

Міністерство освіти і науки України

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри

_____ Світлана ПАВЛОВА
«_____» _____ 2022 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«БАКАЛАВР»**

Тема: «Інерціальна навігаційна система літальних апаратів»

Виконавець: Дацько Роман Валерійович

Керівник: Єгоров Сергій Гаврилович

Нормоконтролер: Левківський В.В.

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок підготовки 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Світлана

ПАВЛОВА

«___» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи бакалавра

Дацько Роман Валерійович

Тема дипломної роботи: «Інерціальна навігаційна система літальних апаратів»
затверджена наказом ректора від 06.09.2022 р., № 2158/ст

2. Термін виконання роботи: з 22.10.2022 р. по 05.02.2022 р.

3. Вихідні дані до роботи:

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: Ілюстративний матеріал в обсязі, що дозволить розкрити суть дипломного проекту.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір матеріалу за темою ДР	16.05-21.05	
2	Проведення огляду літератури	22.05- 26.05	
3	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 1	27.05-01.06	
4	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 2	02.06-05.06	
5	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 3	06.06-08.06	
6	Оформлення пояснювальної записки	09.06-05.06	

7. Дата видачі завдання « ____ » _____ 2022 р.

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

Завдання прийняв до виконання _____ Дацько Роман
(підпис студента) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту: “Інерціальні навігаційні системи ПС”

Ключові слова: навігація, інерціальна навігація, навігаційна система, спутникова навігація, видача інформації автономно.

Об’єкт дослідження: процес контролю роботи інерціальної системи навігації літальних апаратів.

Предмет дослідження: засоби контролю роботи і технічного стану ІНС ЛА.

Мета випускової роботи: дослідження особливостей технічної експлуатації, контролю та діагностування ІНС ЛА.

Методи дослідження: аналіз літературних джерел, метод експертних оцінок, елементи теорії надійності та технічного діагностування.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати під час проходження навчальних дисциплін в університеті і переддипломної практики.

Прогнозні припущення щодо розвитку об’єкта дослідження: подальше вдосконалення ІНС літального апарата, що неминуче призведе до значного підвищення надійності, точності.

УМОВНІ СКОРОЧЕННЯ, ПОЗНАЧЕННЯ.

ВСТУП.

РОЗДІЛ 1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО НАВІГАЦІЮ.

- 1.1. Класифікація методів навігації
- 1.2. Класифікація навігаційних пристроїв і систем
- 1.3. Навігаційні елементи і системи координат
- 1.4. Засоби навігації

РОЗДІЛ 2. ТИПИ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ.

- 2.1. Радіонавігаційні системи
- 2.2. Курсові системи
- 2.3. Навігаційні системи обрахування шляху
- 2.4. Інерціальні навігаційні системи

РОЗДІЛ 3. ОСОБЛИВОСТІ ТЕХНІЧНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ІНЕРЦІАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ СУЧАСНОГО ПС.

- 3.1 Види технічного обслуговування
- 3.2 Алгоритми пошуку та усунення несправностей

ВИСНОВОК

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

УМОВНІ СКОРОЧЕННЯ, ПОЗНАЧЕННЯ.

БІНС – безплатформна інерціальна навігаційна система система

ІНС – інерціальна навігаційна система система

СНС – спутникова навігаційна система

БЦВМ – бортова цифрова вичислювальна машина

ДУС – датчик углової швидкості

ІМ – інерційний вимірювальний модуль

ПК – преобразователь координат

АЦП – аналого-цифровий преобразователь

ОФК – оптимальний фільтр Калмана

МНК – метод найменших квадратів

ВСТУП.

Аеронавігація - наука про методи та засоби водіння літальних апаратів (ЛА) літаків, вертольотів, ракет тощо; сукупність операцій з визначення навігаційних елементів наземними пунктами управління польотами або на борту ЛА і використання їх для водіння ЛА.

Аеронавігація також розв'язує окремі навігаційні завдання — витримування заданих дистанцій і інтервалів часу між ЛА на трасах з інтенсивним повітряним рухом або при виході з траси до аеродрому посадки, попередження зіткнення ЛА в польоті з наземними перешкодами, зближення двох ЛА в польоті (зустріч із літаком-танкером для дозаправки паливом та ін.) тощо.

Принципи аеронавігації беруть початок від виниклої в стародавні часи морської навігації, зокрема, у неї запозичений метод використання магнітного компаса і морехідної астрономії.

«Правила виконання польотів державної авіації України» визначають аеронавігацію (літаководіння, вертольотоводіння) як комплекс дій екіпажу, що спрямовані на досягнення найбільшої точності, надійності та безпеки водіння повітряного судна або групи повітряних суден по заданій траєкторії, а також з метою виведення їх за місцем та часом на задані об'єкти (цілі) і аеродроми посадки.

У розвитку засобів і методів аеронавігації можна виділити такі основні етапи:

- до початку 1920-х - характеризувався застосуванням методу візуального орієнтування;

- 1920-ті – 1940-ті — застосуванням простих засобів інструментальної навігації. Зростання інтенсивності повітряного руху, концентрація руху в

районах розташування наземних радіомаяків привели до необхідності здійснення зональної навігації, основною відмінною рисою якої є можливість польотів будь-якими траєкторіями і перш за все трасами, які не проходять через радіомаяки;

- 1950-ті – 1980-ті — установка на борту ЛА навігаційних обчислювачів, що дозволяють «зберігати» програму польоту і обчислювати сигнали виходу на задану траєкторію. Застосування на борту ЛА навігаційних обчислювачів мало наслідком утворення навігаційних і пілотажно-навігаційних комплексів (ПНК).

Особливість ПНК — поєднання високого рівня автоматизації зі збереженням участі екіпажу у виконанні найвідповідальніших завдань, функцій контролю і управління в аварійних режимах.

Необхідні умови автоматизації — наявність обчислювальних засобів і забезпечення безумовної надійності автоматичних режимів. Взаємодія екіпажу з обладнанням здійснюється за допомогою системи відображення інформації, що розташовується всередині кабіни, системи сигналізації і пультів управління.

Основні напрямки подальшого розвитку ПНК:

- підвищення ступеня автоматизації;
- інтеграція бортового обладнання; застосування супутникових систем;
- мікромініатюризація обладнання.

Навігація - розділ науки про способи проведення морських, повітряних суден і космічних літальних апаратів з однієї точки простору в іншу. Це завдання

вирішується методами і приладами морехідної, повітряної і космічної навігації, які дозволяють визначити місцеположення і орієнтацію рухомого об'єкту щодо прийнятої системи координат, величину і напрям швидкості руху, напрямок і відстань до місця призначення і т.д. До завдань навігації також належить визначення оптимального маршруту руху, під яким розуміється вимога забезпечення максимальної безпеки та економічності виведення об'єкта в задану точку простору в певний момент часу з встановленою точністю.

Літаководіння - сукупність операцій з управління літаком та іншими

літальними апаратами (ЛА) в польоті. Політ ЛА складається з поступального переміщення центру мас ЛА щодо обраної системи координат (забезпечується засобами повітряної навігації) і руху ЛА навколо його центру мас (здійснюється пілотуванням ЛА).

Актуальність теми

Мета випускової роботи: дослідження особливостей технічної експлуатації, контролю та діагностування ІНС ЛА.

Об'єкт дослідження: процес контролю роботи інерціальній системі навігації літальних апаратів.

Предмет дослідження: засоби контролю роботи і технічного стану ІНС ЛА.

Методи дослідження: аналіз літературних джерел, метод експертних оцінок, елементи теорії надійності та технічного діагностування.

РОЗДІЛ 1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО НАВІГАЦІЮ.

1.1. Класифікація методів навігації

Метод навігації являє сукупність взаємопов'язаних вимірювань навігаційних елементів і обчислювальних операцій, що дозволяє отримати інформацію про фактичний режим польоту.

Зміст кожного методу навігації зводиться до отримання поверхонь положення, спільне використання яких дозволяє визначити місце розташування ЛА. Для вирішення навігаційної задачі необхідно знати не менше трьох поверхонь положення.

Якщо один метод навігації не дає таке число поверхонь положення, то вдаються до інших методів, що поповнюють цей недолік.

Методи навігації класифікують за рядом ознак, найбільш істотними є:

1. Спосіб визначення координат місцезнаходження;
2. Природа вимірюваних фізичних величин.

Відповідно до першої ознаки класифікації методи навігації підрозділяються на три групи: методи числення шляху; позиційні методи; оглядово-порівняльні методи.

Методи числення шляху засновані на визначенні складових вектора прискорення або швидкості руху літального апарату в системі координат, прив'язаній до земної поверхні, та інтегруванні цих складових за часом (прискорення інтегрується двічі) для отримання координат місцезнаходження. До цієї групи належать методи повітряного, радіолокаційного, доплеровського і інерціального числення шляху.

Позиційні методи навігації засновані на вимірюванні фізичних величин (навігаційних параметрів), для яких відома просторова залежність.

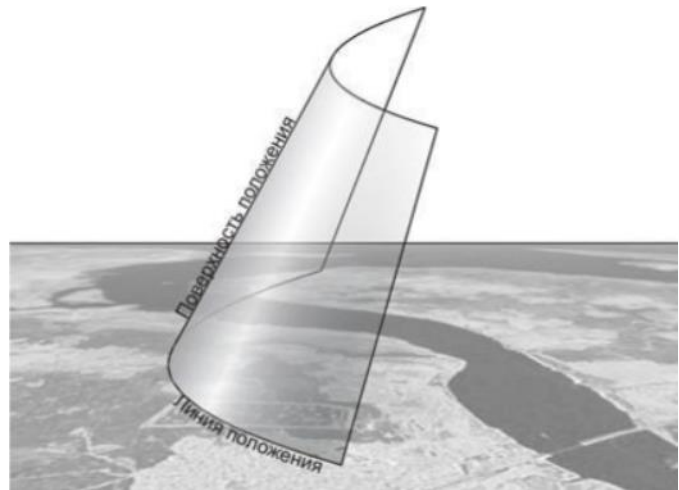
У цьому випадку один вимір дозволяє визначити поверхню положення (ПП), у всіх точках якої навігаційний параметр постійний і дорівнює вимірюваному значенню.

В одній з точок ПП перебуває літальний апарат в момент вимірювання відповідного їй навігаційного параметра. Перетин ПП з поверхнею земного

геоїда дає лінію положення (ЛП) - лінію на земній поверхні, що є геометричним місцем точок проекції можливого місця розташування літального апарату на поверхні Землі.

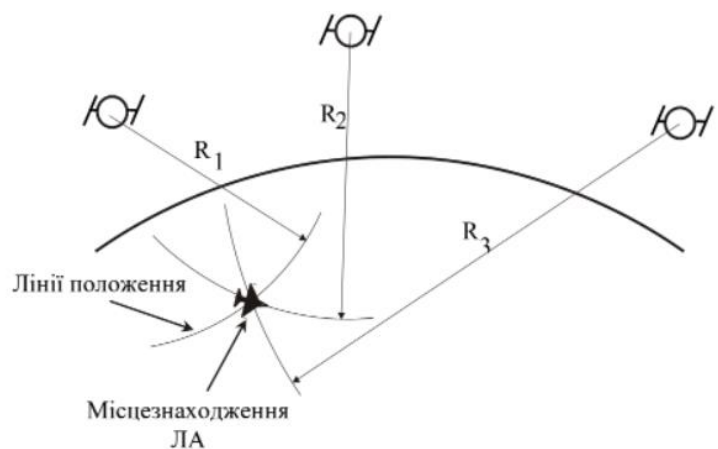
Можуть бути три типи ліній положення:

- ізолінії геометричного параметра (радіонавігаційного та астронавігаційних),
- ізолінії фізичного параметра (ізодінами магнітного поля, ізобари поля тиску, ізолінії поля сили тяжіння),
- топографічної лінії.



