюється відповідною схемою корекції гіростабілізатора (рис. Д4.7). При цьому сигнали ко-

рекції як у горизонтальному, так і в азимутальному каналах знімаються з відповідного акселерометра, який вимірює вектор напруженості поля сил ваги, тобто виконує роль маятника.

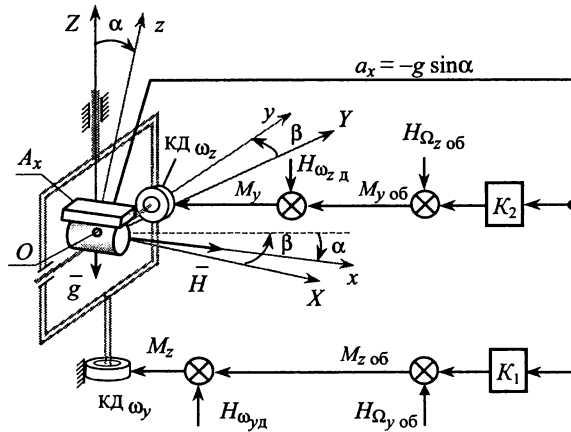


Рис. Д4.7

Похибки горизонтування й азимутальної виставки відповідної осі приладного тригранника по закінченні перехідного процесу визначається малими кутами, у даному випадку кутами α і β . Для підвищення точності виставлення гіростабілізатора в контурі корекції зазвичай подають сигнали, відповідні обчисленим значенням проекції кутової швидкості Землі на осі супроводжуючого тригранника $\Omega_{Z\text{об}}$, $\Omega_{Y\text{об}}$. На схемі (рис. Д4.7) це сигнали $H_{\Omega_{Z\text{об}}}$, $H_{\Omega_{Y\text{об}}}$. Записуючи рівняння для складових абсолютної кутової швидкості гіровузла на осі OY і OZ , при малих кутах α і β , маємо:

$$\begin{aligned}\omega_y &= -\frac{K_1}{H} g \alpha + \Omega_{Y\text{об}} + \omega_{y\text{д}} = -\beta \Omega_X + \Omega_Y + \dot{\alpha}; \\ \omega_z &= -\frac{K_2}{H} g \alpha + \Omega_{Z\text{об}} + \omega_{z\text{д}} = -\alpha \Omega_X + \Omega_Z + \dot{\beta},\end{aligned}\quad (\text{Д4.8})$$

де Ω_X , Ω_Y — проекції кутової швидкості Землі на осі супроводжуючого тригранника; $\omega_{y\text{д}}$, $\omega_{z\text{д}}$ — складові власного дрейфу гіроскопа.

По закінченні перехідного процесу маємо:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= 0; & \alpha &= \alpha_{\text{уст}}; \\ \dot{\beta} &= 0; & \beta &= \beta_{\text{уст}};\end{aligned}\quad (\text{Д4.9})$$

де $\alpha_{\text{уст}}$, $\beta_{\text{уст}}$ — усталені похибки горизонтальної та азимутальної орієнтації гіроплатформи.

Розв'язуючи рівняння (Д4.8), з урахуванням (Д4.9) маємо:

$$\alpha_{\text{уст}} = \frac{\Omega_Z \text{ об} - \Omega_Z + \omega_Z \text{ д}}{\Omega_X + \frac{K_2}{H} g};$$

$$\beta_{\text{уст}} = \frac{1}{\Omega_X} \left(\frac{K_1}{H} g \frac{\Omega_Z \text{ об} - \Omega_Z + \omega_Z \text{ д}}{\Omega_X + \frac{K_2}{H} g} + \Omega_Y - \Omega_Y \text{ об} - \omega_Y \text{ д} \right). \quad (\text{Д4.10})$$

