

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

С. М. Андрєєв, В. А. Жилін

**НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ АВІАЦІЙНИХ НОСІЇВ
АПАРАТУРИ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ**

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2019

УДК 911: 004+004.65 (075.8)
А65

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. Р. Е. Пащенко,
канд. техн. наук, доц. Б. М. Іващук

Андрєєв, С. М.

А65 Навігаційні системи авіаційних носіїв апаратури дистанційного зондування Землі [Текст] : навч. посіб. / С. М. Андрєєв, В. А. Жилін. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2019. – 88 с.

ISBN 978-966-662-676-2

Викладено теоретичні основи побудови навігаційних систем літальних апаратів, особливості побудови навігаційних комплексів авіаційних носіїв апаратури дистанційного зондування Землі, основи супутникових навігаційних систем та їх застосування.

Для студентів, що вивчають дисципліни «Засоби аерокосмічного моніторингу», «Фотограмметрія та дистанційне зондування», «Транспортно-навігаційні ГІС» за спеціальностями 193 «Геодезія і землеустрій» і 103 «Науки про Землю».

Іл. 40. Бібліогр.: 17 назв

УДК 911: 004+004.65 (075.8)

ISBN 978-966-662-676-2

© Андрєєв С. М., Жилін В. А., 2019
© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2019

ЗМІСТ

Вступ	4
1. Теоретичні основи побудови навігаційних систем літальних апаратів.....	5
1.1. Класифікація і характеристика навігаційних параметрів польоту літаків-носіїв апаратури дистанційного зондування Землі	5
1.1.1. Навігаційні параметри польоту.....	5
1.1.2. Основи вимірювання навігаційних параметрів польоту.....	8
1.1.3. Лінії шляху і лінії положення.....	11
1.2. Класифікація і характеристика систем координат.....	14
1.2.1. Форма та розміри землі. Земні еліпсоїди	15
1.2.2. Системи координат, що використовуються в геодезії	16
1.2.3. Особливості визначення координат за польотними картами	22
1.2.4. Навігаційні системи координат	29
1.3. Класифікація і характеристика фізичних полів, що застосовуються для визначення параметрів польоту.....	38
1.4. Класифікація і характеристика методів повітряної навігації	42
2. Особливості побудови навігаційних комплексів літаків-носіїв апаратури дистанційного зондування Землі	45
2.1. Склад, призначення та загальна характеристика навігаційного комплексу літака-носія апаратури дистанційного зондування Землі.....	45
2.2. Технічні системи вимірювання навігаційних параметрів.....	48
2.2.1. Геотехнічні системи вимірювання навігаційних параметрів	48
2.2.2. Радіотехнічні навігаційні системи.....	59
2.3. Принцип дії, характеристика навігаційного комплексу НК-24МР..	64
2.3.1. Основні характеристики навігаційного комплексу.....	65
2.3.2. Комплексне оброблення інфомації.....	67
3. Супутникові навігаційні системи.....	69
3.1. Основи супутникових навігаційних систем.....	69
3.1.1. Супутникова трилатерація.....	70
3.1.2. Супутникова дальнометрія.....	71
3.1.3. Точна часова прив'язка. Розташування супутників.....	72
3.1.4. Джерела помилок.....	74
3.1.5. Корекція помилок.....	76
3.2. Основи роботи систем супутникової навігації.....	77
3.2.1. Склад систем, загальний принцип роботи.....	77
3.2.2. Системи супутникової навігації ГЛОНАСС і GPS.....	78
Бібліографічний список	87

ВСТУП

Сучасний стан розвитку економіки України та міжнаціональних відносин світової спільноти передбачає необхідність підвищення якості підготовки вітчизняних фахівців з геодезії і землеустрою та систем дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) для досягнення мети благоустрою життя громадян і гостей України, запобігання виникненню техногенних і природних надзвичайних ситуацій, а також непорозумінь щодо врегулювання міжнародних питань стосовно державних кордонів тощо.

Досвід нещодавніх надзвичайних ситуацій в Україні (повені, підтоплення, лісові пожежі та ін.) доводить превентивне значення застосування авіаційних засобів ДЗЗ для вирішення переважної більшості нагальних задач на регіональному та державному рівнях.

Найважливішими напрямками удосконалення комплексів ДЗЗ, зважаючи на світові статистичні показники, є роботизація літальних апаратів (ЛА), тобто створення та удосконалення дистанційно-пілотованих і безпілотних повітряних і космічних літальних носіїв апаратури ДЗЗ.

Шляхами досягнення відповідних результатів щодо зазначених напрямів є удосконалення автономних і комплексних систем повітряної навігації та підготовка фахівців, які досконало володіють теоретичними знаннями і практичними навичками із застосування систем навігації, призначених для забезпечення ДЗЗ.

1. ТЕОРЕТИЧНІ ОСНОВИ ПОБУДОВИ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

1.1. Класифікація і характеристика навігаційних параметрів польоту літаків-носіїв апаратури дистанційного зондування Землі

1.1.1. Навігаційні параметри польоту

Навігаційні параметри – це величини, що характеризують положення і рух центру мас літального апарата (ЛА) відносно інших матеріальних тіл, штучних і природних полів. Ці величини можуть бути геометричними, векторними і скалярними.

За способом визначення навігаційні параметри можна розділити на первинні і вторинні. Первинні параметри піддаються безпосереднім вимірюванням за допомогою технічних засобів. Усі інші параметри, що використовуються в навігації, отримують з первинних шляхом відповідних математичних перетворень. Через це вони належать до категорії параметрів вторинних.

У будь-якому випадку визначення навігаційних параметрів у процесі керування польотом виконується з метою контролю і прогнозування шляху літака за швидкістю, напрямком, дальністю, висотою і часом польоту. Тому вважається доцільним поділити всі навігаційні параметри на три групи, що визначають:

- швидкість польоту;
- напрямок польоту;
- положення центру мас літака відносно поверхні Землі, наземних і небесних навігаційних точок (орієнтирів, радіомаяків, небесних світил тощо).

Навігаційні елементи, що належать до першої і другої груп, характеризують пересування літака (рис. 1.1). Такими параметрами є: повітряна швидкість (V); курс (K); шляхова швидкість (W); шляховий кут (ШК); кут зносу ($KЗ$).

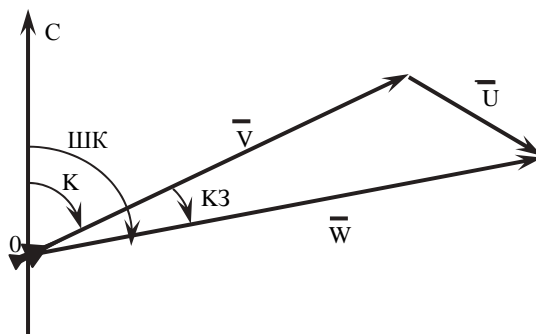


Рис. 1.1. Навігаційні елементи польоту

Швидкість пересування літака відносно повітряної маси називається істинною повітряною швидкістю (V). Вектор істинної повітряної швидкості, як правило, збігається з повздовжньою віссю симетрії літака. Відхилення вектора повітряної швидкості від повздовжньої осі симетрії літака в горизонтальній площині характеризується аеродинамічним кутом зносу, величина якого зазвичай є невеликою і в практиці літаководіння не враховується.

Курсом літака (K) називається кут у горизонтальній площині між північним напрямком меридіана і повздовжньою віссю літака. Оскільки зазвичай напрямком вектора повітряної швидкості збігається з напрямком повздовжньої осі літака, при вирішенні задач літаководіння вважають, що кут між північним напрямком меридіана і вектором повітряної швидкості відповідає курсу. При польоті з набором висоти або зі зниження курс визначається як кут між північним напрямком меридіана і проекцією повздовжньої осі літака на горизонтальну площину.

Швидкість пересування літака відносно поверхні землі називається шляховою швидкістю (W). Шляхова швидкість літака в горизонтальному польоті дорівнює векторній сумі істинної повітряної швидкості і швидкості вітру (U). Кут між вектором істинної повітряною швидкості і вектором шляхової швидкості літака називається кутом зносу ($KЗ$). Проекція на наземну поверхню фактичної траєкторії польоту називається лінією фактичного шляху літака, а кут між північним напрямком меридіана і лінією фактичного шляху – фактичним шляховим кутом ($ФШК$).

Проекція на земну поверхню заданої траєкторії пересування літака називається лінією заданого шляху ($ЛЗШ$), а кут між північним напрямком меридіана і лінією заданого шляху – заданим шляховим кутом ($ЗШК$). У польоті екіпаж повинен дотримуватися такого положення, щоб лінія фактичного шляху літака збігалася з лінією заданого шляху.

Трикутник, утворений вектором повітряної швидкості, вектором вітру і вектором шляхової швидкості, називається навігаційним трикутником швидкостей (рис. 1.2).

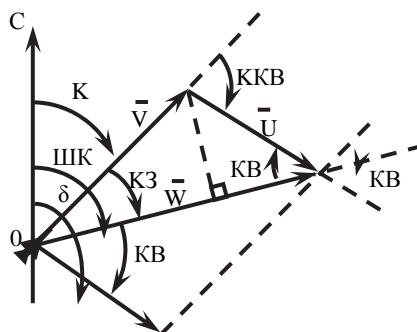


Рис. 1.2. Навігаційний трикутник швидкостей

Елементи навігаційного трикутника швидкостей:

V – повітряна швидкість;

U – швидкість вітру;

W – шляхова швидкість;

δ_n – напрямок вітру (кут між північним напрямком меридіана і вектором вітру);

K – курс літака;

$KЗ$ – кут зносу;

$ШК$ – шляховий кут;

$КВ$ – кут вітру (кут між вектором шляхової швидкості і вектором вітру);

$ККВ$ – курсовий кут вітру (кут між вектором повітряної швидкості і вектором вітру).

Курс літака відліковується від північного напрямку меридіана за годинниковою стрілкою від 0 до 360° .

Кут зносу відліковується від повздовжньої осі симетрії літака (вектора повітряної швидкості) до лінії шляху (вектора шляхової швидкості) праворуч (зі знаком “+”) і ліворуч (зі знаком “-”).

Шляховий кут відліковується від північного напрямку меридіана до лінії шляху (вектора шляхової швидкості) за годинниковою стрілкою від 0 до 360° .

Шляховий кут і курс можуть бути істинними, магнітними або умовними (ортодромічними) залежно від меридіана, від якого вони відліковуються. Шляховий кут визначається за формулою $ШК = K + KЗ$.

Кут вітру відліковується від вектора шляхової швидкості до вектора вітру за годинниковою стрілкою від 0 до 360° .

Курсовий кут вітру відліковується від вектора повітряної швидкості до вектора вітру за годинниковою стрілкою від 0 до 360° .

Навігаційними параметрами, що визначають миттєве положення літака відносно земної поверхні, є висота і координати точки місця літака (МЛ), які належать до навігаційних параметрів третьої групи.

Висота польоту H – це відстань по вертикалі від деякого рівня, що прийнятий за початок відліку, до літального апарату (літака).

Знання висоти польоту необхідне для витримування заданого профілю польоту, вимірювання навігаційних елементів, виконання фотографування з метою ДЗЗ і забезпечення безпеки польоту.

За рівнем початку відліку розрізняють такі висоти польоту:

– істинна висота $H_{\text{іст}}$; відліковується від рівня місцевості, над якою пролітає літак;

– абсолютна висота $H_{\text{абс}}$; відліковується від рівня моря (за рівень моря прийнято середній рівень Балтійського моря);

– відносна висота $H_{\text{відн}}$; відліковується від деякого умовного рівня.

Відносними висотами є: висота ешелону $H_{\text{еш}}$, яка відліковується від рівня ізобаричної поверхні з тиском 760 мм рт. ст. (1013 ГПа); висота відносно аеродрому, яка відліковується від рівня ізобаричної поверхні аеродрому.

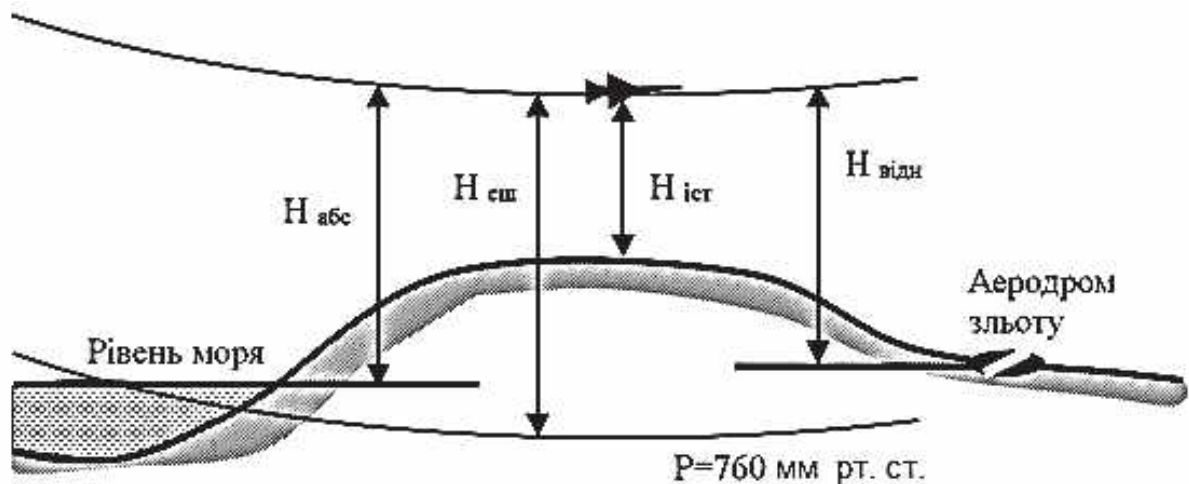


Рис. 1.3. Класифікація висот за рівнем початку відліку

Місцеположення літака (МЛ) на поверхні Землі може визначатися детерміновано — точкою МЛ і вірогідно — лінією положення.

Координати МЛ у прийнятій системі відліку пов'язують положення літака зі всією поверхнею землі або її часткою і характеризуються завжди двома навігаційними параметрами – або широтою і довготою, або азимутом і дальністю.

1.1.2. Основи вимірювання навігаційних параметрів польоту

Навігаційні елементи польоту залежно від навігаційного обладнання і навігаційної обстановки можуть визначатися шляхом безпосередніх вимірювань або розрахунком.

Курси літака вимірюються за допомогою курсових приладів або систем. Принциповою відмінністю при вимірюванні істинного, магнітного або умовного (ортодромічного) курсів є метод стабілізації початку відліку компаса. Так, для виставлення і стабілізації початку відліку відносно географічного меридіана застосовують астрономічні прилади, а відносно магнітного меридіана – магнітні прилади. Відносно умовного (ортодромічного) напрямку використовують властивості гіроскопічних приладів.

Для визначення повітряної швидкості найчастіше використовують аерометричний метод, суть якого полягає у вимірюванні повного p_p і статичного $p_{ст}$ тиску зустрічного потоку повітря за допомогою анероїдно-

мембранних приладів. Різницею тисків $\Delta p = p_{\text{п}} - p_{\text{ст}}$ визначається швидкісний натиск. Манометр-показчик, що вимірює цю різницю, градується в одиницях швидкості польоту при нормальній щільності повітря. Повітряна швидкість за показником називається приладовою швидкістю польоту $V_{\text{пр}}$ і є основним пілотажним параметром. Оскільки градування приладу здійснюється на землі, а щільність повітря на різних висотах є неоднаковою, то без поправок приладовою швидкістю користуватися не можна. Для обчислення істинної повітряної швидкості літака додатково вимірюють температуру зовнішнього повітря T і використовують залежність $V = f\left(\frac{p_{\text{п}}}{p_{\text{ст}}}, T\right)$.

Повітряна швидкість вимірюється за допомогою аерометричних (аеродинамічних) приладів:

- показчик швидкості;
- комбіновані показчики швидкості;
- централі швидкості і висоти;
- системи повітряних сигналів.

Істинна повітряна швидкість використовується екіпажем для навігації, приладова швидкість — для пілотування літака.

Кут зносу визначається:

- доплерівським вимірювачем швидкості і зносу;
- оптичним візіром або прицілом;
- вимірюванням за допомогою радіолокаційного прицілу при зупиненій антені;
- на контрольному етапі;
- розрахунком за відомими параметрами вітру;
- баричним способом.

Фактичний шляховий кут може бути визначений за:

- кутом зносу і середнім курсом слідування;
- позначками місця ЛА на карті;
- шляхом розрахунку на вітромірі (розраховувачі) за курсом слідування та відомими параметрами вітру.

Вимірний кут зносу і середній курс дають у сумі фактичний шляховий кут:

$$\text{ФШК}_{\text{сер}} = \text{К}_{\text{сер}} + \text{КЗ}.$$

Шляхова швидкість є важливим навігаційним елементом, знання якого забезпечує точний вихід на ціль (заданий орієнтир) за часом.

Шляхова швидкість визначається:

- доплерівським вимірювачем швидкості і зносу;
- на контрольному етапі;
- розрахунком за відомими параметрами вітру;

– базисним способом, основаним на вимірюванні часу прольоту деякої відстані (бази), яка вимірюється за допомогою оптичного візира, радіолокаційного прицілу або радіотехнічних систем;

– інерціальним способом, який оснований на інтегруванні прискорень літака, що сприймаються в польоті акселерометром, розташованим горизонтально.

Крім знання кута зносу і шляхової швидкості, необхідних для контролю шляху за напрямком і дальністю, екіпаж повинен знати параметри вітру для подальшого розрахунку польоту і введення його в автоматичні навігаційні прилади. Залежно від обладнання літака і навігаційної обстановки параметри вітру в польоті визначаються:

– за шляховою швидкістю і кутом зносу, виміряними на одному курсі;

– значенням двох кутів зносу (двох шляхових швидкостей), що виміряні на двох курсах, які відрізняються один від одного на $30 \dots 150^\circ$ (у цих випадках вітер розраховується за допомогою лічильно-розв'язувальних приладів, штурманського спорядження, що дозволяють автоматично або графічно вирішити навігаційний трикутник швидкостей);

– баричним способом (у польоті над морем);

– за допомогою карт баричної топографії.

При вимірюванні висоти основними є барометричний та радіотехнічний методи.

У барометричних висотомірах, централях швидкості і висоти та інших приладах для визначення і витримування відносної висоти польоту використовується барометричний метод вимірювання висоти.

Сутність барометричного методу полягає у вимірюванні атмосферного тиску на висоті, тому що $H = f(p_{\text{ст}})$. Устрій барометричних висотомірів простий, вони зручні у використанні, але їх недолік полягає у не завжди точних показаннях, які залежать від зміни температури і тиску біля поверхні Землі.

Радіотехнічний метод оснований на використанні відбивальних властивостей земної поверхні при опромінюванні її ділянок з борту літака за допомогою джерела електромагнітної енергії. За допомогою цього методу вимірюється істинна висота, знання якої особливо необхідне при польотах на малих висотах у режимі огинання рельєфу місцевості та при аерофотографуванні.

Згідно з цим методом на ЛА встановлюють передавач і приймач радіовисотоміра (РВ). Передавач випромінює радіосигнал короткими імпульсами, які спрямовуються антеною до землі і одночасно надходять до приймача, що пов'язаний з індикаторним пристроєм.

Далі сигнали відбиваються від земної поверхні та приймаються приймачем і подаються на індикаторний пристрій, де за інтервалом часу між прийомом прямого та зворотного радіосигналів визначається істинна висота польоту. Її відліковують за шкалою, що проградуєвана в метрах.

Застосовують два типи радіовисотомірів: РВ малих і великих висот, які працюють відповідно за частотним і імпульсним методами вимірювання висоти.

Барометричні і радіовисотоміри використовують на ЛА комплексно: барометричні – головним чином для витримування заданої висоти польоту, а радіовисотоміри – для визначення і контролю істинної висоти.

Обчислення координат місцезнаходження літака полягає у визначенні координат відносно навігаційної точки, координати якої відомі (наземна станція системи РСБН, орієнтир на земній поверхні, навігаційний штучний супутник Землі). Існуючі системи визначення координат дозволяють визначати такі навігаційні параметри:

- відстань від літака до навігаційної точки (НТ);
- напрямок від НТ на літак (від наземної станції РСБН, наземної радіолокаційної станції, пеленгатора);
- напрямок з літака на НТ (курсний або вертикальний кут наземного орієнтира, небесного світила, навігаційного штучного супутника Землі);
- різниця відстаней до двох НТ (наземних станцій різницево-дальномірної радіонавігаційної системи).

Таким чином, залежно від технічних засобів, призначених для вимірювання даних параметрів, за навігаційні точки використовуються радіотехнічні прилади (передавачі), наземні орієнтири, небесні світила та штучні супутники Землі.

У навігації прийнято вважати, що координати місцезнаходження літака визначаються на земній поверхні. Тим самим приймається, що одна поверхня положення заздалегіть відома. Отже, задача зводиться до двовимірної, у якій розглядаються лінії положення, що по суті є лініями перетину, отриманих за результатами вимірювання, поверхонь положення із земною поверхнею.

1.1.3. Лінії шляху і лінії положення

Вирішення багатьох задач навігації пов'язано з вимірюванням відстаней і напрямків, а також з різноманітними розрахунками і графічними побудовами на карті. Математичне і графічне оброблення результатів вимірювань часто зводиться до визначення лінії шляху, лінії положення літака або їх окремих елементів: напрямку, довжини, координат проміжних точок.

Лінія шляху – це проекція траєкторії польоту ЛА на Земну поверхню. Зазвичай траєкторія польоту планується. Екіпаж до вильоту прокладає на карті ЛЗШ відповідно до завдання на політ. У процесі польоту екіпаж, використовуючи технічні засоби літаководіння, визначає лінію фактичного шляху (ЛФШ). У літаководінні розрізняють дві лінії шляху: ортодромічну і локсодромічну. Вибір лінії шляху залежить від навігаційного обладнання

ЛА, що забезпечує вимірювання напрямку польоту. Кожна з цих ліній шляху має певний геометричний вигляд на Земній кулі та певні властивості.

Ортодромія – це лінія найкоротшої відстані між двома точками на поверхні Землі. Геометрично ортодромія має вигляд дуги великого кола, тобто кола, площина якого проходить через центр Землі. У загальному випадку ортодромія перетинає меридіани під різними кутами. В окремих випадках ортодромія може збігатися з одним з меридіанів або екватором. Політ по ортодромії виконується із застосуванням гіроскопічних курсових приладів. За допомогою магнітного компаса виконати політ по ортодромії неможливо, через те що в цьому випадку необхідно було б змінювати напрямок польоту від меридіана до меридіана, що практично здійснити неможливо, але, якщо витримувати напрямок польоту за магнітним (астрономічним) компасом, лінія шляху ЛА буде мати вигляд деякої кривої, відмінної від ортодромії, яка в літаководінні називається локсодромією.

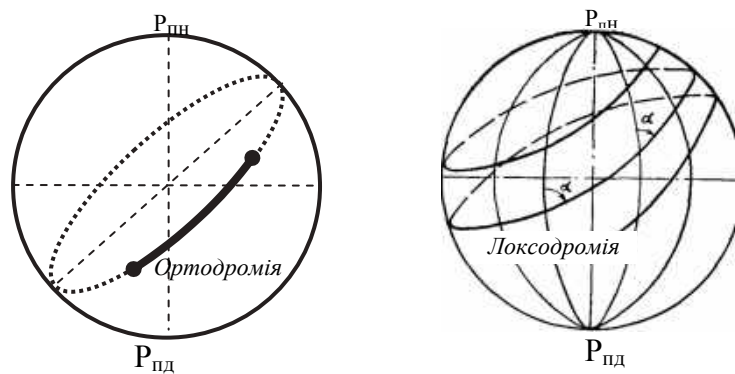


Рис. 1.4. Лінії шляху: ортодромія, локсодромія

Локсодромія – це лінія на поверхні Земної кулі, що поєднує дві точки та перетинає меридіани під постійним кутом. Локсодромія має вигляд спіралі, що прагне наблизитися до полюсів, але ніколи їх не досягає. Шлях по локсодромії довший шляху по ортодромії, крім випадків, коли вона збігається з меридіаном або екватором, які є одночасно і ортодромією і локсодромією.

Застосування різноманітних технічних засобів літаководіння пов'язано з визначенням і використанням лінії положення ЛА. Щоб грамотно використовувати ці лінії для вирішення навігаційних задач, необхідно знати геометричні якості, способи визначення і прийоми прокладання їх на карті.

Лінія положення – це лінія на поверхні Землі в деякий момент часу, яка відповідає постійному значенню геометричного або фізичного параметра, що пов'язує координати місця літака з координатами навігаційних точок і фізичними полями. Лінія положення повністю визначається одним

параметром і є ізолінією цього параметра. Місце ЛА визначається перетином двох ліній положення, які зведені до одного моменту часу.

Фізичними полями, які використовуються для визначення лінії положення, є, наприклад, магнітне поле Землі і поле тиску в атмосфері. Фізичними параметрами цих полів будуть напруженість поля в даній точці, магнітне схилення, атмосферний тиск, щільність, температура. У літаководінні використовують такі лінії положення: ортодромічного радіопеленгу; рівних азимутів (радіопеленгів); рівних відстаней; рівних різностей відстаней (гіпербола). Лінія ортодромічного радіопеленгу – це лінія, що проходить через дану точку і передавальну радіостанцію.

Лінія радіопеленгу є ортодромією. На підставі цього на земній поверхні в точці вимірювання пеленгу ця лінія має суворо фіксований напрямок, який визначається тільки одним значенням кута відносно меридіана. Для того щоб визначити напрямок на радіостанцію, в даній точці здійснюється пеленгація її за допомогою радіокомпаса, тобто визначення кутового значення пеленгу радіостанції (рис. 1.5).

Лінія рівних азимутів (ЛРА) (рівних радіопеленгів) – це лінія, у кожній точці якої азимут (радіопеленг) наземної радіостанції має одне й те саме значення (рис. 1.5). Для нанесення ЛРА на карту потрібні спеціальний прилад (прокладчик) і значні затрати часу. Тому на практиці майже не використовують спосіб визначення координат ЛА за двома ЛРА від двох радіостанцій. Застосування ЛРА відбувається при виконанні польоту у напрямку на радіостанцію, шляхом витримування постійного значення пеленгу цієї радіостанції.

Лінією рівних відстаней (ЛРВ) називається лінія, усі точки якої знаходяться на однаковій відстані від деякої фіксованої точки на Земній поверхні. Ця лінія на Земній кулі має вигляд малого кола. Як лінію положення її використовують при вимірюванні відстані за допомогою дальномірної радіотехнічної системи (рис. 1.6). Лінія рівних різностей відстаней (ЛРРВ) – це лінія, в кожній точці якої різниця відстаней до двох наземних спеціальних радіонавігаційних станцій має постійне значення (рис. 1.7). Такі лінії положення утворюються при застосуванні різницево-дальномірних радіотехнічних систем дальньої навігації (РСДН).

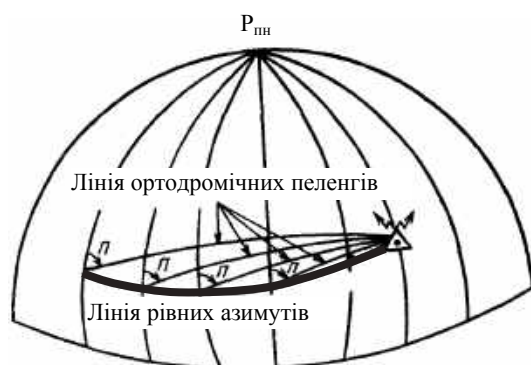


Рис.1.5. Лінія рівних азимутів

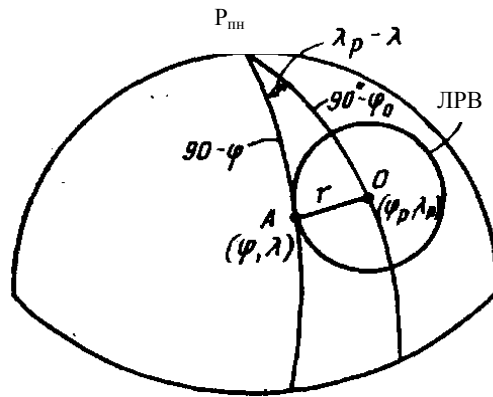


Рис.1.6. Лінія рівних відстаней

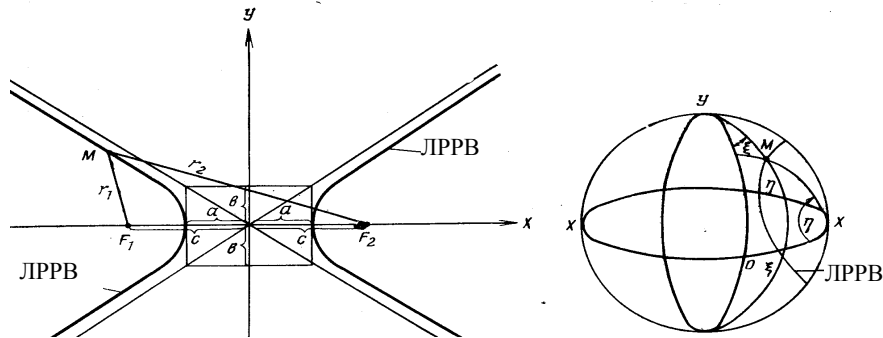


Рис.1.7. Лінія рівних різностей відстаней ($v^2 = c^2 - a^2$; $2a = r_1 - r_2 = \text{const}$)

На картах вони мають вигляд гіпербол, їх точна побудова потребує складних розрахунків. Тому сітка гіпербол для застосування РСДН друкується на спеціальних картах при їх виданні.