Місцезнаходження літального апарату визначається як точка перетину двох або більше ліній положення, чи трьох або більше поверхонь положення:

Дану групу складають: радіотехнічні, астрономічні, супутникові, а також ізодінамний, ізобаричний й інші методи навігації.



Оглядово-порівняльні методи засновані на визначенні місця розташування літального апарату шляхом порівняння параметрів будь-якого фізичного поля, закладених в пам'ять ЕОМ, з вимірними значеннями параметрів цього поля.

Можуть використовуватися поле рельєфу, магнітне поле, гравітаційне поле, поле тиску, поле оптичного контрасту, поле радіолокаційного контрасту, поле інфрачервоного контрасту.

Третю групу складають методи порівняння інфрачервоного або радіолокаційного зображення поверхні Землі з географічними картами.

1.2. Класифікація навігаційних пристроїв і систем

Навігаційний пристрій (НП) – це навігаційний засіб, що базується на певному фізичному принципі дії і призначений для визначення однієї чи кількох навігаційних величин.

Навігаційна система (НС) – це сукупність кількох НП, побудованих на спільному фізичному принципі дії, що взаємодіють між собою і служать для визначення однієї чи кількох навігаційних величин.

Комплексна навігаційна система (КНС) – це сукупність навігаційних пристроїв, що базуються на різних фізичних принципах дії і використовуються для вирішення різних навігаційних задач.

Навігаційні пристрої та системи можна класифікувати за певними ознаками:

1. Залежно від галузі використання навігаційні пристрої поділяють на пристрої повітряної, морської, сухопутної та космічної навігації.

2. За призначенням НП і НС класифікуються на вимірювачі:

- координат місцезнаходження;
- швидкості і прискорень руху центру мас ЛА;
- кутових координат (кутів, кутових швидкостей і прискорень) ЛА щодо його центру мас;
- координат наземних орієнтирів щодо об'єкта;
- відносних координат повітряних і астрономічних об'єктів (літаків, космічних ЛА і небесних тіл).

3. відносних координат повітряних і астрономічних об'єктів (літаків, космічних ЛА і небесних тіл).

- одно-, дво-, трикомпонентні навігаційні вимірювачі, що визначають відповідну кількість складових або компонентів будь-якого навігаційного параметра;
- НС, що визначають кілька навігаційних параметрів за допомогою різних

методів вимірювань.

4. Залежно від режимів повітряної навігації можлива наступна класифікація НП і НС:

- пристрої дальньої навігації;
- пристрої ближньої навігації;
- злітно-посадочні НП;
- НП і НС виявлення і супроводження ЛА.

5. За ступенем автономності НП можуть бути автономними, обмежено автономними, неавтономними і змішаними. Ступінь автономності НП і НС визначається відносним об'ємом використовуваної зовнішньої інформації; чим менше використовується зовнішня інформація, тим більш автономні НП і НС.

6. Залежно від використовуваних методів навігації НП і НС поділяються на:

- системи числення шляху;
- позиційні НУ і НС;
- оглядово-порівняльні НП і НС;
- комбіновані, що використовують одночасно кілька методів навігації.

7. За методами отримання первинної інформації НП і НС поділяються на аерометричні, астрономічні, магнітні, радіотехнічні та ін.

8. Залежно від рівня автоматизації процесів вимірювань НП і НС поділяють на неавтоматичні, напівавтоматичні і автоматичні.

В неавтоматических НП вимір і обробку інформації виконують за участю людини.

В напівавтоматичних НП і НС частина найбільш трудомісткі процеси вимірювання та обробки інформації проводяться автоматично.

В автоматичних НС всі процеси вимірювань і обробки інформації автоматизовані.

У свою чергу, автоматичні НС можуть відрізнятися самонастроюванням, самонавчанням, самоорганізацією та ін.

1.3. Навігаційні елементи і системи координат

Навігаційні елементи – це геометричні величини та їх похідні, які характеризують положення, рух та орієнтацію ЛА у просторі і навколо центру мас.

Просторова крива, по якій пересувається центр мас ПС, називається траєкторією. Проекція траєкторії на земну поверхню називається лінією шляху (маршрутом польоту). Заданій траєкторії польоту відповідає лінія заданого шляху.

Проекція траєкторії на вертикальну площину називається профілем польоту. Місцезнаходженням ЛА називається точка на земній поверхні, над якою знаходиться ЛА.

Висота польоту – це відстань між ЛА та рівнем, прийнятим за початок відліку. В залежності від рівня відліку розрізняють абсолютну, відносну та істинну висоти польоту.

Абсолютна (приведена) висота ($H_{абс}$) вимірюється відносно рівня моря (або відносно рівня тиску 760 мм рт. ст.).

Відносна висота ($H_{відн}$) вимірюється відносно рівня деякої поверхні,

прийнятої за нульову висоту. Такою поверхнею може бути, наприклад, аеродром зльоту чи посадки.

Істинна (дійсна) висота ($H_{іст}$) вимірюється відносно рівня поверхні, над якою пролітає літак. Абсолютна та відносна висоти вимірюються барометричними засобами, а істинна висота вимірюється радіотехнічними засобами авіоніки.

Курсом ЛА називається кут в горизонтальній площині між північним напрямком меридіану, що проходить через центр мас ЛА, і проекцією



його поздовжньої осі. Курс відраховується по годинниковій стрілці від північного напрямку у межах $0...360$.

Істинний курс (ІК) відраховується від північного напрямку географічного (істинного) меридіану Π_i , що проходить через центр мас ЛА.

Магнітний курс (МК) відраховується від північного напрямку магнітного меридіану Π_m , що проходить через центр мас ЛА.

Компасний курс (КК) відраховується від північного напрямку, що вказується магнітним компасом літака Π_k .

Ортодромічний курс (ОК) відраховується від меридіану Π_o в ортодромічній системі координат.

Різниця між істинним (ІК) і магнітним курсом (МК), яка обумовлена незбігом географічного та магнітного полюсів Землі, називається магнітним схиленням ΔM . Різниця між магнітним (МК) і компасним курсом (КК) називається девіацією компасу ΔK .

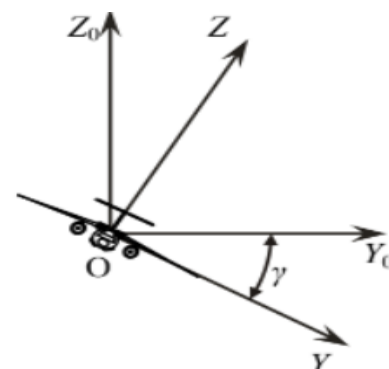
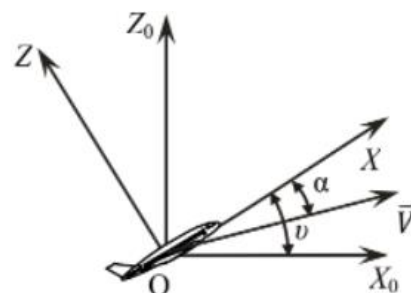
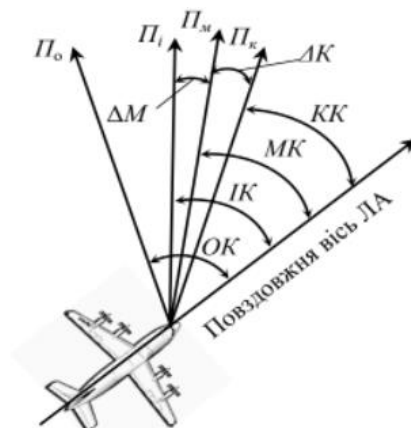
Кутом тангажу називають кут між горизонтальною площиною та поздовжньою віссю літака OX .

Кутом крену називається кут між площиною горизонту і напрямком поперечної осі ЛА OY .

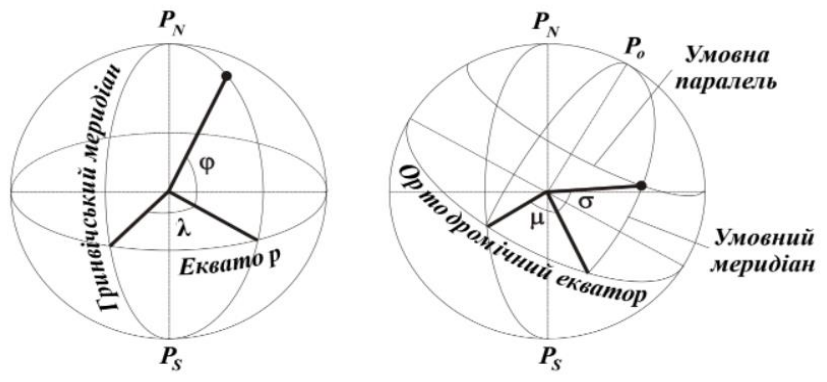
Кутом атаки (α) називають кут між поздовжньою віссю літака OX та вектором повітряної швидкості \vec{v} .

Географічна довгота (λ) визначається двограним кутом між меридіанною площиною початкового (Гринвіцького) меридіана та меридіанною площиною, що проходить через центр мас ЛА.

Географічна широта визначається кутом між екваторіальною площиною та напрямком місцевої вертикалі, що проходить через центр мас ЛА.



В ортодромічній системі координат (тобто системі, де умовний меридіан проходить через поздовжню вісь ЛА) ортодромічна довгота \square визначається двограним кутом між меридіанальною площиною початкового ортодромічного меридіану та меридіанальною площиною, що проходить через центр мас ЛА.



Ортодромічна широта визначається кутом між площиною ортодромічного екватору та напрямком місцевої вертикалі, що проходить через центр мас ЛА.

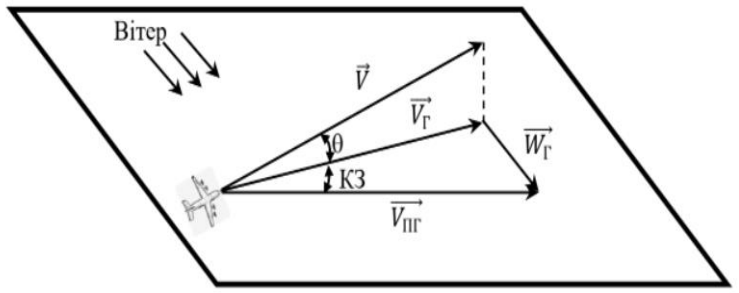
При вирішенні навігаційних завдань необхідно знати швидкість польоту ПС та визначати його кутові координати відносно відомих наземних орієнтирів.

В повітряній навігації розрізняють повітряну і шляхову швидкості.

Повітряною швидкістю (V) (або приладною швидкістю) називають швидкість ЛА відносно повітряного середовища.

Повна швидкість ($V_{П}$) – це швидкість ЛА відносно поверхні землі, вона визначається сумою векторів повітряної швидкості (V) та швидкості вітру (W).

Шляхова швидкість ЛА – це складова вектору повної швидкості в горизонтальній площині. Кут між вектором повітряної швидкості (V) і її проекцією на горизонтальну площину називається кутом нахилу траєкторії, а кут між проекцією вектора повітряної швидкості на горизонтальну площину та вектором шляхової швидкості називається кутом зносу ($KЗ$).



Навігаційні системи координат в залежності від масштабів переміщень системи відліку можуть бути місцевими, глобальними і космічними.

Місцеві системи координат використовуються як систем відліку при порівняно невеликих переміщеннях, коли кривизною Землі можна знехтувати.

За своєю формою вони можуть бути:

- декартові прямокутні координати;

- циліндричні;
- сферичні.