При $\Omega_Z \text{ об} = \Omega_Z$ і при умові $\Omega_X \ll \frac{K_2}{H} g$ замість рівняння (Д4.10) маємо

$$\alpha_{\text{уст}} = \frac{H}{K_2 g} \omega_Z \text{ д};$$

$$\beta_{\text{уст}} = \frac{\varepsilon \omega_Z \text{ д} - \omega_Y \text{ д} + \Omega_Y - \Omega_Y \text{ об}}{\Omega_X},$$

$$\text{де } \varepsilon = \frac{K_1}{K_2}.$$

Оскільки в схемах гірокомпасів $\varepsilon = 10^{-2} \dots 10^{-3}$, то стала похибка азимутальної прив'язки з великою точністю визначається співвідношенням

$$\beta_{\text{уст}} \approx -\frac{\omega_Y \text{ д}}{\Omega_X} - \frac{\Omega_Y \text{ об} - \Omega_Y}{\Omega_X}. \quad (\text{Д4.11})$$

Перший доданок правої частини рівняння (Д4.11) пред'являє жорсткі вимоги до величини власного дрейфу гіроскопа навколо горизонтальної осі, а другий доданок потребує точного визначення складової кутової швидкості Землі навколо відповідної осі супроводжуючого тригранника.

Якщо врахувати, що величина Ω_X визначається співвідношенням:

$$\Omega_X = \Omega \cos \varphi A_x,$$

де φ — широта місця виставки; A_x — азимут відповідної осі супроводжуючого тригранника, то стає очевидним, що похибка азимутального виставлення зростає у процесі збільшення широти місця виставлення й у процесі наближення азимутальної орієнтації осі чутливості акселерометра до східного або західного напрямку.

Щоб забезпечити високу точність гірокомпасування в достатньо високих широтах, необхідно повністю компенсувати систематичну складову кутової швидкості дрейфу гіроскопа $\omega_{Y\text{д}}$. Процедура визначення й компенсації дрейфу гіроскопа в процесі підготовки ЛА до польоту забезпечується контурами балансувальних режимів.

Балансувальні режими у свою чергу потребують цілком визначену попередню орієнтацію гіроплатформи. Ці обставини обумовлюють значну тривалість автономного азимутального виставлення. Тому операція визначення дрейфу гіроскопів здійснюється на етапі попередньої підготовки або на регламентних роботах. У процесі підготовки до вильоту автономне азимутальне виставлення гіроплатформи проводиться із «запам'ятованими» сигналами дрейфу гіроскопів.

Відомо, що найкраща точність балансування гіроплатформи здійснюється для північної осі приладного тригранника, при цьому для східної осі точність балансування значно погіршується. Однак якраз дрейф відносно східної осі суттєво впливає на точність гірокомпасування.

Для підвищення точності азимутального виставлення в деяких ІНС використовують так званий метод «подвійного гірокомпасування» суть якого така.

Спочатку східну вісь гіроплатформи повертають на північ і виконують грубе гірокомпасування й балансування (запам'ятовування дрейфу гіроскопів) східної осі гіроплатформи, потім здійснюється поворот гіроплатформи на 90° (північна ось орієнтується на північ) і виконується точне гірокомпасування із вже відбалансованої східною віссю і балансування північної осі гіроплатформи.

Вступ	3
1. Принципи побудови й алгоритмічне забезпечення пілотажно-навігаційних комплексів.	7
1.1. Інтеграція та комплексна обробки інформації як засіб підвищення ефективності та безпеки польотів	7
1.2. Призначення та задачі, що вирішують ПНК.	10
1.3. Тактико-технічні вимоги до ПНК.	11
1.4. Загальна структура ПНК	19
2. Призначення та принципи побудови основних підсистем пілотажно-навігаційних комплексів	26
2.1. Бортовий обчислювальний комплекс — центральна з'єднувальна частина ПНК.	26
2.2. Інерціальні навігаційні системи	31
2.3. Аерометричні пілотажно-навігаційні системи	35
2.4. Астрономічні засоби навігації	40
2.5. Доплерівський вимірник шляхової швидкості та кута знесення ..	46
2.6. Радіотехнічні системи ближньої навігації	48
2.7. Радіотехнічні системи посадки	52
2.8. Радіотехнічні системи дальньої навігації	55
2.9. Бортові радіолокаційні станції	58
2.10. Супутникові навігаційні системи	60
2.11. Системи відображення пілотажно-навігаційної інформації	68
3. Математичні моделі датчиків інформації	77
3.1. Математична модель ІНС	78
3.2. Математична модель курсової системи	79
3.3. Математична модель системи повітряних сигналів	80
3.4. Математична модель доплерівського вимірника швидкості та кута знесення	81
3.5. Математична модель радіосистеми ближньої навігації	82
3.6. Математична модель радіосистеми дальньої навігації	83
3.7. Математичні моделі бортової радіолокаційної станції і радіотехнічних засобів міжлітакової навігації	83
3.8. Математичні моделі астросистем	84
3.9. Математична модель супутникової радіонавігаційної системи ..	85
3.10. Математична модель баровисотоміра	86
3.11. Математична модель радіовисотоміра	87