1.2. Класифікація і характеристика систем координат

Широта і довгота місця на карті залежать від того, якою математичною фігурою (еліпсоїдом) подається зображення Земної поверхні на карті. Для різних районів світу використовуються фігури, які називаються еліпсоїдами з різними параметрами. У системи координат використовується спеціальний еліпсоїд – reference ellipsoid. Відмінності в системах координат пов'язані з різними точками відліку і осями обертання еліпсоїдів.

Системи координат впливають на довготу і широту в місцевих системах координат (UTM, British National Grid і т. п.). Якщо подивитись на дві карти деякого району, що зроблені в різних системах координат, то одна й та ж точка на них матиме різні координати. Наприклад, у Росії різниця між системами координат Пулково 1942 (СК 42) і WGS 84 становить близько 150 м. Якщо поставити точку з довготою і широтою в системі, відмінній від системи координат карти, то необхідно перевести координати в систему координат карти. Інакше точка буде відмічена в не тому місці (картографічні програми такі, як Oziexplorer і т. п., виконують це

корегування автоматично). Тому необхідно ретельно перевіряти систему координат — усі значення широти і довготи мають бути в одній системі координат.

1.2.1. Форма та розміри Землі. Земні еліпсоїди

Фізична поверхня Землі, що має складну геометричну форму, наближена до геоїда. Геоїдом називається фігура, обмежена рівневою поверхнею, яка збігається з поверхнею Світового океану в стані рівноваги води. Рівнева поверхня в кожній своїй точці є нормальною до напрямку сили тяжіння.

Поверхня геоїда не може бути виражена простим математичним рівнянням. Тому для вирішення геодезичних та картографічних задач геоїд замінюється еліпсоїдом обертання, який називають земним еліпсоїдом (рис. 1.8).

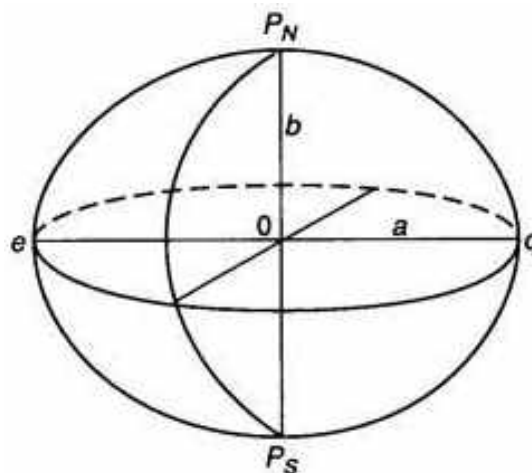


Рис.1.8. Земний еліпсоїд

Розміри і форма еліпсоїда цілком визначаються двома параметрами: великою напіввіссю a і стисненням c (або ексцентриситетом e). Для практичної реалізації земний еліпсоїд необхідно орієнтувати в тілі Землі певним чином. При цьому висувається загальна умова: орієнтування має бути виконане так, щоб різниця астерономічних і геодезичних координат була мінімальною. Земний еліпсоїд має підбиратися таким чином, щоб дана умова виконувалась в певному регіоні, країні або групі країн. У цьому випадку орієнтування еліпсоїда має підпорядковуватися таким вимогам:

- мала напіввісь еліпсоїда має бути паралельною осі обертання Землі;
- поверхня еліпсоїда має бути максимально наближена до поверхні геоїда в межах даної держави (певного регіону).

Еліпсоїд, що відповідає цим вимогам та прийнятий для оброблення геодезичних вимірювань законодавчо, називається *референц-еліпсоїдом* (РЕ).

Референц-еліпсоїд Красовського, що був прийнятий в колишньому СРСР та інших державах Європи та Азії, має такі розміри:

– велика напіввісь (екваторіальний радіус) $a = 6378,245$ км;

– мала напіввісь (полярний радіус) $b = 6356,863$ км;

– полярне стиснення $c = (a - b) / a = 1/298.3$;

– ексцентриситет $e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$.

Як видно з наведених даних, величина стиснення Землі біля полюсів є незначною. Отже, форма Землі мало відрізняється від кулі. Тому для спрощення вирішення багатьох задач літаководіння стисненням Землі нехтують і приймають Землю умовно за кулю (сферу), рівновелику за об'ємом еліпсоїда Красовського. Радіус земної кулі $R = 6371$ км. Помилки, можливі внаслідок заміни еліпсоїда кулею, не перевищують $\pm 0,5\%$ при визначенні відстаней і $12'$ при визначенні кутів.

Для закріплення РЕ в тілі Землі необхідно задати геодезичні координати B_0 , L_0 і H_0 початкового пункту геодезичної мережі і початковий азимут A_0 на сусідній геодезичний пункт. Сукупність цих величин називається вихідними геодезичними даними.

Якщо підбирати еліпсоїд для Землі в цілому, то він має задовольняти такі вимоги:

– мала напіввісь повинна збігатися з віссю обертання Землі;

– центр еліпсоїда має збігатися з центром мас Землі;

Відсутність збігу поверхонь геоїда та еліпсоїда характеризується параметром h , який є аномалією висот і який повинен підпорядковуватися

умові $\sum_1^{\infty} h_i^2 = \min$. Еліпсоїд, що задовольняє ці вимоги, називається

загальним земним еліпсоїдом (ЗЗЕ). Оскільки вимоги до ЗЗЕ на практиці задовільняються з деякими неточностями, то в геодезії та суміжних науках можуть використовуватися різноманітні реалізації ЗЗЕ, параметри яких наближені, але не збігаються. При орієнтуванні ЗЗЕ в тілі Землі (на відміну від РЕ) немає необхідності вводити вихідні геодезичні дані.

1.2.2. Системи координат, що використовуються в геодезії

Системи координат можна класифікувати за низкою ознак. Наведемо основні з них.

1. За розташуванням початків відліків. Якщо початок відліку збігається з центром мас Землі, то така система називається геоцентричною. Якщо початок відліку системи розташовується поблизу центру мас Землі (у межах декількох сотень метрів), то ця система називається квазігеоцентричною системою. При розташуванні початку відліку на поверхні Землі отримуємо топоцентричну систему.

2. За виглядом координатних ліній.

а) прямокутні:

– у просторі – x, y, z ;

– на площині – x, y .

б) криволінійні:

– на кулі – сферичні φ, λ, H ;

– на еліпсоїді – геодезичні B, L, H .

3. За призначенням. Для опису положення небесних об'єктів використовуються зоряні системи. Для об'єктів, що беруть участь у добовому обертанні Землі, використовуються Земні системи координат. Серед зоряних (астрономічних) систем координат на практиці найчастіше часто використовується середня екваторіальна система координат, яка належить до певної епохи T_0 згідно з даними фундаментальних зоряних каталогів (FK-4, FK-5). Маючи в розпорядженні значення постійних прецесій, можна відтворити цю систему для будь-якої іншої епохи T_i . Цю систему часто називають фундаментальною. Її початок розташовується в центрі мас Землі. Вісь X спрямована до середньої точки весняного рівнодення в епоху T_0 , вісь Z перпендикулярна до середнього екватора епохи T_0 . У цій системі визначаються не тільки координати небесних об'єктів, якщо розглядати точку астрономічного зеніту (точка перетину прямої лінії з небесною сферою) як деяку фіктивну зірку, то можна визначити астрономічні координати φ і λ точки Земної поверхні. Земні системи жорстко фіксуються в тілі Землі і беруть участь в її добовому обертанні. За формою координатних ліній найуніверсальнішою є прямокутна система декартових координат – x, y, z . Але при вирішенні задач картографії, навігації та інших необхідно використовувати координатну поверхню відлікового еліпсоїда і пов'язані з нею геодезичні (еліпсоїдні) координати B, L, H . Зв'язок прямокутних і геодезичних координат описується виразами

$$\begin{aligned}x &= (N + H)\cos B\cos L, \\y &= (N + H)\cos B\sin L, \\z &= [N(1 - e^2) + H]\sin B,\end{aligned}\tag{1.1}$$

$$\text{де } N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}}.$$

Якщо у формулах (1.1) використовувати параметри a і e референц-еліпсоїда, то можна отримати референцну систему координат, якщо ж використовувати параметри ЗЗЕ, то отримаємо загальноземну систему координат. В обох випадках початок систем розташовується в центрі еліпсоїда, осі X лежать у площинах початкових меридіанів, осі Z збігаються з малими напівосями еліпсоїдів.

Референсні і загальноземні системи, що використовуються в різних країнах або віднесені до різних епох, різняться розташуванням початків x_0, y_0, z_0 , розворотом осей на малі кути E_x, E_y, E_z і різницею масштабів dm . У загальному випадку зв'язок двох систем (назвемо їх 1 і 2) встановлюється формулою

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_2 = (1 + dm) \begin{bmatrix} 1 & e_z & -e_y \\ -e_z & 1 & e_x \\ e_y & -e_x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_1 + \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix}. \quad (1.2)$$

У Росії і країнах СНД до 1 липня 2002 р. використовувалась референсна система 1942 р. Як координатна поверхня в цій системі застосовувалась поверхня еліпсоїда Красовського. Роботи щодо орієнтування цього еліпсоїда в тілі Землі (визначенню початкових геодезичних даних) були закінчені в 1942 р. Звідси – назва системи. За Ухвалою Ради Міністрів № 760 вона введена в 1946 р. для виконання робіт на всій території тодішнього СРСР. З 1 липня 2002 р. згідно з Ухвалою Уряду РФ від 28 липня 2000 р. № 568 введені нова референсна система СК-95 і нова загальноземна система ПЗ-90. Перша система використовується при виконанні геодезичних і картографічних робіт, друга — для геодезичного забезпечення орбітальних польотів. У СК-95 застосовується еліпсоїд Красовського, який орієнтується так, щоб просторові координати початкового пункту (Пулково) були однаковими як у СК-42, так і СК-95.

Перехід від СК-42 до СК-95 виконується за формулою (1.2), в якій використовують такі значення параметрів переходу:

$$\begin{array}{lll} x_0 = -1,8 \text{ м}; & E_x = 0,02''; & dm = 0,15 \cdot 10^{-6}. \\ y_0 = 9,0 \text{ м}; & E_y = -0,38''; & \\ z_0 = -6,8 \text{ м}; & E_z = -0,85''; & \end{array}$$

Окрім цих систем можуть використовуватися також місцеві системи, які виникають в усіх випадках або інший еліпсоїд, або інший початок координат, або має місце розворот координатних осей і т. д. Плоскі прямокутні координати в місцевих системах обчислюються в проекції Гаусса—Крюгера з місцевими координатними сітками. Тому, наприклад, система СК-63, хоча й отримана на основі загальнодержавної системи, але, оскільки її сітка зсунута і розгорнена по відношенню до стандартної, то її також слід розглядати як місцеву. Порядок уведення місцевих систем встановлюється міністерствами і відомствами за узгодженням з органами Державного геодезичного нагляду. В усіх випадках після завершення робіт координати пунктів мають бути перераховані в державну референсну систему.

У країнах СНД використовуються дві загальноземні системи координат: описана вище ПЗ-90 і Міжнародна WGS-84, яка застосовується для оброблення супутникових вимірювань GPS. Ці системи майже не відрізняються одна від одної. Наведемо, наприклад, одну з версій (дослідження ще продовжуються) для параметрів переходу від ПЗ-90 до WGS-84:

$$\begin{aligned} x_0=y_0=0; & & E_x = E_y = 0; & & dm=0. \\ z_0=1 \text{ м}; & & E_z = -0,206''; \end{aligned}$$

Наведемо також чисельні значення параметрів a та e^2 еліпсоїдів (табл. 1.1).

Інші параметри легко розраховуються за відомими формулами, наприклад:

$$\text{– другий ексцентриситет } e^2 = \frac{e^2}{1 - e^2},$$

$$\text{– стиснення } a = (f) = 1 - \sqrt{1 - e^2}.$$

При переході від геоцентричних систем координат, які використовуються при обробленні супутникових вимірювань системами GPS і ГЛОНАСС, до референцних СК-42, СК-95 та інших необхідно застосовувати рівняння (1.2). У це рівняння входить сім параметрів: dm , E_x , E_y , E_z , x_0 , y_0 , z_0 . Для їх визначення використовують суміщені пункти (так називаються пункти, координати яких відомі в обох системах). Кожний суміщений пункт дозволяє скласти три рівняння вигляду (1.2), в яких коефіцієнти і вільні члени обчислюються за відомими координатами в обох системах. Так, щоб обчислити сім параметрів, необхідно мати мінімум три суміщені пункти. Рівняння, які виникають при цьому, розв'язуються за правилами методу найменших квадратів (МНК). Це так звана класична лінійна модель "семи параметрів" (іноді її називають моделлю Бурша). Точка обертання осей координат у цій моделі розташовується в центрі еліпсоїда. Якщо точка обертання розташовується в довільній точці земної поверхні, зокрема, в початковому пункті геодезичної мережі, то ми маємо модель Молоденського.

Іноді пропонуються нелінійні моделі, в яких рівняння (1.2) доповнюється апроксимуючими многочленами третього порядку або кривими регресії. В усіх таких випадках кількість параметрів перетворення збільшується (на кількість коефіцієнтів поліномів для всіх трьох координат), а отже, збільшується і необхідна кількість суміщених пунктів. У більшості робіт, як правило, використовується класична модель "семи параметрів". Кількісні параметри переходу наводяться у відповідних керівництвах або повідомляються користувачу в технічних завданнях.

Світова геодезична система координат WGS-84

Геодезія як наука вивчає форми і гравітаційне поле Землі в просторі та часі. Одним з важливих геодезичних завдань є визначення місцеположення точки на поверхні Землі з необхідною точністю. Місцеположення точки визначається трьома просторовими координатами в прийнятій системі відліку. При цьому система відліку є основою для забезпечення високої точності та єдності вимірів.

Революційну роль у розвитку геодезії і вдосконаленні існуючих систем відліку відіграла поява глобальних супутникових багатofункціональних радіонавігаційних систем НАВСТАР (США) і ГЛОНАСС (Радянський Союз). З їх допомогою стало можливим з високою точністю і оперативністю визначати координати в пункті спостережень, у тому числі і їх висотну складову.

Виконання високоточних вимірювань з використанням супутникової і радіонавігаційної систем тісно пов'язане з визначенням координатних систем, відносно яких виконуються виміри. Вимірювання навігаційних параметрів супутників глобальної радіонавігаційної системи GPS і визначення місцеположення точок Земної поверхні з використанням супутникових приймачів виконуються в різних системах координат. Вимірювання ведуться в системі координат супутників, не пов'язаній з добовим обертанням Землі, а результати їх подаються у системі координат, яка зв'язана з Землею. У зв'язку з тим, що початки відліку цих двох систем безперервно зміщуються одна відносно одної, їх погодження необхідно виконувати з достатньо високою точністю в кожному сеансі спостережень.

У глобальній системі позиціонування GPS як система відліку використовується Світова геодезична система координат 1984 року (WGS-84). Упровадження на території України Світової геодезичної системи координат WGS-84 виконане згідно з Постановою Кабінету Міністрів України № 2359 від 22.12.99 і постановою "Про затвердження плану заходів щодо впровадження на території України Світової геодезичної системи координат WGS-84, №320-р від 11.08.2000. Уперше система була створена з використанням результатів порівняння референцної (допоміжної математичної поверхні, до якої приводять результати геодезичних вимірювань на Земній поверхні) системи Міністерства Оборони США (NSWC-97-2) і системи Міжнародного Бюро Часу (BTS) і розповсюджена через низку станцій Морської навігаційної супутникової системи ВМФ США (NNSS) або інакше — доплерівської системи "TRANSIT".

На цей час у глобальній системі позиціонування GPS використовується світова геодезична система координат WGS-84, глобальна узгодженість якої становить майже 0,1 м. Світова геодезична система WGS-84 являє

собою Загальноземну референцну систему (СТПС), визначення якої дано Міжнародною службою обертання Землі (IERS). Основні критерії її такі:

- геоцентрична; при визначенні центру мас враховуються також маси океанів та атмосфери;
- масштаб системи такий, як і в локальній системі координат з урахуванням релятивістської теорії гравітаційного поля;
- орієнтація системи, зміни її положення повинні з часом узгоджуватися з рухом земної кори (за визначенням Міжнародного бюро часу на епоху 1984 р).

Система WGS-84 є правосторонньою ортогональною системою координат, початок якої суміщений з центром мас Землі.

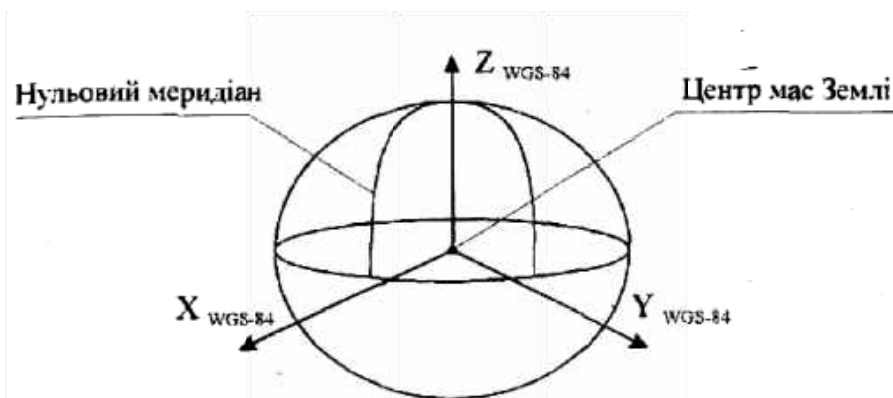


Рис. 1.9. Система координат WGS-84

Таблиця 1.1

Параметри геодезичних систем

Назва параметра	Велика напіввісь, м	Стиснення	Кутова швидкість обертання Землі	Гравітаційна стала Землі
Числове значення	a	$1/f (e^2)$	W	GM
Земний еліпсоїд Красовського	6 378 245	298,3 (0,0066934216)		
ПЗ-90	6 378 136	298,257839303 (0,0066946619)		
WGS-72	6 378 135	298,26		
WGS-84	6 378 137	298,257223563 (0,0066943800)	$7292115,0 \times 10^{-11}$ рад/с	$3986004,418 \times 10^8$ м ³ /с ²

Координатна система WGS-84 задається так:

- початок координат — центр мас Землі;
- вісь Z спрямована на умовний земний полюс (IRP) як рекомендовано Міжнародною службою обертання Землі (IERS). За визначенням Міжнародного Бюро Часу (BIH) цей напрямок відповідає напрямку на Загальноземний полюс (СТР) з похибкою $0.005''$ на епоху 1984 р.;
- вісь X спрямована в точку перетину нульового меридіану (IPM) з площиною екватора (СТР), які встановлені Міжнародною службою обертання Землі;
- вісь Y завершує правосторонню ортогональну систему координат з початком у центрі мас Землі. Вона розміщена в площині екватора (СТР) під кутом 90 градусів на схід від осі X .

Координатна система WGS-84 суміщена з геометричним центром Загальноземного еліпсоїда WGS-84, а вісь Z — з віссю обертання цього еліпсоїда.

1.2.3. Особливості визначення координат за польотними картами

Рівнокутна поперечно-циліндрична проекція Гаусса

Основною польотною картою є карта масштабу $1 : 500\,000$ у рівнокутній поперечно-циліндричній проекції (проекції Гаусса). Крім того, карти крупніших масштабів $1 : 200\,000$, $1 : 100\,000$ і т. д., які використовуються в авіації як карти цілей, також виконані в проекції Гаусса. Розглянемо характеристику проекції Гаусса та деякі особливості цієї проекції.

У проекції Гаусса поверхня глобуса переноситься на бокову поверхню еліптичного циліндра, який торкається глобуса по заданому географічному меридіану.

Вісь циліндра перпендикулярна осі добового обертання Землі, тому проекція і називається поперечно-циліндричною. З метою зменшення викривлень на один циліндр проеціюється тільки вузька смуга земної поверхні (зона), яка займає по довготі 6° . Таким чином уся поверхня Землі поділяється на 60 зон, обмежених меридіанами, кратними 6° довготи. Кожна зона має свій номер. Нумерація зон починається від меридіана Гринвіча і ведеться на Схід.

Спроецювавши кожну зону на свій циліндр, а потім розвернувши ці зони на площину, отримаємо таку картину (рис. 1.10).

У кожній зоні середній меридіан зображується прямою лінією в натуральну величину, тобто згідно з ним часний масштаб m дорівнює одиниці.

Інші меридіани зображуються складними кривими малої кривизни, дещо витягнутими порівняно з дійсними розмірами. За цими меридіанами часний масштаб $m < 1$.

Екватор, як і центральний меридіан, зображується прямою лінією, але збільшеною порівняно з дійсними розмірами на глобусі.

Найбільше розтягнення паралелей буде на краях зони, де часний масштаб n має найбільше значення. Інші паралелі – складні криві, дещо витягнуті порівняно з реальними розмірами. Часний масштаб за паралелями є більшим 1 і зростає при наближенні до краю зони.

З усього сказаного можна зробити висновок, що в проекції Гаусса максимальне викривлення довжин має місце на екваторі на межі кожної зони. Це викривлення не перевищує 137 м на 100 км відстані.

При вирішенні задач навігації такими викривленнями нехтують, а проекцію вважають не тільки рівнокутною, а й рівнопроміжною і рівновеликою, тобто карти цієї проекції приймають за план.

На картах масштабу 1 : 500 000 нанесена сітка геодезичних координат і на рамках карти подані виходи кілометрової сітки, а на картах масштабу 1: 200 000 і крупніших масштабів нанесена кілометрова сітка системи прямокутних координат Гаусса. Прокладка ліній шляху та ліній положення на картах проекції Гаусса не спричинює затруднень, тому що ці карти приймаються за план. Ортодромія на картах проекції Гаусса зображується у вигляді прямої.

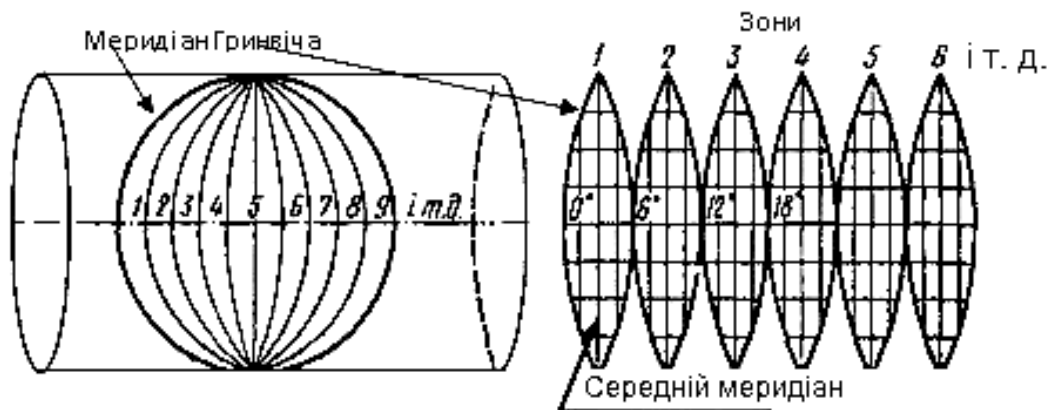


Рис. 1.10. Рівнокутна поперечно-циліндрична проекція Гаусса

Лінія рівних азимутів, як правило, замінюється прямою, а лінія рівних відстаней зображується колом.

Точність вимірювань по картах

При вирішенні різних задач літаководіння штурману (льотчику) на карті доводиться вимірювати напрями і кути, відстані між двома заданими точками і визначати геодезичні координати. Точність вимірювань на карті залежить від масштабу карти, похибок самої карти, неминучих при її складанні і виданні, її проекції, вживаної методики вимірювання і помилок округлень.

Похибки карти виникають через неточність початкових матеріалів і графічного перенесення їх на папір, через помилки при нанесенні на карту умовних знаків, а також через помилки, що виникають у результаті деформації паперу при зміні вологості й температури.

Найбільш точно на карту наносять координатну сітку і геодезичні пункти, їх середні квадратичні помилки відносно істинного положення становлять не більше 0,2...0,3 мм. Середні квадратичні помилки при нанесенні решти об'єктів місцевості, що використовуються для літаководіння, не перевищують 0,5...0,6 мм. Середня квадратична помилка вимірювання ліній і нанесення прямокутних координат точок на карту штурманом за допомогою масштабної лінійки і координатоміра становить 0,5 мм. При вимірюванні ліній з точністю до 1 мм максимальна помилка округлення не перевищує 0,5 мм.

Сумарна середня квадратична помилка вимірювання відстані по карті, як показала практика, не перевищує 0,5...1 мм. Фактичні помилки можуть бути дещо більше, оскільки спотворення довжин, властиві деяким проекціям, не враховуються. Помилки вимірювання відстаней і визначення геодезичних координат на картах різних масштабів подано в табл. 1.2.

Виходячи з того, що 1" дуги великого кола і меридіана на місцевості відповідає 30,9 м і знаючи середню квадратичну помилку вимірювання відстаней, можна легко визначити похибку у визначенні геодезичних координат на картах різних масштабів.

З табл. 1.2 видно, що чим крупніше масштаб карти, тим точність визначення відстаней і геодезичних координат вище, і навпаки.

Таблиця 1.2

Точність вимірювань на карті

Масштаб карти	Середня квадратична похибка вимірювання відстаней на карті, мм	Похибка у визначенні відстаней на місцевості, м	Похибка у визначенні геодезичних координат на карті, кут. с
1 : 25 000	0,5 – 1	12 – 25	1
1 : 50 000	0,5 – 1	25 – 50	1 – 2
1 : 100 000	0,5 – 1	50 – 100	2 – 4
1 : 200 000	0,5 – 1	100 – 200	4 – 7
1 : 500 000	0,5 – 1	250 – 500	8 – 16
1 : 1 000 000	0,5 – 1	500 – 1000	16 – 32

Карты масштабів 1:1000 000, 1:500 000 використовуються як польотні карти. Для виконання прив'язки маяка РСБН, об'єктів аеродрому та визначення координат поворотних пунктів маршруту, цілі при програмуванні навігаційного комплексу ЛА вибираються карти крупніших масштабів.

Визначення координат по картах

Визначення координат точок може виконуватися декількома способами залежно від масштабу, проекції карти та розрахункових приладів.

1. Визначення геодезичних координат точок за топографічними і польотними картами.

Внутрішніми рамками топографічних карт є відрізки геодезичних паралелей і меридіанів. Їх широту і довготу позначають на кутах кожного листа. На картах масштабів 1 : 25 000 – 1 : 200 000 сторони рамок розділені на відрізки, що дорівнюють 1'. Ці відрізки відтінені через один і розділені точками (окрім карт масштабу 1 : 200 000) на частини по 10".

Для визначення геодезичної широти будь-якої точки, наприклад точки А, по картах масштабів 1 : 25 000 – 1 : 200 000 (рис. 1.11) треба провести пряму через цю точку так, щоб вона проходила через однойменні поділки (або їх частки) на шкалах західної і східної сторін зовнішньої рамки карти, і по одній з цих шкал зняти відлік геодезичної широти, який починають з позначки нижньої паралелі, додаючи до неї хвилини і секунди, відлічені від цієї паралелі до прямої, проведеної через задану точку А.