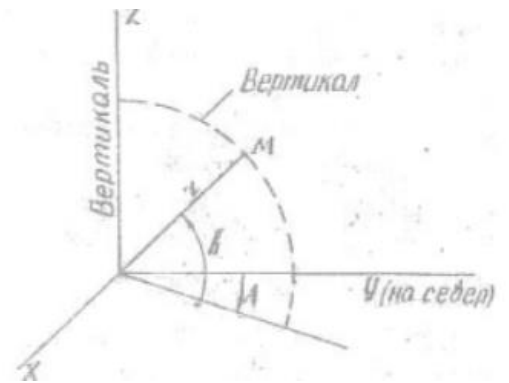
У горизонтальній сферичній СК за основну площину відліку прийнята горизонтальна площина, перпендикулярна до прямовисної лінії (вертикаль).

Положення ЛА (точка М) в цій СК визначається сферичними координатами; висотою h , азимутом A і довжиною радіуса-вектора r .

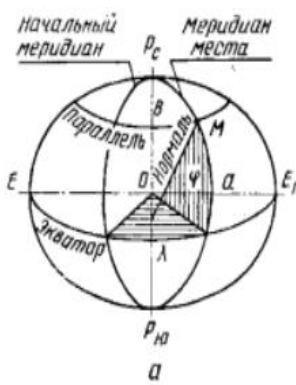
Дана СК зручна для використання при польотах в районі аеродрому.

У горизонтальній циліндричній (полярній) СК положення ЛА визначається в площині горизонту полярним (азимутним) кутом, радіусом- вектором і висотою над поверхнею Землі. Використання цієї СК в навігаційній системі числення шляху дозволяє дуже просто здійснювати управління об'єктом з будь-якої точки простору.

Місцеві СК знаходять широке застосування при численні шляху на невеликі відстані порядку десятків і сотень кілометрів, при управлінні об'єктами в період зльоту або посадки, при визначенні місцезнаходження щодо орієнтирів, цілей і проміжних пунктів маршруту і т.д.



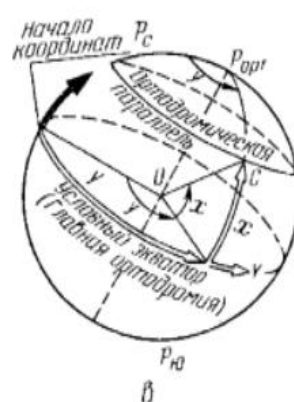
Глобальні системи координат жорстко пов'язані із Землею і використовуються для навігації, що охоплює всю земну поверхню і навколосемний простір. Найбільш поширеними СК є географічна (геодезична), геоцентрична (нормально сферична) і ортодромічна.



а – географічна (геодезична) СК



б – геоцентрична (нормально сферична) СК



в – ортодромічна СК

У географічній СК (а) використовується земний геоїд і за основ

у площину відліку прийнята площина екватора. Географічна (геодезична) широта визначається як кут між площиною екватора і прямовисною лінією (ця

лінія не проходить через центр Землі). Довгота λ визначається як двограний кут між площиною, утвореної грінвічській меридіаном і меридіаном, що проходить через точку М місцезнаходження ЛА.

Геоцентрична СК (б) відрізняється від географічної способом відліку широти. У геоцентричній СК Земля приймається за кулю, а відлік геоцентричної широти σ проводиться між площиною екватора і напрямом радіус-вектора R . Спосіб відліку геоцентричної довготи λ_c такий же як і спосіб відліку географічної довготи.

У ортодромічній СК (в) за основну площину відліку приймають площину великого кола (ортодромії), а форму Землі - сферичною. По суті ця СК за способом визначення місця ЛА аналогічна геоцентричній, але відрізняється тим, що її екватор і вісь полюсів повернені щодо земного екватора на певний кут. Положення ортодромічної системи щодо географічної чи геоцентричної задається двома координатами полюса ортодромії. Місцезнаходження ЛА визначається ортодроміческою широтою, довготою, геоцентричним радіусом-вектором і геоцентричною широтою і довготою полюса ортодромії.

Ортодромічна система координат зручна тим, що вона дозволяє здійснити навігацію від місця старту до фінішу по найкоротшій відстані - ортодромії. Для цього екватор ортодромічної СК треба поєднати з дугою великого кола, що проходить через точки старту і фінішу на земній сфері.

При навігації ряду об'єктів застосовуються циліндричні і прямокутні декартові СК, початок яких поєднаний із центром Землі. Орієнтація їх координатних осей може збігатися з основними географічними напрямками (екватор, вісь полюсів Землі, Грінвічський меридіан) або бути довільною, підпорядкованою завданням навігації. Якщо навігація здійснюється не відносно Землі, а відносно будь-якої іншої планети або небесного тіла, то в цьому випадку зручно застосовувати аналогічні СК, пов'язані з цими небесними тілами.

При використанні астрономічних датчиків навігаційної інформації використовуються астрономічні СК, основними з яких є екваторіальна і горизонтальна системи координат. Вони теж відносяться до сферичних СК.

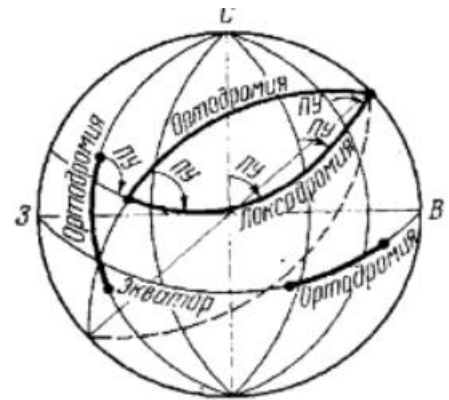
Крім них, існує ідеалізована СК - інерціальна. Вона характеризується поступальним, рівномірним, і прямолінійним рухом щодо зоряного простору.

Поверхня положення (чи позиційна поверхня) - це геометричне місце точок ймовірного місцезнаходження об'єкта відносно Землі, в яких виміряний на борту об'єкта або з поверхні Землі фізичний параметр має постійне значення.

Лінія положення (чи позиційна лінія) виходить в результаті перетину двох позиційних поверхонь або позиційної поверхні і поверхні Землі (сфери, земного еліпсоїда), або позиційної поверхні і поверхні, у всіх своїх точках віддаленої від рівня моря (земного еліпсоїда) на рівні висоти. Ця лінія є геометричним місцем точок ймовірного місцезнаходження об'єкта. Точка перетину трьох позиційних поверхонь або просторової позиційної лінії і поверхні положення визначає собою місцезнаходження об'єкта в просторі. Перетин двох позиційних поверхонь з поверхнею Землі визначає собою точку місцезнаходження об'єкта на поверхні Землі.

Лінією шляху об'єкта називається проекція на земну поверхню траєкторії його руху в просторі. Знаходять застосування головним чином дві лінії шляху - локсодромія і ортодромія.

Локсодромія - лінія на земній сфері, що перетинає меридіани під постійним кутом. Локсодромія має вигляд просторової логарифмічної спіралі, яка при продовженні по сфері наближається до полюса. Цією лінією користувалися і користуються, коли управління траєкторних рухом здійснюється за допомогою магнітного або індукційного компасів.



З появою точних покажчиків ортодромії стали користуватися цією лінією як лінією шляху, що представляє собою найкоротша відстань між двома точками на земній сфері.

Ортодромія - дуга великого кола на земній сфері. Вона перетинає меридіани під різними кутами. У приватних випадках вона може збігатися з меридіаном або екватором.

1.4. Засоби навігації

Загалом процес навігації ПС складається із послідовного виконання навігаційних завдань, основними з яких є:

- зліт ПС;
- набір висоти, вихід на заданий ешелон у вихідний пункт маршруту (ВПМ);
- вихід на лінію заданого шляху;
- політ по маршруту (контроль і виправлення відхилень від лінії заданого шляху, проходження поворотних пунктів маршруту (ППМ));
- прибуття до кінцевого пункту маршруту (КПМ);

- зниження та захід на посадку;
- посадка ПС.

Усі ці завдання вирішуються за допомогою різних технічних засобів навігації, які в залежності від їх фізичних принципів дії, можна розділити на 5 основних груп.

1. Геотехнічні засоби навігації базуються на використанні різних фізичних властивостей Землі та її атмосфери, до яких належать гравітаційні сили, земний магнетизм та магнітне поле, а також рельєф місцевості, зміна тиску з висотою польоту, швидкість повітряних потоків, теплові властивості Землі. До цієї групи належать магнітні та гіромагнітні компаси, магнітометри, гравітометри, барометричні висотоміри, вимірювачі повітряної швидкості, кореляційно-екстремальні навігаційні системи.

2. Інерціальні пристрої та системи навігації базуються на вимірюванні кутових швидкостей та лінійних прискорень, що викликані дією сил негравітаційного походження (тяга двигунів, вплив атмосфери, підйомна та керуючі сили). До цієї групи засобів входять інерціальні навігаційні системи та курсовертикалі.

3. Радіотехнічні системи навігації базуються на використанні фізичних властивостей штучних електромагнітних коливань, які поширюються у просторі. Ця група засобів характеризується високою точністю роботи в будь-яких метеоумовах, в будь-який час доби, року і на різних відстанях.

4. Астрономічні засоби навігації базуються на використанні закономірностей взаємного положення та руху Землі відносно Сонця, Місяця та інших небесних тіл (астрономічні компаси, авіаційні секстанти).

5. Світлотехнічні та інші візуальні засоби навігації наземного забезпечення літаководіння, до яких належать світлові маяки, прожектори, оптоелектронні засоби посадки і т.д.

Аналіз засобів навігації показав:

1. Геотехнічні засоби навігації відносяться до автономних систем, але мають інструментальні та методичні похибки пов'язані з конструкцією датчиків систем (наприклад: магнітна девіація компасів).

2. Перевагами інерціальних засобів навігації є те, що вони являються автономними системами, а до недоліків можна віднести наявність інструментальних та методичних похибок пов'язаних з конструкцією датчиків систем (наприклад дрейф гіроскопів).

3. Радіотехнічні навігаційні системи мають високу точність та працюють в будь-яких погодних умовах, але відносяться в основному до неавтономних

систем тобто потребують наявності інформації зовнішніх джерел.

4. Астрономічні засоби навігації майже не використовуються на сучасних повітряних суднах із-за складнощів отримання та обробки навігаційної інформації.

5. Світлотехнічні засоби навігації працюють на малих відстанях та не дають достатньої інформації для визначення навігаційних параметрів.

РОЗДІЛ 2. ТИПИ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ.

2.1. Радіонавігаційні системи

Радіонавігаційні системи призначені для визначення положення ПК та забезпечення точного дотримання заданої траєкторії польоту з використанням для цього радіотехнічних засобів.

Радіонавігаційні системи можна класифікувати за ступенем автономності на автономні та неавтономні. Для функціонування автономних систем достатньо бортового обладнання.

Більшість автономних радіонавігаційних систем побудовані на основі радіолокаційного принципу. Під час виконання функцій неавтономні радіонавігаційні системи взаємодіють з іншим радіотехнічним обладнанням, розміщеним зовні ПК.

До неавтономних радіонавігаційних систем належать:

- автоматичний радіокомпас;
- обладнання VOR
- далекомір DME;
- системи посадки ILS та MLS;
- супутникова навігаційна система;
- системи попередження зіткнень ПК.

До неавтономних систем належать усі радіомаячні системи. Радіомаяки таких систем можуть розміщуватись на земній поверхні або на борту космічних апаратів.

Наземні радіомаяки призначені для водіння ПК за маршрутом польоту, для виведення на аеродром та посадки ПК. Радіомаяки розміщують на поверхні землі у поворотних пунктах маршрутів та в зоні аеродрому. Сигнали, що випромінюються або ретранслюються радіомаяком, пеленгуються обладнанням, розміщеним на борту ПК. Вимірюючи параметри сигналу, приймач визначає

напрямок на радіомаяк, відстань до нього або величину відхилення від заданого напрямку. Радіомаяки зазвичай використовують для забезпечення польоту ПК на радіомаяк або від радіомаяка. Крім того, за двома рознесеними радіомаяками можна визначити положення ПК.