4. Основні алгоритми обробки інформації в пілотажно-навігаційних комплексах	88
4.1. Схема компенсації	88
4.2. Схема фільтрації	92
4.3. Методи оптимальної обробки інформації в ПНК	96
5. Застосування геодезичної та картографічної інформації при перевірках і підготовці ПНК до польоту	113
5.1. Цілі та зміст навігаційної підготовки до польоту	113
5.2. Навігаційна програма польоту	115
5.3. Підготовка та введення навігаційної інформації в ПНК	119
5.4. Застосування топогеодезичного обладнання аеродрому при підготовці ПНК до польоту	120
5.5. Штурманська підготовка до польоту	130
5.6. Авіаційні карти	130
6. Функціонування пілотажно-навігаційних комплексів на етапі зльоту та набору висоти	134
6.1. Задачі, що вирішуються ПНК на етапі зльоту та набору висоти	134
6.2. Автоматизація управління на етапі зльоту та набору висоти	135
6.2.1. Автоматизація процесів управління на етапі розбігу	135
6.2.2. Автоматизація управління при зльоті	143
6.2.3. Автоматизація управління на етапі набору висоти	145
7. Функціонування пілотажно-навігаційних комплексів на етапі польоту за маршрутом	161
7.1. Задачі, що розв'язуються за допомогою ПНК при виконанні маршрутного польоту	161
7.2. Основні вимоги до ПНК на етапі маршрутного польоту	165
7.3. Загальний підхід до розрахунку надійності літаководіння за технічними характеристиками ЛА та ПНК	166
7.4. Основні системи координат, що використовуються в ПНК при розв'язанні задач навігації та управління	174
7.4.1. Вимоги до систем координат	174
7.4.2. Системи координат, що використовуються в ПНК	175
7.5. Алгоритми визначення основних пілотажно-навігаційних параметрів польоту	181
7.6. Визначення координат місцеположення ЛА	185
7.7. Корекція обчислених координат поточного місцеположення ЛА	191
7.7.1. Корекція обчислених координат поточного місцеположення ЛА за допомогою РСБН	196
7.7.2. Корекція обчислених координат поточного місцеположення ЛА за допомогою РСДН	201
7.7.3. Корекція обчислених координат місця розташування та курсу ЛА за допомогою бортових візирних пристроїв	205

7.8. Алгоритми управління бічним рухом ЛА при польоті за маршрутом.	213
7.9. Алгоритми управління поздовжнім рухом ЛА при польоті за маршрутом	228
8. Функціонування ПНК на етапах передпосадкового маневрування та посадки	243
8.1. Автоматизований вихід літака на запрограмований аеродром ..	243
8.2. Автоматизація заходу на посадку.	253
8.3. Управління рухом літака на етапі посадки.	258
<i>Список літератури</i>	<i>263</i>
<i>Додаток 1. Стисла характеристика географічних полів та земної атмосфери</i>	<i>264</i>
<i>Додаток 2. Основні навігаційні системи координат</i>	<i>276</i>
<i>Додаток 3. Пілотажно-навігаційні параметри польоту</i>	<i>289</i>
<i>Додаток 4. Інерціальні навігаційні системи</i>	<i>295</i>

Навчальне видання

**РОГОЖИН Віктор Олександрович
СИНЄГЛАЗОВ Віктор Михайлович
ФІЛЯШКІН Микола Кирилович**

ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНІ КОМПЛЕКСИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Підручник

Художник обкладинки *Т. Зябліцева*
Коректор *Ж. Малишевська*
Верстка *Л. Богданової*