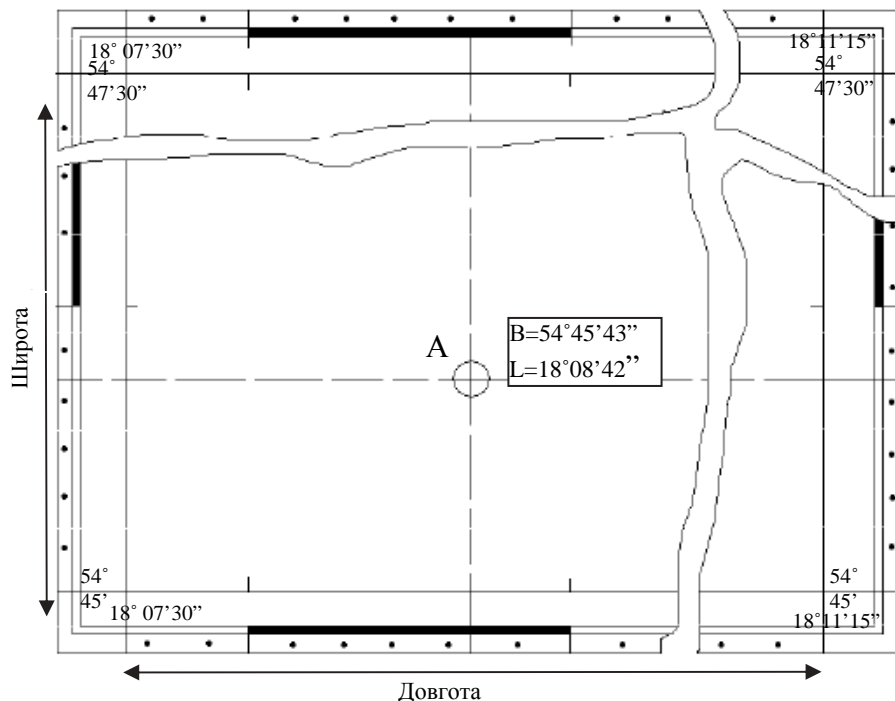


Рис. 1.11. Визначення геодезичних координат на топографічних картах

При визначенні прямокутних координат точки за оцифрованою координатною лінією, що утворює південну сторону квадрата, в якому розташована точка, знаходять і записують повне значення абсциси X у кілометрах.

Потім лінійкою вимірюють відстань по перпендикуляру від координатної лінії до точки в метрах і додають його до абсциси X . Після цього визначають значення ординати Y цієї точки, для чого по північній або південній стороні рамки карти знаходять і записують значення ординати Y вертикальної координатної лінії, що утворює західну сторону квадрата, в якому знаходиться точка. До отриманої ординати Y додають відстань у метрах, виміряну по перпендикуляру від західної координатної лінії до точки. На рис. 1.13. показано приклад визначення прямокутних координат точки A . Точність визначення координат становить $0,5 \dots 1$ мм у масштабі карти.

Перетворення координат

У більшості навігаційних обчислювальних пристроїв з БЦОМ здійснюється перехід від геодезичної системи координат до сферичної і навпаки за допомогою таких залежностей:

$$\varphi = B - 8'39'' \cdot \sin 2B, \quad \lambda = L;$$

$$B = \varphi + 8'39'' \cdot \sin 2\varphi, \quad L = \lambda.$$

При цьому радіус Землі, яку приймаємо за шар, становить $R=6372,9$ км, а дуга великого кола дорівнює $1^\circ - 111,288$ км; $1' - 1853,8$ м; $1'' - 30,9$ м.

Перехід від прямокутної системи координат Гаусса до геодезичної здійснюється за допомогою таких формул:

$$B^\circ \approx \frac{X}{111,288}, \quad L^\circ = L_o^\circ + l^\circ,$$

де L_o° – довгота осьового меридіана зони в градусах і дорівнює $L_o^\circ = 6^\circ \cdot N - 3^\circ$; N – номер зони (у координаті Y перша цифра (дві цифри)

позначає номер зони); $l^\circ = \frac{Y_o}{111,288 \cdot \cos B}$, $Y_o = Y - 500$.

У розрахунках прямокутні координати та лінійні величини подаються в кілометрах.

Приклад. Перейти від прямокутної системи координат Гаусса до геодезичної.

Дано: $X = 5650350$, $Y = 4378100$

Розв'язання.

$$B^\circ = \frac{5650,35}{111,288} = 50,77^\circ;$$

$$L_0^o = 6^o \cdot 4 - 3^o = 21^o; Y_0 = 378,1 - 500 = -121,9 \text{ км};$$

$$l^o = \frac{-121,9}{111,288 \cdot \cos 50,77} = -1,73^o;$$

$$L^o = 21^o + (-1,73^o) = 19,27^o = 19^o 16'.$$

З метою підвищення точності перетворення координат необхідно замість наближених параметрів еліпсоїда Красовського використовувати його табличні значення (табл. 1.3).

Таблиця 1.3

Параметри еліпсоїда Красовського

В, град	Довжина дуги меридіа- на в 1° по широті, м	Довжи- на дуги парале- лі в 1° по довготі, м	Д, м	В, град	Довжина дуги меридіа- на в 1° по широті, м	Довжина дуги паралелі в 1° по довготі, м	Д, м
0		111 321	0	46	111 144	77465	5 749 701
1	110 576	111 305	110 582	47	111 163	76057	5 910 914
2	110 577	111 254	221 198	48	111 182	74627	6 075 193
3	110 579	111 170	331 882	49	111 202	73173	6 242 706
4	110 580	111 052	442 670	50	111 221	71697	6 413 638
5	110 583	110 901	553 594	51	111 241	70199	6 588 183
6	110 587	110 716	664 690	52	111 260	68679	6 766 552
7	110 590	110 497	775 992	53	111 278	67138	6 948 972
8	110 596	110 245	887 537	54	111 298	65577	7 135 688
9	110 600	109 960	999 359	55	111 316	63995	7 326 967
10	110 607	109 641	1 111 494	56	111 335	62394	7 523 096
11	110 613	109 289	1 123 981	57	111 353	60773	7 724 389
12	110 620	108 901	1 336 854	58	111 370	59134	7 931 189
13	110 629	108 187	1 450 152	59	111 388	57476	8 143 871
14	110 636	108 036	1 563 914	60	111 406	55801	8 362 846
15	110 646	107 552	1 678 178	61	111423	54108	8 588 566
16	110 655	107 036	1 792 984	65	111 439	52399	8 821 532
17	110 666	106 488	1 908 373	63	111 455	50674	9 062 298
18	110 676	105 907	2 024 888	64	111 472	48933	9 311 482
19	110 689	105 294	2 141 070	65	111 487	47176	9 569 771
20	110 700	104 649	2 258 464	66	111 502	45405	9 837 939
21	110 712	103 972	2 376 615	67	111 516	43621	10 116 858
22	110 726	103 264	2 495 570	68	111 531	41822	10 407 514
23	110 739	102 524	2 615 376	69	111 544	40011	10 711 034
24	110 753	101 753	2 736 084	70	111 558	38187	11 028 706

В, град	Довжина дуги меридіа- на в 1° по широті, м	Довжи- на дуги парале- лі в 1° по довготі, м	Д, м	В, град	Довжина дуги меридіа- на в 1° по широті, м	Довжина дуги паралелі в 1° по довготі, м	Д, м
25	110 767	100 952	2 857 744	71	111 570	36352	11 362 018
26	110 783	100 119	2 980 409	72	111 582	34505	11 712 699
27	110 797	99257	3 104 134	73	111 594	32647	12 082 773
28	110 814	98364	3 228 976	74	111 605	30780	12 474 631
29	110 829	97441	3 354 995	75	111 615	28902	12 891 138
30	110 846	96488	3 482 251	76	111 625	27016	13 335 725
31	110 863	95506	3 610 809	77	111 634	25122	13 812 639
32	110 880	94495	3 740 734	78	111 643	23219	14 327 079
33	110 898	93455	3 872 103	79	111 651	21310	14 885 631
34	110 915	92386	4 004 980	80	111 658	19394	15 496 839
35	110 934	91290	4 139 446	81	111 665	17472	16 171 817
36	110 951	90165	4 275 581	82	111 671	15441	16 925 715
37	110 971	89013	4 413 468	83	111 677	13612	17 779 746
38	110 989	87834	4 553 197	84	111 681	11675	18 764 980
39	111 007	86628	4 694 861	85	111 686	9935	19 928 583
40	111 027	85395	4 838 557	86	111 689	7791	21 354 246
41	111 047	84137	4 948 391	87	111 691	5816	23 190 241
42	111 065	82852	5 132 472	88	111 694	3898	25 777 174
43	111 085	81542	5 282 916	89	111 625	1949	30 198 703
44	111 104	80208	5 435 846	90	111 695	0	
45	111 124	78848	5 591 395				

1.2.4. Навігаційні системи координат

Для вирішення задач топоприв'язки аерознімків необхідно знати точні координати літака-розвідника в момент експонування. Інформація про координати ЛА та навігаційні параметри польоту, за якими можливе визначення координат ЛА, розраховується в різних системах координат, що застосовуються в навігації. Тому слід розглянути навігаційні системи координат, області та межі їх застосування, а також можливі джерела похибок визначення координат ЛА та способи їх зменшення.

Автоматизація літаководіння ЛА неможлива без математичного опису навігаційних задач у вигляді формульних залежностей. При їх складанні потрібен вибір таких систем координат, які мають забезпечувати:

- вирішення навігаційних задач з точністю, що потребується;
- отримання найбільш простих співвідношень;
- охоплення достатньої за площею території для використання єдиної системи координат;
- наочну інформацію про місцезнаходження ЛА відносно лінії заданого шляху або основних її точок;
- простоту пошуку місцезнаходження ЛА на карті, планшеті або індикаторі за координатами, а також визначення координат різноманітних об'єктів;
- програмування заданої траєкторії в найкоротші строки.

Ступенем відповідності систем координат цим вимогам визначаються точнісні можливості конкретної комплексної навігаційної системи, методика підготовки екіпажу та особливості його роботи в польоті, а також специфіка використання екіпажем навігаційної інформації у вирішенні тактичних задач.

Кожному технічному засобу, що забезпечує визначення місцезнаходження ЛА, відповідає земна система координат, в якій результати вимірювань без додаткових перетворень вказують його місцезнаходження. Наприклад, кутомірно-дальномірній системі відповідає полярна система координат, дальномірній – біполярна, різницево-дальномірній – гіперболічна система координат з фокусами в місцях розташування наземних станцій. Ці системи застосовуються в повітряній навігації при використанні окремих радіотехнічних систем, тому що вони дозволяють в окремих випадках безпосередньо реалізувати можливості систем (наприклад, політ по лінії дальності або по лінії пеленгу).

У комплексних навігаційних системах для сумісного оброблення та використання навігаційної інформації від різноманітних датчиків потребується вибір однієї основної системи координат. У цій системі здійснюються зчислення координат місцезнаходження ЛА, корекція їх значень за даними різноманітних засобів і розрахунок параметрів виведення ЛА в задану точку.

Широко розповсюдженою є геодезична система координат. Її координатні лінії, геодезичні меридіани та паралелі наносяться на всі аеронавігаційні карти. Тому геодезична система координат є найбільш зручною для введення заданої програми в обчислювач комплексної навігаційної системи, а також для видачі інформації про місцезнаходження ЛА та різноманітних об'єктів.

Кутові та лінійні величини, які визначають положення точки на будь-якій площині або поверхні, називаються координатами.

Застосування в авіації знаходять такі систем координат: геодезична; астрономічна; сферична; ортодромічна; плоска прямокутна; полярна; біполярна. При проектуванні фізичної поверхні Землі на поверхню геоїда використовується астрономічна система координат.

Координатами місця літака в цій системі є астрономічна широта φ та астрономічна довгота λ . Астрономічна широта — це кут між площиною екватора і напрямом прямої лінії в даній точці, що вимірюється від площини екватора до полюсів від 0 до 90° (рис. 1.14). Астрономічна довгота — це двогранний кут, укладений між площиною Гринвічського меридіана і площиною, що проходить через прямої лінії в даній точці паралельно осі обертання Землі (площиною астрономічного меридіана), що вимірюється від 0 до $\pm 180^\circ$ на Схід і Захід. При проектуванні фізичної поверхні Землі на поверхню земного еліпсоїда використовується геодезична система координат.

Геодезична система координат. Для визначення місцеположення точок (об'єктів) на поверхні референц-еліпсоїда застосовуються геодезичні координати (рис. 1.15). Геодезичними координатами називаються кутові величини (широта та довгота), які визначають положення точок (об'єктів) на поверхні земного еліпсоїда (референц-еліпсоїда) відносно площини екватора та начального меридіана. До них належать геодезична широта та геодезична довгота.

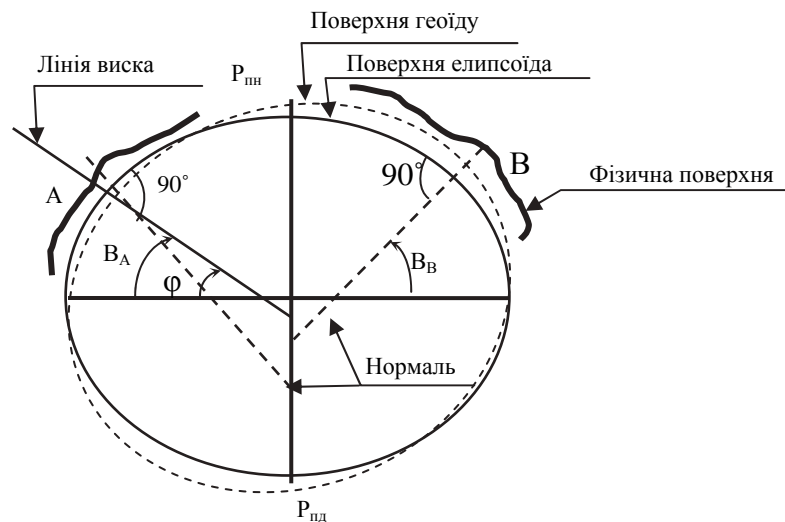


Рис. 1.14. Нормаль і прямої лінія

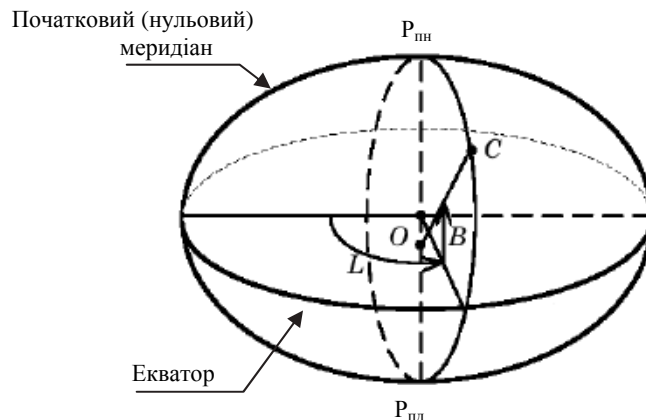


Рис.1.15. Геодезична система координат

Геодезичною широтою називається кут, укладений між площиною екватора і нормаллю до поверхні земного еліпсоїда, яка проходить через дану точку. Вимірюється він від площини екватора до полюсів (Півночі або Півдня) від 0 до 90° . Позначається буквою B . Геодезичні широти Північної півкулі називаються північними і мають знак (+), а Південної – південними і мають знак (–).

Геодезичною довготою називається двогранний кут, укладений між площиною начального (Гринвічського) меридіана і площиною геодезичного меридіана, який проходить через дану точку. Вимірюється від начального меридіана на Схід та на Захід від 0 до 180° . Позначається буквою L . Довгота точок, які розташовані на Схід від меридіана Гринвіча, називаються східними і мають знак (+), на Захід – західними і мають знак (–).

При вирішенні навігаційних задач необхідно враховувати, що геодезична система координат у вигляді меридіанів і паралелей наноситься на навігаційні карти всіх проекцій і масштабів. Тому координати точок місця ЛА, визначені на цих картах, є геодезичними. Геодезичні координати визначаються за картами і використовуються в навігаційних комплексах для програмування маршруту польоту, точок корегування та індикації місця літака.

Примітка. Еліпсоїд Красовського зорієнтований в тілі геоїда так, що в початковому пункті триангуляція (Пулковській астрономічній обсерваторії) геодезичні координати і азимут заданого орієнтира відповідають астрономічним координатам і азимуту цього орієнтира. Перевищення геоїда над референц-еліпсоїдом у цьому ж пункті дорівнює нулю. Мала вісь і екватор референц-еліпсоїда відповідно паралельні осі обертання і екватору Землі. Оскільки нормалі не збігаються з прямовисними лініями, а площини геодезичних меридіанів з площинами астрономічних меридіанів, геодезичні координати точок на поверхні референц-еліпсоїда відрізняються від астрономічних. Проте в теорії і практиці користуються узагальненим поняттям географічних координат. У даному випадку під географічною системою координат розуміють ортогональну сітку меридіанів і паралелей на поверхні земного еліпсоїда (геоїда).

Координатами в цій системі є:

– географічна широта B — кут, укладений між площиною екватора і нормаллю (прямовисною лінією) до поверхні еліпсоїда (геоїда) у даній точці M (вимірюється від екватора до полюсів від 0 до $\pm 90^\circ$);

– географічна довгота L — двогранний кут, укладений між площинами початкового (Гринвічського) меридіана і меридіана даної точки; вимірюється від 0 до $\pm 180^\circ$ на Схід і Захід (при вирішенні деяких задач – від 0 до 360° на Схід). У наведених визначеннях поняттям "географічні координати" об'єднуються два види координат: геодезичні та астрономічні.

Сферична система координат. Для спрощення формульних залежностей при вирішенні задач навігації за модель Землі приймають кулю (шар), тобто розрахунки виконуються на сфері певного радіуса R . Якщо сферу зорієнтувати так, щоб лінія, що з'єднує її полюси, збіглася з віссю, яка з'єднує полюси еліпсоїда обертання, положення на поверхні сфери будуть визначатися нормальними сферичними координатами (рис. 1.16).

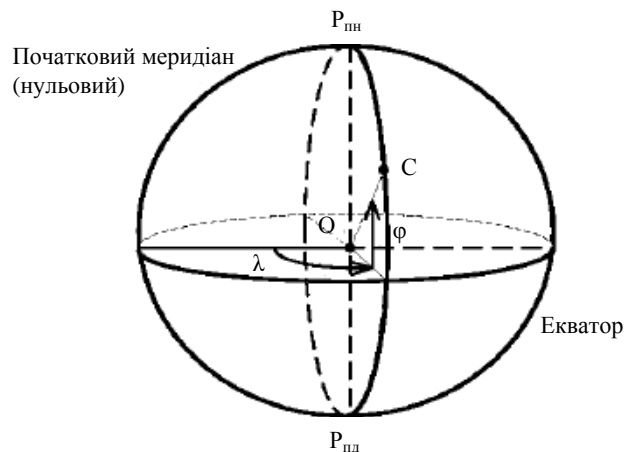


Рис. 1.16. Сферична система координат

Сферичними координатами називаються кутові величини (широта та довгота), які визначають положення точок (об'єктів) на поверхні земної сфери відносно площини екватора та початкового меридіана. До них належать сферична широта та сферична довгота.

Сферичною широтою називається кут, укладений між площиною екватора і напрямом на дану точку від центру земної сфери. Вимірюється центральним кутом або дугою меридіана від площини екватора до полюсів (Півночі або Півдня), від 0 до 90° . Позначається буквою φ . Геодезичні широти Північної півкулі називаються північними і мають знак (+), а Південної — південними і мають знак (–).

Сферичною довготою називається двограний кут, укладений між площиною початкового (Гринвічського) меридіана і площиною меридіана, який проходить через дану точку. Вимірюється від початкового меридіана на Схід і на Захід від 0 до 180° . Позначається буквою λ . Довготи точок, які розташовані на Схід від меридіана Гринвіча, називаються східними і мають знак (+), а довготи, які розташовані на Захід, — західними і мають знак (–).

Усі задачі у навігаційних комплексах вирішуються на поверхні земної сфери з використанням сферичної тригонометрії, тому поверхня земного еліпсоїда проєцюється на поверхню сфери. Спроецювати поверхню земного еліпсоїда на поверхню сфери означає знайти залежність між сферичними та геодезичними координатами точок.

Ортодромічна (умовна) довгота Y – це довжина дуги головної ортодромії (умовного екватора) від умовного меридіана, який проходить через початок координат, до умовного меридіана заданої точки.

Умовна довгота виражається в лінійних мірах (кілометрах), але може бути виражена і в кутових. Ортодромічна (умовна) широта X – це довжина дуги умовного меридіана від головної ортодромії до умовної паралелі, яка проходить через задану точку. Вона теж подається або в лінійних або в кутових величинах (кілометрах).

У літаководінні використовуються два види ортодромічної системи координат – права і ліва (рис. 1.17). Умовний екватор в обох системах називають головною ортодромією. У правій ортодромічній системі координат позитивний напрям осі X розташовується праворуч від позитивного напрямку осі Y під кутом 90° , а в лівій – ліворуч. Права ортодромічна система координат застосовується в обчислювальних комплексах навігаційних систем (КНС) багатомісних літаків, а ліва – у КНС одномісних літаків. Застосування ортодромічних систем координат має певні особливості. Так, у межах застосування гіронапівкомпаса (ГПК) для вимірювання курсу ортодромічні меридіани і паралелі утворюють практично прямокутну сітку (рис. 1.18). Кут сходження меридіанів з різницею в 1° на відстані 5° (550 км) від осі Y не перевищує $6'$. Це дає можливість, по-перше, вирішувати навігаційні задачі за формулами плоскої тригонометрії і, по-друге, вимірювати курс від будь-якого умовного напрямку або умовного меридіана.

Полярна та біполярна системи координат. Полярними координатами називаються кутові та лінійні величини, які визначають положення точок на площині відносно початку координат, який приймається за полюс, і полярної осі (рис. 1.19).

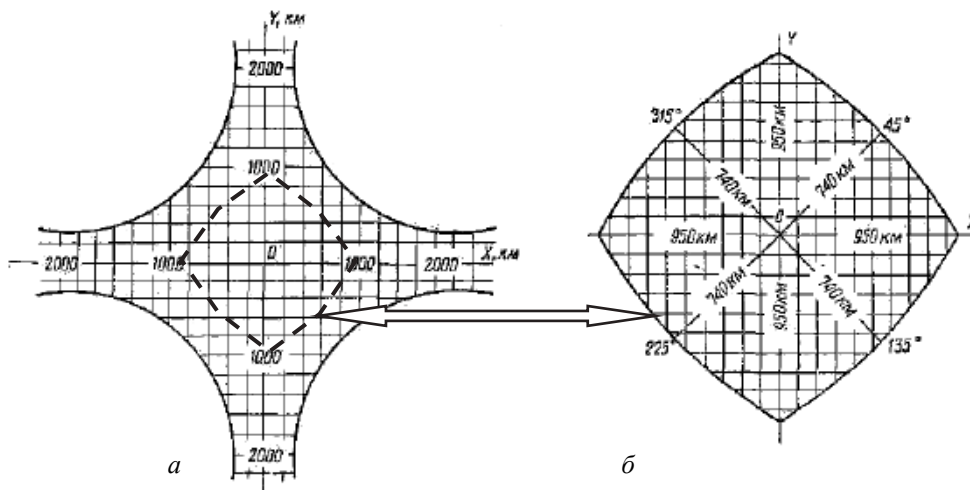


Рис. 1.18. Межі застосування ортодромічної системи координат:
 а – при польоті по ортодромії; б – при польоті по траєкторії довільної форми

Місцеположення будь-якої точки визначається кутом положення, який відліковується від полярної осі до напрямку на точку, що визначається, та відстанню від полюсу до цієї точки.

За полярну вісь можуть бути прийняті:

- істинний або магнітний меридіан;
- вертикальна лінія сітки;
- напрямок на будь-який орієнтир.

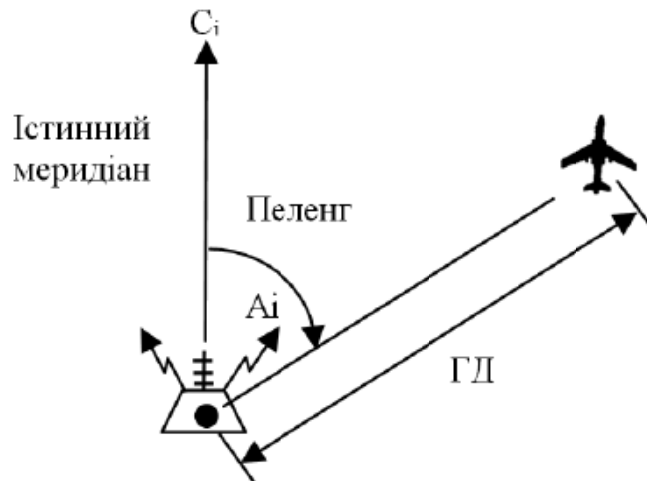


Рис.1.19. Полярна система координат

Кути положення вимірюються від 0 до 360° за годинниковою стрілкою.

Полярна система координат набула широкого застосування в авіації в кутодальномірних радіонавігаційних системах (РСБН, VOR-DME), при виконанні різних навігаційних розрахунків, цілевказівках, орієнтуванні та при розробленні різних графічних документів.

У полярній системі координат працює РСБН, за допомогою якої місцеположення літака визначається двома координатами:

- істинним азимутом (пеленгом);
- горизонтальною дальністю.

Істинний азимут – це кут, виміряний від північного напрямку істинного меридіана, який проходить через вісь обертання антени РСБН, до напрямку на літак.

Горизонтальна дальність – це відстань від маяка РСБН до проекції ЛА на земну поверхню.

Біполярними координатами називаються дві кутові або дві лінійні величини, які визначають місцеположення літака на площині (рис. 1.20) відносно двох вихідних точок (полюсів).

Положення будь-якої точки на карті або місцевості позначається двома координатами. Цими координатами можуть бути:

- два кути положення;
- дві відстані від полюсів до визначеної точки.

Біполярна система координат знайшла застосування у кутомірних радіонавігаційних системах при визначенні місцезнаходження літака, місцезнаходження знаходження цілей, орієнтирів і при топографічних зйомках як спосіб засічки.

При визначенні місцезнаходження літака, наприклад за допомогою автоматичного радіокомаса (АРК), визначають пеленг на літак спочатку від першої, а потім від другої радіостанції. За двома пеленгами на карті визначають місце літака.

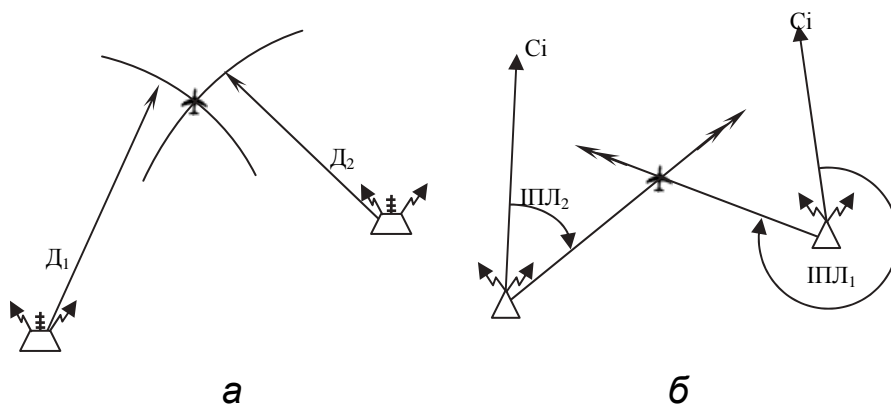


Рис. 1.20. Біполярна система координат і її застосування:
 а – визначення місця ЛА за двома дальностями (застосування дальномірних систем); б – визначення місця ЛА за двома пеленгами (застосування кутомірних систем)

Прямокутна система координат є плоскою системою. Координатні осі X і Y та системи є двома взаємно перпендикулярними прямими лініями, відносно яких визначається положення будь-якої точки на площині. Невеликі сферичні ділянки Землі практично збігаються з площиною, що є дотичною до точки цієї ділянки. Тому прямокутні координати можуть точно визначати положення точок на земній поверхні в деяких певних межах (рис. 1.21).

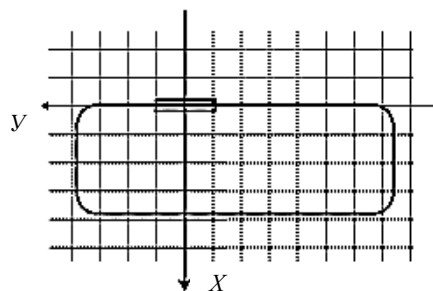


Рис. 1.21. Прямокутна система координат

Прямокутна система координат застосовується для програмування автоматизованого заходження на посадку. У цьому випадку початок координат суміщують з центром злітно-посадочної смуги (ЗПС), а вісь Y – з напрямком посадки.

Для основних точок схеми заходження спочатку визначають прямокутні координати, що дозволяють проводити автоматизоване заходження на посадку.