Розташовані в різних точках радіомаяки працюють на різних частотах, що дозволяє настроювати радіонавігаційну систему на конкретний радіомаяк. Крім того, радіомаяки, як правило, передають азбукою Морзе сигнали власного розпізнавання.

Місцеположення кожного радіомаяка з описом параметрів, його функціонування відмічено на аеронавігаційних картах. Прокладаючи маршрут, пілот так буде траєкторію польоту, щоб вона проходила над радіомаяками. Отримана лінія заданого шляху являє собою ламану лінію, у точках зламу якої розміщуються радіомаяки. Політ розбивається на відрізки, а пілотування зводиться до витримування напрямку на черговий радіомаяк. Для цього на початку кожного відрізка екіпаж налаштовує певне обладнання, що приймає сигнали від радіомаяків на обраний радіомаяк за допомогою пульта керування. На сучасних ПК, обладнаних FMS, пілот перед зльотом програмує траєкторію майбутнього польоту. Під час польоту FMS автоматично вибирає наступний радіомаяк і настроює бортове обладнання на нього. У результаті пілоту завжди вказується напрямок на майбутній радіомаяк відповідно до плану польоту .

До автономних радіонавігаційних систем належать:

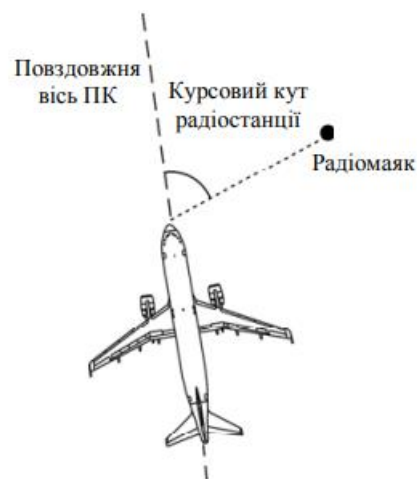
- радіовисотомір;
- доплерівській вимірювач швидкості та кута зсуву;
- метеонавігаційна радіолокаційна станція.

Автоматичний радіокомпас

Автоматичний радіокомпас (Automatic Directional Finder – ADF) призначений для навігації за привідними та широкомовними радіостанціям. Приймач ADF приймає амплітудно-модульовані сигнали від наземних радіопередавальних станцій та визначає напрямок на джерело радіосигналу (рис. 7.1). Зазвичай обладнання ADF розраховане на пеленгування радіосигналів у діапазоні 190 – 1750 кГц. Приймач ADF визначає курсовий кут радіостанції – кут між поздовжньою віссю ПК та напрямком на радіомаяк. Бортове обладнання ADF складається з пульта керування, приймача та антенної системи (додаток, рис. Д16). Антена ADF складається з напрямленої (наприклад, рамкової) та всенаправленої антен, які розташовані разом. Через порівняння сигналів від двох антен напрямлена антена спрямовується на наземну радіостанцію і визначає курсовий кут радіостанції. Через пульт керування пілот виставляє частоту радіомаяка, на яку буде визначений напрямок. У сучасних бортових обчислювальних системах ADF настроюється автоматично з FMS відповідно до заданого плану польоту.

У випадку пеленгування двох радіомаяків ADF можна використовувати для визначення місцеположення ПК. Крім виконання навігаційних функцій, ADF може використовуватись для розпізнавання аеропортів та проміжних точок маршруту через прослуховування позивних сигналів.

Дальність дії ADF залежить від висоти польоту та потужності радіостанції; за потужності 500 Вт дальність становить 200 – 300 км.



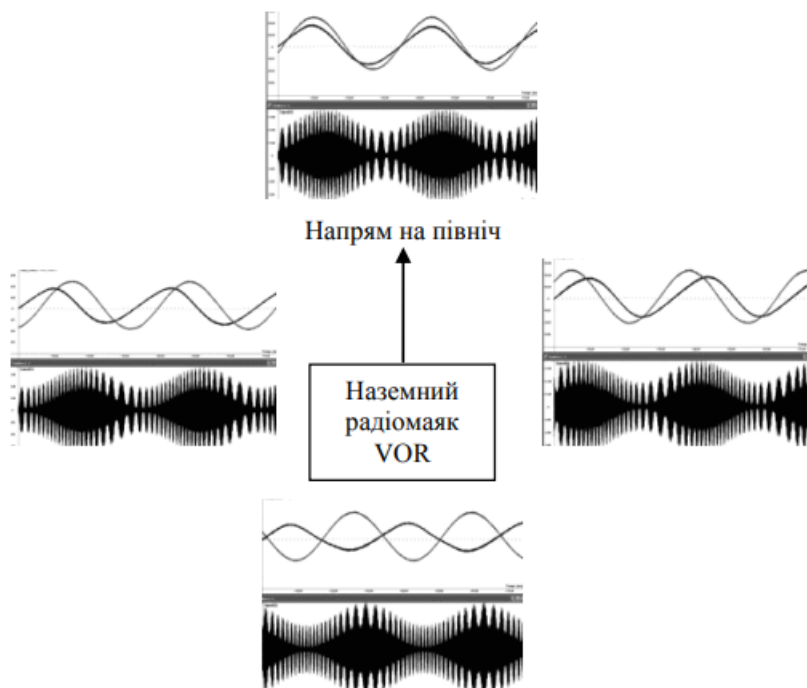
Бортове обладнання VOR

Обладнання VOR (Very high frequency Omnidirectional Range beacon – всенаправлений надвисокочастотний радіомаяк) визначає азимут ПК відносно точки розташування цього радіомаяка. Радіомаяки VOR працюють в діапазоні частот 108–117,975 МГц. У цьому діапазоні виділено 200 каналів (через 50 кГц), 160 з яких відведено VOR, а 40 каналів у діапазоні частот 108–112 МГц (з непарними десятими частками мегагерца) – курсовим радіомаякам посадкової системи ILS.

За допомогою антенної системи радіомаяк формує дві діаграми напрямленості: напрямлену і ненапрямлену. Через ненапрямлену антену випромінюється опорний

сигнал, модульований частотою 30 Гц [26].

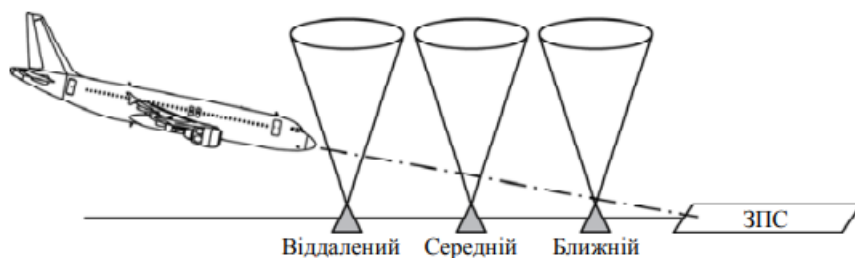
Напрямлена діаграма обертається з частотою 30 обертів за секунду.



На ПК приймаються сигнали, причому сигнал від напрямленої антени виявляється амплітудно-модульованим (максимум сигналу – у разі спрямування антени на ПК). Фаза опорного сигналу поєднується з фазою обвідної амплітудно-модульованого сигналу у випадку, коли азимут дорівнює нулю. Це дозволяє виміряти поточний азимут. Дальність дії радіомаяка залежно від потужності випромінювання становить 50–370 км. Зовнішній вигляд наземного обладнання VOR.

Для впізнання радіомаяків VOR випромінюваний сигнал модулюється кодом Морзе або мовним позивним. Позивні транслюються приймачем VOR в обладнання внутрішнього зв'язку і пілот може контролювати їх через прослуховування.

Приймач VOR приймає також сигнали маркерних радіомаяків. Ці радіомаяки встановлюють поблизу злітно-посадкової смуги (ЗПС) на відстані від 75 м до 4 км від зрізу ЗПС (рис. 7.3). Залежно від цієї відстані маркерні маяки поділяють на ближні, середні та дальні. Маркерні радіомаяки випромінюють сигнал на частоті 75 МГц кодом Морзе. Сигнал випромінюється напрямлено вгору так, що він приймається на ПК тільки в момент прольоту над маяком. Сигнали модулюються низькочастотними коливаннями 400, 1300 або 4000 Гц відповідно біля ближнього, середнього та віддаленого радіомаяків.



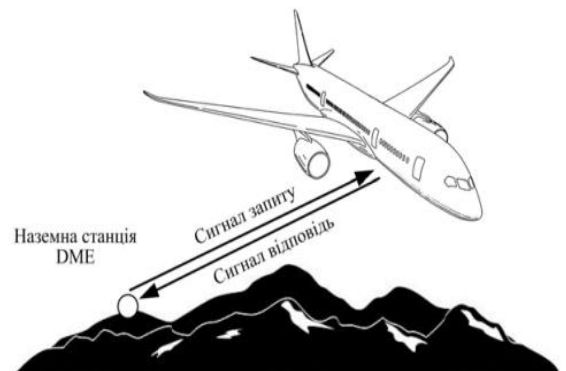
Приймач VOR приймає сигнал маяка і посилає повідомлення про це в систему індикації і, крім того, видає характерний звуковий сигнал. Цей сигнал разом з

повідомленням однозначно вказують пілоту, на якій відстані від ЗПС він перебуває.

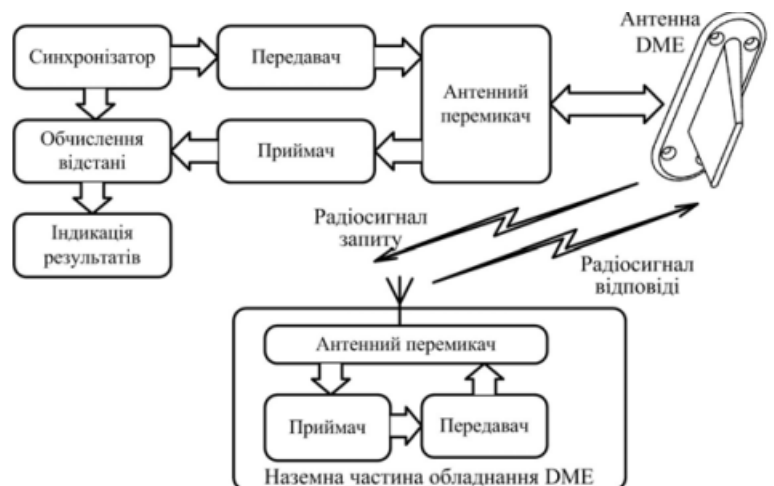
Далекомір DME

Далекомір DME (Distance Measure Equipment – обладнання вимірювання дальності) призначений для точного визначення похилої дальності від ПК до наземної станції. Вимірювання дальності ґрунтується на вимірюванні часу проходження радіосигналу від ПК до наземної частини обладнання і у зворотному напрямку.

Система DME складається з бортового та наземного обладнання. Бортове обладнання DME випромінює сигнали запиту на певній частоті. Приймач наземної станції приймає запитувальні сигнали і через деякий час затримки ініціює сигнал відповіді, який випромінюється через антенну систему передавача на іншій частоті. Сигнал-відповідь приймається бортовим обладнанням DME з фіксацією моменту приймання.