1.3. Класифікація і характеристика фізичних полів, що застосовуються для визначення параметрів польоту

Класифікація фізичних полів. Геомагнітне поле

Для визначення місцезнаходження ЛА, швидкості, напрямку його польоту застосовується в комплексі різноманітна апаратура, побудована за різними принципами дії, які значною мірою залежать від первинного джерела навігаційної інформації. Джерелом інформації може служити як одне фізичне поле, так і їх сукупність, а саме: геофізичні (природні) поля Землі; електромагнітні поля наземних або бортових радіотехнічних пристроїв; електромагнітні, світлові та інші поля небесних світил або інших космічних об'єктів (рис. 1.22). Геофізичні поля Землі широко використовуються для вирішення навігаційних задач.

Магнітне поле Землі вже тривалий час використовується для визначення напрямку руху ЛА (магнітні компаси). Достатньо докладне вивчення цього поля, особливо за останні роки, дозволяє за елементами земного магнетизму визначати лінію положення ЛА, відлічувати кут не від місцевої вертикалі, а від напрямку вектора напруженості магнітного поля Землі (навігаційні аеромагнітометри). Ці методи, що отримали назву "ізодинамних", "астромагнітних" і т. д., сприяють розширенню можливостей навігації.

Атмосфера, що є газовою оболонкою Землі, використовується як джерело інформації про висоту (барометричні висотоміри) і повітряну швидкість (аерометричні показники швидкості) польоту ЛА. Знання таких параметрів метеорологічних полів, як тиск, температура повітря, швидкість і напрям вітру, дозволяє вирішувати багато важливих навігаційних задач.

Гравітаційне поле Землі дає можливість визначити напрям вертикалі (гіроскопічні вертикалі, авіагоризонти), що необхідно не тільки для повітряної навігації, наприклад для правильного визначення курсу (гіронапівкомпаси), але і для пілотування ЛА, вирішення задач ДЗЗ, бомбометання і т. д. Характеристики гравітаційного поля необхідно знати і для того, щоб виключити вплив проєкцій прискорення Земного тяжіння, що спотворюють прискорення руху ЛА в горизонтальній і вертикальній площинах. Інтеграція прискорень руху дозволяє без будь-яких інших джерел інформації визначити шляхову швидкість, висоту польоту і поточні координати місцезнаходження ЛА (інерціальні системи).

Різні об'єкти на земній поверхні (рельєф, річки, моря, населені пункти тощо) можна розглядати як поле рельєфу або поле орієнтирів, які

дозволяють достатньо точно визначити і найбільш наочно бачити екіпажу місцезнаходження ЛА відносно земної поверхні. Поле рельєфу може використовуватися для визначення місцезнаходження ЛА за допомогою так званих кореляційно-екстремальних методів, оснований на порівнянні особливостей перетину рельєфу місцевості, над якою пролітає ЛА, із записаним у пам'яті бортової цифрової обчислювальної машини (БЦВМ) рельєфом, що вимірюється. Необхідність виконання польотів на гранично малих висотах, пошуку малорозмірних рухомих цілей підвищує значення візуального орієнтування, яке разом з технічними засобами дозволяє добитися високої точності й надійності навігації.

Контрасти температур різних ділянок земної поверхні, які по-різному випромінюють теплову і електромагнітну енергію, дозволяють створити інфрачервоні візирі і радіовізирі, використовуючи принципи пасивної локації для ведення орієнтування.

Бурхливий розвиток радіоелектроніки сприяв створенню великої кількості радіотехнічних засобів і систем навігації, оснований на вимірюванні різних параметрів прямої, ретрансльованої або відбитої електромагнітної енергії. Ці "штучні" поля наземних і бортових радіотехнічних пристроїв дозволяють з високою точністю вимірювати напрями, відстані та інші величини, за допомогою яких можна визначати висоту, швидкість, місцезнаходження ЛА, здійснювати політ за заданою траєкторією від зльоту до посадки включно, в будь-яких метеорологічних умовах вдень і вночі. Панорамні радіолокаційні станції дають можливість бачити на екрані зображення земної поверхні, що дозволяє на якісно новій основі використовувати методи візуального орієнтування.

Природні електромагнітні і світлові випромінювання космічних джерел навігаційної інформації використовуються для визначення курсу (астрокомпаси, радіокомпаси) і місцезнаходження кораблів і ЛА (секстанти, радіосекстанти, астроорієнтатори і т. д.). Частотно-часові і супутникові навігаційні системи здатні забезпечити високу точність вимірювань практично в будь-якому районі земної кулі.

Для вирішення задач повітряної навігації можуть застосовувати також штучні джерела світлової енергії (світломаяки), особливо в нічних умовах.

Магнітне поле Землі, яке називається ще геомагнітним полем, в основному виникає з електропровідної зовнішньої оболонки ядра. Більше 90 відсотків геомагнітного поля формується саме там. Ця частина поля називається основним полем. На основне поле накладаються додаткові поля: поля, створювані намагніченими гірськими породами в корі Землі; поля, які виникають за межами Землі через електричний струм в іоносфері і магнітосфері, що з'являється через рух іонів і електронів; дії океанських течій; електричні струми, що проходять у корі Землі (зазвичай створювані різними зовнішніми магнітними полями).

Величини цих додаткових геомагнітних полів змінюються в часі і просторі. Наприклад, поля, створені течіями в іонізованих верхніх шарах атмосфери і в магнітосфері, можуть досягати 10 відсотків від величини основного поля.



Рис. 1.22. Технічні засоби літаководіння

Шкала часу змін в усьому магнітному полі міняється від часток секунди (мікропульсації, спричинені властивостями магнітосфери і сонячного вітру) до мільйонів років (шкала часу для повної зміни основного поля).

Основне магнітне поле Землі має високий степінь симетрії. Дійсно, воно схоже з полем, яке б існувало, якби в центрі Землі знаходився величезний стержньовий електромагніт. Це поле (дипольне) має вісь симетрії, паралельну такому магніту, і перетинає поверхню Землі в Арктиці (у Північному геомагнітному полюсі) і в Антарктиді (у південному геомагнітному полюсі). Лінії магнітного поля виходять з Південної півкулі і знов входять у Землю в Північній півкулі. Таким чином, Північний геомагнітний полюс насправді є Південним полюсом дипольного поля. Дипольна вісь не є паралельною осі обертання Землі; вона відхиляється від нього на 10 градусів, тому геомагнітні і географічні полюси не збігаються. Північний геомагнітний полюс зараз знаходиться поряд з островом Еллесмір на території Канадського арктичного архіпелагу, а Південний геомагнітний полюс – на відстані приблизно 1000 кілометрів на південь від Австралії. “Зараз”, тому що полюси дрейфують унаслідок змін, що відбуваються в основному магнітному полі Землі. Фактично основне поле є структурно набагато складнішим за дипольне поле. Отже, лінії основного поля не розташовані перпендикулярно на геомагнітних або дипольних полюсах. У місцях, відомих як магнітні полюси, лінії поля є

вертикальними або похилими. Вони зміщені на сотні кілометрів від геомагнітних полюсів. У будь-якій точці простору вектор геомагнітного поля визначається величиною і напрямом, вираженими або за допомогою трьох ортогональних компонентів у вибраній системі координат або шляхом використання набору пов'язаних з ним параметрів. Традиційно, напрям вектора геомагнітного поля визначається горизонтальною і вертикальною складовими в базовій системі координат, в якій вісь абсцис спрямована на астрономічну або географічну північ, вісь Z – на надір (локальний напрям гравітаційної складової), а вісь ординат завершує правогвинтову систему. Також (як альтернативу) можна використовувати геодезичну базову систему координат і відповідний їй базовий еліпсоїд (рис. 1.23).

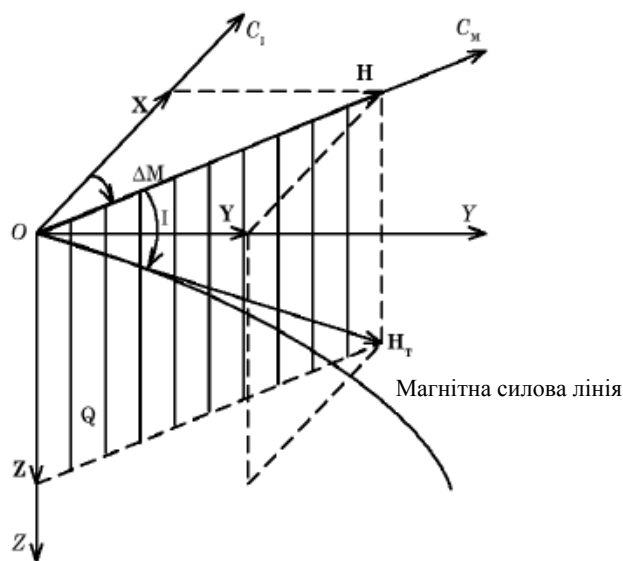


Рис. 1.23. Параметри або елементи геомагнітного поля: схилення (ΔM), нахилення (I), напруга поля (H_T), горизонтальна складова поля (H); північна (X) і східна (Y) складові поля

Кут між горизонтальною складовою (H) вектора геомагнітного поля (H_T) і географічним напрямом на північ (C_1) називається магнітним напрямом або магнітним схиленням (ΔM). Кут між H_T і горизонтальною площиною називається магнітним нахиленням або магнітним нахилом (I). Величини ΔM і I вимірюються в градусах; позитивним значенням для ΔM вважається напрям на Схід, а позитивним для I – напрям вниз. Величина або напруга всього поля може бути розділена на горизонтальну (H) і вертикальну (Z) складові, як показано на рис. 1.23. У свою чергу горизонтальна компонента може бути розбита на північну (X) і східну (Y) складові. Ці складові вимірюються в ерстедах [E], але традиційно подаються в нанотеслах [нТ] ($1 \text{ E} = 10^5 \text{ нТ}$). Напруженість магнітного поля Землі приблизно становить від 25 000 до 65 000 нТ (0,25...0,65 E) (табл. 1.4).

Порівняльні величини напруженості різних магнітних полів.

Джерело	Величина
Найсильніший з усіх відомих магнітів	16 Т
Маленький стержневий електромагніт	0.01 Т
Основне поле Землі	25 000 – 65 000 нТ
Гори Земної кори	≥ 200 нТ
Іоносфера/магнітосфера	20-1000 нТ
Мікропульсації	1...3 нТ (іноді 30 нТ)

Унаслідок того, що магнітні полюси не збігаються з географічними, магнітна стрілка компасу встановлюється не за істиним, а за магнітним меридіаном. За результатами магнітних зйомок складають магнітні карти (рис. 1.24).

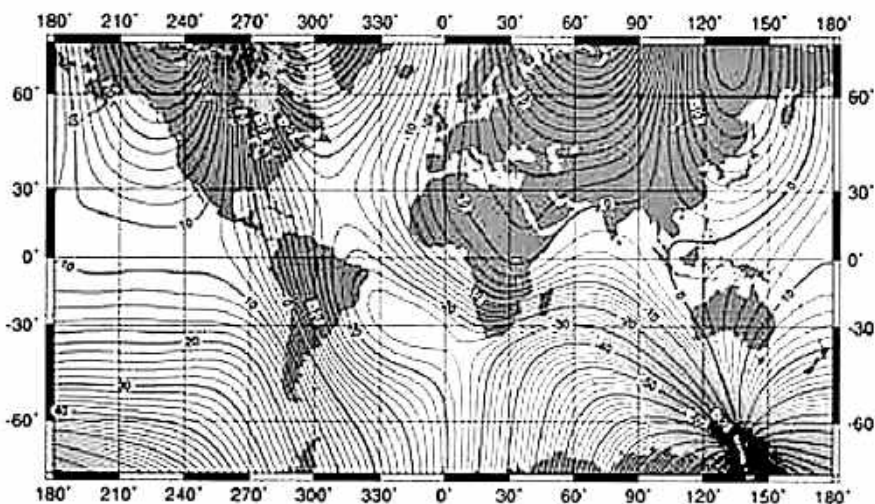


Рис. 1.24. Карта магнітних схилень на початок 2000 року

На польотні карти наносяться ізогони магнітних схилень пунктирними лініями фіолетового кольору. Магнітне схилення використовується при розрахунках навігаційних елементів. У деяких місцях через геологічні утворення помилки у магнітних схиленнях і нахиленнях можуть досягати і навіть перевищувати 50 градусів.

1.4. Класифікація і характеристика методів повітряної навігації

Сучасні технічні засоби навігації дуже різноманітні. Відмінність способів визначення навігаційних параметрів дає підстави до розділення навігації на види, наприклад: компасну, інерціальну, радіотехнічну, астрономічну,

геомагнітну і т. д. У той же час за принципом вирішення головної задачі — визначення координат точки місця літака — усі види навігації зводяться до трьох основних варіантів, які визначають три методи навігації: оглядово-порівняльний, позиційний і метод зчислення шляху.

Оглядово-порівняльний метод визначення координат місцезнаходження ЛА, оснований на порівнянні характеристик фізичних полів Землі і місцевості, які зберігаються в запам'ятовуючих пристроях з фактичними характеристиками полів або місцевості, над якою пролітає ЛА. Як характеристики при оглядово-порівняльному методі визначення координат місцезнаходження ЛА можуть використовуватися: візуально спостережувані орієнтири на земній поверхні; поле контрасту радіолокації; рельєф місцевості; аномалії магнітного і гравітаційного полів.

Спостереження характеристик (огляд) місцевості і полів здійснюється візуально (візуальне орієнтування) або за допомогою технічних засобів: візирів різного типу (оптичних, електронно-оптичних, радіолокаційних, телевізійних), датчиків поля (радіовисотомірів, магнітометрів, гравіметрів). Як запам'ятовуючі пристрої для оглядово-порівняльного методу використовуються аеронавігаційні карти, карти радіолокацій і знімки, магнітні стрічки, світлочутливі плівки та інші матеріали, які дозволяють записувати і зберігати необхідну інформацію. Важливими достоїнствами оглядово-порівняльних засобів є їх автономність, висока завадозахищеність (окрім радіолокаційних пристроїв), можливість застосування в польотах будь-якої дальності і тривалості. Разом з тим вони мають і недоліки, такі, як певна складність забезпечення пам'яті для технічних засобів огляду, складності автоматизації визначення координат місцезнаходження ЛА, обмеження деяких засобів по районах застосування. Останнє пов'язане з тим, що для застосування оглядово-порівняльних засобів необхідний певний контраст характеристик місцевості або поля, який лежить в основі методу.

Труднощі автоматизації визначення координат ЛА пов'язані зі складністю проблеми розпізнавання об'єктів. Ця проблема полягає в тому, щоб за допомогою технічного засобу співвіднести результат спостережень з інформацією, записаною в пристрої, і вибрати з пам'яті координати тієї точки, навколо якої аналізовані характеристики збігаються. Ця задача належить до розряду логічних і розв'язується методами вірогідності як з участю людини (льотчика, штурмана), так і автоматично за допомогою ЕОМ на основі залежності вірогідності (кореляції) між ознаками пізнаваних об'єктів. Для того щоб скоротити час на визначення координат місцезнаходження ЛА, оглядово-порівняльні засоби, як правило, застосовуються спільно з пристроями зчислення шляху. При цьому область аналізу характеристик звужується до розмірів, визначуваних точністю зчислення шляху, а можливий ступінь деталізації характеристик

місцевості характеризує роздільна здатність засобів огляду земної поверхні.

Позиційний метод оснований на визначенні координат місця літака по лініях положення. На цьому методі базуються такі види навігації, як радіотехнічна, астрономічна і геомагнітна.

Радіотехнічна навігація об'єднує декілька способів визначення ліній положення, наприклад: кутомірний, дальномірний, кутомірно-далекомірний, різницево-кутомірний, різнісно-далекомірний.

Назва кожного способу вказує геометричні параметри, за якими визначаються лінії положення літака відносно точок розташування наземних радіотехнічних засобів.

Астрономічні способи полягають у визначенні ліній положення літака, відносно географічних місць світил (ГМС), тобто точок на земній поверхні, на які проектується відомі небесні світила. При цьому точки ГМС вважають за своєрідні наземні орієнтири, географічні координати яких на будь-який момент часу з високою точністю відомі з астрономічних таблиць.

Спостерігаючи з літака за вибраними для навігації світилами, безперервно визначають такі параметри, як висота світила над горизонтом h і азимут A (h і A в градусах). За цими параметрами точок ГМС можуть бути визначені такі лінії положення:

- лінії рівних висот;
- лінії рівних азимутів;
- лінії рівних різниць висот;
- лінії рівних різниць азимутів і т. д.

Координати місця літака визначаються за точкою перетину двох і більш ліній положення.

При геомагнітній навігації лінії положення літака визначаються на основі зіставлення вимірюваних датчиками фізичних параметрів магнітного поля Землі з аналогічними параметрами наперед відомого розподілу магнітного поля. Інформація про магнітне поле Землі, отримана в результаті багаторічних систематичних вимірювань його параметрів, фіксується на географічних картах з урахуванням висоти польоту (ізокліни, ізодинами), а також у вигляді таблиць у системах пам'яті БЦОМ або в аналітичній формі.

Метод зчислення шляху оснований на визначенні складових вектора шляхової швидкості польоту на осі вибраної системи координат і інтегрування в часі цих складових для отримання координат точки місця літака і пройденого шляху. За принципами визначення шляхової швидкості польоту розрізняють три основні способи зчислення шляху: аерометричний, доплерівський і інерціальний.

Метод зчислення шляху при автоматизованому літаководінні є основним методом навігації, оскільки дозволяє у польоті безперервно вирішувати головну задачу навігації.

2. ОСОБЛИВОСТІ ПОБУДОВИ НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ ЛІТАКІВ-НОСІЇВ АПАРАТУРИ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ

2.1. Склад, призначення та загальна характеристика навігаційного комплексу літака-носія апаратури дистанційного зондування Землі

Точність визначення координат розвідуваних об'єктів (цілей) є одними з найважливіших вимог до ДЗЗ і полягає у з'ясуванні їх місцезнаходження з мінімально припустимими помилками для забезпечення ефективного застосування засобів ураження.

Зокрема, точність визначення координат в інтересах ударів високоточної зброї, що потребується, становить 10 м, ракет оперативно-тактичного призначення — 80...100 м, значних вогневих засобів — 50 м, винищувально-бомбардувальної авіації та стрільби по площадних цілях — 100...150 м.

Особливо високим ступенем точності повинні відзначатись зведення про місцезнаходження засобів ядерного нападу, пунктів управління та інших важливих малорозмірних об'єктів.

Задачі, що пов'язані з визначенням координат об'єктів, вирішуються за допомогою навігаційного комплексу літака-розвідника. Але слід обов'язково враховувати той факт, що кінцевий результат виконання польоту на повітряну розвідку залежить не тільки від тактико-технічних характеристик навігаційного комплексу, а і від грамотного його застосування екіпажем.

Зростання швидкостей ЛА, підвищення вимог до точності витримування заданої (у загальному випадку криволінійної) траєкторії і змінного режиму польоту на користь подолання сильної ППО супротивника і точного за місцем і часом виходу на малорозмірну рухома наземну, морську або повітряну ціль, необхідність виконання польотів на гранично малих висотах з огинанням рельєфу місцевості — усе це потребує автоматизації процесів навігації і пілотування ЛА.

Раніше спрощені методи вирішення навігаційних задач, що застосовувалися з графічними побудовами на польотній карті, обчисленнями на навігаційній лінійці, НРК або подумки замінюються точними аналітичними методами оброблення навігаційної інформації за допомогою БЦОМ. Це якісно новий етап у розвитку засобів і способів навігації, який необхідно вивчати з позицій повної автоматизації на базі електронних обчислювальних машин і систем автоматичного управління (САУ) польотом ЛА.

Навігаційні засоби виступають тепер не як самостійні, розрізнені пристрої, що видають екіпажу висоту, повітряну швидкість, курс, кут зносу

та інші величини, а як датчики навігаційної інформації, з'єднані з навігаційним обчислювачем, який вирішує аналітичну залежність і видає екіпажу необхідну інформацію в кінцевому вигляді (координати місцезнаходження ЛА на індикаторі, карті або екрані, час польоту до цілі, кут довороту на неї і т. д.). Крім того, зв'язок датчиків і навігаційного обчислювача з системою автоматичного управління в принципі забезпечує політ ЛА за заданою програмою без участі екіпажа, за яким залишається функція контролю і зміни раніше наміченої програми польоту, якщо цього потребуватиме, наприклад, тактична обстановка.

Автоматизація вирішення задач повітряної навігації потребує їх строгого математичного опису, комплексировання технічних засобів, підвищення точності вимірювання.

Розглядаються основні складові бортового обладнання літака, що застосовуються для визначення навігаційних параметрів, їх оброблення та видачі екіпажу і споживачам на прикладі фронтового бомбардувальника Су-24М.

Зазначене обладнання можна поділити на такі групи: пілотажно-навігаційне обладнання, радіонавігаційне обладнання, навігаційна система (навігаційний комплекс).

Основними відмінностями радіоелектронного обладнання літака Су-24МР від фронтового бомбардувальника Су-24М є перетворення прицільно-навігаційної системи ПНС-24М "Тигр" у навігаційний комплекс НК-24МР і установка базового комплексу ДЗЗ БКР-1. За складом і характеристиками радіонавігаційного, радіозв'язного обладнання, апаратури держопізнавання, комплексу оборони і об'єктивного контролю Су-24МР практично повністю відповідає літаку Су-24М.

Навігаційний комплекс НК-24МР спроектований на базі системи ПНС-24М і відрізняється від неї скороченням функцій виконання прицільовання і забезпечення застосування зброї. Відповідно до скасування в номенклатурі озброєння літака засобів ураження наземної цілі зі складу обладнання виключені станція радіолокації переднього огляду "Орион", пасивний пеленгатор радіолокації "Филин", лазерно-телевізійна прицільна система "Кайра", апаратура наведення керованих ракет класу "повітря-поверхня". У складі навігаційного комплексу НК-24МР, таким чином, залишилися: радіолокатор попередження про зіткнення з наземними перешкодами "Рельєф", радіовисотомір РВ-21 "Импульс", ДИСС-7, інерціальна система, цифровий обчислювальний пристрій, система автоматичного управління САУ-6 та деякі інші підсистеми.

Навігаційний комплекс забезпечує вирішення таких задач:

– літаководіння за запрограмованим маршрутом в автоматичному, директорному або ручному режимах керування літаком, виведення літака на оперативні пункти маршруту ОПМ (оперативні ділянки ДЗЗ ОДР), координати яких уведені в комплекс екіпажем у польоті;

- корекцію обчислених координат літака за допомогою РСБН, РСДН, ППВ і шляхом польоту орієнтирів;
- виконання маловисотного польоту з огинанням перешкод у вертикальній площині;
- видачу в базовий комплекс ДЗЗ навігаційних параметрів для прив'язки отриманої розвідінформації, а також видачу кодівих сигналів для автоматичного управління засобами ДЗЗ на запрограмованих ділянках ДЗЗ (на оперативній ділянці);
- виконання прямолінійного горизонтального польоту на ділянках ДЗЗ;
- визначення та індикацію кутів крену, тангажу, курсу, курсових кутів і пеленгів радіостанцій і маяків РСБН, шляхової швидкості й кута зносу, відстані і часу польоту до запрограмованих точок, поточних координат літака, координат запрограмованих точок, бокового відхилення від заданих ділянок маршруту і ділянок ДЗЗ;
- перевірку працездатності комплексу з використанням системи вбудованого контролю.

Склад і характеристика обладнання навігаційного комплексу такий.

1. Пілотажно-навігаційне обладнання :

- система повітряних сигналів: показчик висоти (УВО-М1), показчик істинної швидкості і числа М (УСО-М1);
- показчик приладової швидкості (УС-1600К);
- показчик висоти (двохстрілковий висотомір ВД-20);
- годинник (АЧС-1М);
- магнітний рідинний компас (КИ-13).

2. Радіонавігаційне обладнання (датчики-коректори):

- радіотехнічна система ближньої навігації (РСБН-6С);
- радіотехнічна система дальньої навігації РСДН (АДНС-4).

3. Навігаційний комплекс:

а) датчики первинної пілотажно-навігаційної інформації:

- гіроінерціальна система МИС-П, яка призначена для визначення складових шляхової швидкості, вертикального прискорення, ортодромічного курсу, кутів крену і тангажу літака. Вона складається з двох підсистем: малогабаритної інерціальної системи МИС-сер.2 і системи курсу і вертикалі СКВ-2Н з блоком розподілу кутів БРУ-П;

- доплерівський вимірювач шляхової швидкості і кута зносу ДИСС-7, призначений для вимірювання шляхової швидкості і кута зносу і видачі їх значень у БЦВС;

- радіовисотомір РВ-21, який призначений для вимірювання і індикації істинної висоти польоту;

- прицільно-пілотажний візир ППВ-1;

- б) бортова цифрова обчислювальна система (навігаційні задачі вирішує спільно з усім навігаційним комплексом).

2.2. Технічні системи вимірювання навігаційних параметрів

Технічні засоби вимірювання навігаційних параметрів поділяються на групи залежно від первинного джерела навігаційної інформації. У зв'язку з цим далі розглядається навігаційне обладнання у такому порядку:

а) геотехнічне:

- показчик висоти (двострілковий висотомір ВД-20);
- показчик приладової швидкості (УС-1600К);
- система повітряних сигналів: показчик висоти (УВО-М1), показчик істинної швидкості і числа M (УСО-М1);
- гіроінерціальна система МИС-П.

б) радіотехнічне:

- радіотехнічна система ближньої навігації (РСБН-6С);
- радіотехнічна система дальньої навігації РСДН (АДНС-4);
- доплерівський вимірювач шляхової швидкості і кута зносу ДИСС-7;
- радіовисотомір РВ-21.

2.2.1. Геотехнічні системи вимірювання навігаційних параметрів

Вимірювачі висоти і швидкості

Показчик висоти – двострілковий висотомір ВД-28К (ВД-20) призначений для визначення відносної висоти польоту ЛА в межах від 0 до 28 000 м (20 000 м), розташований на робочому місці штурмана.

Прилад приєднаний до статичних магістралей приймача повітряного тиску ПВД. Його чутливим елементом служить анероїдна коробка, що складається з двох гофрованих мембран. Деформація мембран залежить від різниці тиску всередині і зовні коробки. З підйомом на висоту коробка розширюється, а її переміщення передається двома стрілками приладу.

Барометричні висотоміри мають інструментальні, аеродинамічні і методичні похибки.

Інструментальні похибки виникають унаслідок недосконалості виготовлення приладу, неточності його регулювання, зносу деталей і зміни пружних властивостей анероїдного блока. Кожний висотомір має свої інструментальні похибки, які визначають у лабораторних умовах на контрольній установці. Похибки визначають для висот відповідних ешелонів і заносять до таблиці для їх врахування.

Аеродинамічні похибки виникають у результаті неточного вимірювання висотоміром атмосферного тиску на висоті польоту внаслідок спотворення повітряного потоку, що обтікає ЛА. Ці похибки залежать від швидкості і висоти польоту, типу ЛА та приймача, що вимірює атмосферний тиск, а також від місця установки ПВД. Аеродинамічні похибки визначають при льотних випробуваннях ЛА та заносять до таблиці поправок.

У практиці прийнято інструментальні і аеродинамічні похибки висотоміра додавати і в спеціальній таблиці вказувати для ешелонів польоту показання висотоміра з урахуванням сумарних поправок.

Методичні похибки виникають унаслідок незбігу фактичного стану атмосфери з розрахованими даними, що покладені в основу побудови шкали висотоміра. Висоту польоту за допомогою барометричного висотоміра визначають непрямим шляхом, а саме вимірюванням атмосферного тиску. Для її визначення, крім тиску на висоті польоту, необхідно знати температуру і тиск біля поверхні землі і вертикальний температурний градієнт. Через те що ці величини з часом змінюються, домовились розрахунок висот і тарировку шкали висотоміра виконувати для умов міжнародної стандартної атмосфери (тиск на рівні моря $P_0 = 760$ мм рт. ст.; температура повітря біля поверхні землі $t_0 = +15$ °С; вертикальний температурний градієнт до висоти 11 000 м $t_{gp} = 6,5$ °С на 1000 м висоти. Починаючи з висоти 11 000 і до 25 000 м температура повітря вважається незмінною і дорівнює $-56,5$ °С.

У кожному польоті умови атмосфери не збігаються з розрахованими, тому висотомір визначає висоту з похибками. Методичні похибки барометричного висотоміра в кожному окремому випадку залежать від фактичного стану атмосфери. Ці похибки поділяють на три групи.

Похибки, що зумовлені зміною атмосферного тиску біля поверхні землі, виникають унаслідок того, що атмосферний тиск по маршруту польоту на рівні початку відліку висоти може відрізнятись від тиску, встановленого на висотомірі. Так, якщо при польоті по маршруту над ріневою місцевістю льотчик буде витримувати задану висоту польоту за висотоміром, то істинна висота буде змінюватись відповідно атмосферному тиску на рівні початку відліку висоти. При зниженні атмосферного тиску по маршруту істинна висота буде зменшуватись, а при підвищенні – збільшуватись.