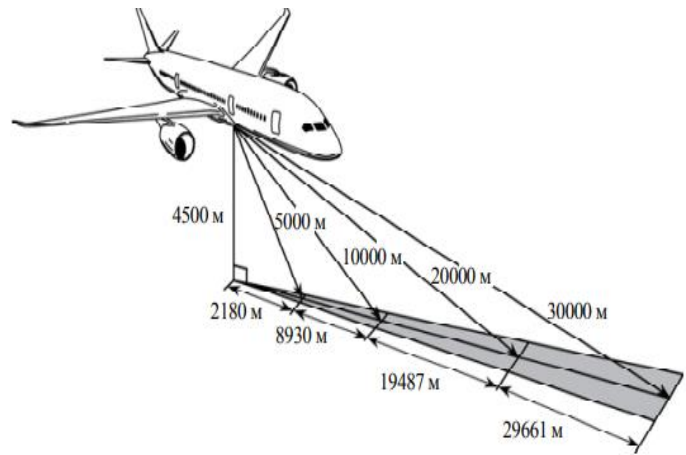
Далекомір DME працює у діапазоні частот 960 – 1215 МГц. Дальність дії залежить від потужності відповідача. Типова дальність на трасах становить 365 км, у районах аеропортів – 95 км. Бортове обладнання DME складається з обчислювального блока, пульта керування та антени.



Стандартно на борту ПК встановлюються два комплекти обладнання; цим досягається резервування і забезпечується надійність роботи. Два незалежні комплекти обладнання DME дозволяють вимірювати відстані до двох різних радіомаяків. За відомими відстанями та з урахуванням відомих координат наземних радіомаяків можна оцінити положення ПК. Діапазон частот DME: 1025–1150 МГц для запитів (розбитий на 126 каналів), 962–1213 МГц для сигналів відповіді (252 канали). Частотний інтервал між каналами запиту і відповіді постійний і становить 63 МГц. Наземне обладнання DME зазвичай розміщують разом з радіомаяками VOR. Таке розміщення дозволяє оцінити на борту ПК їх місцеположення відносно радіомаяка. Крім того, налаштування на роботу з наземною станцією DME відбувається одночасно з налаштуванням обладнання VOR. Відстань, яку вимірює обладнання DME, називається

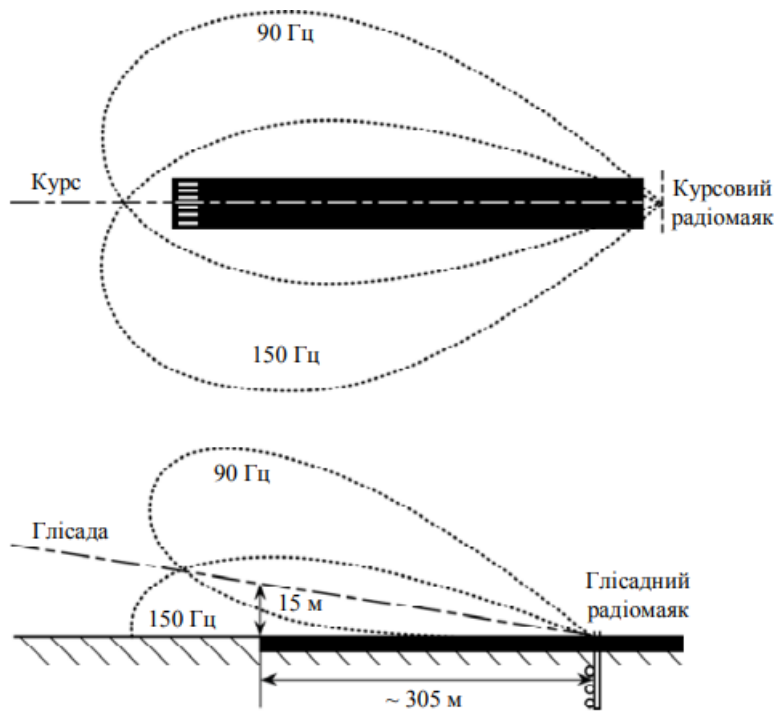
похилою відстанню, оскільки вимірюється пряма відстань між відповідними антенами ПК та наземною станцією. Похила відстань відрізняється від геометричної, оскільки ПК перебуває на певній висоті відносно наземної станції. Оскільки для навігаційних потреб похила відстань не використовується, а необхідною є відстань між ПК та маяком уздовж земної поверхні, то виділяють похибку похилої відстанні DME. Проте похила відстань не є похибкою обладнання за своєю природою.

Чим ближче ПК перебуває до наземної станції і чим вище над нею, тим більша різниця між похилою відстанню та відстанню вздовж земної поверхні.



Система посадки

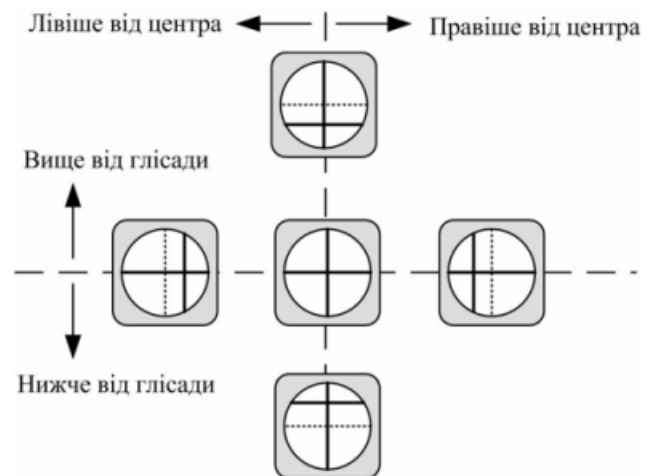
Система посадки ILS (Instrument Landing System – інструментальна система посадки) працює за посадковими радіомаяками метрового діапазону і визначає за ним відхилення ПК від курсу та глісади під час заходу на посадку. Наземне обладнання складається з двох радіомаяків – курсового та глісадного, які встановлюються на аеродромі. Курсовий радіомаяк задає площину посадкового курсу рівносигнальним методом, формуючи в горизонтальній площині дві пересічні діаграми напрямленості. Його розмішують таким чином, щоб задавати площину, яка проходила б по осі ЗПС. Частоту роботи курсового радіомаяка вибирають з діапазону 108,10–111,95 МГц. Випромінювання праворуч від курсу посадки модулюється за амплітудою частотою 150 Гц, зліва – частотою 90 Гц. Бортовий приймач вимірює різницю глибин модуляції (РГМ). У площині курсу ЗПС РГМ дорівнює нулю і збільшується пропорційно відхиленню від курсу посадки. Інформація про величину відхилення надходить у систему індикації; за зображенням на екрані пілот може оцінити, наскільки точно він заходить на посадку і в який бік від ідеального напрямку відхилився – вправо або вліво. Зона дії курсового радіомаяка становить близько 50 км.



Глісадний радіомаяк задає лінію

глісади, яка дозволяє пілоту витримувати потрібний кут зниження. Глісада задається аналогічним методом, для чого діаграма напрямленості глісадного радіомаяка має дві перетинні пелюстки. Нижня пелюстка модулюється частотою 150 Гц, верхня – 90 Гц. Якщо ПК знижується точно за глісадою, вимірювана бортовим приймачем РГМ дорівнює нулю, у разі відхилення від ідеального напрямку РГМ збільшується пропорційно цьому відхиленню, а за знаком РГМ можна визначити, в який бік відхилився ПК (угору чи вниз). Дальність дії глісадного радіомаяка – 18 км. Частота роботи глісадного радіомаяка становить 328,6–335,4 МГц, яку вибирають залежно від частоти встановленого на аеродромі курсового радіомаяка.

Система посадки ILS також забезпечує прослуховування членами екіпажу позивних сигналів наземних радіомаяків. Бортове обладнання ILS складається з декількох приймачів, глісадної та курсової антен. Кожна з антен з'єднана з приймачами окремими входами. Інформація про величину відхилення від лінії глісади відображається на спеціальному індикаторі або за допомогою системи електронної індикації.



Недоліком роботи ILS у метровому діапазоні хвиль є сильний вплив відбитих сигналів і як наслідок – викривлення траєкторії під час наведення ПК на ЗПС. Для послаблення цього фактора застосовують



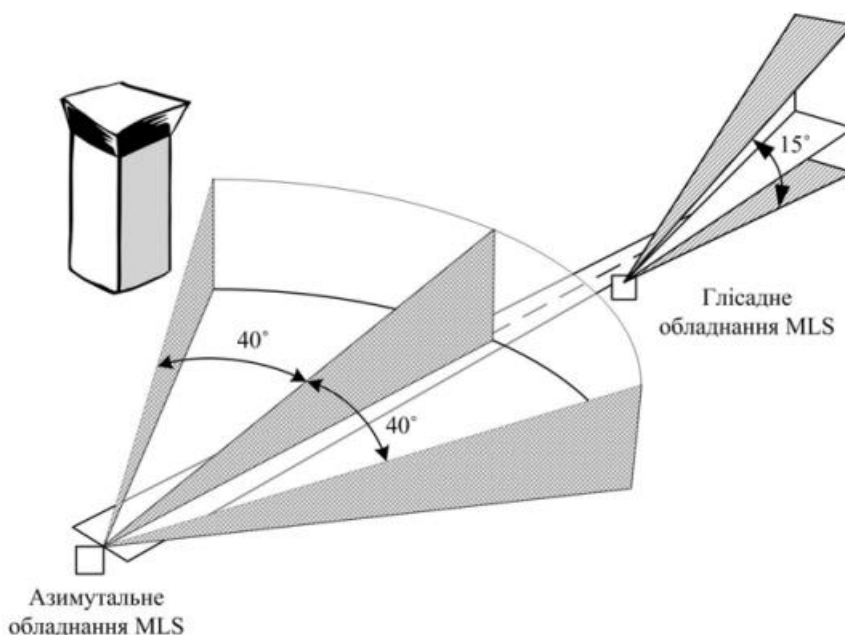
мікрохвильові системи посадки, що працюють у сантиметровому діапазоні хвиль.

Порівняно із системами посадки ILS вони мають такі переваги:

- менше залежать від рельєфу та завад;
- ширші кутові розміри зони дії,
- вища точність визначення положення.

Мікрохвильова система посадки (Microwave Landing System – MLS) [12] виконує ту ж функцію, що й система посадки ILS: приймає сигнали двох розташованих на аеродромі радіомаяків MLS, один з яких задає траєкторію наближення до ЗПС за кутом місця, а другий – за азимутом. Діаграма напрямленості азимутального радіомаяка має ножеподібну форму (рис. 7.10) і за час вимірювання здійснює два рухи вліво-вправо в межах сектора від мінус 62° до $+62^\circ$. Через антену випромінюються незатухаючі коливання. Завдяки швидкому руху на борту ПК приймаються два імпульсні сигнали. Загальна тривалість між ними пропорційна азимуту ПК. Аналогічні рухи вгору-вниз від необхідного напрямку здійснює діаграма напрямленості глісадного радіомаяка. Зона дії MLS за азимутом становить $\pm 40^\circ$, за кутом місця – $0,9^\circ$ – 20° , дальність дії – 37 км.

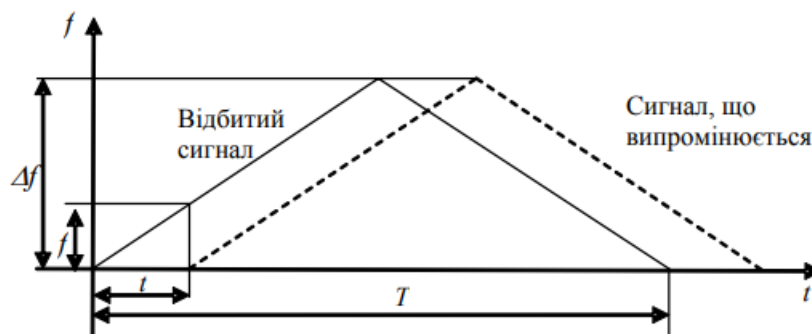
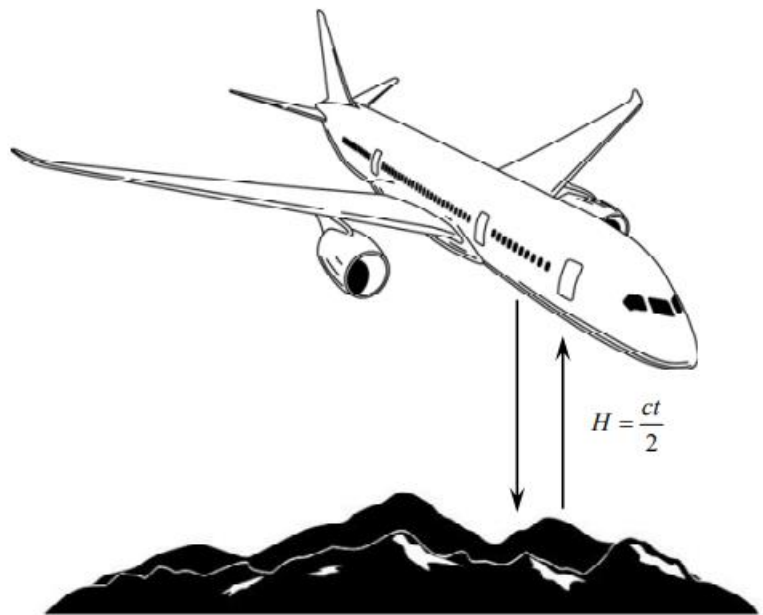
Діапазон частот, виділений для кутомірних вимірювань, становить 5031,0–5090,7 МГц, для далекомірних вимірювань – 1000 МГц. На сучасних ПК встановлюються багатофункціональні приймачі, здатні приймати сигнали декількох типів радіомаяків, наприклад, ILS, MLS та VOR.



Радіовисотомір

Висота польоту ПК є одним з найважливіших параметрів повітряного руху, дотримання запланованої траєкторії руху у вертикальній площині безпосередньо впливає на безпеку авіаперевезень. Особливо важливими є відомості про точне значення абсолютної висоти на етапі зльоту та посадки ПК. Радіовисотомір (Radio Altimeter – RAL) призначений для вимірювання значення вертикальної відстані від ПК до земної поверхні. Виміряне значення абсолютної висоти польоту відображається пілоту через відповідний індикатор або через систему електронної індикації.

Більшого поширення набули частотні радіовисотоміри, які вимірюють час проходження радіосигналу. Із ПК випромінюється сигнал, частота якого лінійно змінюється в діапазоні 4200 – 4400 МГц. Через деякий час, після перевідбивання від земної поверхні, радіосигнал приймається приймачем RAL. Після оброблення прийнятого сигналу вимірюється його частота, значення якої порівнюється з частотою сигналу, що випромінюється передавачем у певний момент часу.



Система попередження зіткнень літаків у повітрі

Системи попередження небезпечних зближень літаків у повітрі (Traffic Collision Avoidance System – TCAS) призначені для допомоги пілоту ПК у запобіганні зіткненням у повітряному просторі.

Виділяють чотири типи систем TCAS:

- TCAS I. Повідомляє пілота ПК про повітряний рух навколо (TA). Система TCAS I являє собою систему дистанційного спостереження, що періодично випромінює сигнали запиту, які приймаються іншими ПК. Літакові відповідачі режиму «S» оброблюють прийнятий сигнал та надсилають сигнал-відповідь, що містить інформацію про ПК. Ця інформація приймається на борту ПК, оброблюється і відображається на дисплеї пілота. Крім того, оцінюються параметри траєкторії руху та можливість зіткнення, що також відображається відповідними кодованими символами.

Сучасні системи TCAS I орієнтовані на використання концепції ADS-B для інформування пілота про ПК, які перебувають поблизу і можуть становити загрозу зіткнення.

Відповідно до цього бортове обладнання приймає сигнали від літакових відповідачів режиму «1090 ES» та вказує пілоту місцеположення ПК, який надіслав його. TCAS I широко застосовується у системах авіоники легкої авіації. Зокрема є обов'язковою для засобів легкої авіації США (з кількістю пасажирів від 11 до 30). Загалом на засобах легкої авіації застосовують інтегровані системи і зазвичай функцію TCAS I виконує бортовий обчислювальний комплекс. Застосування комбінованої системи, що виконує усі пілотажно-навігаційні функції, дозволяє зменшити вартість, габаритні розміри та масу обладнання.

- TCAS II. Забезпечує огляд навколишнього повітряного простору на випадок виявлення інших ПК з відображенням їх на дисплеї (TA). Крім того, TCAS II оцінює потенційну можливість зіткнення у повітрі з іншими ПК і у випадку наявності такої загрози формує повідомлення (RA) для обох пілотів, що дозволяє розвести ПК у вертикальній площині й уникнути зіткнення.

- TCAS III. Проект TCAS III на додаток до консультативної інформації про повітряний рух (TA) має надавати рекомендації щодо уникнення загрози зіткнення (RA) у вертикальній та горизонтальній площинах.

Уникнення загрози зіткнення у горизонтальній площині тісно пов'язано з точністю визначення місцеперебування конфліктуючих ПК. Застосовувані принципи дистанційного спостереження у побудові систем TCAS не забезпечують потрібної точності визначення відносних кутових координат. Тому уникнення конфлікту виконанням маневру в горизонтальній площині є дуже ризикованим. Оскільки виявилось технічно складно створити та впровадити цей тип TCAS, проект було відхилено.

- TCAS IV. Проект системи TCAS IV передбачає використання GNSS з функціональними доповненнями EGNOS (WAAS) та інерціальної системи навігації для отримання точної інформації про місцеположення ПК [54]. На основі точних координат місцеположення стане можливим генерування

траєкторії маневру для уникнення конфліктної ситуації у горизонтальній та вертикальній площинах.

Проект TCAS IV ґрунтується на використанні концепції ADS-B та цифрових мереж передавання даних для обміну інформації між конфліктуєчими ПК. Одним з можливих варіантів реалізації концепції TCAS IV є створення функції попередження зіткнень ПК у складі обчислювальної системи літаководіння (FMS). Під час польоту АТРСРС ПК, що працює у режимі «1090 ES», випромінює інформацію про своє місцеположення. Бортове обладнання ADS-B приймає ці сигнали і після їх декодування надає інформацію про місцеположення ПК, що перебувають поблизу, до FMS. Надалі FMS відображає мітки прилеглих ПК на дисплеї системи електронної індикації. Крім того, функція попередження зближень полягає у безперервному відстежуванні траєкторії руху ПК та перевірці їх щодо можливості перетину з власною запланованою траєкторією руху. У випадку виявлення такого факту FMS автоматично зв'язується з FMS іншого конфліктного ПК через цифрові лінії передавання даних, такі як VDL, SATCOM чи інші, для порівняння запланованих траєкторій руху. У випадку виявлення перетину запланованих 4D траєкторій руху ПК алгоритми попередження зіткнень коригуються з урахуванням індивідуальних особливостей ПК. Нові траєкторії руху надаються пілотам для ознайомлення та затвердження. Таким чином, досягається раннє попередження та розв'язання можливого конфлікту між ПК. У зв'язку з неготовністю аеронавігаційного забезпечення польотів до вимог TCAS IV ця концепція залишається у проектній формі. Крім того, необхідним є впровадження доступних цифрових каналів обміну даними, глобальне розгортання концепції ADS-B та зменшення похибок системи глобальної супутникової навігації, що потребує значних затрат часу, пов'язаних з розміщенням наземної інфраструктури станцій диференціальних поправок.

- у Європі (TCAS II v.7.1) з 01.01.2005 для ПК з кількістю пасажирів більшою за 11 або з максимальною злітною масою понад 5700 кг;
- – у США (TCAS II v.6.04) з 1994р. із загальною кількістю пасажирів більшою ніж 30;
- ІСАО рекомендує застосовувати систему TCAS II з 01.01.2003 для польотів у глобальному масштабі.

Супутникова навігаційна система

Системи глобальної супутникової навігації (Global Navigation Satellite system – GNSS) забезпечують пілота та інші системи ПК координатною інформацією про місцеперебування ПК та еталонним часом.

GNSS вимірюють координати ПК (широту, довготу, висоту), три складові вектора швидкості ПК та надають обладнанню ПК точний час. Натепер

розгорнуті й використовуються дві потужні GNSS: GPS (США) та ГЛОНАСС (Росія).

Обидві GNSS створювались як військові системи для точного позиціонування об'єктів військового призначення. Послуги GNSS доступні для цивільного використання.

Крім того, передбачається розгортання цивільної Європейської GNSS – GALILEO. Китай теж почав створювати GNSS – BEIDOW.

Загалом GNSS складається з трьох сегментів:

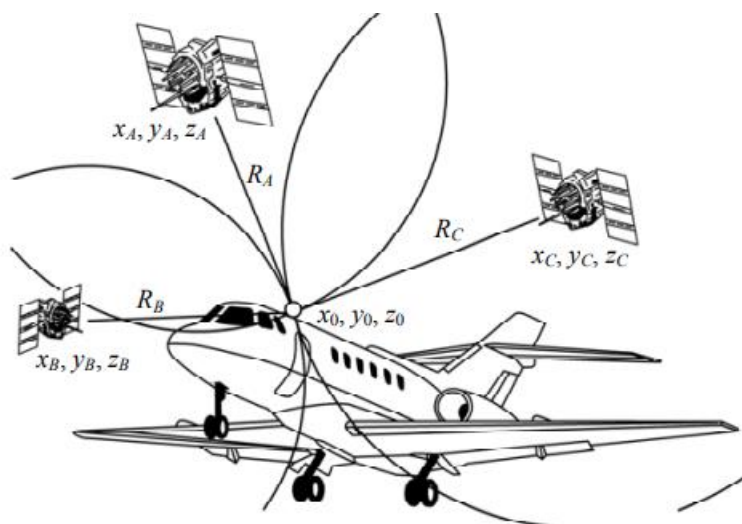
- сегмента космічних апаратів;
- сегмента керування та контролю;
- сегмента користувачів.

Сегмент космічних апаратів складається з певної кількості штучних супутників Землі (ШСЗ). Вони виконують функцію маяків, що випромінюють навігаційні сигнали, за допомогою яких приймач супутникових сигналів визначає місцеположення.

Сегмент керування та контролю складається з наземних станцій, розміщених у різних частинах земної поверхні таким чином, щоб забезпечувати зв'язок з усіма ШСЗ GNSS. Наземні станції контролюють положення та параметри кожного ШСЗ. Для визначення координат користувача необхідна інформація про точне місцеперебування кожного ШСЗ. Наземні станції спостереження за допомогою точного радіолокаційного обладнання визначають положення кожного ШСЗ та через підстанції завантаження інформації передають їх на ШСЗ.

Сегмент користувача складається з необмеженої кількості приймачів супутникових сигналів.

Принцип дії GNSS полягає у далекомірному методі позиціонування. Принцип визначення координат користувача за допомогою GNSS.



2.2. Курсові системи

На сучасних літаках встановлюються централізовані пристрої, що раціонально поєднують гіроскопічні, магнітні, астрономічні та радіотехнічні засоби визначення курсу. Це дозволяє використовувати одні й самі комбіновані показники і підвищує надійність і точність виміру курсу. Такі пристрої одержали назву курсових систем.

Курсова система складається з низки приладів, кількість та тип яких визначаються призначенням літака. До курсової системи, як правило, входять магнітний датчик курсу індукційного типу, гіроскопічний датчик курсу, астрономічний датчик курсу та радіокомпас. За допомогою цих приладів, кожен з яких може використовуватися як автономно, так і в комплексі один з одним, забезпечуються визначення та витримання курсу в будь-яких умовах польоту. Такий комплекс курсових приладів дозволяє визначати на показниках значення істинного, магнітного, умовного (гірополукомпасного) та ортодромічного курсів, відповідних йому кутів радіостанції та кутів розвороту літака, видаючи за необхідності будь-яку з цих величин споживачам.