Похибки від зміни атмосферного тиску біля поверхні землі враховуються наступним чином: перед вильотом встановлюють стрілку висотоміра на нульову поділку перед посадкою – на поділку, яка відповідає атмосферному тиску аеродрому посадки. При розрахунку висот враховують також баричну поправку.

У польоті показання барометричного висотоміра залежать від тиску на висоті, який, в свою чергу, залежить від тиску біля поверхні землі. Це необхідно враховувати при використанні барометричного висотоміра.

Похибки, що спричиняються зміною температури повітря. Вони виникають унаслідок незбігу фактичної середньої температури повітря з розрахованою, що прийнята для тарировання шкали висотоміра. Суть урахування цієї похибки полягає в тому, що зміна початкової температури біля поверхні землі призводить до зміни температури і тиску повітря на висоті. При цьому фактична середня температура повітря також буде

відрізнятися від стандартної середньої температури, що покладена в основу розрахунку механізму висотоміра. У холодну пору року повітря стає більш щільним і тиск зі збільшенням висоти зменшується швидше, ніж теплої пори, коли повітря менш щільне. Це призводить до того, що при температурі біля поверхні землі вище +15 °С висотомір занижує показання висоти, а при температурі нижче +15 °С завищує. Температурні похибки є особливо небезпечними взимку при польотах на малих висотах і в гірських районах.

Температурну поправку враховують за допомогою навігаційної лінійки.

Похибки, спричинені зміною рельєфу місцевості, є неминучими при барометричному методі вимірювання висоти. Вони виникають через те, що висотомір протягом всього польоту вказує барометричну висоту, а не висоту над місцевістю, над якою виконується політ. Тому дані висотоміра розходяться з істинною висотою на величину зміни рельєфу місцевості відносно рівня, тиск якого встановлений на висотомірі. Ці похибки враховують при розрахунку істинної висоти і особливо при розрахунку безпечної висоти польоту. Враховують їх шляхом уведення поправки на висоту рельєфу, яку визначають за картою. При розрахунку істинної висоти поправку на рельєф віднімають від значення абсолютної висоти, а при розрахунку висоти за приладом – додають.

Показчик швидкості УС-1600К призначений для вимірювання приладової швидкості польоту літака від 150 до 1600 км/г. Показчик – однострілковий, оцифровка – через кожні 100 км/г, ціна поділок – 10 км/г. При досягненні $V_{пр}=1000$ км/г у бленкері приладу з'являється цифра "1" і відлік починається знов за шкалою з урахуванням 1000 км/г (прилад розташований на робочому місці льотчика і штурмана).

Принцип дії оснований на вимірюванні різниці між повним і статичним тиском. Похибка при зміні швидкості від 150 до 1600 км/год відповідає 2 % від діапазону, що вимірюється, і змінюється відповідно від ± 5 до ± 32 км/г.

Похибки показчика швидкості необхідно враховувати при розрахунках істинної швидкості та швидкості за приладами. Похибки поділяються на інструментальні, аеродинамічні та методичні.

Інструментальні похибки виникають з тих же причин, що і похибки висотоміра. Їх визначають у встановлені строки шляхом перевірки показчика швидкості в лабораторних умовах. За результатами перевірки складають графіки або таблиці інструментальних поправок, якими екіпаж користується в польоті. Їх розташовують в кабіні в зручному для огляду місці.

Аеродинамічні похибки виникають як результат неточного вимірювання статичного і повного тиску в зоні установки ПВД. Значення похибок залежить від повітряної швидкості польоту, типу ЛА, типу ПВД і місця його установки. Ці похибки визначаються при льотних випробуваннях ЛА і заносяться до графіка або таблиці поправок. У практиці інструментальні і

аеродинамічні поправки показчика повітряної швидкості для зручності їх врахування при розрахунку істинної і приладової швидкості зводяться в єдину таблицю сумарних поправок.

Методичні похибки виникають унаслідок незбігу фактичних умов польоту з даними, що прийняті при розрахунку шкали показчика. Сутність похибок полягає в тому, що показчик швидкості вимірює фактично не швидкість, а швидкісний напір, який, як відомо, залежить не тільки від швидкості ЛА, але й від щільності повітря, яка, в свою чергу, залежить від його стислості. Через те що щільність і стисливість повітря з набором висоти польоту змінюються, шкалу показчика швидкості тарирують для умов стандартної атмосфери (стандартна масова щільність повітря $\rho=0,125 \text{ кг}\cdot\text{с}^2/\text{м}^4$, яка буває на рівні моря при тиску 760 мм рт. ст. і температурі повітря $+15 \text{ }^\circ\text{C}$), що і призводить до виникнення методичних похибок, які діляться на два види: похибка, зумовлена зміною щільності повітря, і похибка, зумовлена зміною стисливості повітря.

Похибка, зумовлена зміною щільності повітря. Показання показчика швидкості будуть правильними тільки при польоті біля поверхні землі, коли фактична щільність повітря дорівнюватиме стандартній. У дійсності фактична щільність на висоті польоту набагато менше стандартної, тому при польоті з однією й тією ж швидкістю швидкісний напір буде менше, ніж біля поверхні землі, унаслідок чого прилад покаже швидкість, меншу істинної. Ця відмінність буває значною, особливо при польотах на великих висотах. Наприклад, на висоті 6000 м відносна методична похибка вимірювань становить 30 %, а на висоті 10 000 м – 70 %.

Щільність повітря також залежить від його температури. Тому при розрахунку швидкості потрібно враховувати як висоту польоту, так і температуру повітря на даній висоті. Поправку на зміну щільності повітря враховують за допомогою навігаційної лінійки НЛ-10м по висоті і температурі повітря або приблизними розрахунками подумки.

Похибка від зміни стисливості повітря. Фізична сутність їх полягає в тому, що зі зростанням швидкості польоту повітря попереду ЛА стискається, тому його щільність, а отже, і швидкісний напір збільшуються, що призводить до завищення показань швидкості польоту. Поправки на стисливість повітря при розрахунку істинної швидкості необхідно віднімати від показань показчика швидкості.

Стисливість повітря залежить від швидкості і висоти польоту. На малих швидкостях і висотах ці похибки незначні, але зі зростанням швидкості і висоти польоту вони суттєво збільшуються і їх необхідно враховувати. Стисливість повітря при тарируванні шкали однострілкового показчика повітряної швидкості можна врахувати тільки для однієї будь-якої висоти, практично для нульової. Поправки на зміну стисливості повітря визначаються за спеціальними таблицями (графіками) і завжди беруться зі знаком “мінус”.

Система повітряних сигналів

Система повітряних сигналів являє собою аналоговий обчислювальний пристрій і призначена для вирішення, індикації і видачі в бортові системи певних параметрів. Системи повітряних сигналів (СВС) підключена до приймачів повітряного тиску (ПВД) і електрично з'єднана з пристроєм введення-виведення інформації (УВВ) системи БЦОС, з САУ, літаковим відповідачем і з системою РСБН.

СВС призначена для вимірювання і видачі споживачам і на індикацію параметрів відносної барометричної висоти ($H_{\text{відн}}$), істинної швидкості ($V_{\text{іст}}$) і числа M польоту. Крім того, від автономних датчиків, що входять до комплекту системи, споживачам видаються: $V_{\text{пр}}$, значення швидкісного напору (q), $H_{\text{аер}}$ (відносно рівня 760 мм рт. ст.), і разові сигнали "Н > 5000 м", ΔH , "P_о=760 мм рт. ст".

При цьому:

– у БЦВС видаються: $H_{\text{відн}}$, $H_{\text{аер}}$ і $V_{\text{іст}}$ – для вирішення навігаційних задач;

– у РСБН видаються: $H_{\text{відн}}$ і $V_{\text{іст}}$ – для формування відхилення від програмної висоти і зчислення координат;

– у САУ видаються: ΔH – для стабілізації барометричної висоти, q – для корекції передавальних чисел по кутових швидкостях у каналах демпфірування;

– у СО-69 видаються: $H_{\text{відн}}$ і сигнал "P_о=760 мм рт. ст" – для передачі на наземні диспетчерські пункти;

– у РПС видається: $V_{\text{пр}}$ – для формування попереджувальної дальності;

– у прилади УВО-М1 і УСО-М1 видаються: $H_{\text{відн}}$, $V_{\text{іст}}$, число M для індикації;

– у "Тестер УЗ" видаються: H_{760} і $V_{\text{пр}}$ на реєстрацію.

Система СВС містить:

– датчики повного і статичного тиску;

– обчислювач;

– електронні блоки;

– органи управління та індикації.

Датчики тиску здійснюють вимірювання і перетворення $P_{\text{ст}}$ і $P_{\text{пов}}$ в електричний сигнал.

Обчислювач (ВСМВ-1М) є аналоговим електронним обчислювальним пристроєм, у якому вимірюються H_{760} , $H_{\text{відн}}$, $V_{\text{іст}}$ і число M .

Електронні блоки містять:

– блоки живлення;

– блоки посилення;

– коректор-задатчик висоти КЗВ-030, який видає відхилення від заданої висоти ΔH ;

– блок корекції аеродинамічних поправок ПВД (БК ПВД).

Органи управління і індикації:

– АЗР “СВС” на щитку АЗС – для ввімкнення і вимкнення живлення системи;

– перемикач убудованого контролю “СВС 1-2” на щитку контролю, правий пульт – для перевірки працездатності системи перед польотом;

– покажчики УВО-М1 і УСО-М1 – на приладовій дошці льотчика;

– червоний сигналізатор “СВС” – для сигналізації відмови системи.

В основу роботи СВС покладено барометричний метод вимірювання висоти, швидкості та числа М, оснований на таких залежностях:

$$H_{760} = f(P_{cm}); V_{icm} = f\left(\frac{P_{\partial}}{P_{cm}}, t_H\right); M = f\left(\frac{P_{\partial}}{P_{cm}}\right); H_{відн} = H_{760} - H_{aep}.$$

Для цих залежностей існують точні градувальні формули, які реалізуються у обчислювачі СВС за інформацією статичного та динамічного тиску, що надходить від ПВД, і температурою, яку вимірює приймач П69-2м. Усунення аеродинамічних похибок здійснюється блоком корекції БК ПВД шляхом уведення поправок при обчисленні значення швидкості, висоти та числа М польоту. Виняток становлять швидкості при $M = 1,0 - 1,07$, де дані приладів занижуються: H – на 120...250 м; V_{icm} – на 20...30 км/г; M – на 0,01... 0,02.

Максимальне значення помилок у показаннях УВО-М1 і УСО-М1 відповідає польоту біля поверхні Землі на числах $M = 1,07$. Зі збільшенням висоти польоту помилки в даних приладів зменшуються.

Покажчик УВО-М1.

Призначений для вказування відносної барометричної висоти в діапазоні від 0 до 21 000 м, а також для видачі H_{aep} у діапазоні від “–500 м” до “2800 м” і замикання зовнішнього кола СО-69 при установці барометричного тиску 760 мм рт. ст.

Покажчик є електромеханічним пристроєм і на лицьовій стороні має дві шкали висоти, дві стрілки, двохрозрядні лічильники висоти від 0 до 30 км і чотирьохрозрядні лічильники барометричного тиску від 590 до 806 мм рт. ст., а також кремальєру.

Похибки індикації висоти становлять:

± 30 м – на $H < 1000$ м;

± 60 м – на $1000 < H < 10\ 000$ м;

± 100 м – на $10\ 000 < H < 15\ 000$ м.

Примітка.

Визначення висоти проводиться за формулами для стандартної атмосфери, тобто без урахування фактичної температури біля поверхні землі і на висоті польоту. При визначенні істинної висоти, коли екіпажу відомий тиск місцевості (де пролітає літак), приведений до рівня моря, – $P_{прив}$, а на УВО встановлено тиск 760 мм рт. ст., необхідно врахувати

абсолютну висоту найвищої точки місцевості $H_{\text{рел}}$, баричну поправку $\Delta H_{\text{бар}} = (760 - P_{\text{прив}}) \cdot 11$ і методичну температурну поправку $\Delta H_{\text{темп}}$. Аеродинамічна й інструментальна поправки враховуються самою системою:

$$H_{\text{іст}} = H_{\text{свс}} + \Delta H_{\text{темп}} - H_{\text{рел}} - (760 - P_{\text{прив}}) \cdot 11.$$

Показчик УСО-М1.

Призначений для вказівки (відпрацювання) і видачі даних свідчень $V_{\text{іст}}$ від 0 до 2700 км/г і числа M від 0,5 до 3,3 одиниць.

Показчик є електромеханічним пристроєм і на лицьовій стороні має дві стрілки і одну шкалу, таровану від 0 до 3 числа M і оцифровану через 0,2 з ціною поділки 0,02.

Широкою стрілкою на шкалі відображається число M , а вузькою — $V_{\text{іст}}$. При $M > 1,5$ цифра 0 міняється на 3.

Похибка індикації $V_{\text{іст}}$:

± 60 км/г — $V < 500$ км/г;

$\pm (15+1 \%V)$ км/г — $V > 500$ км/г.

Похибки індикації числа M польоту:

$\pm 0,02 M$ — $1,5 > M > 0,5$;

$\pm 0,04 M$ — $M > 1,5$.

Примітка. Істинна швидкість у СВС визначається з урахуванням фактичної температури на висоті польоту. Отже, не виникають методичні похибки внаслідок відхилення фактичної температури повітря від стандартної, як це має місце в показниках швидкості (типу УС, КУС). Значення істинної повітряної швидкості знімається безпосередньо з приладу.

Малогабаритна інерціальна навігаційна система МИС-П

Малогабаритна інерціальна навігаційна система МИС-П призначена для визначення і видачі споживачам сигналів крену (γ), тангажу (u), курсу (ψ), горизонтальних складових шляхової швидкості (W_x , W_y) і вертикального прискорення (α_z).

До складу МИС-П входять три підсистеми:

- МИС-сер2 – малогабаритна інерціальна система (основна);
- СКВ-2Н-1М – система курсоверткалі (дублююча);
- БРУ-П – блок розподілу кутів (працює з МИС-сер2, а при її відмові – з СКВ).

До бортових споживачів МИС-П належать:

САУ-6М, БЦОС, РСБН, ДИСС, ТЕСТЕР, апаратура МВК.

При цьому МИС-П видає:

- у САУ: γ , u , ψ – для стабілізації заданого режиму польоту і забезпечення директорного і автоматичного управління;

- у БЦОС: γ , u , ψ , W_x , W_y , α_z – для вирішення навігаційних і бойових задач;
- у РСБН: ψ – для зчислення шляху і формування істинного курсу ІК і курсового кута радіостанції ККР;
- у апаратуру МВК: γ , u – для забезпечення режиму маловисотного польоту;
- у РПО: γ , u – для стабілізації антени в горизонтальному положенні;
- у ДИСС: γ , u – для введення його в режим ПАМ'ЯТЬ при крені $> 10^\circ$ і тангажі $> 30^\circ$;
- у ТЕСТЕР: γ , u – для реєстрації;
- у ППВ: γ – для повороту марки ППВ;
- у КПП і НПП льотчика і штурмана: γ , u , ψ – для індикації.

Характеристика системи СКВ

Система СКВ-2Н призначена для визначення і безперервної видачі споживачам сигналів, пропорційних курсу, крену і тангажу літака на всіх режимах польоту.

Основні дані СКВ:

- готовність до роботи – 2 хв;
- похибка по курсу в режимі ГПК – $1,5^\circ/\text{г}$;
- похибка у визначенні кутів крену і тангажу – $\pm 0,5^\circ$;
- післявіражна похибка по крену і тангажу в розвороті – до $360^\circ \pm 2^\circ$;
- СКВ стійка при кутових швидкостях літака: по крену – $270^\circ/\text{с}$, по тангажу – $90^\circ/\text{с}$, по курсу – $4^\circ/\text{с}$;
- швидкість узгодження СКВ від кнопки – не менше $4^\circ/\text{с}$;
- точність виставлення СКВ по курсу в режимі МК – $\pm 3^\circ$, у режимі НВК – $\pm 45'$;
- маса – не більше 32 кг.

Принцип роботи СКВ. В основу роботи СКВ покладений принцип витримування місцевої вертикалі і лінії відліку курсу за допомогою дво- і триступеневих гіроскопів, зв'язаних по курсу, крену і тангажу.

Особливості роботи СКВ. У СКВ використовується рідинна маятникова система корекції каналу вертикалі. Для того щоб рідинна система корекції при прискореннях не відхиляла головну вісь гіроскопа до помилкової вертикалі, передбачено автоматичне відключення поперечної корекції при крені більше 10° або при кутовій швидкості розвороту більше $0,3^\circ/\text{с}$, а повздовжня корекція відключається при повздовжніх прискореннях більше $0,5 \text{ м}/\text{с}^2$.

Характеристика МИС-сер2

Комплекс МИС-сер2 розміщений у кабіні і закабінному відсіку. У кабіні розташовані органи управління й індикації МИС-сер2. У закабінному відсіку МИС-сер2 розміщені: гіроскопічна платформа ПГ-1В, за допомогою якої

вимірюються кути крену, тангажу, курсу і абсолютних прискорень літака, обчислювач, електронні блоки, а також пульт уведення початкових даних.

Основні дані МИС-сер2

- готовність до роботи – 15, 25, 45 хв залежно від режиму виставлення;
- допустимі коливання по крену $90^\circ/\text{с}$;
- допустимі коливання по тангажу і курсу – $30^\circ/\text{с}$;
- працездатність ортодромічної системи координат: $\sigma = \pm 25^\circ$, $\mu = \pm 90^\circ$.
- помилки у визначенні складових W (W_x , W_y) без корекції – не більше 12 м/с за 20 хв польоту;
- помилки у визначенні координат – не більше 20 км/г польоту (автономний режим);
- похибки у визначенні і видачі значень крену і тангажу на індикацію:
- у КПП в діапазоні $\pm 30^\circ$ – не більше $1,5^\circ$;
- у БЦОС – не більше $10'$;
- похибка у визначенні і видачі курсу на індикацію:
- у НПП не більше $1,5^\circ$;
- у БЦОС – не більше $10' + 0,5^\circ/\text{г}$ польоту при виставленні методами гірокомпасування;
- маса 88 кг.

Принцип роботи МИС-сер2. В основу роботи інерціальної системи покладено принцип витримування місцевої вертикалі і лінії відліку курсу інерціальним методом за допомогою гіростабілізованої платформи і обчислювача. МИС-сер2 має режими ВИСТАВКА і РОБОТА.

Режими виставлення забезпечують установку гіроплатформи МИС-сер2 у горизонті і в азимуті. Виставлення МИС-сер2 у азимуті виконується трьома методами:

- по ЗК-4;
- одинарним гірокомпасуванням (помилка виставлення по курсу доходить до $\pm 30'$);
- подвійним гірокомпасуванням (помилка виставлення по курсу не перевищує $\pm 10'$).

Робочий режим. У цьому режимі МИС-сер2 безперервно видає значення: крену, тангажу, курсу, складові (W_x , W_y) і вертикальне прискорення. Точне визначення даних параметрів забезпечується незбуреністю гіроплатформи МИС-сер2 прискореннями літака, а також корекцією по швидкості від ДИСС.

Зчислення координат для вирішення навігаційних і прицільних задач здійснюється в БЦОС за інформацією МИС-сер2, ДИСС, СВС.

Зчислення координат може здійснюватися:

- автономно від МИС-сер2 при непрацюючому ДИСС;
- від МИС-сер2 з корекцією швидкості від ДИСС;
- від СВС з корекцією від ДИСС при відмові МИС-сер2;

– автономно від СВС (+ СКВ) при відмові ДИСС і МИС-сер2.

Помилки інерціальних систем навігації

Точнісні характеристики інерціальної систми, особливо азимутальний канал, залежать від методу виставлення, а похибки горизонтального каналу у польоті – від помилок ДИСС. Тому похибки у визначенні крену, тангажу, складових (W_x , W_y) і координат визначатимуться помилками ДИСС, а вимірювання курсу – азимутальним каналом інерціальної системи.

Помилки інерціальних систем навігації зумовлюються:

– неточністю початкової виставлення гіроплатформи в площину горизонту α_0 ;

– постійною помилкою акселерометра (зсувом “нуля”) Δa ;

– власним дрейфом горизонтуючих гіроскопів ω_c .

Кожна з часткових помилок призводить до загальної помилки зчислення шляху, тобто до помилок у вимірюванні швидкості польоту літака (ΔW) і пройденої відстані (ΔS).

Помилка зчислення зумовлена неточністю початкового виставлення гіроплатформи в площині горизонту α_0 , (при $\Delta a=0$, $\omega_c=0$). При наявності α_0 положення гіроплатформи в будь-яку мить відносно площини горизонту характеризується кутом $\alpha = \alpha_0 \cdot \cos \omega \cdot t$, що призведе до помилки у вимірюванні прискорення: $\Delta a = g \cdot \sin \alpha = g \cdot \alpha = g \cdot \alpha_0 \cdot \cos \omega \cdot t$.

Звідси, помилка в швидкості матиме вигляд:

$$\Delta W = \int_0^t \Delta a \cdot dt = \int_0^t g \cdot \cos \omega_{\text{ш}} \cdot t \cdot dt$$

Після інтегрування і устанавлення меж

$$\Delta W = \frac{g \cdot \alpha_0}{\omega_{\text{ш}}} \sin \omega_{\text{ш}} \cdot t$$

Тоді помилка визначення пройденого шляху матиме вигляд:

$$\Delta S = \int_0^t \Delta W \cdot dt = \int_0^t \frac{g \cdot \alpha_0}{\omega_{\text{ш}}} \sin \omega_{\text{ш}} \cdot dt = \alpha_0 \cdot R \cdot (1 - \cos \omega_{\text{ш}} \cdot t)$$

Якщо при цьому прийнято, що: $R=6371$ км; кутова швидкість маятника Шулера $\omega_{\text{ш}}=1,24 \cdot 10^{-3}$ р/хв; часу t – у хвилинах; α_0 – у кутових хвилинах; ΔW – у м/с; ΔS – у км, отримаємо

$$\Delta W = 2,3 \alpha_0 \sin 0,074t [м/с] \quad \Delta S = 1,85 \alpha_0 (1 - \cos 0,074t) [км]$$

Аналіз рівнянь показує, що помилка, зумовлена неточним початковим виставленням гіроплатформи в площину горизонту, призводить до помилок у визначенні прискорень і як наслідок – швидкості і пройденого шляху, значення яких змінюються в часі за синусоїдальним або косинусоїдальним законом з періодом коливань 84,4 хв. Кожна кутова

хвилина неточного виставлення гіроплатформи в площині горизонту спричинює помилки у вимірюванні шляхової швидкості $\Delta W=8,3$ км/г, шляху $\Delta S=3,7$ км.

Помилки ΔW і ΔS , зумовлені зсувом нуля акселерометра (при $\alpha_0=0, \omega_3=0$), мають аналогічний характер. Рівняння, за якими визначаються помилки, такі (рис. 2.1):

$$\Delta W = 800\Delta a \sin 0,074t \text{ [м/с]}; \quad \Delta S = 650\Delta a(1 - \cos 0,074t) \text{ [км]}.$$

Якщо помилка у вимірюванні прискорень досягає $\Delta a=10^{-3}$ м/с², то максмальна помилка вимірювання шляхової швидкості — $\Delta W=2,9$ км/г, а $\Delta S=1,3$ км. Тому при використанні для вимірювання шляхової швидкості акселерометрів в інерціальній системі помилки вимірювання прискорення мають відповідати умові $\Delta a \leq 10^{-6} \dots 10^{-7}$ м/с².

Помилка зчислення зумовлена наявністю власного дрейфу горизонтуючих гіроскопів ω_c (при $\alpha_0=0, \Delta a=0$). При наявності ω_c положення гіроплатформи щодо площини горизонту в будь-який момент часу характеризується кутом α , що призводить до помилки у вимірюванні прискорень, і як наслідок — $\Delta W, \Delta S$ такі (рис. 2.2):

$$\Delta W = 31\omega_c(1 - \cos 0,074t) \text{ [м/с]}; \quad \Delta S = 1,85\omega_c(t - 13,4 \sin 0,074t) \text{ [км]}.$$

Характер змінювання цих помилок показано на рис. 2.1, 2.2.

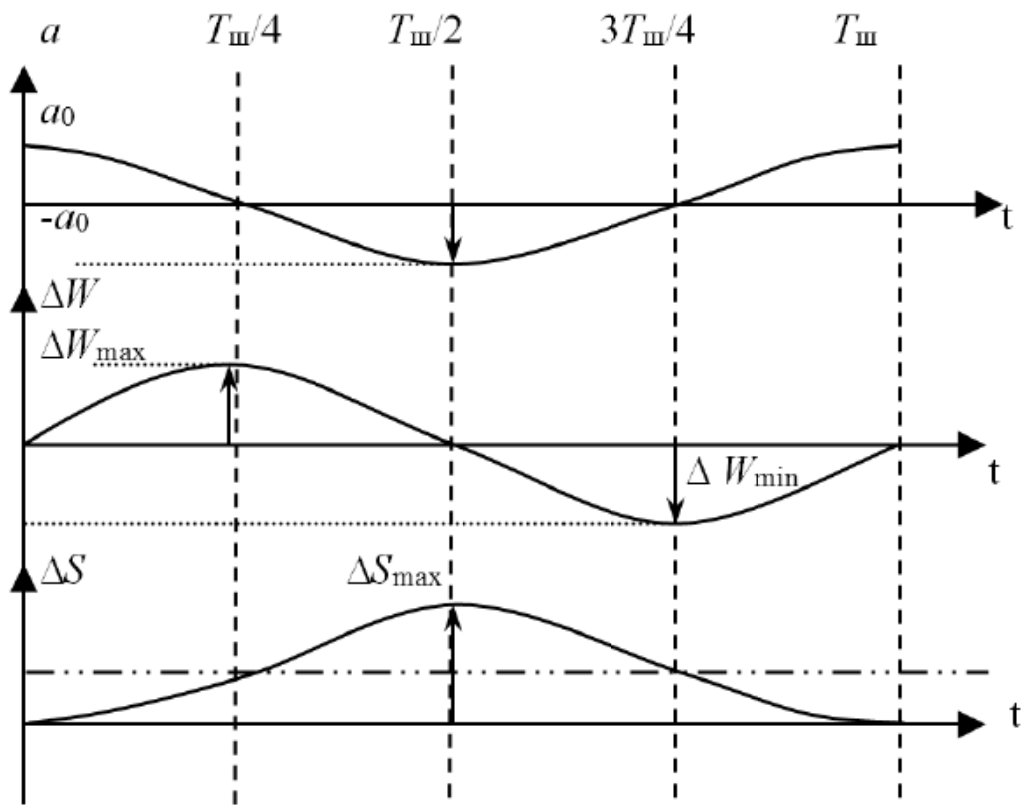


Рис. 2.1. Графік часової мінливості помилок зчислення в інерціальній навігаційній системі при виставленні гіроплатформи з похибкою α

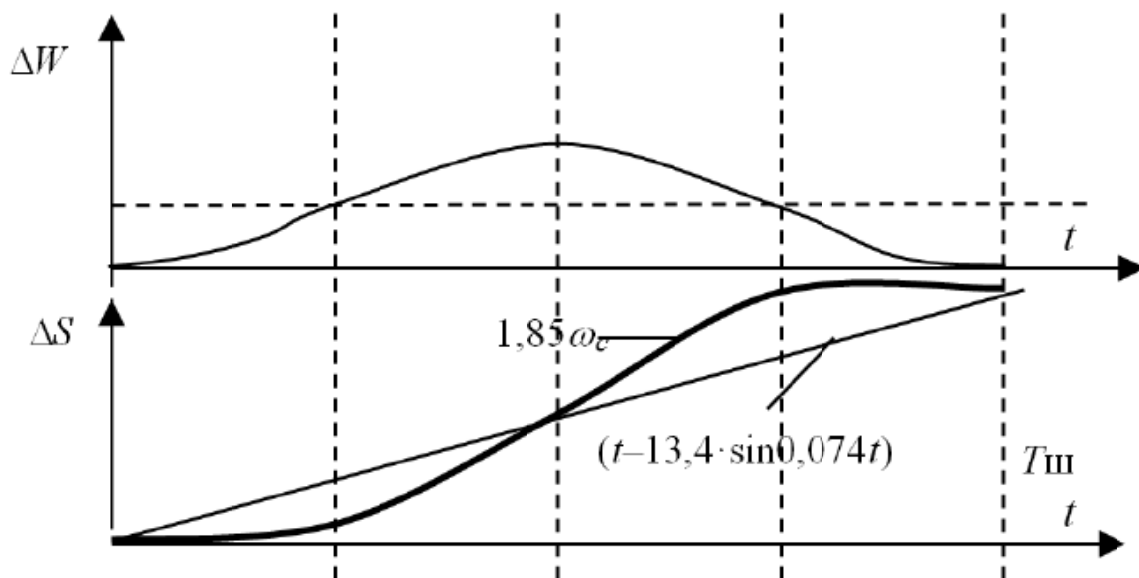


Рис. 2.2. Графік мінливості похибок ΔW , ΔS при власному дрейфі гіроскопа

Аналіз рівнянь і графіків показує, що наявність ω_c призводить до зростання з часом помилки у визначенні пройденої відстані. Це потребує періодичного її визначення і компенсації помилки.