Основою курсової системи є гіроскопічний датчик курсу - курсовий гіроскоп, періодичне виправлення показань якого здійснюється за допомогою магнітного або астрономічного датчика (коректора) курсу.

Для зменшення похибок при вимірі курсу, що викликаються кренами, курсовий гіроскоп пов'язаний із центральною гіровертикаллю; зменшення помилок у курсі з допомогою прискорень він отримує сигнали від вимикача корекції, та щоб виключити помилку з допомогою обертання Землі, у нього вручну вводиться сигнал, пропорційний географічній широті місцезнаходження літака.

Залежно від завдань і умов польоту курсова система може працювати в одному з трьох режимів:

- гірополукомпаса
- магнітна корекції
- астрономічної корекції

Курсові системи, що не мають астрономічного датчика курсу, працюють в одному з двох режимів - режимі гірополукомпаса або режимі магнітної корекції.

Основним режимом роботи курсової системи є режим гірополукомпаса. Інші режими застосовуються лише для періодичної корекції курсового гіроскопа.

Курсова система КС-6А, структурна схема якої показано на рис. 4.18 складається з наступних основних приладів: індукційного датчика ІД-3, корекційного механізму КМ-4, двох гіроагрегатів ГА-1М, показчика штурмана УШ-1, двох показчиків гіромагнітного та астрономічного курсів УГА-1У, пульта управління ПУ-1, -11 та блоку реле БР-1.

2.3. Навігаційні системи обрахування шляху

Відповідно до класифікації, наведеної у рекомендації МККР, одним з методів визначення місцезнаходження рухомих об'єктів є метод навігаційного числення шляху, званий також методом інерційної навігації.

Цей метод передбачає оснащення транспортного засобу датчиками напрямку (курсу) та пройденого шляху, за показаннями яких визначається місце розташування об'єкта щодо фіксованих реперів, якими можуть бути певні точки на місцевості, напрями на об'єкти тощо.

При побудові диспетчерських систем інформація від бортовий пристрій передається на диспетчерський пункт (або центр управління) через підсистему передачі даних, як яких можуть використовуватися будь-які системи зв'язку

(стільникові, транкінгові, супутникові і т.д.). Існують різні методи визначення напрямку руху та пройденого шляхи.

Як такі прилади найчастіше використовуються датчики прискорення – акселерометри. Поєднання магнітних датчиків напряму з акселерометром (при використанні бортового обчислювального пристрою) іноді називають безплатформним магнітним компасом.

Принцип роботи цього приладу ось у чому. Магнітні датчики вимірюють повний вектор магнітного поля Землі. Однак для обчислення курсу необхідно знати не повний вектор, але тільки його горизонтальну складову. Для цього за допомогою трикомпонентного акселерометра визначається напрям вертикалі в приладовій системі координат, після чого обчислюються величина та напрямок горизонтальної складової магнітного поля Землі стосовно транспортного засобу, тобто його курс.

Усунення похибок, пов'язаних із спотвореннями магнітного поля Землі, можна досягти шляхом попереднього калібрування приладу, для чого достатньо зняти показання магнітних датчиків у чотирьох положеннях, що виходять поворотом транспортного засобу на 90° горизонтальній площині.

Надалі при русі автомашини обчислювальний пристрій постійно розраховує параметри паразитного магнітного поля та визначає поправки, що використовуються при обчисленні курсу.

2.4. Інерціальні навігаційні системи

Інерціальними навігаційними системами (ІНС) називаються системи, які визначають навігаційні параметри руху об'єкта (шляхову та вертикальну швидкості, а також координати) за допомогою обчислень, проведених над сигналами акселерометрів.

Процедура визначення шляхової та вертикальної швидкостей руху об'єкта означає попередню обробку сигналів акселерометрів з подальшим їхнім інтегруванням.

При цьому орієнтація осей акселерометрів у просторі повинна бути відомою в кожний поточний момент часу.

Виконання останньої умови забезпечується або шляхом встановлення акселерометрів на керовану гіроплатформу, або шляхом обчислення їхньої орієнтації за інформацією від гіроскопічних датчиків.

За отриманим у такий спосіб вектором шляхової швидкості можна, використовуючи алгоритми числення шляху, визначити координати місця розташування об'єкта в обраній (ортодромічній, геодезичній і т. ін.) системі координат.

Крім шляхової та вертикальної швидкостей і географічних або ортодромічних координат місця розташування ЛА, ці навігаційні системи розв'язують задачі з визначення: кутів крену, тангажа та курсу, а також прискорень і кутових швидкостей. За певними алгоритмами можуть бути визначені також кути нахилу та повороту траєкторії; відстань до орієнтира з відомими координатами, його азимут і пеленг, інші навігаційні параметри.

Висока інформативність, автономність, заводо захищеність ІНС визначили для цих систем одне з головних місць у складі універсальних інформаційних систем ЛА.

Класифікують ІНС частіше за все в залежності від способів розташування акселерометрів на борту ЛА та від ролі обчислювача у складі ІНС.

В залежності від способів розташування акселерометрів на ЛА розрізняють платформні та безплатформні ІНС.

У першому випадку акселерометри встановлюються на гіростабілізованій платформі, у другому безпосередньо на корпусі ЛА або успіціальному блоці чутливих елементів, при цьому осі чутливості акселерометрів не змінюють орієнтацію відносно напрямку осей, зв'язаних з ЛА.

Серед платформних ІНС, у свою чергу, розрізняють ІНС з некоректованою платформою й ІНС з горизонтальною платформою.

В ІНС з некоректованою платформою осі платформи, а також акселерометри, що встановлені на цій платформі, не обертаються в інерціальному просторі.

ІНС з горизонтальною платформою, у свою чергу, класифікують як ІНС із вільною в азимуті платформою й ІНС з коректованою в азимуті платформою.

За роллю обчислювача у визначенні кутових і лінійних координат прийнято розрізняти геометричні, напіваналітичні й аналітичні ІНС.

В геометричних ІНС основним елементом є гіростабілізатор, який відтворює напрям осей інерціальної системи відліку, і платформа з акселерометрами, осі чутливості яких відтворюють деякі напрями в площині горизонту і напрям місцевої вертикалі.

Роль обчислювача мінімальна і зведена до забезпечення корекції заданого положення платформи. Інформація про координати знімається з кутомірних пристроїв гіростабілізатора та платформи.

До напіваналітичних систем відносять системи з горизонтальною платформою. В цих системах гіроплатформа з акселерометрами відтворює напрям нормальної (рухомої) системи відліку. З кутомірних пристроїв гіростабілізатора знімається інформація про кути крену, тангажа, курсу ЛА. Обчислювач ІНС розв'язує задачу визначення кінематичних параметрів руху центра мас ЛА і видає сигнали для корекції гіростабілізатора.

До аналітичних ІНС відносять безплатформні ІНС і ІНС з акселерометрами на некоректованому або вільному гіростабілізаторі.

Безплатформні ІНС, у свою чергу, можна класифікувати за складом датчиків первинної інформації, за алгоритмами реалізації кінематичних рівнянь, зокрема, за обраними системами координат, в яких розв'язуються задачі інерціальної навігації, тощо.

Обчислювач аналітичних ІНС виконує більший обсяг обчислень у порівнянні з платформними ІНС. Окрім визначення кінематичних параметрів руху центра мас літака, він аналітично визначає кутову орієнтацію нормальної рухомої СК відносно інерціальної і кутову орієнтацію зв'язаної рухомої СК відносно нормальної.

Безплатформні інерціальні навігаційні системи:

У безплатформних інерціальних навігаційних системах (БІНС) акселерометри жорстко встановлюють безпосередньо на корпусі ЛА.

Відсутність горизонтальної платформи потребує відтворення (моделювання) на борту ЛА відповідної навігаційної СК аналітично, тобто шляхом математичного моделювання.

Моделювання навігаційної СК здійснюється на основі сигналів, що надходять від вимірників кутового положення ЛА.

Перепроєктуючи сигнали акселерометрів у навігаційну СК і виділяючи з їхніх показань сигнали, що є прискореннями ЛА, в обчислювачі БІНС аналітично

визначається напрям вертикалі, при цьому розв'язується задача визначення кутової орієнтації ЛА, тобто кутів крену, тангажа, умовного курсу.

Наступні розрахунки поточних координат ЛА зводяться до інтегрування отриманих прискорень і розв'язання навігаційної задачі числення шляху за відомими координатами точки старту і безперервною інформацією про величину і напрям вектора швидкості в обраній навігаційній СК.

При цьому точність числення визначається точністю роботи обчислювача і, природно, точністю датчиків первинної навігаційної інформації.

До числа потенційних переваг БНС у порівнянні з платформними ІНС можна віднести: менші розміри, вага й енергоємність; істотне спрощення механічної частини системи і, як наслідок, підвищення надійності системи та зменшення її вартості;

- відсутність обмежень за кутами розвороту;
- скорочення часу початкового виставлення;
- універсальність системи, оскільки перехід до визначення тих або інших параметрів навігації здійснюється алгоритмічно;
- спрощення вирішення задачі резервування і контролю працездатності системи і її елементів.

Разом з тим, при створенні БНС виникають принципові труднощі, головними з яких є:

- розробка датчиків інформації із широким діапазоном вимірювання і прийнятною точністю в умовах їх жорсткого кріплення на борту ЛА;
- розробка обчислювачів, що мають достатню швидкодію.

РОЗДІЛ 3. ОСОБЛИВОСТІ ТЕХНІЧНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ІНЕРЦІАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ СУЧАСНОГО ПС.

3.1 Види технічного обслуговування

Льотна експлуатація систем Повнофункціональні інерціальні системи навігації входять до складу ПНК і їхня льотна експлуатація визначається регламентом експлуатації навігаційного комплексу, у якому прописані всі дії екіпажу з навігаційної підготовки ПНК до польоту й з експлуатації ПНК у польоті. Тому тут розглядаються питання експлуатації тільки інерціальних курсовертикалей [1]. Курсовертикаль вмикається після вмикання електроживлення бортової мережі літака.

Одержавши живлення, курсовертикаль починають проходити процедуру виставлення. Процес виставлення навіть для сучасних платформних ІНС може тривати 15 хвилин і більше, виставлення ж безплатформних ІНС займає не більше 30 с і визначається лише часом готовності оптоволоконних гіроскопів. У процесі виставлення ІНС літак повинен залишатися не рухомим, але при цьому допускається його завантаження. Після закінчення виставлення на індикаторах пілотажно- навігаційної інформації будуть індикуватися крен, тангаж і курс.

Якщо до складу ПНК входить обчислювальна система літаководіння (ВСС), то буде показаний курс, який обраний у ВСС, якщо ВСС вимкнена, то на індикаторах пілотажно-навігаційної інформації буде показаний гіромагнітний курс.

Оскільки на літаках передбачається установка не менше двох ІНС, то після закінчення виставлення необхідно проконтролювати розбіжність параметрів курсовертикалей, яка не повинна перевищувати значень, передбачених технічними умовами на систему, не повинно бути повідомлень про відмови і розбіжності параметрів курсовертикалей.

При рулінні необхідно переконатися, що при розворотах не змінюються показання крену і тангажа, а значення курсу відповідають обраному у ВСС або гіромагнітному курсу.

На попередньому старті лінія горизонту на всіх покажчиках повинна займати горизонтальне положення і збігатися із силуетом літака.

При цьому не повинно бути повідомлень про відмови і розбіжності параметрів курсовертикалей.

Після посадки і зарулювання на стоянку перед зупинкою двигунів відключити систему в порядку, передбаченому інструкцією з технічної експлуатації.

Технічна експлуатація систем

Інерціальні навігаційні системи і, зокрема, безплатформні ІНС із автоматичним балансуванням спеціального технічного обслуговування не вимагають, але практично у всіх ІНС існує режим азимутальної корекції, що здійснюється від магнітних (індукційних) датчиків.