Таким чином, розглянуто одноканальну систему, але в дійсності інерціальні навігаційні системи мають два канали, тому математичне описання помилок стає більш складним, тобто помилки визначення координат місця літака зростають з часом і містять коливальну складову. Отже, сама інерціальна система потребує періодичного корегування.

2.2.2. Радіотехнічні навігаційні системи

Радіотехнічна система ближньої навігації РСБН-6С

Радіотехнічна система ближньої навігації (РСБН) визначає координати літака відносно заданих радіомаяків і поворотних пунктів маршруту (ППМ), видає інформацію для корекції БЦВС, формує сигнали управління, необхідні для виконання маршрутного польоту, повернення літака в зону аеродрому посадки, повторного заходження на посадку, посадки і видачі цих сигналів у САУ літака.

Для вирішення навігаційних задач в апаратурі РСБН прийнята ортодромічна система координат. Вісь X (вісь широти) спрямована на Північ уздовж геодезичного меридіана. Вісь Y спрямована на Схід по дузі великого кола і є умовним (ортодромічним) екватором. Положення ортодромічної системи координат на поверхні Землі фіксується заданням географічної широти початку відліку.

Зчислення поточних ортодромічних координат в апаратурі здійснюється безперервно по швидкості польоту, інформація про яку надходить до

блока обчислення навігації від СВС і по ортодромічному курсу – від малогабаритної інерціальної системи МИС-П. У зоні дії радіомаяків РСБН поточні координати, обчислені при автономному зчисленні, корегуються за сигналами цих маяків.

Дальність до радіомаяка РСБН відображається на прямовідображальному приладі дальності (ППД-2), азимут літака, курсовий кут радіостанції, заданий курс польоту від РСБН відпрацьовуються на навігаційно-пілотажному приладі (НПП).

РСБН-6С має такі тактико-технічні дані:

– область застосування системи в режимі автономного зчислення ортодромічних координат – сферичний квадрат зі стороною 6000 км;

– дальність дії апаратури в режимі радіокорекції, що визначається прямою геометричною видимістю, може бути обчислена за формулою

$$D = 112 \sqrt{H}$$

(так, для $H = 5000$ м дальність дії становить 250 км, а для $H = 1000$ м — 112 км);

– похибка визначення азимута і дальності на літаку становить відповідно $0,25^\circ$ і $200 \text{ м} + 0,0003 \cdot D$, де D – відстань від літака до радіомаяка, км;

– похибка видачі полярних координат на індикаторні прилади НПП і ППД-2 по курсовому куту на радіомаяк становить 2° , по дальності – $200 \text{ м} + 0,03 \cdot D$;

– інструментальна похибка визначення ортодромічних координат – $5 \text{ км} + 0,03 \cdot S_{\text{пр}}$, де $S_{\text{пр}}$ – відстань, пройдена літаком в режимі автономного зчислення, км;

– інструментальна похибка формування заданого курсу становить 3° ;

– похибка визначення дальності до запрограмованої точки — $5 \text{ км} + 0,01 \cdot D$;

– похибка визначення відхилення від крейсерської висоти – не більше ± 500 м, від висоти передпосадкового маневру – не більше ± 30 м;

Принцип роботи РСБН-6С.

Одним з режимів роботи РСБН-6С є режим НАВІГАЦІЯ, який містить такі етапи: МАРШРУТНИЙ ПОЛІТ, ПОВЕРНЕННЯ (для повернення аеродром посадки), ПОВТОРНИЙ ЗАХІД (для повторного заходження на посадку). У режимі НАВІГАЦІЯ здійснюється також заходження на посадку на незапрограмований аеродром.

Режим МАРШРУТНИЙ ПОЛІТ використовується при польоті за запрограмованим маршрутом. Визначення дальності до цілі і заданого курсу в точку цілі може здійснюватися методом автономного зчислення координат (за відсутності зв'язку з наземним радіомаяком РСБН), а також з використанням радіокорекції координат літака за даними, які надходять від наземного маяка.

1. У режимі автономного зчислення координат поточні координати літака визначаються методом безперервного інтегрування складових істинної швидкості $V_{\text{іст}}$ літака, яка надходить у РСБН з СВС.

Автономному зчисленню координат властиві помилки, що виникають у результаті неточності визначення $V_{\text{іст}}$ і ортодромічного курсу $\psi_{\text{орт}}$, не враховується також кут зносу (КЗ) літака.

2. Автоматична радіокорекція обчислених координат.

У цьому режимі у вимірювальній частині РСБН-6С визначаються полярні координати літака A і D , отримані від наземного маяка РСБН-4Н. Полярні координати в обчислювальній частині РСБН-6С перетворюються в ортодромічні дійсні координати літака з урахуванням кута сходження меридіанів. Дійсні координати X_d, Y_d порівнюються з поточними X_n, Y_n :

$$\Delta X = X_n - X_d \quad \Delta Y = Y_n - Y_d.$$

Значення помилок $\Delta X, \Delta Y$ перетворюються у значення помилок по швидкості $\Delta V_x = \Delta X/T, \Delta V_y = \Delta Y/T$. Постійна часова $T = 20$ с (час списання помилки). Виміряні значення помилки по швидкості $\Delta V_x, \Delta V_y$ подаються на інтегрувальні двигуни, які відпрацьовують (скидають) помилки.

У режимі маршрутного польоту при радіокорекції визначаються ортодромічний курс та горизонтальна дальність до цілі.

Радіотехнічна система дальньої навігації

Радіотехнічна система дальньої навігації призначена для визначення місцеположення літака за допомогою сигналів наземних станцій гіперболічних імпульсно-фазових радіонавігаційних систем: РСДН-3 (Тропик-2 або Т-2), яка є стаціонарною; РСДН-10 (Тропик-2П або Т-2П), яка є рухомою. РСДН на літаку використовується для корекції обчислених координат автономними засобами пілотажно-навігаційного комплексу. Навігаційні параметри, що визначає система, є гіперболічними координатами, які в паралельному або послідовному двійковому коді з системи РСДН передаються в ПНК.

РСДН працює в діапазоні довгих хвиль у пасивному режимі. Наземні маяки розташовані на великій відстані один від одного, що ускладнює виведення їх з ладу при веденні бойових дій. Виведення з ладу однієї наземної станції не впливає на роботу системи в цілому.

РСДН автоматично визначає навігаційні параметри (гіперболічні координати) літака у вигляді тимчасових інтервалів запізнювання радіоімпульсів двох відомих станцій відносно ведучої станції.

Передавальні наземні станції випромінюють імпульсні сигнали синхронно і у певній послідовності. Першими випромінюються сигнали ведучої станції. Ведені станції, прийнявши сигнали ведучої, випромінюють імпульсні сигнали з тимчасовою кодовою затримкою. Значення кодової затримки наперед відоме в точці прийому сигналів і забезпечує отримання

позитивних значень гіперболічних координат в усій зоні дії даного ланцюжка.

Бортова апаратура РСДН за сигналами наземних станцій вимірює тимчасові інтервали, значення яких потім передаються в БЦОМ для корекції автономних засобів навігації.

Сигнали від передавальних станцій системи надходять до точки прийому двома шляхами. Перший шлях – уздовж прямої, що сполучає передавальну станцію і літак. Другий шлях пов'язаний з віддзеркаленням випромінюючого сигналу від іоносфери. Фаза і амплітуда відображеного (просторового) сигналу є нестабільними за часом. Тому точні вимірювання проводять за прямим (поверхневим) сигналом тільки по його передньому фронту, який є вільним від накладення відображеного сигналу.

Найбільш оптимальною робочою областю є область, обмежена радіусом 1500 км від ведучої станції. В області від 1500 до 3000 км від ведучої станції робота може проводитися за відображеними від іоносфери сигналами, але точність визначення місцеположення літака в цій зоні буде низькою.

Рухома система (РСДН-10) складається з 3 – 4 станцій, дальність дії яких над сушею – до 1000 км, а над морем – 1200 км.

Точність визначення місця літака за допомогою РСДН більшою мірою залежить від швидкості розповсюдження радіохвиль C (так, C на Далекому Сході більше, ніж C в Європейській зоні. На швидкість розповсюдження радіохвиль також впливають метеорологічні умови, осадки, час доби. Ці чинники призводять до помилок у вимірюванні гіперболічних координат літака. Середньоквадратична похибка у визначенні координат літака становить від 200 м до 1,5 км (при використанні поправок)

Оцінити можливості РСДН дозволяє її робоча область, яка обмежується кривою, що дорівнює точності визначення координат місцезнаходження ЛА і дальності дії наземних станцій (рис. 2.3).

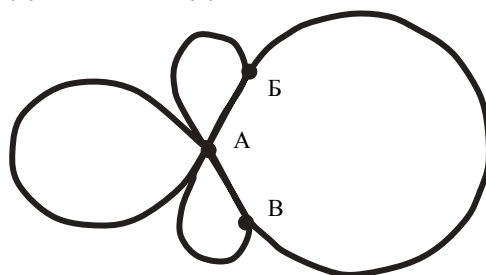


Рис. 2.3. Діаграма точності визначення координат місцезнаходження ЛА за допомогою системи РСДН

Крива, що дорівнює точності РСДН, має складну конфігурацію, залежну від взаємного розташування станцій, і утворює декілька зон, де точки А, Б і В відповідають взаємному розташуванню наземних ведучої А і ведених Б, В станцій.

Доплерівський вимірювач шляхової швидкості і кута зносу

Доплерівський вимірювач шляхової швидкості і кута зносу ДИСС-7 призначений для вимірювання трьох складових вектора шляхової швидкості літака. Він забезпечує видачу в БЦОС трьох частот для обчислення за ними шляхової швидкості і кута зносу.

Робота вимірювача ДИСС-7 основана на використанні ефекту Доплера в режимі безперервного випромінювання. З огляду на те що літак здійснює політ у тривимірному просторі, задача визначення повної складової вектора шляхової швидкості \vec{w} літака зводиться до визначення трьох складових вектора шляхової швидкості. Для цього в ДИСС-7 використовується спеціальна чотирипроменева антенна система. Задача визначення трьох складових вектора шляхової швидкості зводиться до вимірювання доплерівських частот від трьох променів антени, які в свою чергу пропорційні значенням складових шляхової швидкості.

Кут зносу визначається шляхом обчислення $YC = \arctg \frac{W_z}{W_x}$. Залежно від

характеру підстилаючої поверхні можливий зсув спектра доплерівських частот, що призводить до помилки у вимірюванні вектора \vec{w} .

Для автоматичного визначення поправки, що враховує відображувальний характер поверхні, у ДИСС-7 використовується чотрикалібрувальний промінь. Шляхом порівняння потужностей сигналів, прийнятих по 4-му і 1-му променях, визначається поправка на характер поверхні, яка усуває помилки у визначенні \vec{w} літака при польоті літака над відображувальною поверхнею і має різні коефіцієнти віддзеркалення.

З метою підвищення надійності у вимірнику застосовано резервування найвідповідальніших блоків. Такими блоками є електронний блок і блок передавача.

Електронний блок визначає наявність доплерівського сигналу і у разі його відсутності хоча б по одному з каналів, видає сигнал, що забороняє використання вихідних сигналів вимірника в системах, що сполучаються з ним. Цей сигнал через блок комутації відображається на сигнальному табло світлосигналізатором ПАМ'ЯТЬ ДИСС. При цьому в БЦОС видається значення запам'ятованих доплерівських частот. ДИСС-7 також переходить у режим ПАМ'ЯТЬ, якщо: хвилювання моря більше 1 – 2 балів; крен літака виходить за межі $\pm 10^\circ$, а тангаж – $\pm 30^\circ$; швидкість літака – менше 250 км/г. Для прискореного виходу з режиму ПАМ'ЯТЬ використовується перемикач МОРЕ – СУША.

При виході з ладу основного передавача живлення з нього подається на резервний.

У разі ненормальної роботи вимірника на сигнальному табло загориться світлосигналізатор ДИСС.

Основні ТТХ: діапазон вимірювання швидкості — 250...3200 км/г; точність вимірювання W дорівнює $\pm (5,5 + 0,006 \cdot W)$ км/г; діапазон вимірювання кутів зносу — $\pm 15^\circ$; точність вимірювання кута зносу — $\pm 54'$; діапазон робочих висот — до 25 000 м; час виходу ДИСС-7 з режиму ПАМ'ЯТЬ — 3 с.

Радіовисотомір РВ-21

Радіовисотомір РВ-21 призначений для вимірювання істинної висоти в діапазоні 0...6000 м незалежно від умов видимості.

На два показчики висоти в кабіні РВ-21 видає значення про поточну висоту польоту в діапазоні 0...1500 м у вигляді лінійної напруги, пропорційної висоті; у БЦОС РВ-21 видає значення про поточну висоту польоту в діапазоні 0...6000 м у вигляді 14-розрядного двійкового коду.

Принцип роботи.

РВ — є імпульсною РЛС, що працює в діапазоні частот 4300 ± 10 мГц. Робота РВ основана на вимірюванні інтервалів часу, необхідних для проходження зондувального імпульсу у вертикальному напрямі від літака до найближчої відображувальної поверхні і назад. Часовий інтервал між випромінюючим сигналом і сигналом, що відбивається, є пропорційним поточній істинній висоті.

Похибка вимірювання H при кутах крену і тангажу, що не перевищують 30° , за показником H від 0 до 20 м становить ± 2 м, для H більш 20 м — $0,1 \cdot H + 2$ м.

2.3. Принцип дії, характеристика навігаційного комплексу НК-24МР

Принцип дії навігаційного комплексу оснований на зчисленні координат літака і порівнянні їх з координатами точок, введеними в програму польоту на землі або штурманом у повітрі, виробленню сигналів і команд на керування літаком і апаратурою ДЗЗ на запрограмованих ділянках ДЗЗ.

Зчислення координат літака проводиться БЦОС за складовими швидкості польоту, що виміряні інерціальною системою і скореговані за складовими шляховою швидкості від ДИСС-7.

З метою підвищенні точності численних координат літака, що визначені в інерціально-доплерівському режимі, їх необхідно корегувати за координатами фактичного місцеположення літака. Для цього в навігаційному комплексі передбачена корекція обчислених координат за допомогою РСБН, РСДН, ППВ і при прольоті орієнтира. При виконанні корекції одним із цих способів БЦОС і система автоматичного керування (САУ) визначають корегуючі сигнали керування літаком.

Політ по лінії заданого шляху між запрограмованими ППМ виконується маршрутним способом, а політ на оперативний пункт маршруту (ОПМ) і оперативну ділянку ДЗЗ (ОДР) – шляховим. Перехід з однієї ділянки маршруту на іншу здійснюється послідовно певною програмою польоту. При цьому у будь-який момент часу екіпаж має нагоду виконати політ на будь-якій позачерговій ППМ, на ОПМ або ОДР, координати яких уведені штурманом.

2.3.1. Основні характеристики навігаційного комплексу

1. Точність зчислення координат літака по дальності і напрямку при польоті в інерціально-доплерівському режимі протягом 1 години становить $0,5 \text{ км} + 0,005 \cdot S_{\text{пр}}$, де $S_{\text{пр}}$ – пройдена відстань.

Точність виконання польоту залежить від засобів корекції, висоти польоту і становить при корекції за допомогою ППВ 200...400 м, за допомогою РСДН – 300...500 м, а за допомогою РСБН – до 1000 м

2. Автоматичне вирішення задач навігації і ДЗЗ забезпечується в зоні 5000 x 5000 км з програмуванням поворотних пунктів маршруту (ППМ) і ділянок ДЗЗ.

Системи координат, що використовуються в навігаційному комплексі

У навігаційному комплексі НК-24МР використовуються такі системи координат:

1. *Геодезична система координат.* У цій системі координат (СК) на етапі підготовки до польоту визначаються і вводяться в БЦОС геодезичні координати опорних точок маршруту (початок координат, початковий пункт маршруту, поворотні пункти маршруту (ППМ) і т. п.).

2. *Ортодромічна система координат.* У цій системі координат відбувається зчислення шляху.

3. *Прямокутні системи координат,* до яких належать:

– ортодромічна СК, що не обертається. У ній визначаються відносні координати орієнтирів при виконанні корекції. У БЦОМ видаються складові W літака, що виміряються за допомогою МИС-П;

– літакова зв'язана система координат. У ній визначаються складові W літака, кут положення прицільного перехрестя ППВ.

Принцип вирішення задач навігації в навігаційному комплексі

Визначення місцеположення літака.

Вирішення задачі визначення місцеположення літака припускає оброблення інформації від МИС-П і ДИСС, а також здійснення корекції. За значеннями складових W літака, що надходять від МИС, проводиться

зчислення шляху, в результаті чого визначаються поточні ортодромічні координати, які потім перераховуються в геодезичні координати місцеположення літака і виводяться на індикацію. Проте зчислення координат за інформацією від МИС-П не відповідає високій точності (так, у МИС-П є помилки, що накопичуються з часом). Для визначення поправки зчислення здійснюється комплексне оброблення даних від МИС-П і ДИСС-7. Похибки ДИСС-7 не залежать від часу, тому ДИСС-7 виконує роль коректора інерціальної системи. Від ДИСС-7 у БЦОС надходять значення доплерівських частот, пропорційних складовим W літака. Ці значення перераховуються в ортодромічну систему координат і визначаються величини складових W літака. Потім проводиться комплексне оброблення інформації від МИС і ДИСС, у результаті якого визначаються поправки до складових швидкості МИС. Значення цих поправок вводяться для корекції, для визначення фактичних складових шляхової швидкості. Зчислення поточних координат місця літака здійснюється шляхом інтегрування складових W .

При відмові інерціальної системи і ДИСС-7 зчислення координат проводиться за значенням повітряної швидкості, що надходить від СВС.

Корекція поточних координат місця літака.

Для підвищення точності визначення місцеположення літака є можливість корекції інерціально-доплерівських координат літака. Корекція може здійснюватися або по наземних орієнтирах, координати яких уведені перед вильотом, або у польоті, або від радіомаяків (РМ) РСБН і станцій РСДН, координати яких уведені перед вильотом.

Принцип корекції по орієнтирах полягає в такому. Взаємне положення літака і орієнтира відоме. За цими даними формується перехрестя. Незбіг перехрестя з орієнтиром свідчить про наявність помилки зчислення координат. Якщо сумістити перехрестя з орієнтиром і виконати прив'язку, то визначається помилка зчислення, яка автоматично вводиться для уточнення положення перехрестя. Для корекції вибираються точкові орієнтири, що легко впізнаються. Візуальні орієнтири вибираються на бічному віддаленні не більше 2,5 км від заданого маршруту.

Принцип корекції від РМ РСБН полягає в такому. Від РСБН-6С надходять значення похилої дальності, азимута літака і номер запрограмованого РМ. На підставі цих даних у БЦОС проводиться розрахунок координат літака, потім визначаються значення різниці координат, що отримані відповідно до інерціально-доплерівських вимірювань, і координат, отриманих від РСБН, Ці значення і є поправками, які вводяться для корекції.

Принцип корекції від станцій РСДН полягає в такому. За тимчасовими різницями, отриманими РСДН від двох пар наземних станцій, у БЦОС проводиться розрахунок координат місця літака. Потім визначаються

значення різниць координат, отриманих відповідно до інерціально-доплерівських вимірювань, і координат, отриманих від РСДН. Ці значення і є поправками, які вводяться для корекції.

Корекція координат за допомогою ППВ.

Режим корекції з ППВ не виникає автоматично, а задається льотчиком при натисканні кнопки ПРИЦЕЛЬНАЯ МАРКА, коли перемикач режимів у ППВ установлений у положення КОРРЕКЦИЯ.

Найкраща точність корекції з ППВ забезпечується при максимальних кутах відхилення прицільної марки, тому після виникнення режиму вона і встановлюється на відповідні (задані) значення кута місця ε_3 і курсового кута β_3 . Задача корекції може бути вирішена висотомірним і далекомірним способами, в основу яких покладено визначення горизонтальної дальності до точки на земній поверхні, що відповідає центру прицільної марки, через висоту або похилу дальність. Висота визначається за даними СВС і РВ-21 (висотомірний спосіб), а похила дальність – радіолокатором попередження зіткнення (РПС) (далекомірний спосіб).

Корекція координат прольотом контрольного орієнтира

У навігаційному комплексі можлива корекція поточних координат місця літака (ТКМС) прольотом точки, координати якої відомі. Сутність цього способу полягає в такому. Літак виводиться в задану точку і в момент її прольоту зчислені координати приймаються такими, що дорівнюють координатам точки, над якою пролітає літак.

2.3.2. Комплексне оброблення інформації

Основою оптимального оброблення інформації в комплексних навігаційних системах є надмірність вимірювань. Задача оптимального оброблення полягає в тому, щоб з усієї сукупності вимірювань отримати максимум цієї корисної інформації. При навігаційних вимірюваннях кількість інформації визначається точністю вектора стану.

Тому оптимальне оброблення навігаційної інформації переслідує мету отримання якнайкращої у певному розумінні оцінки вектора стану. Помилки датчиків навігаційної інформації є випадковими функціями часу, отже, ця оцінка носить характер вірогідності і може бути визначена тільки методами статистичної теорії. Зараз найчастіше для оптимального оброблення застосовується метод, математичне формулювання якого називається фільтром Калмана.

Фільтр Калмана широко застосовується завдяки перевагам, які він має порівняно з іншими методами оптимального оброблення навігаційної інформації. Він дозволяє використовувати будь-яку кількість

корегувальних пристроїв при довільному порядку їх включення і виключення. Результати вимірювань використовуються безпосередньо у міру їх надходження, а реалізація методу оброблення на БЦОМ принципівих труднощів не спричинює.

Разом з тим фільтр Калмана потребує достатньо великої місткості пам'яті БЦОМ і знання статистичних характеристик похибок початкових умов і датчиків навігаційної інформації.

Виконані дослідження показують високу ефективність оптимального оброблення таким методом. Для прикладу в таблиці наведені точнісні характеристики визначення шляхової швидкості, курсу і координат місцезнаходження ЛА за 10 годин польоту за допомогою інерціальних систем навігації двох класів точності (з похибками 18,5 і 1,85 км/г) без корекції (І), з корекцією за даними фазової РСДН (ІР), доплерівського вимірювача (ІД), при сумісному використанні обох коректорів (ІДР) (табл. 2.1).

Таблиця 2.1

Порівняльна характеристика комплексних систем навігації за точністю визначення навігаційних елементів за 10 годин польоту

Навігаційні елементи	Склад системи	ІНС помилка 18,5 км/г		ІНС помилка 1,85 км /г	
		Середня квадратична помилка	Підвищення точності відносно ІНС, %	Середня квадратична помилка	Підвищення точності відносно ІНС %
Координати ЛА, км	І	185	–	18,5	–
	ІР	83	55,2	13	29
	ІД	2,4	98,7	1,65	91
	ІДР	1,48	99,2	1,1	94
Шляхова швидкість, км/г	І	69	–	11,4	–
	ІР	15,7	77,4	5,6	51,6
	ІД	14,6	79	2,2	80,6
	ІДР	2,6	96,3	1,3	88,8
Курс, град	І	2,26	–	0,23	–
	ІР	1,46	35,2	0,16	30,9
	ІД	1,0	54,0	0,15	32,3
	ІДР	0,2	91,2	0,07	68,4

Наведені дані свідчать про те, що комплексне застосування навігаційних засобів з оптимальним обробленням інформації є одним з важливих шляхів підвищення точності вирішення навігаційних задач. При цьому найбільший ефект дає корекція засобів зчислення шляху з невисокою точністю. Для інерціальних систем навігації особливо важливим є те, що в процесі корекції визначаються власні дрейфи гіроскопів, які запам'ятовуються і враховуються при виході ЛА за межі робочої області радіонавігаційної системи.

3. СУПУТНИКОВІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ

3.1. Основи супутникових навігаційних систем

Радіопередавачі геостаціонарних та інших штучних супутників Землі здійснюють навігаційне віщання в глобальному масштабі. Користувач будь-якої супутникової системи повинен знати координати супутника у момент визначення свого місцеположення. Тому наземні радіостанції визначають параметри орбіт і координати місцеположення супутників і передають ці дані на супутники, звідки вони в кодованому вигляді передаються користувачеві.

У США була створена супутникова навігаційна система ВМС “Транзит”, яка пізніше отримала назву “Навсат” (NAVSAT – Navy Navigation Satellite). До таких систем отримали доступ і судна цивільного морського флоту. У США наприкінці ХХ ст. налічувалося понад 40 000 цивільних користувачів системи “Навсат”. Супутники системи “Навсат” виводилися на навколополярні орбіти заввишки 965 км. Вони безперервно віщали на двох частотах, причому устаткування користувача могло приймати або один, або обидва сигнали.

Перевага двочастотного прийому полягає в тому, що він дає можливість обчислювати поправку на затримку, пов'язану з розповсюдженням сигналу в атмосфері. Похибка визначення місцеположення на одній частоті дорівнює приблизно 500 м, а на двох – 25 м. Така система має порівняно низьку вартість приймального обладнання, проте не забезпечує суцільного охоплення. Тому система “Навсат” була визнана непридатною для повітряної навігації.

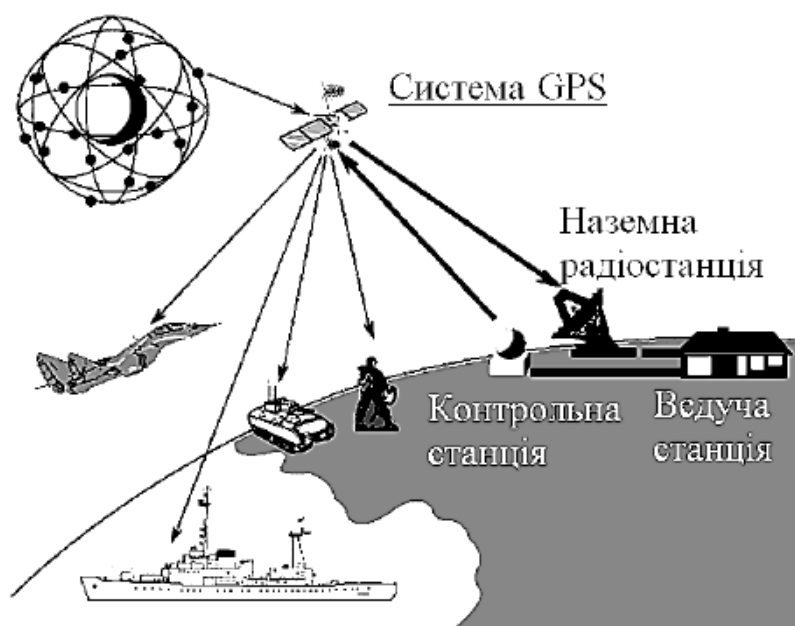


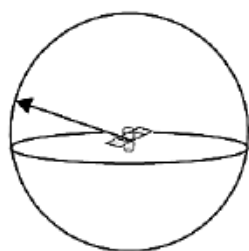
Рис. 3.1. Склад супутникової навігаційної системи

У 1970-х роках ХХ ст. міністерство оборони США розробило глобальну супутникову систему місцевизначення "Навстар" (NAVSTAR – Navigation Satellite Providing Time And Range) або, коротше, GPS (Global Positioning System), яка не мала недоліків системи "Навсат". Наприкінці 1990-х років вона стала доступною і для цивільних користувачів. Система основана на обчисленні відстані від користувача до супутника за вимірним часом від передачі сигналу супутником до прийому цього сигналу користувачем. Користувачеві не обов'язково мати точний годинник, оскільки вимірюється відстань до чотирьох супутників і за даними цих вимірювань обчислюються не тільки три координати, але й похибка годинника користувача. Основними складовими системи GPS, що характеризують принцип її роботи, є:

- супутникова трилатерація;
- супутникова далекометрія;
- точна часова прив'язка;
- розташування супутників;
- корекція помилок.

3.1.1. Супутникова трилатерація

Точні координати можуть бути обчислені для будь-якого місця на поверхні Землі за вимірюваннями відстаней від групи супутників, якщо їх положення в космосі відоме. У цьому випадку супутники є об'єктами з відомими координатами. Припустимо, що відстань від одного супутника відома і ми можемо описати сферу заданого радіуса навколо нього. Якщо відома також відстань і до другого супутника, то визначуване місцеположення буде розташовано десь у колі, що задається перетином двох сфер. Третій супутник визначає дві точки на колі. Тепер залишається тільки вибрати правильну точку. Проте одна з точок завжди може бути відкинута, оскільки вона має високу швидкість переміщення або знаходиться на поверхні чи під поверхнею Землі.



Одне вимірювання вказує положення користувача на поверхні сфери. Користувач знаходиться на поверхні цієї сфери.

Друге вимірювання вказує місцезнаходження користувача на перетині двох сфер. При перетинанні двох сфер утворюється коло.

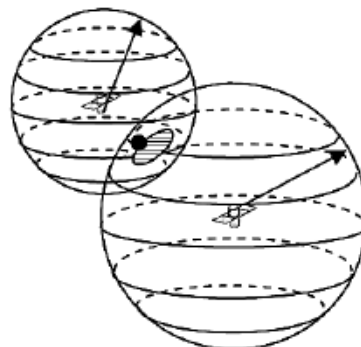


Рис. 3.2. Супутникова трилатерація

Таким чином, знаючи відстань до трьох супутників, можна обчислити координати визначуваної точки.

3.1.2. Супутникова дальнометрія

Відстань до супутників визначається за вимірюваннями часу проходження радіосигналу від космічного апарата до приймача, помноженого на швидкість світла. Для того щоб визначити час розповсюдження сигналу, нам необхідно знати, коли цей сигнал був ґенерований супутником.

Інформація про час ґенерування сигналу супутником забезпечується таким:

- приймач і супутник використовують однаковий код;
- приймач і супутник синхронізуються так, щоб вони ґенерували одночасно однаковий код;
- приймається вихідний код з супутника і визначається, наскільки давно приймач ґенерував такий же код, тобто вимірюється часова затримка між однаковими ділянками коду (ΔT).

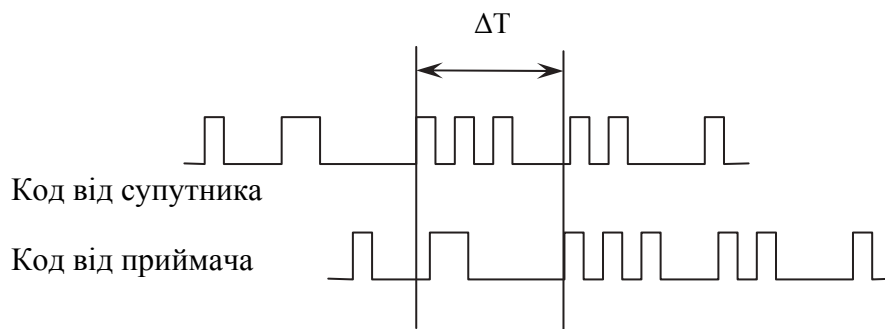


Рис. 3.3. Сутність визначення відстані між супутником і приймачем

На супутнику і в приймачі одночасно ґенерується однаковий псевдовипадковий код.

Кожний супутник GPS передає два радіосигнали на частотах $L_1=1575.42$ МГц і $L_2=1227.60$ МГц. Сигнал L_1 має два далекомірні коди з псевдовипадковим шумом (PRN), P-код і C/A код. “Точний” або P-код може бути зашифрований для військової мети. “Грубий” або C/A код не зашифровується. Сигнал L_2 модулюється тільки з P-кодом. Більшість цивільних користувачів використовує C/A код при роботі з GPS системами. Деякі приймачі Trimble геодезичного класу працюють з P-кодом.

Приймач перевіряє вхідний сигнал з супутника і визначає, коли він ґенерував такий же код. Отримана різниця, помножена на швидкість світла ($\sim 300\,000$ км/с), дає шукану відстань.

Використовування коду дозволяє приймачу визначити тимчасову затримку у будь-який час. Крім того, супутники можуть випромінювати

сигнал на одній і тій же частоті, оскільки кожний супутник ідентифікується за своїм псевдовипадковим кодом (PRN або PseudoRandom Number code).

3.1.3 Точна часова прив'язка. Розташування супутників

Як видно із зазначеного вище, обчислення напрямку залежать від точності ходу годинника. Код повинен генеруватися на супутнику і в приймачі в один і той же час. На супутниках встановлені атомні годинники, що мають точність близько однієї наносекунди. Проте через високу вартість недоцільно встановлювати такий годинник у кожний GPS приймач, тому вимірювання від четвертого супутника використовуються для усунення помилок ходу годинника приймача. Ці вимірювання можна використовувати для усунення помилок, які виникають якщо годинник на супутнику і в приймачі не синхронізовані. Для наочності ілюстрації, що наведені нижче, розглядають ситуацію на площині, оскільки для обчислення місцеположення об'єкта необхідні лише три супутники.

Якщо годинник на супутнику і в приймачі має однакову точність ходу, то точне місцеположення може бути знайдено по вимірюваннях відстані до двох супутників. Якщо отримані вимірювання з трьох супутників і годинник не мають похибок, то коло, що описане радіусом-вектором від третього супутника, перетинатиметься з іншими в одній точці – місці знаходження користувача (рис. 3.4). Проте якщо годинники в приймачі поспішають на 1 с, то отриманий радіус-вектор не перетнеться з двома іншими (рис. 3.5).

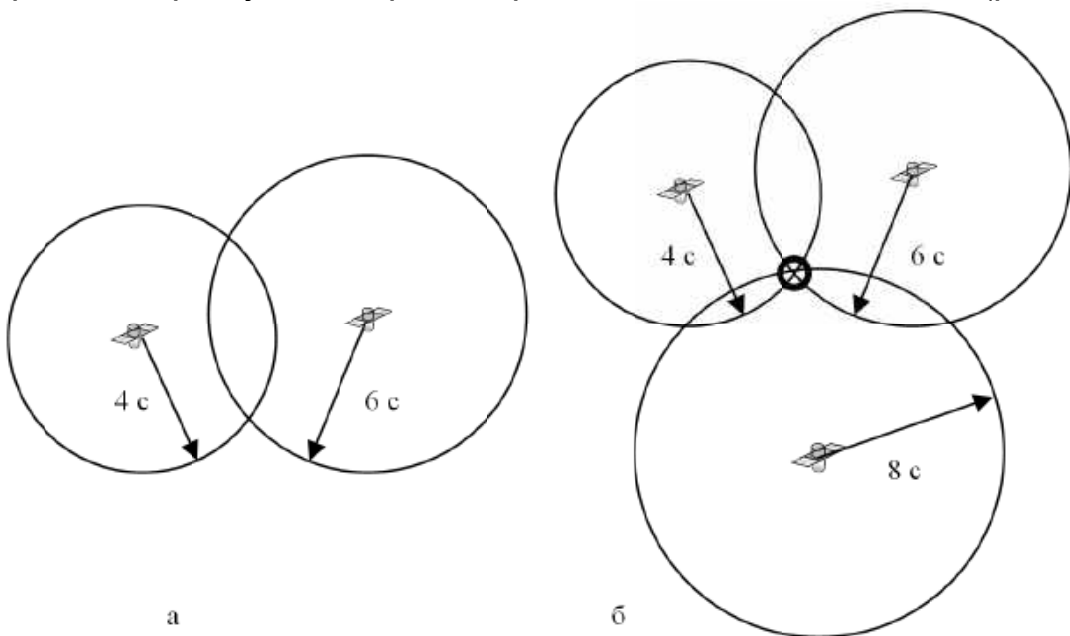


Рис. 3.4. Визначення місцеположення по вимірюваннях відстані до супутників: а – два виміри з точними годинниками на площині; б – три виміри з точними годинниками на площині

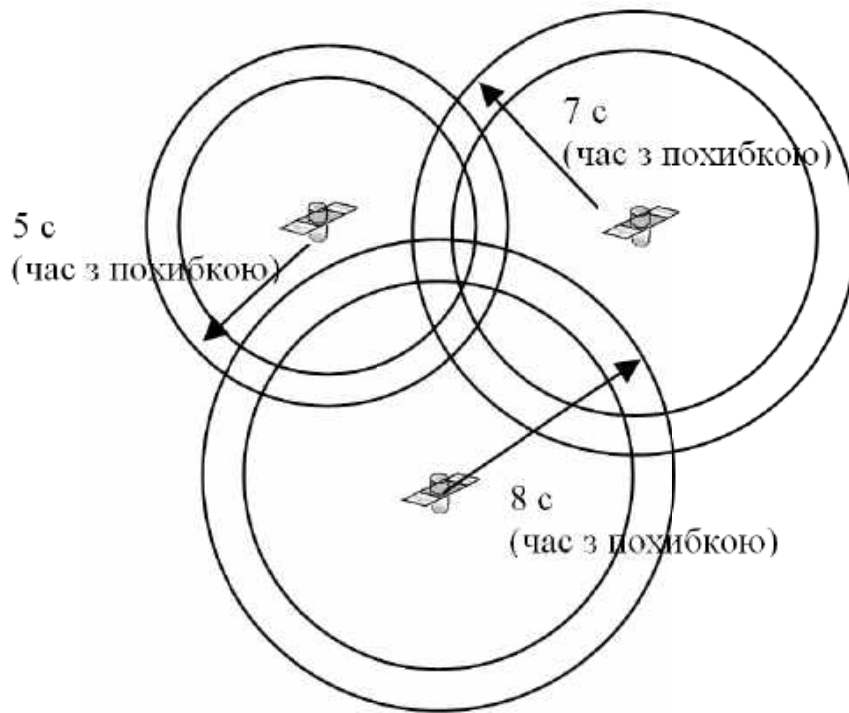


Рис. 3.5. Визначення місцеположення по супутниках на площині за трьома вимірюваннями з похибкою годинника приймача

Коли GPS приймач одержує серію вимірювань, які не перетинаються в одній точці, то комп'ютер у приймачі починає віднімати (або додавати) час методом послідовних ітерації доти, доки не зведе всі вимірювання до однієї точки. Після цього обчислюється поправка і робиться відповідне порівнювання. Якщо необхідно виміряти три координати, то необхідний четвертий супутник для усунення похибок ходу годинника в приймачі. Таким чином, необхідно мати мінімум чотири супутники, щоб визначити тривимірні координати об'єкта (рис. 3.6).

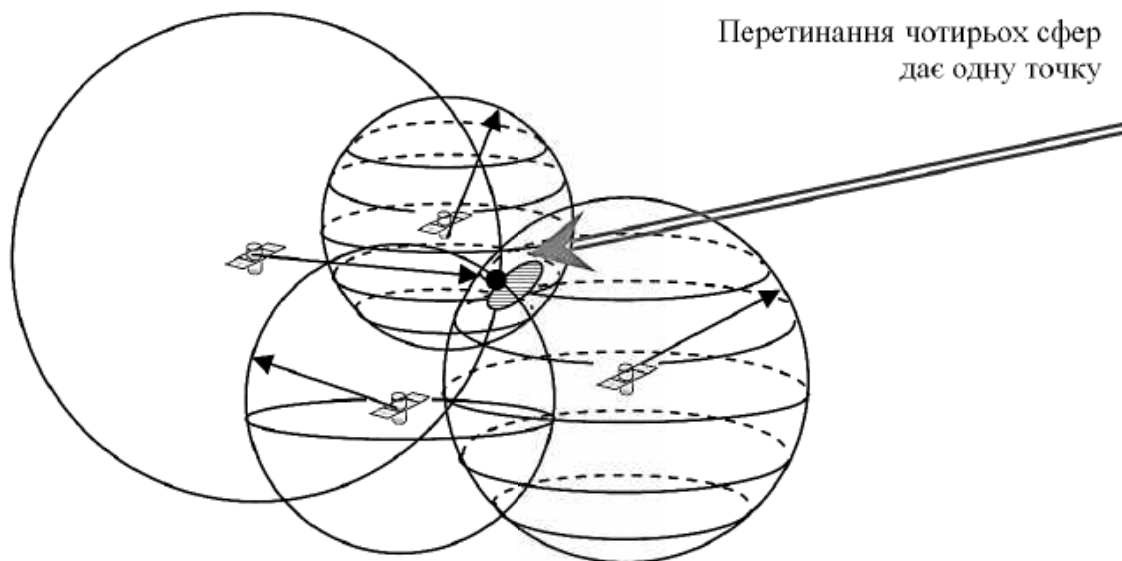


Рис.3.6. Сутність призначення четвертого супутника при визначенні місцеположення

Розташування супутників здійснюється таким чином, щоб у будь-якій точці на земній поверхні або навколо земної поверхні приймач міг приймати радіосигнали як мінімум від чотирьох супутників. Це забезпечує точне вимірювання трьох координат користувача в часі та корекцію годинника приймача.

3.1.4. Джерела помилок

На точність визначення координат суттєво впливають помилки, що виникають при виконанні процедури вимірювань. До цих помилок слід віднести таке.

1. *Неточне визначення часу.* При всій точності часових еталонів штучних супутників Землі (ШСЗ) існує деяка похибка шкали часу апаратури супутника. Вона призводить до виникнення систематичної помилки у визначенні координат близько 0,6 м.

2. *Помилки обчислення орбіт* з'являються унаслідок неточностей прогнозу і розрахунку ефемерид супутників, що виконуються в апаратурі приймача. Ця похибка також носить систематичний характер і призводить до помилки у вимірюванні координат близько 0,6 м.

3. *Інструментальна помилка приймача* зумовлена, насамперед, наявністю шумів у електронному тракті приймача. Відношенням сигнал/шум приймача визначається точність процедури порівняння прийнятого від ШСЗ і опорного сигналів, тобто похибка обчислення псевдодальності. Наявністю даної похибки зумовлюється виникнення координатної помилки до 1,2 м.

4. *Розповсюдження сигналу в різних напрямках* з'являється у результаті вторинних відображень сигналу супутника від великих завад, що розташовані у безпосередній близькості від приймача. При цьому виникає явище інтерференції, і вимірювана відстань виявляється більше дійсної. Аналітично дану похибку оцінити досить важко, а найкращим способом боротьби з нею вважається раціональне розміщення антени приймача відносно завад. У результаті впливу цього фактора помилка визначення псевдодальності може збільшитися на 2,0 м.

5. *Іоносферні затримки сигналу.* Іоносфера – це іонізований атмосферний шар у діапазоні висот 50...500 км, що містить вільні електрони. Наявність цих електронів спричиняє затримку розповсюдження сигналу супутника, величина якої прямо пропорційна концентрації електронів і зворотно пропорційна квадрату частоти радіосигналу. Для компенсації виникаючої при цьому помилки визначення псевдодальності використовується метод двочастотних вимірювань на частотах L1 і L2 (у двох частотних приймачах). Лінійні комбінації двочастотних вимірювань не містять іоносферних похибок першого порядку. Крім того, для часткової компенсації цієї похибки може

бути використана модель корекції, що аналогічно розраховується з використанням інформації, яка міститься в навігаційному повідомленні. При цьому величина залишкової немодельованої іоносферної затримки може спричинити похибку визначення псевдодальності близько 10 м.

6. *Тропосферні затримки сигналу.* Тропосфера – це найнижчий від земної поверхні шар атмосфери (до висоти 8...13 км). Вона також зумовлює затримку розповсюдження радіосигналу від супутника. Величина затримки залежить від метеорологічних параметрів (тиску, температури, вологості), а також від висоти супутника над горизонтом. Компенсація тропосферних затримок відбувається шляхом розрахунку математичної моделі цього шару атмосфери. Необхідні для цього коефіцієнти містяться в повідомленні. Тропосферні затримки спричиняють помилки у вимірюванні псевдодальностей до 1 м.

7. *Геометричне розташування супутників.* При обчисленні сумарної помилки необхідно ще врахувати взаємне розташування користувача і супутників робочого "сузір'я". Для цього вводиться спеціальний коефіцієнт геометричного погіршення точності PDOP (Position Dilution Of Precision), на який необхідно помножити всі зазначені вище помилки, щоб отримати сумарну помилку. Величина коефіцієнта PDOP залежить від взаємного розташування супутників і приймача (рис. 3.7).

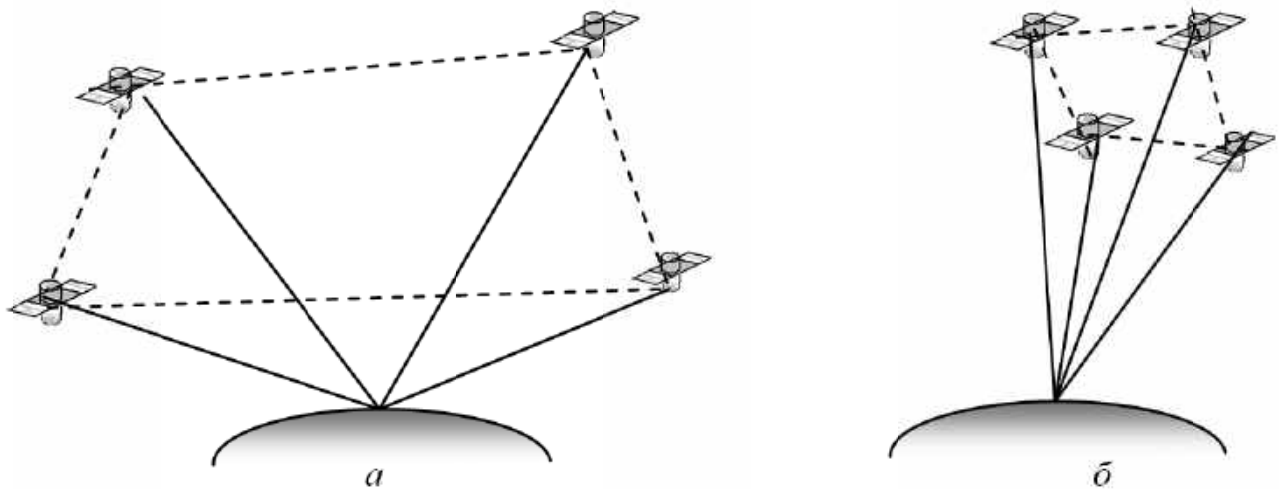


Рис. 3.7. Взаємне розташування супутників ("сузір'я" супутників):
а – вдале розташування; б – невдале розташування

Вона зворотно пропорційна об'єму фігури, що буде утворена, якщо провести одиничні вектори від приймача до супутників. Величина PDOP свідчить про невдале розташування ШСЗ та величину помилки. На рис. 3.7 наведено приклади вдалого (а) і невдалого (б) геометричного положення супутників. Типове середнє значення PDOP коливається від 4 до 6.

3.1.5. Корекція помилок

Деякі джерела помилок, що виникають при роботі GPS, є такими, що важко усуваються. Обчислення припускають, що сигнал розповсюджується з безперервною швидкістю, яка дорівнює швидкості світла. Проте в реальності все набагато складніше. Швидкість світла є константою тільки у вакуумі. Коли сигнал проходить через іоносферу (шар заряджених частинок на висоті 130...290 км) і тропосферу, його швидкість розповсюдження зменшується, що і призводить до виникнення помилок при вимірюванні дальності. У сучасних GPS-приймачах використовують різні алгоритми усунення цих затримок. Іноді виникають похибки, спричинені неправильним ходом атомного годинника і в орбітах супутників, але вони зазвичай є незначними і ретельно відстежуються станціями стеження.

Багатопроренева інтерференція також вносить помилки у визначення місцеположення за допомогою GPS. Це відбувається, коли сигнал відображається від об'єктів, розташованих на земній поверхні, що створює помітну інтерференцію з сигналами, які приходять безпосередньо з супутників. Спеціальна техніка оброблення сигналу і продумана конструкція антен дозволяють звести до мінімуму це джерело помилок.

Раніше існувало ще одне джерело помилок – це Виборчий Доступ (Selective Availability або S/A), тобто штучне зниження точності супутникового сигналу, що вводиться міністерством оборони США. Це призводило до того, що точність отриманих координат за допомогою GPS знижувалася до 100 метрів. Проте 1 травня 2000 року за рішенням президента США "Виборчий Доступ" був відключений. Крім того, S/A можна виключити, застосовуючи техніку диференціальної корекції (рис. 3.8).

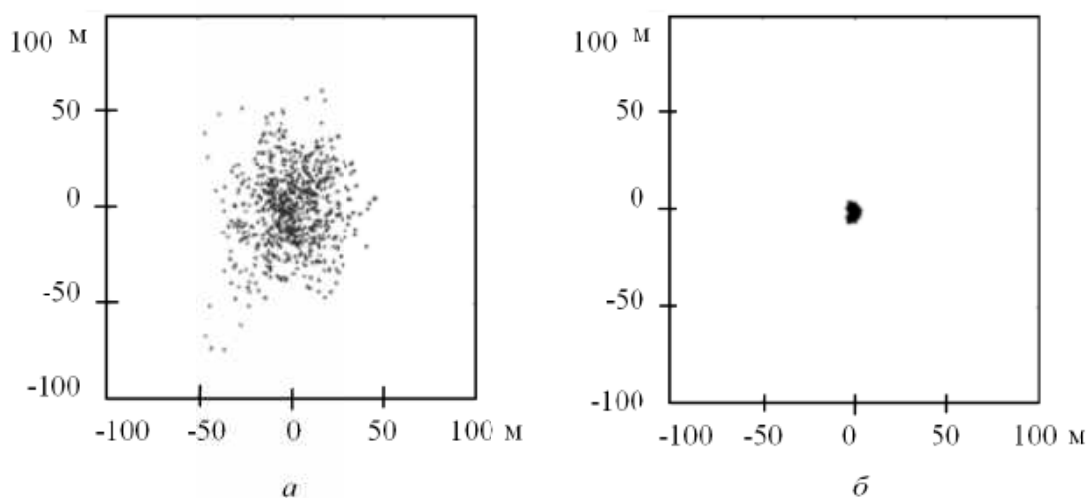


Рис. 3.8. Помилки визначення координат до (а) і після (б) відміни Виборчого Доступу (SA)

На графіках наведені дані за період часу тривалістю 6,5 годин (з 7:30 до 14:00 UTC), отримані на одній з "Безперервно Діючих Базових Станцій" (CORS). На графіках видно, що відповідно до S/A точки з вірогідністю 95 % лежать у радіусі похибок 45 м. Без S/A 95 % точок розташовуються в радіусі чотирьох метрів.

3.2. Основи роботи систем супутникової навігації

3.2.1. Склад систем, загальний принцип роботи

Супутникові радіонавігаційні системи є всепогодними системами космічного базування, які дають змогу в глобальних масштабах визначати місцеположення рухомих об'єктів та їхню швидкість у певний момент часу, а також здійснювати точну координацію часу. Відповідно до концепції ICAO супутникові навігаційні системи найближчим часом стануть єдиним навігаційним засобом в авіації.

Принцип дії систем полягає у тому, що навігаційні супутники випромінюють спеціальні електромагнітні сигнали. Апаратура споживачів, установлена на об'єктах, що розташовані на поверхні Землі або в навколосемному просторі, приймає ці сигнали і після оброблення видає дані про місцеположення та швидкість об'єкта в реальному часі або в заданий момент часу.

Супутникова радіонавігаційна система – це високотехнологічна інформаційна система, що складається з п'яти основних сегментів (рис. 3.9).

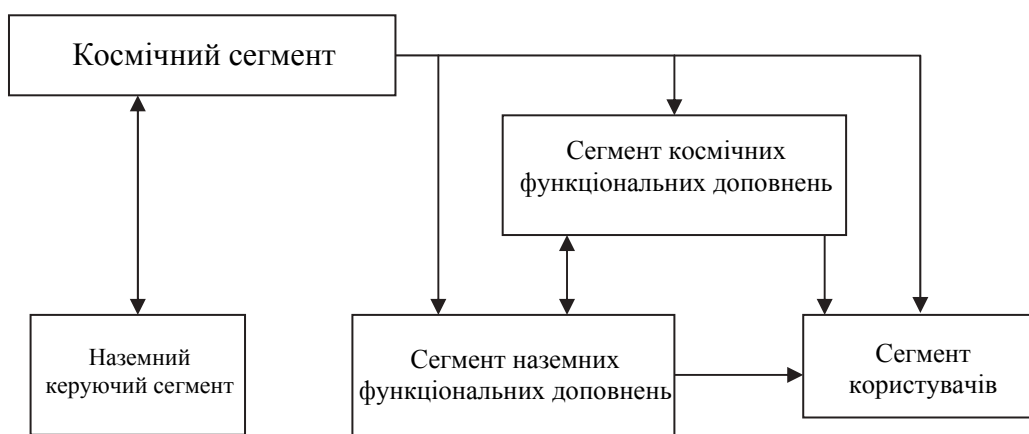


Рис. 3.9. Блок-схема супутникової радіонавігаційної системи

Космічний сегмент є системою навігаційних супутників, що рухаються по еліптичних орбітах навколо Землі. На кожній орбіті перебувають декілька супутників. Навігаційний супутник має на борту стандарт часу та радіоелектронну апаратуру, що випромінює в напрямку Землі шумоподібні

безперервні радіосигнали. Ці сигнали містять інформацію, необхідну для проведення навігаційних визначень за допомогою апаратури користувача. Завдяки достатній кількості навігаційних супутників і спеціальних параметрів радіосигналів апаратура користувача може в будь-який час за будь-яких погодних умов приймати випромінені супутниками сигнали та визначати місцеположення, швидкість і поточний час користувача.

Наземний керуючий сегмент у своєму складі має центр керування космічним сегментом, радіолокаційні й оптичні станції спостереження за навігаційними супутниками та апаратуру контролю за станом навігаційних супутників. Керуючий сегмент визначає, прогнозує й уточнює параметри руху навігаційних супутників, формує й передає в бортову апаратуру супутників відповідну цифрову інформацію, а також виконує ряд контрольних і профілактичних функцій.

Сегменти космічних і наземних функціональних доповнень являють собою апаратно-програмні комплекси, призначені для забезпечення точності навігаційних визначень, а також цілісності, неперервності, доступності й експлуатаційної готовності системи. Призначення та функції цих доповнень розглядаються далі.

Сегмент користувачів потенційно може складатися з необмеженої кількості супутникових навігаційних приймачів, які приймають сигнали навігаційних супутників і виконують розрахунки місцеположення, швидкості й поточного часу з похибками, зумовленими характеристиками супутникової навігаційної системи та апаратури користувача.

У результаті оброблення цих вимірювань у приймачі обчислюються координати (X , Y і H) і точний час. Якщо приймач встановлений на об'єкті, що рухається, і разом з псевдодальностями вимірює доплерівські зсуви частот радіосигналів, то може бути обчислена і швидкість об'єкта. Таким чином, для виконання необхідних навігаційних визначень треба забезпечити постійну видимість з неї, як мінімум, чотирьох супутників. Надмірні вимірювання (більше чотирьох) дозволяють підвищити точність визначення координат і забезпечити безперервність вирішення навігаційних задач.

3.2.2. Системи супутникової навігації ГЛОНАСС і GPS

Космічний сегмент

GPS. NAVSTAR (Navigation System with Time and Ranging) (або Global Positioning System - GPS) - СРНС, створена в США при реалізації проекту COI.

СРНС NAVSTAR складається з 26 супутників (21 основний і 5 запасних), які обертаються на 6 орбітах (рис. 3.10, б). Площини орбіт нахилені під кутом близько 55° до площини екватора і зсунуті між собою на

60° по довготі. Радіуси орбіт – близько 26 тис. км, а період обертання – половина зоряної доби (приблизно 11 г 58 хв). На борту кожного супутника є чотири стандарти частоти (два цезієвих і два рубідієвих – для резервування), сонячні батареї, двигуни корегування орбіт, приймально-передавальна апаратура, комп'ютер.

ГЛОНАСС. У відповідь на створення американцями NAVSTAR радянські військові почали розробляти систему ГЛОНАСС (Глобальна Навігаційна Супутникова Система). У 1982 році були запуснені перші супутники, оснащені апаратурою цієї системи. До штатного ж стану кількість супутників ГЛОНАСС була доведена в 1996 році. Крім військових задач, радянські навігаційні системи використовувалися і в цивільному флоті.