Під час виконання монтажних і демонтажних робіт цих пристроїв звертається увага на те, щоб гвинти кріплення магнітного датчика були з немагнітних матеріалів.

Калібрування магнітних датчиків проводиться на етапі девіаційних робіт у терміни, що визначаються інструкціями з експлуатації даних пристроїв. Девіаційні роботи також виконуються при заміні індукційного датчика.

Девіаційні роботи передбачають виконання таких операцій:

- буксирування літака на девіаційне коло;
- усунення встановлювальної похибки магнітного (індукційного) датчика;
- усунення напівколової та четвертної девіації;
- визначення залишкової похибки.

Для усунення встановлювальної похибки магнітного датчика літак на девіаційній майданчику розгортається на магнітний курс 0° з допуском 5° . За допомогою теодоліта визначається встановлювальна похибка на даному курсі.

На пілотажних комплексах сучасних літаків усунення напівколової і четвертної девіації здійснюється в режимі «калібрування». При включенні цього режиму літак розвертається з інтервалом $45 \pm 5^\circ$ по курсу.

Після того, як всі дані по восьми курсах надійшли в систему, вона розраховує похибки і видає ці дані в модуль калібрування. Контрольним розворотом літака з інтервалом $45 \pm 5^\circ$ визначається залишкова похибка, яка не повинна перевищувати 1° .

3.2 Алгоритми пошуку та усунення несправностей

На рис.3.4. показаний повний алгоритм перевірки працездатності та пошуку несправностей

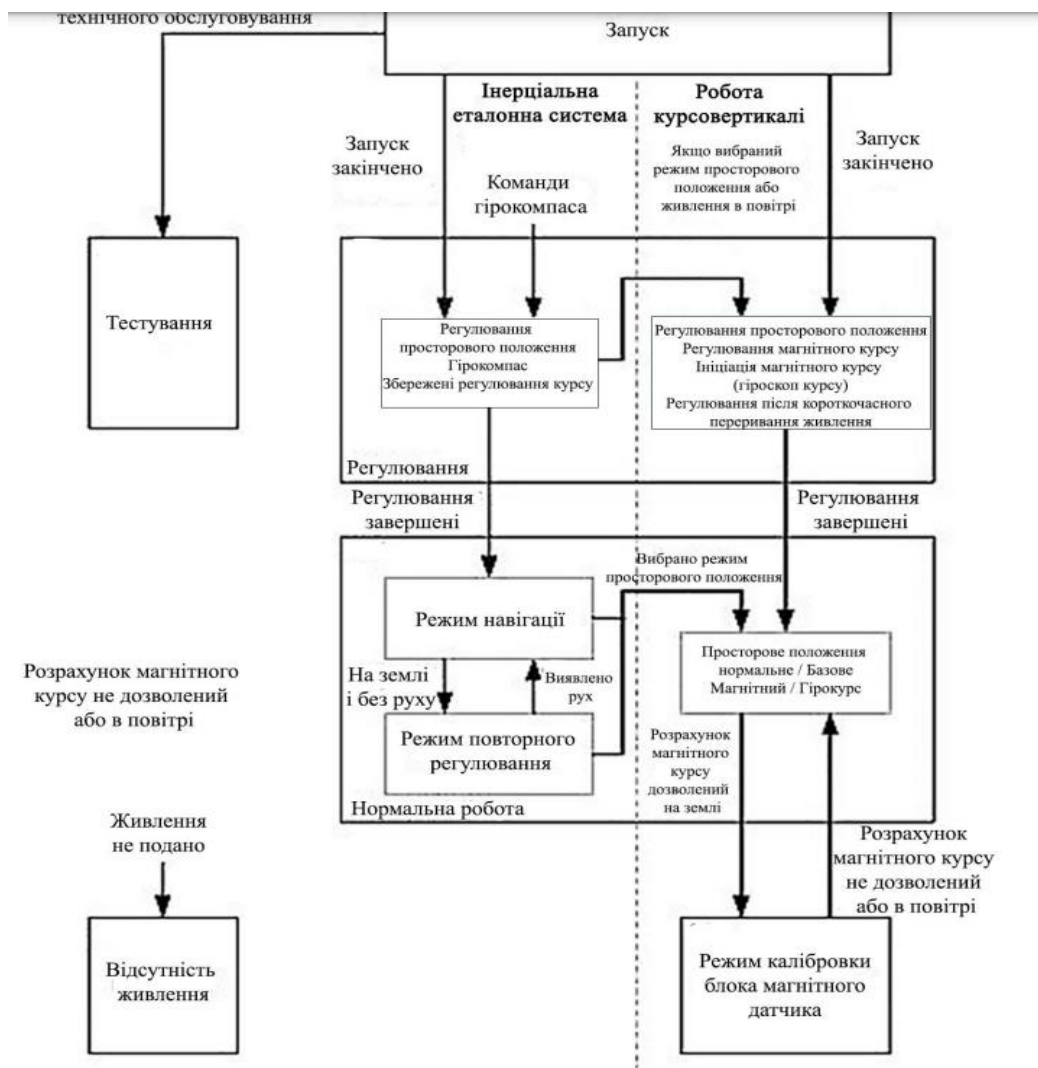


Рис.3.4. Алгоритм перевірки працездатності та пошуку несправностей

Встановлення блоку курсовертикалі:

Система повинна забезпечувати можливість програмувати модуль настановних даних, використовуючи при цьому тестове обладнання рівня 1 через активний інтерфейс тестування. Модуль настановних даних повинен забезпечувати можливість зберігати наступні установчі дані:

Дані калібрування блоку магнітного датчика (включаючи коефіцієнт корекції похибки). Важелі антени супутникової системи глобальної навігації GNSS для обох входів системи GNSS. Час очікування (затримки) даних і відповідна позначка для обох входів супутникової системи глобальної навігації GNSS.

Поправочні дані для регулювання. Постійна програмування для активації обробки мітки 350 на вході цифрової системи збору польотних даних.

Корекція регулювання:

Для розрахунку поправочних даних регулювання може використовуватися вимірний кут нахилу. Система повинна видавати поточні значення Ейлерових кутів через активний тестовий інтерфейс у відповідь на запит з частотою оновлення 1Гц. Розрахунок поправочних даних регулювання може бути виконаний за допомогою тестової послідовності №1.

Індикатор відмови:

Індикатор відмови повинен встановлюватися активним і фіксуватися в цьому положенні в тому випадку, коли функція вбудованого контролю виявляє відмову, пов'язаної з апаратним забезпеченням курсовертикалі. Якщо індикатор відмови встановлено активним, світлодіод, встановлений на передній панелі курсовертикалі, повинен почати мигати з частотою 1 Гц. Після того, як електроживлення знову буде подано, індикатор відмови повинен залишатися активним (тобто світлодіод повинен все ще блимати).

Індикатор відмови може бути відключений натисненням кнопки, розташованої на передній панелі курсовертикалі в тому випадку, якщо функція вбудованого контролю більше не виявляє відмову, а система знаходиться або в режимі регулювання, або в режимі роботи. Після натискання кнопки світлодіод повинен блимати 10 разів з частотою 2 Гц.

реєстрація відмов і зберігання несправностей:

Система повинна забезпечувати можливість реєстрації даних про відмови. Дані про відмови повинні реєструватися шляхом збереження даних технічного обслуговування в мітках 350, 361, 352 і 353 в енергозалежну пам'яті в тому випадку, якщо функцією вбудованого контролю був виявлена відмова. Збережені дані повинні бути відзначені міткою часу, отриманої від пристрою відліку часу, поточним часом системи (мітка 302) і статусом дискретного сигналу знаходження літака на землі або в повітрі.

Надійність і безпека:

Система повинна бути спроектована таким чином, що б відповідати наступним характеристикам безпеки:

<i>Опис умов</i>	<i>Вірогідність (год⁻¹)</i>
Імовірність невиявленої відмови, яка призвела до видачі дійсного неправильного параметра просторового положення.	$< 1 \times 10^6$
Імовірність невиявленої відмови, яка призвела до видачі дійсного неправильного параметра швидкості.	$< 1 \times 10^6$
Імовірність невиявленої відмови, яка призвела до видачі дійсного неправильного параметра курсу.	$< 1 \times 10^4$
Імовірність невиявленої відмови, яка призвела до втрати дійсного значення просторового положення.	$< 1 \times 10^4$
Імовірність невиявленої відмови, яка призвела до втрати дійсного значення курсу.	$< 1 \times 10^4$

Нап
рикі

нці зачепити ще один фактор, вище ми розглядали типи, точність та ТО курсовертикалей, але є ще декілька параметрів такі як: габарити та дешевизна 71 обладнання, мова йдеться про безплатформну курсовертикаль на MEMS датчиках, доступність мікромеханічних чутливих елементів MEMS на ринку, їх малі габарити і низька ціна пояснюють розширення області застосування таких датчиків.

Зокрема, MEMS-гіроскопи і MEMS – акселерометри широко застосовуються в якості інерційних чутливих елементів при створенні безплатформних систем орієнтації (курсовертикалей). Обчислення матриці напрямних косинусів здійснюється на підставі показань датчиків кутової швидкості або за допомогою кватерніонної алгебри, або за допомогою рівняння Пуассона.

Так влаштований класичний алгоритм вирішення задачі орієнтації. Зважаючи на значну величину швидкості дрейфу MEMS-гіроскопів, платформний тригранник відхилений від географічного тригранника на великі за величиною кути - помилки. Тому для системи, побудованої на грубих датчиках, традиційний алгоритм рішення (в його первозданному вигляді) непридатний. Тому зараз активно ведуться дослідження по створенню алгоритмів та способів по усуненню помилок які можуть виникнути під час визначення просторового положення на БКВ з використанням MEMS-датчиків.

ВИСНОВОК

В даній роботі було з'ясовано що методи визначення кутового положення сучасного ПС побудовані на різних принципах дії, було визначено що в сучасній авіації для визначення просторового положення ПС використовуються вимірювальні пристрої, системи та комплекси, що побудовані на різних методах вимірювання.

Сьогодні до таких засобів вимірювання відносяться гіроскопічні датчики кутової швидкості трьох типів :механічні; оптоелектронні; лазерні. Механічні гіроскопи сьогодні використовуються, як правило, як резервні пристрої, одним з основних вимірювальних пристроїв з вимірювання кутового положення ПС механічного типу є авіагоризонт.

Лазерні та оптоволоконні гіроскопи входять до складу інерціальних навігаційних систем, дані системи використовуються в якості основних засобів визначення просторового положення сучасного ПС. Дані системи розподіляються на декілька типів, в дипломній роботі було розглянуто опис і роботу лазерних та оптоволоконних БНС аналітичного типу.

В сучасній авіації продовжуються дослідження по створенню нових прецезійних «високоточних» датчиків для отримання поточної інформації потрібної для виконання літаководіння ПС, такі датчики розробляються починають використовуватися в курсовертикалях.

Наша задача не тільки збільшувати чутливість, точність вимірів також є ціль зменшення маси та габаритів вимірювальних датчиків, тому в даний час йде процес розробки мікромеханічних MEMS приладів чутливих елементів, не тільки акселерометрів які використовуються в курсовертикалі, також і ДКШ.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Кивокурцев А.Л. Возможность использования перспективных датчиков для построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем нового поколения : Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж, 2016 – 99 с.
2. Распопов В.Я. Гироскопы систем ориентации и навигации летательных аппаратов (аналитический обзор) : Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж, 2016– 138с.
3. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем/ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор»», 2009 – 259 – 263 с.
4. Габец В.Н. Авиационные информационно-измерительные системы. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы : учебное пособие / В.Н. Габец, Ю.С. Соловьев. – М. : ИД Академии Жуковского, 2018. – 68 с., лит.: 11 наим.