Супутники ГЛОНАСС, що знаходяться на висоті 19100 км, випромінюють навігаційні сигнали в двох діапазонах L1 (1200 МГц) і L2 (1600 МГц). Вони розміщені на трьох орбітах (по вісім супутників на кожній) під кутом 45°. Період обертання супутника навколо Землі дорівнює в середньому 11 г 45 хв. Час експлуатації супутника – 5 років; за цей час параметри його орбіти не повинні відрізнятись від номінальних значень більше ніж на 5 %. Сам супутник є герметичним контейнером діаметром 1,35 м і завдовжки 7,84 м, усередині якого розміщується різного роду апаратура. Живлення всіх систем проводиться від сонячних батарей. Загальна маса супутника – 1415 кг. До складу бортової апаратури входять: бортовий навігаційний передавач, хронізатор (годинник), бортовий управляючий комплекс, система орієнтації і стабілізації та ін. Точність визначення горизонтальних координат становить 50...70 м, вертикальних – 70 м (з точністю 99,7 %). Розташування супутників ГЛОНАСС на орбіті показано на рис. 3.10, а.

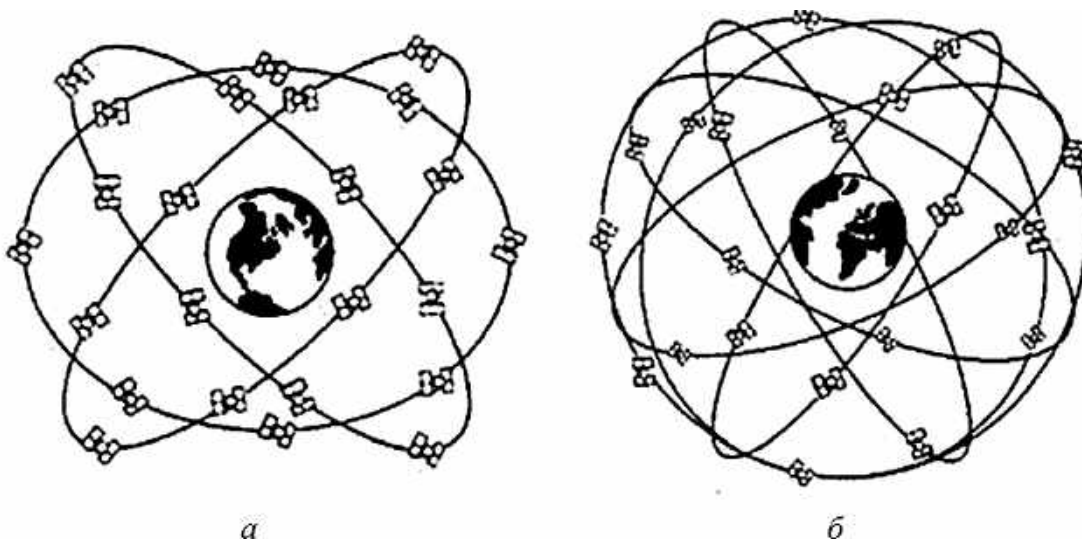


Рис. 3.10. Космічний сегмент систем ГЛОНАСС (а) і GPS (б)

Сегмент контролю

GPS. Сегмент контролю – це станції спостереження, розташовані на Гавайях, атолі Кваджелейн (Kwajalein), островах Вознесіння (Ascension Island), Дієго-Гарсія (Diego Garcia) і в Колорадо-Спрінгс (Colorado Springs). Три наземні антени (на островах Вознесіння, Дієго-Гарсія і атолі Кваджелейн), а також головна контрольна станція, розташована на базі Falcon військово-повітряних сил США в Колорадо (рис. 3.11). Станції спостереження стежать за супутниками, записуючи всю інформацію про їх рух, яка передається на головну командну станцію для корегування орбіт і навігаційної інформації.

ГЛОНАСС. Сегмент наземного комплексу управління (НКУ) системи ГЛОНАСС виконує такі функції:

- ефемеридне і частотно-часове забезпечення;
- моніторинг радіонавігаційного поля;
- моніторинг радіотелеметрії навігаційних космічних апаратів (НКА);
- командне і програмне радіоуправління НКА.

Для синхронізації шкал часу різних супутників з необхідною точністю на борту НКА використовуються цезієві стандарти частоти з відносною нестабільністю порядку 10 — 13. На наземному комплексі управління використовується водневий стандарт з відносною нестабільністю 10 — 14. Крім того, до складу НКУ входять засоби корекції шкал часу супутників щодо еталонної шкали з похибкою 3...5 нс.

Наземний сегмент реалізує ефемеридне забезпечення супутників. Це означає, що на землі визначаються параметри руху супутників і прогнозуються значення цих параметрів на визначений наперед проміжок часу. Параметри і їх прогноз закладаються в навігаційне повідомлення, яке передається супутником разом з навігаційним сигналом. Сюди ж входять частотно-часові поправки бортової шкали часу супутника відносно системного часу. Вимірювання і прогноз параметрів руху НКА проводяться в Балістичному центрі системи за результатами траєкторних вимірювань дальності до супутника і його радіальної швидкості (рис. 3.12).

Сегмент користувача.

Сегмент користувача – це приймачі користувачів, в яких проводяться оброблення даних і розрахунок координат, швидкостей і часу. Апаратура користувачів – найчисельніша. СРНС є беззапросними системами, тому кількість їх споживачів не має значення. Крім основної функції — навігаційних визначень — системи дозволяють проводити високоточну взаємну синхронізацію стандартів частоти і часу на віддалених наземних об'єктах і взаємну геодезичну прив'язку. Крім того, з її допомогою можна проводити визначення орієнтації об'єкта на основі вимірювань, від чотирьох приймачів сигналів навігаційних супутників.

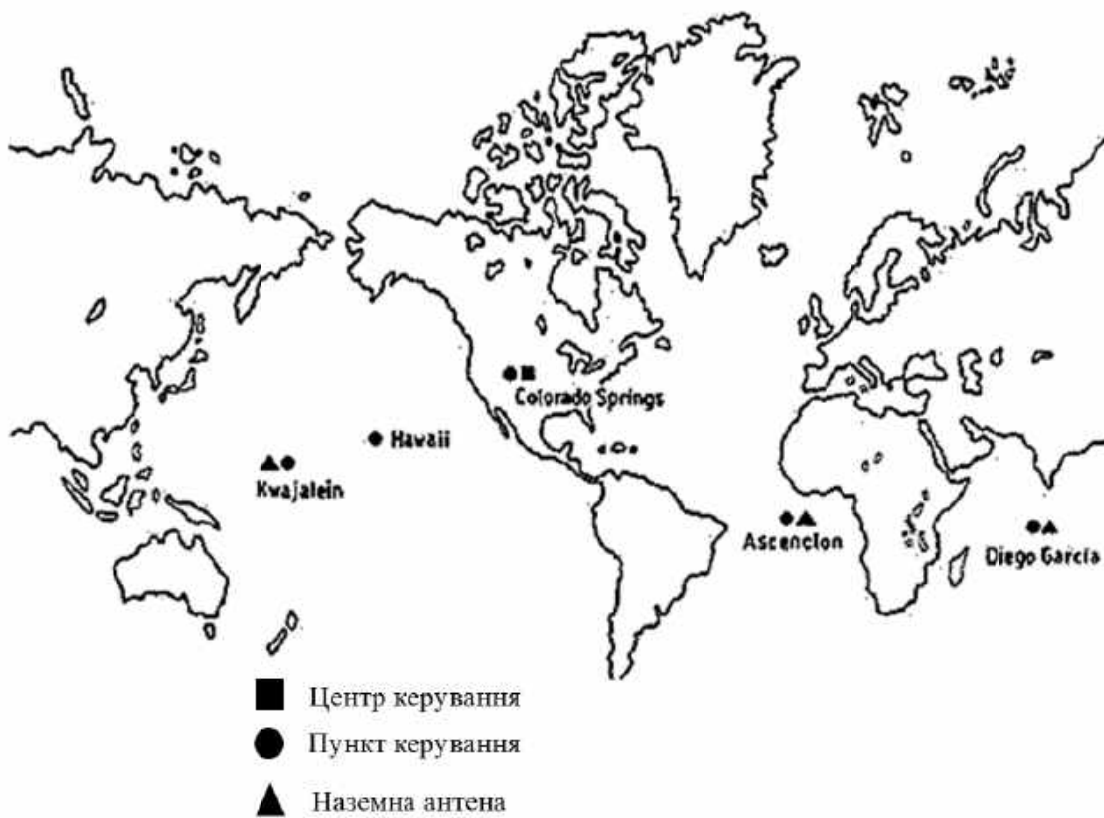


Рис. 3.11. Сегмент наземного комплексу керування системи GPS

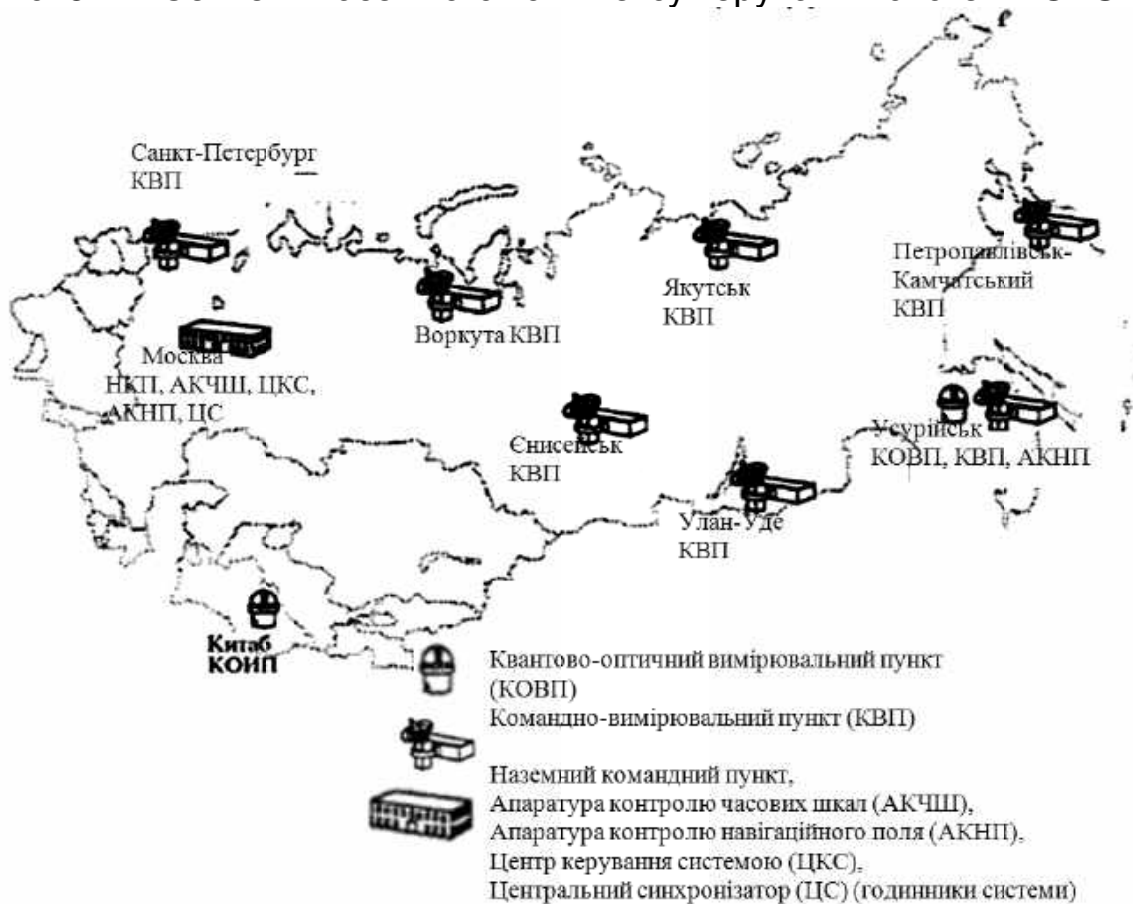


Рис. 3.12. Сегмент наземного комплексу керування системи ГЛОНАСС

Сегмент користувача

Сегмент користувача – це приймачі користувачів, в яких проводиться оброблення даних і розрахунок координат, швидкостей і часу. Апаратура користувачів – найчисельніша. СРНС є беззапросними системами, тому кількість їх споживачів не має значення. Крім основної функції — навігаційних визначень — системи дозволяють проводити високоточну взаємну синхронізацію стандартів частоти і часу на віддалених наземних об'єктах і взаємну геодезичну прив'язку. Крім того, з її допомогою можна проводити визначення орієнтації об'єкта на основі вимірювань, від чотирьох приймачів сигналів навігаційних супутників.

Структура навігаційних радіосигналів системи GPS

У системі GPS використовується кодове розділення сигналів (CDMA), тому всі супутники випромінюють сигнали з однаковою частотою. Кожний супутник системи GPS випромінює два фазомодульованих сигнали. Частота першого сигналу становить $L1 = 1575,42$ МГц, а другого — $L2 = 1227,6$ МГц. Вибір модулюючої послідовності здійснюється за командою з Землі. Кожний супутник використовує властиві тільки йому далекомірні коди C/A і P(Y), що і дозволяє розділяти супутникові сигнали. У процесі формування точного далекомірного P(Y) коду одночасно формуються мітки часу супутникового сигналу.

Структура навігаційної інформації супутників системи GPS передбачає розподіл на суперкадри, кадри, підкадри і слова.

Суперкадр утворюється з 25 кадрів і займає 750 с (12,5 хв).

Один кадр передається протягом 30 с і має розмір 1500 біт. Кадр розділений на п'ять підкадрів по 300 біт і передається протягом інтервалу 6 с.

Мітка часу є початком кожного підкадру і відповідає початку/закінченню чергового шестисекундного інтервалу системного часу GPS. Підкадр складається з десяти 30-бітних слів.

У кожному слові шість молодших розрядів є перевірковими бітами. У 1-, 2- і 3-му підкадрах передаються дані про параметри корекції годинника і дані ефемерид КА, з яким встановлений зв'язок. Зміст і структура цих підкадрів залишаються незмінними на всіх сторінках суперкадру. У 4- і 5-му підкадрах міститься інформація про конфігурацію і стан усіх КА системи, альманахи КА, спеціальні повідомлення, параметри, що описують зв'язок часу GPS з UTC, тощо.

Структура навігаційних радіосигналів системи ГЛОНАСС

У системі ГЛОНАСС використовується частотне розділення сигналів (FDMA), випромінюваних кожним супутником, тобто двох фазомодульованих сигналів. Частота першого сигналу лежить у діапазоні $L1 = 1600$ МГц, а частота другого — в діапазоні $L2 = 1250$ МГц.

Для кожного супутника робочі частоти сигналів у діапазоні L1 і L2 є когерентними і формуються від одного еталона частоти.

Номінальне значення частоти бортового генератора, що знаходиться на поверхні Землі, дорівнює 5,0 МГц. У діапазоні L1 кожний супутник системи ГЛОНАСС випромінює дві несучі на одній і тій же частоті, зсунуті одна відносно одної за фазою на 90° .

Сигнал у діапазоні L1 (аналогічний C/A-коду в GPS) є доступним для всіх споживачів у зоні видимості КА. Сигнал у діапазоні L2 призначений для військових потреб, і його структура не розкривається.

Навігаційне повідомлення формується у вигляді рядків, які безперервно надходять, кожний тривалістю 2 с. У першій частині рядка (інтервал 1,7 с) передаються навігаційні дані, а в другій (0,3 с) — мітка часу. Вона є укороченою псевдовипадковою послідовністю, що складається із 30 символів з тактовою частотою 100 біт/с.

Навігаційні повідомлення супутників системи ГЛОНАСС є необхідними для навігаційних визначень і планування сеансів зв'язку з супутниками. За своїм змістом навігаційні повідомлення діляться на оперативну і неоперативну інформацію.

Оперативна інформація відноситься до супутника, з сигналу якого вона була отримана. До оперативної інформації належать:

- оцифрування міток часу;
- зсув шкали часу супутника відносно шкали системи;
- відносна відмінність несучої частоти супутника від номінального значення;
- ефемеридна інформація.

Час прив'язки ефемеридної інформації і частотно-часові поправки, що мають півгодинну кратність від початку доби, дозволяють точно визначати географічні координати і швидкість руху супутника.

Неоперативна інформація містить таке:

- дані про стан усіх супутників системи;
- зсув шкали часу супутника відносно шкали системи;
- параметри орбіт усіх супутників системи;
- поправку до шкали часу системи ГЛОНАСС.

Вибір оптимального “сузір'я” КА і прогнозу доплерівського зсуву несучої частоти забезпечується за рахунок аналізу альманаха системи.

Навігаційні повідомлення супутників системи ГЛОНАСС структуровані у вигляді суперкадрів тривалістю 2,5 хв.

Суперкадр складається з п'яти кадрів тривалістю 30 с.

Кожний кадр містить 15 рядків тривалістю 2 с. Останні 0,3 с рядка тривалістю 2 с займає мітка часу. Решта частини рядка містить 85 символів цифрової інформації, які передаються з частотою 50 Гц.

У складі кожного кадру передаються повний об'єм оперативної інформації і частина альманаху системи. Повний альманах міститься в

усьому суперкадрі. При цьому інформація суперкадру, що міститься в рядках 1– 4, належить тому супутнику, з якого вона надходить (оперативна частина), і не змінюється в межах суперкадру.

Диференціальний режим

Супутникові навігаційні системи дозволяють споживачу отримати координати з точністю порядку 10...15 м. Проте для багатьох задач, особливо для навігації в населених пунктах, потрібна велика точність. Один з основних методів підвищення точності визначення місцезнаходження об'єкта оснований на застосуванні відомого в радіонавігації принципу диференціальних навігаційних вимірювань.

Диференціальний режим DGPS (Differential GPS) дозволяє встановити координати з точністю до 3 м у динамічній навігаційній обстановці і до 1 м – у стаціонарних умовах. Диференціальний режим реалізується за допомогою контрольного GPS-приймача, який називається опорною станцією. Вона розташовується в пункті з відомими координатами, в тому ж районі, де і основний GPS-приймач. Порівнюючи відомі координати (отримані в результаті прецизійної геодезичної зйомки) з вимірними, опорна станція обчислює поправки, які передаються споживачам по радіоканалу в наперед оговореному форматі.

Результати, отримані за допомогою диференціального методу, значною мірою залежать від відстані між об'єктом і опорною станцією. Застосування цього методу найбільш ефективно, коли переважаючими є систематичні помилки, зумовлені зовнішніми (відносно приймача) причинами. За експериментальними даними опорну станцію рекомендується розташовувати не далі 500 км від об'єкта. Зараз існує безліч широкозонних, регіональних і локальних диференціальних систем.

Як широкозонні варто відзначити такі системи, як американська WAAS, європейська EGNOS і японська MSAS (рис. 3.13). Ці системи використовують геостационарні супутники для передачі поправок усім споживачам, що знаходяться в зоні їх покриття.

Регіональні системи призначені для навігаційного забезпечення окремих ділянок земної поверхні. Зазвичай, регіональні системи використовують у великих містах, на транспортних магістралях і судноплавних річках, у портах і прибережних зонах морів і океанів. Діаметр робочої зони регіональної системи зазвичай становить від 500 до 2000 км. Вона може мати в своєму складі одну або декілька опорних станцій. Локальні системи мають максимальний радіус дії від 50 до 220 км. Вони містять звичайно одну базову станцію. За способом застосування локальні системи розділяють на морські, авіаційні і геодезичні.

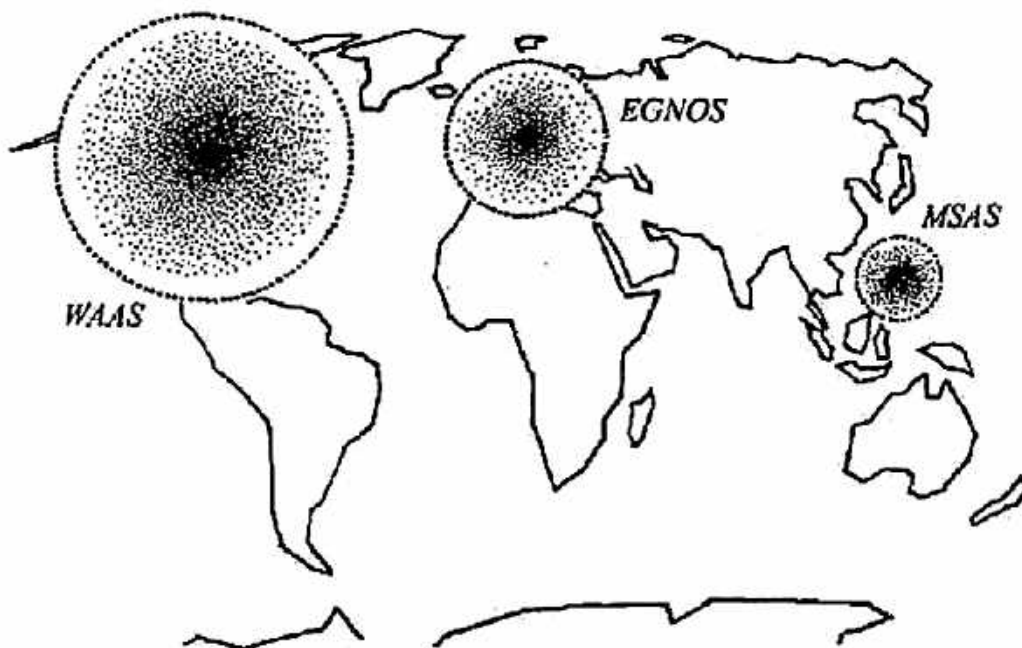


Рис. 3.13. Зони дії та обслуговування систем типу SBAS

Приймачі супутникових навігаційних систем

На сьогоднішній день виділяють такі типи GPS-приймачів: стаціонарні, портативні, мобільні (індивідуальні).

Стаціонарні прилади, призначені для установлення на літальних апаратах або морських судах, є досить складними пристроями, які крім основної навігаційної функції мають додаткові можливості, специфічні для даної області (наприклад, оснащені альтиметром, барометром і системою пізнання радіомаяків у разі авіаційного застосування або ехолотом для водної навігації). Такі пристрої дуже дорогі; їх вартість — від 16 000 ум. од. У нашій країні можна знайти прилади цього класу від Garmin – GNS 420/430, GNS 5xx та ін.

Портативні авіанавігатори (Garmin GPS III Pilot, GPSMAP 295) мають меншу кількість спеціальних функцій і є практично універсальними. Ці моделі здатні працювати у трьох режимах: авіаційному, наземному і водному. Такий пристрій може бути встановлений на літальному апараті, на катері або автомобілі і коштує 1500...2000 ум.од.

Окремим класом є портативні пристрої, призначені для морської і автомобільної навігації. Вони практично ідентичні і можуть використовуватися і на воді, і на суші залежно від карти, яка знаходиться в пам'яті пристрою. Габарити цих приймачів цілком дозволяють носити їх у кишені (до комплексу зазвичай входить і кріплення для приладової панелі). Вартість такого пристрою (Eagle CUDA 240, M68C S/Map, FishElite 480,

SeaCharter 480 DF і ін.) — 160...1500 ум. од. залежно від оснащення і можливостей.

Існує також безліч різноманітних моделей “індивідуальних GPS-приймачів”. Пристрій розміром з мобільний телефон, здатний повністю замінити компас і карту у поїздки, вартість його 100...250 ум. од. Одним із перспективних напрямів супутникової навігації стала інтеграція приймачів і мобільних пристроїв (телефонів (Benefon), ESC, Benefon Track, Garmin Navtalk) або годинників (Casio Pathfinder Home) з навігатором GPS.

Дуже популярні останнім часом GPS-приставки (180...200 ум.од) до кишенькових персональних комп'ютерів (КПК) або ноутбуків, при використанні яких у поєднанні зі спеціальним програмним забезпеченням (ПЗ) виходить достатньо могутній навігаційний прилад з широким діапазоном виконуваних задач.

Деякі фірми пропонують готові навігаційні системи, що складаються з КПК та GPS-приймачів.

Ринок GPS-послуг в Україні поки що тільки розвивається, але вже помітні реальні перспективи упровадження GPS у різні сфери життя. Недавно була прийнята Державна програма впровадження глобальної системи координат WGS-84 в Україні.

Більшість приймачів, що використовується у нашій країні, виготовлена за кордоном. Але вітчизняні виробники виготовили новий кишеньковий ПК Vesta-350 від компанії “Версія” із вбудованим GPS-приймачем.

Використання GPS для топоприв'язки аерознімків

Зараз GPS використовується на літаках при аерозйомках для топоприв'язки на місцевості. До системи навігації літака надходить інформація про момент початку експозиції фотокамери.

Шляхом інтерполяції координат літака до і після початку експозиції точніше визначаються координати фотознімка. Приймачі GPS бажано розміщувати поблизу об'єктива фотокамери для зменшення впливу кутового руху літака на точність визначення координат фотознімків. У GPS визначається висота літака над еліпсоїдом обертання Землі. Для визначення висоти літака над місцевістю необхідно використовувати систму геодезичних реперів у районі фотознімків, для яких указується локальна висота над еліпсоїдом обертання. Для поліпшення точності топоприв'язки аерознімків бажано мати в районі аерозйомки приймач нерухомого користувача GPS з відомими заздалегідь координатами. У цьому випадку зменшуються похибки GPS завдяки вимірюванню параметрів розповсюдження радіохвиль в іоносфері і тропосфері.

У багатьох випадках, коли на ділянці аерозйомки відсутні контрольні пункти з відомими координатами, GPS є незамінним засобом для топоприв'язки.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Авиационные приборы и навигационные системы / под ред. О. А. Бабича. – М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1981. – 648 с.
2. Принципи побудови космічних систем отримання геоінформації : навч. посіб. / С. М. Андрєєв, О. С. Бутенко, В. Я. Фролов, С. В. Чорний. – Харків : ХУПС, 2005. – 80 с.
3. Анпилогов, А. А. Авиационные приборы и навигационные системы / А. А. Анпилогов, В. В. Михайлов. – Киев : КВВАИУ, 1979. – Ч. 1. – 278 с.
4. Бабак, В. П. Супутникова радіонавігація / В. П. Бабак, В. В. Конін, В. П. Харченко. – Київ : Техніка, 2004. – 328 с.
5. Бабиц, О. А. Обработка информации в навигационных комплексах / О. А. Бабиц. – М. : Машиностроение, 1991. – 512 с.
6. Белоглазов, И. Н. Основы навигации по геофизическим полям / И. Н. Белоглазов, Г. И. Джанжгава, Г. П. Чигин. – М. : Наука, 1985. – 328 с.
7. Воробьев, Л. М. Воздушная навигация / Л. М. Воробьев – М. : Машиностроение, 1984. – 255 с.
8. Зарубин, А. Н. Навигационные системы летательных аппаратов: материалы лекций / А. Н. Зарубин, А. Е. Зенович. – Харьков : ХИЛ ВВС, 1999. – 216 с.
9. Навігаційні системи та засоби топоприв'язки аерознімків: навч. посіб. / С. М. Андрєєв, В. В. Афанасьєв, В. А. Жилін, С. Ю. Маренич, С. В. Чорний. – Харків : ХУ ПС, 2007. – 179 с.
10. Ільїн, О. Ю. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси / О. Ю. Ільїн, М. К. Філяшкін, Ю. О. Черних. – Київ : КІВПС, 1998. – 264 с.
11. Красовский, А. А. Теоретические основы пилотажно-навигационных комплексов / А. А. Красовский, А. В. Лебедев, В. В. Невструев. – М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1981. – 672 с.
12. Михлин, Б. З. Геомагнитная навигация / Б. З. Михлин, В. П. Селезнев, А. В. Селезнев. – М. : Машиностроение, 1976. – 280 с.
13. Рогожин, В. А. Пилотажно-навигационные комплексы / В. А. Рогожин, Ю. А. Черных. – Киев : КВВАИУ, 1990. – 210 с.
14. Руководство по летной эксплуатации Су-24м. – Ч. 2. – М. : Воениздат, 1975. – 74 с.
15. Полигалов, О. Г. Навігаційні розрахунки для виконання повітряної розвідки / О. Г. Полигалов, Д. О. Полигалов. – Харків : ХІ ВПС, 2004. – 74 с.
16. Соловьев, Ю. А. Системы спутниковой навигации / Ю. А. Соловьев. – М. : ЭКО-ТРЕНДЗ, 2000. – 270 с.
17. Черный, М. А. Воздушная навигация / М. А. Черный, В. И. Кораблин. – М. : Транспорт, 1991. – 432 с.

Навчальне видання

Андрєєв Сергій Михайлович

Жилін Володимир Анатолійович

**НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ АВІАЦІЙНИХ НОСІЇВ
АПАРАТУРИ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ**

Редактор С. П. Гевло

Зв. план, 2019

Підписано до друку 26.06.2019

Формат 60×84 1/16. Папір офс. № 2. Офс. друк

Ум. друк. арк. 4,9. Обл.-вид. арк. 5,5. Наклад 75 пр.

Замовлення 220. Ціна вільна

Видавець і виготовлювач

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

Видавничий центр «ХАІ»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

izdat@khai.edu

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001